

Universidade de Trás-os-Montes e Alto Douro

**Modelação por elementos finitos do
comportamento estrutural de soluções
compósitas para asa de planador/ultraleve**

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Autor: Ana Rita de Abreu Dias

Orientador: Professor Doutor Abílio Manuel Pinho de Jesus

Coorientador: Professor Doutor José Manuel Cardoso Xavier



Vila Real, Janeiro 2018

Universidade de Trás-os-Montes e Alto Douro

**Modelação por elementos finitos do
comportamento estrutural de soluções
compósitas para asa de planador/ultraleve**

Autor: Ana Rita de Abreu Dias

Orientador: Professor Doutor Abílio Manuel Pinho de Jesus

Coorientador: Professor Doutor José Manuel Cardoso Xavier

*Dissertação de Mestrado apresentada à Universidade de Trás-os-Montes e
Alto Douro para obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica*



Vila Real, Janeiro 2018

As opiniões e as informações apresentadas neste documento são da responsabilidade pessoal e exclusiva do autor.

À minha mãe, ao meu pai e

à minha irmã, por eles

nunca desisti.

Agradecimentos

Começo por expressar a minha enorme gratidão e admiração ao meu orientador, Professor Doutor Abílio de Jesus, pelo apoio, disponibilidade, enorme conhecimento e paciência no decorrer desta longa jornada. Quero agradecer ao meu coorientador Professor Doutor José Xavier, pela atenção e companheirismo, principalmente nesta reta final. Foram duas pessoas extraordinárias, que me ajudaram muito e que levo para a vida como um exemplo a ser seguido. À empresa EuroSportAirCraft, por fornecer todos os dados necessários à realização deste estudo, bem como a todos os colegas de trabalho pela ajuda dada, e integração no ambiente industrial da aeronáutica.

Aos meus pais um profundo obrigado não por todo o apoio ao longo deste percurso, mas pelo apoio incondicional ao longo da vida, obrigado por me passarem umas bases tão fortes e tão presentes. À minha irmã caçula, Marta não tenho palavras, obrigado por te teres sentado ao meu lado.

À minha melhor amiga, Belinha que confia bem mais em mim do que eu própria, e que sempre esteve lá quando eu mais precisei é sem dúvida a outra metade de mim, por tudo isto e por todos os anos que te vou aturar um agradecimento sem fim.

Ao meu Papadinhas, minha flor, obrigado só por existires. Aos meus afilhados e amigos que sempre fizeram parte integrante da minha vida e sem os quais eu não conseguiria levar a cabo este trabalho, obrigado pelo incentivo, amizade, pela presença e pela aposta em mim.

Aproveito, ainda, para agradecer à Universidade de Trás-os-Montes e Alto Douro e à cidade de Vila Real, por tudo de bom que me transmitiram, ficam momentos, ficam saudades, ficam lembranças.

E aos meus Anjos da Guarda, obrigado por me apararem as quedas, e continuarem sempre comigo.

A todos um eterno e sincero OBRIGADO.

Resumo

A existência de mais de 130 pistas em Portugal e os baixos custos de manutenção têm tornado a aviação de recreio um desporto em crescendo, em terras lusitanas, fazendo um crescimento na procura e interesse no desenvolvimento e comercialização de novas aeronaves, cada vez mais inovadoras e procurando soluções de conceção cada vez mais eficientes e assentes em tecnologia elevada.

Esta tese de mestrado teve como objetivo a análise computacional do comportamento da asa da aeronave em estudo, desenvolvida de raiz, destinada a assegurar o seu bom funcionamento em voo plano, com recurso a materiais compósitos laminados. A análise foi desenvolvida usando o método dos Elementos Finitos (MEF). Procedeu-se à avaliação do comportamento da asa com vista a validar a estrutura proposta, tendo por base forças de sustentação como referência. Esta primeira análise, enquadra apenas a aprovação de estrutura desenvolvida, sendo que posteriormente serão necessários estudos mais avançados, de modo, a contemplar forças de sustentação eventualmente medidas em modelos experimentais também suportadas pela asa, forças essas presentes em manobras realizadas pela aeronave, tais como o levantar, o aterrar e as próprias manobras.

Para se proceder a esta avaliação, foi necessário obter a solução nodal do modelo computacional, sendo elas o campo de deslocamentos, campo de deformações e campo de tensões; esta última usada para avaliar a integração estrutural recorrendo a critérios de tensão. Estas Soluções vão permitir saber, se a asa suporta as forças que estão a atuar, bem como a identificação de pontos críticos, que possam comprometer a asa e consequentemente toda a aeronave.

O estudo realizado à asa, reveste-se de grande importância, pois permite detetar possíveis imperfeições a nível de construção/*design*, conciliando as valências de duas áreas distintas, mas que se completam, como é o caso da Engenharia Estrutural e de Resistência dos Materiais.

Abstract

The existence of more than 130 landing runways in Portugal and the minimal maintenance costs have made recreational aviation a growing sport in Lusitanian lands, increasing demand and interest in the development and commercialization of new, increasingly innovative aircraft, looking for design solutions that increasingly efficient and based on high technology.

This master's thesis aims a computational analysis of the behavior of the wing of the aircraft under study, developed from scratch, to ensure its smooth operation in plane flight, using laminated composites materials. The analysis was developed using the Finite Element Method (FEM). The behavior of the wing was evaluated in order to validate the proposed structure, based on sustaining forces as reference. This analysis only includes approval of a developed structure and later studies will be necessary, to contemplate forces possibly measured in experimental models also supported by the wing, forces present in maneuvers performed by the aircraft, such as lifting, the landing and the maneuvers themselves.

In order to carry out this evaluation, was necessary to obtain the nodal solution of the computational model, being they the field of displacement, field of deformations and field of tensions; the latter used to evaluate structural integration using stress criteria. These solutions will allow us to know if the wing supports the forces acting on them, as well as the identification of critical points that could compromise the wing and consequently all aircraft.

The study carried out on the wing is of immense importance, since it allows to detect possible imperfections in construction/design, conciliating the valences of two distinct areas, but which are completed, as is the case of Structural Engineering and Strength of Materials.

Índice

Resumo.....	IX
Abstract.....	X
Índice	XI
Índice de Figuras.....	XIII
Índice de Tabelas	XV
Acrónimos.....	XVI
Simbologia	XVII
Capítulo 1. Introdução	1
1.1 Motivação.....	1
1.2 Objetivo do Trabalho	2
1.3 Estrutura da Dissertação.....	3
Capítulo 2. Enquadramento.....	5
2.1 Conceito Crossover	5
2.2 Objetivo do Crossover	7
2.3 Estudo de Mercado	8
2.3.1 Indústria Aeronáutica em Portugal.....	8
2.3.2 Pequenas e Médias Empresas do Sector Aeronáutico em Portugal.....	11
2.3.3 Oportunidades no Sector Aeronáutico.....	12
2.4 Materiais.....	13
2.4.1 Materiais Compósitos.....	14
2.4.2 Análise dos Laminados	28
2.5 Modelação por Elementos Finitos	37
2.5.1 Tipos de Modelação	37
2.5.2 ANSYS Mechanical APDL.....	38
Capítulo 3. Caso de Estudo	39
3.1 Geometria do Perfil da Asa	39
3.1.1 Modelo de Referência / Método de Stender	39

3.1.2	Carga Aplicada.....	43
3.1.3	Componentes da Asa	44
3.1.4	Geometria Final do Perfil de Asa a ser Modelado.....	50
Capítulo 4.	Modelação por Elementos Finitos da Semi-Asa e Análise de Resultados.....	51
4.1	Primeira Etapa – Estudos Preliminares	52
4.2	Segunda Etapa – Simulação da Semi-asa com Condições Fronteira de Encastramento Diversas.....	55
4.2.1	Primeiro Modelo – Encastramento Simples	55
4.2.2	Segundo Modelo – Encastramento com presença de Rib.....	60
Capítulo 5.	Conclusões e Trabalhos Futuros.....	69
5.1	Trabalhos futuros.....	70
	Referências.....	71
Anexo I – Análise de Secções		
Anexo II – Modelo 1		
Anexo III – Modelo 2 (a)		
Anexo IV – Modelo 2 (b)		

Índice de Figuras

Figura 2.1 – Três modelos de ultraleve [4].	6
Figura 2.2 – Planador [5].	6
Figura 2.3 – Genérico de um material compósito.	14
Figura 2.4 – Tipos de materiais compósitos.	15
Figura 2.5 – Exemplos de fibras de vidro. [16]	18
Figura 2.6 – Exemplo de fibra de carbono. [16]	19
Figura 2.7 – Exemplo de fibra de aramida. [16]	21
Figura 2.8 – Exemplo de fibra de boro. [16]	22
Figura 2.9 – Tipos de arranjos das fibras. Adaptação [14]	23
Figura 2.10 – Exemplos de um laminado unidirecional e um multidirecional. Adaptação [21]	26
Figura 2.11 – Exemplo de um laminado em sanduíche. Adaptação [20]	26
Figura 2.12 – Exemplo dos vários tipos de núcleos. Adaptação [22]	28
Figura 2.13 – Placa exemplo. Adaptação [11]	29
Figura 2.14 – (a) Elemento de Volume de uma placa com uma carga distribuída $q(x,y)$; (b) Esforços internos. Adaptação [11]	29
Figura 2.15 – Exemplo de deformada de flexão, no plano xy. Adaptação [11]	30
Figura 2.16 – Exemplo de esforços de membrana. Adaptação [11]	31
Figura 2.17 – Numeração das camadas e respetivas superfícies. Adaptação [11]	32
Figura 3.1 – Planta da semi-asa.	41
Figura 3.2 – Diagrama do cálculo da corda, pelo método de Stender.	41
Figura 3.3 – Gráficos demonstrativos das cordas.	42
Figura 3.4 – Panorama geral das secções constituintes da semi-asa.	45
Figura 3.5 – Representação da viga secundária.	46
Figura 3.6 – Representação da casca.	47
Figura 3.7 – Representação da viga central.	47
Figura 3.8 – Representação do corpo de fixação da asa.	49
Figura 3.9 – Representação do Rib de fecho.	49
Figura 3.10 – Perfil final da semi-asa.	50
Figura 3.11 – Representação da semi-asa através de um modelo geométrico de casca.	50
Figura 4.1 – Representação dos Laminados A, Casca e C, em análise	52
Figura 4.2 – Representação do encastramento e pressão aplicada nos três laminados	53
Figura 4.3 – Representação dos deslocamentos, dos vários laminados em análise.	53
Figura 4.4 – Soluções Nodais – Critério de Tensão Máxima.	54

Figura 4.5 – Representação gráfica da fixação da raiz da semi-asa.	56
Figura 4.6 – Ligações rígidas entre casca e viga secundária	56
Figura 4.7 – Representação gráfica da fixação da raiz da semi-asa.	57
Figura 4.8 – Representação gráfica da pressão aplicada à semi-asa.	58
Figura 4.9 – Deslocamento normal da asa de planador em voo.....	58
Figura 4.10 – Campo de deslocamentos da semi-asa.....	58
Figura 4.11 – Solução nodal – Índice do critério da tensão máxima.	59
Figura 4.12 – Solução nodal detalhe das zonas de acumulação de tensões.....	59
Figura 4.13 – Representação do Rib	60
Figura 4.14 – Representação da fixação da Viga Central no modelo da semi-asa com rib de fecho simplificado.....	61
Figura 4.15 – Representação da pressão aplicada	61
Figura 4.16 – Campo de deslocamentos da semi-asa (norma do vetor deslocamento nodal, metros) – simulação com rib de fecho encastrado através da secção da viga principal.	62
Figura 4.17 – Distribuição do índice de falha na semi-asa simulada com rib de fecho com encastramento na secção da viga principal.	62
Figura 4.18 – Distribuição do índice de falha na semi-asa simulada com rib de fecho com encastramento na secção da viga principal – zonas críticas	63
Figura 4.19 – Índice de falha - detalhe das zonas críticas – modelo de rib com encastramento na secção da viga principal.	63
Figura 4.20 – Índice de falha - detalhe da extremidade do perfil – modelo de rib com encastramento na secção da viga principal.	64
Figura 4.21 – Representação do Rib com abertura para pinos.....	64
Figura 4.22 – Representação detalhada das zonas de fixação do rib no modelo mais detalhado.....	65
Figura 4.23 – Representação da pressão aplicada no modelo da semi-asa mais detalhado	65
Figura 4.24 – Representação do campo de deslocamentos (metros) obtidos com o modelo da semi-asa mais detalhado.	65
Figura 4.25 – Índice de falha – Solução nodal e detalhe de zonas com acumulação de tensões	66
Figura 4.26 – Índice de falha – Representação das aberturas dos pinos, com acumulação de tensões, zonas críticas – modelo mais detalhado.	66
Figura 4.27 – Índice de falha – Representação da zona crítica na Viga Central modelo mais detalhado.....	67

Índice de Tabelas

Tabela 2.1 – Trabalhadores da indústria aeroespacial/aeronáutica vs população	10
Tabela 2.2 – O sector aeronáutico em Portugal – Segmentos da indústria.....	10
Tabela 2.3 – Principais requisitos do material da matriz.....	16
Tabela 2.4 – Vantagens e desvantagens da fibra de vidro	18
Tabela 2.5 – Vantagens e desvantagens de fibra de carbono	20
Tabela 2.6 – Vantagens e desvantagens de fibra de aramida	21
Tabela 2.7 – Vantagens e desvantagens de fibra de boro.....	23
Tabela 2.8 – Formas de Reforço [18].....	24
Tabela 3.1 – Características do modelo de planador de referência	40
Tabela 3.2 – Distribuição de cordas, pelo método Stender	42
Tabela 3.3 – Quadro resumo de propriedades do Crossover	43
Tabela 3.4 – Carga por secção.....	43
Tabela 3.5 – Propriedades dos materiais utilizados na construção da asa.....	44
Tabela 3.6 – Propriedades de resistência mecânica.....	45
Tabela 3.7 – Propriedades do laminado	46
Tabela 3.8 – Propriedades do laminado	47
Tabela 3.9 – Propriedades dos laminados.....	48
Tabela 3.10 – Propriedades do laminado e manta.....	49

Acrónimos

A

AEROSME – *Support for European Aeronautical Small and Medium-sized Enterprises*

APDL – *ANSYS Parametric Design Language*

ASD – *Aeronautic, Space and Defence*

C

CFRP – Carbon Fiber Reinforced Polymer

E

EADS – *European Aeronautic Defence and Space Company*

G

GFRP – *Glass Fiber Reinforced Polymer*

K

KFRP – *Kevlar Fiber Reinforced Polymer*

M

MEF – Modelo em Elementos Finitos

O

OGMA – Oficinas Gerais de Materiais de Aeronáutica

P

PEMAS – *Portuguese Aerospace Industry Association*

PIEP – Pólo de Inovação em Engenharia de Polímeros

PME – Pequena e Média Empresa

PVC – Policloreto de Vinilo

T

TAP – Transportes Aéreos Portugueses

U

UAS – *Unmanned Aerial Vehicle System*

UE – União Europeia

V

VAV – Voo À Vela

Simbologia

h – espessura

a – comprimento

b – largura

$q(x,y)$ – carga distribuída

M_x, M_y – momentos fletores

M_{xy}, M_{yx} – momentos torsores

V_x, V_y – esforços de corte transversal

σ_x, σ_y – tensão em x e y, respetivamente

d – derivada

τ – efeito de corte

ε – deslocamentos

γ – deformações de corte transversal

u – deslocamentos segundo x

v – deslocamentos segundo y

θ – rotações

N_x, N_y – esforços normais

N_{xy}, N_{yx} – forças de corte

$u_0(x,y)$ e $v_0(x,y)$ – deslocamentos independentes de z

$u(x,y), v(x,y)$ e $w(x,y)$ – campo dos deslocamentos

ε_0 – vetor de deformação de membrana

k – vetor de curvatura

z_{k-1} – coordenadas de superfície superior de uma camada

z_k – coordenadas de superfície inferior de uma camada

k – camada

n – número de camadas

σ'_k – tensões da camada k

Q'_k – propriedades elásticas das camadas

A – Matriz rigidez

B – Matriz acoplamento membrana-flexão

D – Matriz Rigidez de flexão

ξ_k – coordenada local na direção da espessura da camada k

C_g – corda geométrica

C_e – corda de Stender

C_s – corda elíptica

Capítulo 1. Introdução

1.1 Motivação

A indústria aeronáutica e espacial europeia movimenta muitos milhões de euros e emprega diretamente 676 mil trabalhadores altamente qualificados, envolvendo ainda uma vasta rede de PME¹ como fornecedores. No atual contexto de recuperação económica, uma maior coesão entre indústria e as instituições europeias está a tornar o sector mais competitivo a nível mundial. A indústria aeroespacial portuguesa é uma das indústrias que tem vindo a demonstrar mais dinâmica nas últimas décadas, e muito embora seja um sector extremamente competitivo a nível global, Portugal tem conseguido nos últimos anos, e muito graças aos investidores educativos, mostrar que está à altura da concorrência. As PME's têm tido um papel cada vez mais determinante na indústria aeronáutica, na medida em que lhes é reconhecido a flexibilidade e criatividade necessárias à agilização do desenvolvimento tecnológico do sector. A indústria aeronáutica civil encontra-se hoje num processo de consolidação: a diminuição de procura dos últimos anos tem conduzido, à redução de *time to market*² e ao aumento de flexibilidade para produção de produtos cada vez mais personalizados. Esta estratégia representa uma oportunidade para o desenvolvimento de grupos de cooperação industrial e fornecedores que apostam na inovação e no desenvolvimento de produtos ou serviços especializados. Esta experiência de colaboração conjunta em projetos integrados entre empresas, universidades e centros tecnológicos, tem-se revelado uma fórmula de sucesso para a endogeneização real do conhecimento e inovação, graças a um desenvolvimento significativo do tecido empresarial português, permitindo superar dificuldades de integração em cadeias de fornecimento complexas, como são os transportes em geral e a aeronáutica em particular. Em consequência, a indústria aeroespacial europeia caracteriza-se hoje por um número cada vez mais reduzido de grandes empresas, um número grande de médias empresas e um número muito grande de pequenas e médias empresas [1].

A par da cada vez maior eficiência dos motores, procuraram-se materiais com melhores desempenhos estruturais mantendo os custos a níveis aceitáveis. Tendo como objetivo aeronaves mais leves, significando redução do combustível consumido e, consequentemente, redução das emissões de CO₂ (Dióxido de Carbono), a utilização de materiais compósitos representam soluções atrativas dada a resistência específica bastante

¹ PME, sigla para pequena e média empresa.

² *Time to market*, tempo de lançamento de um produto. Conta-se do desenvolvimento do Conceito à disponibilidade para venda. [https://pt.wikipedia.org/wiki/Indicador-chave_de_desempenho]

superior à dos materiais estruturais tradicionais (ex. alumínio). De uma maneira simplista, pode-se referir que os materiais compósitos apresentam cerca de 40 por cento da densidade de soluções em alumínio, ao mesmo tempo, as fibras que os constituem apresentam uma elevada resistência mecânica à carga. Hoje em dia, estes materiais começam a ser utilizados em larga escala, por proporcionarem a implementação de soluções estruturais com significativas reduções de peso [1].

A combinação de materiais compósitos de elevada resistência com propulsões de acionamento elétrico abre a possibilidade a novas soluções e aeronaves eco eficientes. No presente projeto, procurar-se-á o desenvolvimento de soluções estruturais para asas de aeronaves que combinem características de ultraleve e planador. Neste tipo de aeronave, a principal preocupação do desenvolvimento estrutural das asas passa por uma combinação de elevada envergadura com reduzido peso.

1.2 Objetivo do Trabalho

O objetivo principal desta dissertação consiste na modelação por elementos finitos de distintas soluções estruturais de asa, em materiais compósitos, para aeronaves com características híbridas de planador e ultraleve. Pretende-se avaliar e/ou desenvolver soluções construtivas para a asa, recorrendo a materiais compósitos de forma a possibilitar uma combinação de elevada envergadura e baixo peso. Estabelece-se como *target*³ uma envergadura de 18 metros e um peso máximo de cada parte da asa de 38kg (76kg de peso total de asa). Os materiais a considerar neste estudo serão o Polímero reforçado de Fibra de Carbono – *CFRP*, o polímero reforçado de fibra de vidro – *GFRP*, polímero reforçado de fibra de Kevlar – *KFRP*⁴, entre outros e eventualmente combinados com elementos tipo sanduíche com núcleo de vários tipos e elementos de madeira.

A Dissertação teve um enquadramento em ambiente industrial, em que neste caso, a empresa é a EuroSportAirCraft que começou à poucos anos na indústria aeronáutica e espera integrar no mercado o novo modelo *Crossover* em que a sua asa, é o foco deste estudo.

³ *Target* palavra inglesa que significa alvo, no contexto em que está específico refere o objetivo.

⁴ *CFRP* – estrangeirismo para PRFC; *GFRP* – estrangeirismo para PRFV; *KFRP* – estrangeirismo para PRFK.

1.3 Estrutura da Dissertação

A presente dissertação encontra-se estruturada em cinco capítulos que se apresentam:

O **Capítulo 1** aborda a motivação do trabalho, os objetivos que se pretendem alcançar e sistematiza a organização da tese. É um capítulo introdutório do trabalho.

O **Capítulo 2** apresenta os conteúdos teóricos relativos às temáticas envolvidas diretamente no desenvolvimento deste trabalho.

Inicialmente é descrito o conceito da aeronave utilizada neste estudo, realçando as suas potencialidades face aos aparelhos concorrentes no mercado relativos à prática de voo, e à crescente procura deste tipo de instrumentos aeronáuticos por parte dos consumidores.

Em seguida, é explorada a temática científica relativa aos materiais compósitos, usados neste trabalho, evidenciando as características físicas, morfológicas e mecânicas, bem como, a facilidade de processamento, que justificam a sua grande aplicação na engenharia aeronáutica. A teoria dos laminados é um tópico fundamental do trabalho, descrito em pormenor neste capítulo.

O estado da arte relativo à aplicação dos materiais compósitos na aeronáutica finaliza a temática adstrita a estes materiais.

Este capítulo é finalizado com a abordagem do tema de modelação por elementos finitos de materiais compósitos em aeronáutica, utilizando a linguagem APDL (*ANSYS Parametric Design Language*), presente numa das interfaces do *software ANSYS*, denominada de *ANSYS Mechanical Product Launcher*.

O **Capítulo 3** passa em revisão, toda a informação fornecida pela empresa, que nos permite caracterizar ao detalhe a semi-asa em questão, palco do nosso estudo.

Começamos por indicar o modelo base utilizado, para que, em conjunto com o método adotado pela empresa (Método de Stender), fosse possível a obtenção da corda, chamada de Corda de Stender. Corda que serviu de origem para a elaboração do perfil final da semi-asa.

São também inumerados todos os materiais que integram essa estrutura, bem como as características particulares de cada um, é ainda elaborado um quadro chave, com os critérios de rutura de todos os materiais. O que nos permitirá, executar uma das análises em elementos finitos, assente no Critério de Tensão Máxima.

As secções do perfil são descritas em detalhe, e faz parte dessa descrição, os laminados usados em cada uma dessas mesmas secções. É fundamental a caracterização das propriedades de cada um dos laminados, de maneira a obtermos a sua configuração.

Terminamos este capítulo, como não podia deixar de ser, com a geometria final do modelo da semi-asa em estudo, só tendo esta informação é realizável a modelação da semi-asa em linguagem APDL, para posterior análise em elementos finitos.

O **Capítulo 4** contempla a análise dos resultados obtidos, por meio da análise estática de elementos finitos.

Este capítulo divide-se em duas etapas de análise, na 1ª etapa serão realizadas análises aos laminados que constituem a estrutura da semi-asa, visando perceber se a nível de construção, os laminados cumprem com o espectável.

A 2ª etapa integra três análises distintas, em que na primeira é explorado a construção de toda a estrutura modelada.

Nas outras duas análises será avaliado o desempenho de dois modelos ligeiramente diferentes, a primeira análise tem como modelo, uma semi-asa com apenas um Rib⁵ fechado sendo o encastramento realizado apenas na Viga Central, aqui poderemos concluir como se comportara a transmissão de esforços pela Viga para toda a estrutura.

Já na última análise vamos estar a executar uma análise ao modelo que melhor representa as reais características da semi-asa que existe e à qual se pretende tirar conclusões, de maneira, a validar ou não a estrutura já existente.

No **Capítulo 5** é apresentada toda a reflexão sobre o estudo realizado, bem como alguns aspetos a ter em consideração, ou seja, quais as conclusões que se podem tirar, para garantir desta forma o bom funcionamento da asa, foco de estudo, nesta dissertação.

⁵ Rib – estrangeirismo para nervuras (aeronáutica): são partes utilizadas na montagem da asa de uma aeronave, elementos estruturais instalados na direção da corda e que conferem a forma do perfil aerodinâmico da asa, tem como propósito transmitir as cargas do revestimento às longarinas (peça/parte principal utilizada também na montagem da asa, geralmente com muita resistência, de maneira a dar resposta aos esforços de flexão a que está submetida, durante voo, pouso e descolagem).

Capítulo 2. Enquadramento

Neste capítulo apresentam-se alguns conceitos referentes ao tipo de aeronave, bem como, os fundamentos teóricos referentes aos materiais compósitos. É ainda descrita o teorema dos Laminados. Por fim, são apresentados alguns dos trabalhos já realizados no âmbito de materiais compósitos na aeronáutica.

2.1 Conceito Crossover

O modelo *Crossover* é, segundo a empresa criadora, “A melhor combinação de *design*, materiais e processos. Este avião de peso leve combina características de um ultraleve e um planador tornando-o único...”, o seu conceito assenta justamente num cruzamento entre ultraleves e planadores. Para se chegar a uma compreensão mais clara, é fundamental esclarecer o que são ultraleves e planadores e como é que a sua junção nos permite ter um avião único e com novas potencialidades [2].

A definição e características de um ultraleve são apresentadas no Decreto-Lei nº 238/2004, de 18 de Dezembro, no seu ponto 3 do Artigo 2º, da seguinte maneira, “Para os efeitos do presente diploma, definem-se como ultraleves todos os aviões motorizados de asa fixa, flexível (inflável ou inflada), rígida ou semi-rígida, com as seguintes características:

- a) *Com o máximo de dois lugares;*
- b) *Velocidade mínima em voo nivelado (V_{so}) não superior a 65 Km/h (35 nós) velocidade ar calibrado (VAC);*
- c) *Massa máxima à descolagem (M_{md}), excluindo o peso de para-quedas balístico, de:*
 - *300 Kg para aviões terrestres monolugar;*
 - *450 Kg para aviões terrestres bilugar;*
 - *330 Kg para hidroaviões ou aviões anfíbios monolugar;*
 - *495 Kg para hidroaviões ou aviões anfíbios bilugar, desde que, quando funcionem ora como hidroaviões ora como aviões terrestres, não excedam o limite correspondente de M_{dm} .” [3]*

De uma maneira mais prática, um ultraligeiro enquadra 3 tipos de aeronaves representadas na Figura 2.1.



Figura 2.1 – Três modelos de ultraleve [4].

Já um planador tem como definição, segundo o Decreto-Lei nº 238/2004, de 18 de Dezembro, “«Planador» aeronave sem motor, mais pesada que o ar, cuja sustentação em voo se obtém principalmente devido a reacções aerodinâmicas em superfícies que permanecem fixas sob determinadas condições de voo”. A Figura 2.2 mostra um exemplo de um planador.



Figura 2.2 – Planador [5].

Com o cruzamento destas duas tipologias de aeronaves, temos então o que se define, segundo o Decreto-Lei nº 238/2004, de 18 de Dezembro, de “«Motoplanador» planador equipado com motor auxiliar, podendo operar com ou sem o motor em funcionamento” ou “«Paramotor» aeronave com motor, mais pesada que o ar, com uma asa flexível (inflável ou inflada)”, base de todo o conceito do modelo Crossover.

Neste estudo, pretende-se analisar um modelo Crossover fabricado com partes em materiais compósitos. Esses materiais têm vindo a ganhar cada vez mais terreno em comparação com materiais tradicionais. Por outro lado, a constante inovação a nível destes materiais é uma mais-valia na escolha da sua utilização.

2.2 Objetivo do Crossover

O conceito de *Crossover*, visa, juntar um motor auxiliar em planadores, o que é considerado uma lógica de evolução no Voo à Vela (VAV). Quem quer adquirir, este conceito, ou comumente chamado de Motoplanador tem que estar bem ciente, que estará a adquirir uma aeronave que possui, como já foi dito, um motor, que garante facilidade na descolagem pelos seus próprios meios, prevenindo assim, a dependência que os planadores normais têm, ao ser necessário recorrer a um avião rebocador ou guincho. Isto leva-nos a declarar este conceito como muito mais autónomo, pois não necessita de operadores externos, para executar as inúmeras tarefas que uma descolagem assistida necessitava. É de referenciar que, para além de toda esta logística técnica e operacional, esta aeronave evita o incómodo de aterragem em locais não desejados, pois com o auxílio do motor, para além das descolagens, também as aterragens se tornam mais eficientes e autónomas.

Existem ainda fortes razões a nível económico, que levam este conceito a ser tomado em conta, falasse claramente de uma nítida redução de custos, no que toca a toda a operação. Vendo as coisas, por um prisma de equipamentos, o Motoplanador vem equipado com apenas um motor de baixa potência, geralmente a dois tempos e escamoteável, de forma a garantir que o coeficiente de planeio seja o mais similar possível ao de um planador, podendo ainda ser utilizado pelos métodos tradicionais, ou seja, com o motor desativado e operando apenas como planador, pois vem equipado com o gancho de reboque. O piloto pode assim, tirar partido de todas as sensações que o Voo à Vela proporciona, bem como, possuir uma aeronave com características parecidas com um ultraleve e/ou avião com motor, e através deste tipo de voo, tirarem o máximo partido do que lhes é proporcionado.

Chegados a este ponto, podemos refletir, quanto ao facto de adquirir este tipo de aparelho comparativamente à aquisição dos tradicionais planadores, ultraleves ou aviões com motor. As vantagens são nítidas em comparação com um planador convencional, depois de tudo que foi já descrito, possibilita a realização de distâncias mesmo em condições meteorológicas não propensas a uso de rebocadores. A nível de comparação entre planadores e ultraleves/aviões com motor uma das mais claras vantagens é a economia de combustível e consequente maior autonomia de voo. Embora as vantagens sejam claras, é de referenciar que dada a grande envergadura de asa, é um pouco desvantajoso em termos de arrumação do aparelho. Mas, é uma desvantagem que pode ser ultrapassada, se o aparelho for equipado com asas que sejam independentes do corpo do aparelho, ou seja, se tiver asas que sejam possíveis de remover do resto do aparelho.

Conclui-se que este conceito de Motoplanador, junta numa só aeronave os dois tipos de voo, podendo o piloto desfrutar tanto do Voo à Vela, como do voo em muito parecido com o voo de ultraleves e aviões tradicionais. Tornando assim o conceito do Crossover, como a solução perfeita face às restantes opções mais convencionais de mercado [6].

2.3 Estudo de Mercado

Neste ponto vamos explorar, em que medida o sector aeronáutico influencia a economia Portuguesa, bem como a abordagem das pequenas e médias empresas referentes a este sector e quais as suas oportunidades de negócio.

2.3.1 Indústria Aeronáutica em Portugal

Portugal sempre esteve a par da evolução e desenvolvimento da indústria aeronáutica, e mediante os acontecimentos históricos, que foram decorrendo ao longo dos anos, a aviação foi tomando cada vez mais relevo tanto a nível de transporte civil como a nível militar. Apesar de ser uma indústria em desenvolvimento, em Portugal a indústria aeronáutica continua sem ter grande impacto na economia nacional, reduzindo a atividade deste sector a praticamente duas grandes empresas, sendo elas nomeadamente, a OGMA⁶ e a TAP⁷, e uma rede de PME's. São duas empresas que nunca foram diretamente concorrentes, visto se terem desenvolvido através de estratégias bem distintas. Sendo uma empresa de capitais público-privados⁸, a OGMA consiste na manutenção de equipamentos militares, mais especificamente abrange a manutenção e grandes inspeções de aviões e helicópteros, a reparação de sistemas elétricos e eletrónicos de controlo de voo, de sistemas mecânicos e de outros componentes aeronáuticos. A nível de revisão geral e reparações de motores de aeronaves, é uma das maiores e melhor equipados complexos da Europa neste campo de intervenção⁹. Com todas estas competências relacionadas com as necessidades nacionais, dirigiu esse excedente para o mercado internacional de aviação civil e militar.

A outra grande empresa e fundamental para este sector é a TAP, onde até 1973 tem um período próspero, ao tirar vantagem da boa conjuntura económica mundial e do monopólio das carreiras comerciais para as antigas colónias situadas em África, permitindo à empresa

⁶ OGMA – Oficinas Gerais de Material de Aeronáutica – www.ogma.pt

⁷ TAP – Grande empresa, originalmente com o nome de Transportes Aéreos Portugueses e fundada a 14 de março de 1945.

⁸ O Estado vendeu 65% das ações da empresa ao consórcio internacional Airholding composto pela europeia EADS (30%), e pela empresa brasileira de aeronáutica EMBRAER (70%), enquanto a holding EMPORDEF ou o Estado mantiveram 35% do capital da OGMA.

⁹ <http://www.ogma.pt>

construir instalações com qualidade, a aquisição de tecnologia inovadora e renovar as frotas de aeronaves. Neste período de grande prosperidade é criada a estrutura de manutenção da TAP, permitindo à empresa ser o mais autossuficiente possível na manutenção das suas próprias aeronaves, bem como a aquisição de competências para a prestação de serviços de manutenção a outras empresas do ramo, ou seja, trabalhos de manutenção da fuselagem das aeronaves, a reparação/revisão geral de motores, a reparação/revisão geral de componentes e sistemas, a calibração de equipamentos, os ensaios não destrutivos, modificações nas aeronaves, a definição e o controlo do plano de manutenção e o controlo de fiabilidade e de componentes.

O sector aeronáutico que durante quase uma década, representou somente 3% das exportações de produtos de alta tecnologia, e como se pode observar na Tabela 2.1, Portugal comparativamente à média da UE¹⁰ está consideravelmente abaixo, tendo somente 0,04% da população diretamente envolvida na indústria aeronáutica. Os países europeus com maior percentagem de pessoas no ramo são o Reino Unido¹¹, França e Suécia.

Portugal nas últimas décadas manteve-se afastado de grandes projetos aeroespaciais europeus, o que impediu em grande parte o desenvolvimento desta indústria, fazendo com que os números, em comparação com o resto da Europa, não sejam tão bons. Para além disso, não se desenvolveram iniciativas, ou políticas de produção neste sector de atividade, muito pelo facto de várias regiões portuguesas terem baixo desenvolvimento, bem como, ser um país de pequena dimensão e ter grande polarização apenas nos principais centros urbanos, os quais desincentivaram a criação de uma rede de transportes aéreos e já para não mencionar a falta de incentivo por parte do Estado na conceção de oportunidades e disponibilização de recursos.

¹⁰ UE – União Europeia.

¹¹ O Reino Unido domicilia uma das maiores empresas do mundo do sector aeroespacial, a British Aerospace (BAE).

Tabela 2.1 – Trabalhadores da indústria aeroespacial/aeronáutica vs população

País da Europa	Trabalhadores da Indústria Aeroespacial/Aeronáutica VS População
Portugal	0,04%
Reino Unido	0,27%
França	0,17%
Suécia	0,16%
Média dos países idênticos a Portugal em população ¹²	0,08%
Média da União Europeia	0,11%

Embora Portugal seja forte na produção em sectores de fraca intensidade tecnológica, é o segundo país europeu, em que a importância relativa das indústrias de média e alta intensidade tecnológica, mais aumentou, devendo muito desse aumento ao ramo automóvel, pois foi o que mais contribuiu para uma especialização industrial em Portugal, pelas grandes franquias investidas em Investigação e Desenvolvimento [7, 8].

Tabela 2.2 – O sector aeronáutico em Portugal – Segmentos da indústria

Segmentos	Indústrias
Alta Tecnologia	Aeronáutica e aeroespacial, produtos farmacêuticos, computadores e equipamentos informáticos e de escritório, eletrónica e equipamentos de telecomunicações, instrumentos médicos, óticos e de precisão
Média-Alta Tecnologia	Máquinas e aparelhos elétricos, automóveis e componentes, indústria química, equipamentos ferroviários e outro equipamento de transporte, máquinas e equipamentos.
Média-Baixa Tecnologia	Coque, produtos de refinados do petróleo e combustível nuclear, borracha e plástico, produtos minerais não metálicos, construção e reparação naval, metalurgias de base, produtos metálicos.

¹² Portugal, Grécia, Suécia, república Checa, Áustria e Bélgica.

2.3.2 Pequenas e Médias Empresas do Sector Aeronáutico em Portugal

Como já se referenciou, para além das duas grandes empresas (OGMA e TAP), Portugal vê o seu sector aeronáutico operado por uma rede PME's, entre elas empresas de transporte aéreo não regular, de manutenção e reparação de pequenas aeronaves e de sistemas que vão prestando serviços à atividade aeronáutica, embora não exclusivamente, pois também se direcionam para outros ramos industriais, como por exemplo, o automóvel, a metalúrgica, os plásticos, os curtume, as telecomunicações, a eletrónica de consumo, etc. Sendo empresas de pequenas e médias dimensões, têm tendência a explorarem mercados bastante específicos, assumindo-se no plano aeronáutico como empresas complementares ou periféricas, em que muitas delas se encontram associadas a redes empresariais compostas a nível do país ou mesmo da Europa.

Representando a nível nacional um conjunto de empresas/entidades que têm como objetivo principal o fornecimento de produtos e serviços às redes nacionais e internacionais inseridas na indústria aeronáutica, bem como o desenvolvimento de projetos de Investigação e Desenvolvimento a nível nacional, europeu e mundial, a PEMAS¹³ – *portuguese aerospace industry association*¹⁴ – é uma associação ampla e multidisciplinar, que integra uma rede de empresas portuguesas e centros de Investigação e Desenvolvimento com foco na indústria aeroespacial. Neste momento, integra o total 32 membros, em que o volume de negócios combinando todos os membros, ronda os 1.100M€ e representa mais de 13.500 postos de trabalho altamente especializados e com conhecimento nos campos académicos, de investigação e industriais. A PEMAS tem como competências tecnológicas, aviação comercial e corporativa, sistemas aéreos não tripulados (UAS¹⁵), sistemas e simulações, estruturas e materiais, ferramentas e máquinas e espaço, integrando vários projetos e impulsionando cada vez mais a indústria aeroespacial no território nacional.

Falando já mais num plano europeu, temos a AEROSME¹⁶, criada pela Associação Europeia de Industria Aeroespacial e de Defesa e pela Comissão Europeia, sendo uma organização integrada pelas PME's e pelas instituições da indústria aeronáutica, tendo como principal objetivo apoiar as PME's aeronáuticas no avanço da sua base tecnológica e na sua competitividade em projetos europeus de Investigação e Desenvolvimento. Isto é feito através da criação de um único ponto de referência para informação, oportunidades de

¹³ www.pemas.pt

¹⁴ Associação da indústria aeroespacial portuguesa.

¹⁵ UAS - Unmanned Aerial Systems.

¹⁶ Comissão Europeia – Aeroportal – AEROSME – Support for European aeronautical SMEs (Apoio para PMEs aeronáuticas europeias)

projetos, pesquisa de parceiros e fornecendo um apoio direto de grande alcance em resposta às PME's aeronáuticas, que precisem de acesso aos fundos europeus para a Investigação e Desenvolvimento [9].

As empresas portuguesas que se mantêm no ativo, neste ramo, devem o seu êxito a um grau bastante alto de especialização, em áreas essenciais da empresa, especialização essa que tem o seu desenvolvimento diretamente ligado às parcerias com universidades, institutos e redes empresariais, tanto a um nível de fornecimento de mão-de-obra qualificada, como a um nível de realização de projetos inovadores [9].

2.3.3 Oportunidades no Sector Aeronáutico

Sector fortemente dependente da constante mutação das necessidades do mercado, tem a sua resposta face a elas, na inovação e desenvolvimento de novos produtos, permitindo a entrada de novas empresas e de maior diversidade no sector. De maneira a implementar uma boa estratégia é preciso ter em foco as tendências evolutivas do sector, bem como uma maneira perspicaz de anteceder as variações de mercado, produtos e tecnologias. Em 2010, só na União Europeia, o sector aeronáutico (atividade civil e militar) teve faturação de cerca de 106,6€ bilhões, um aumento de 6,1% comparativamente ao ano anterior. O sector mais importante das indústrias ASD¹⁷ é o da aeronáutica civil, representando 60% da indústria europeia em termos de faturação. Também os países emergentes têm tido uma forte evolução, criando novos desafios comerciais, bem como a oportunidades de negócio para as empresas europeias.

Em termos de volume de negócios, a distribuição do emprego por países deixa claro quais têm maior nível de emprego, entre eles os integrantes do consórcio EADS e a Italiana Finmeccanica, estando Portugal numa posição modesta, dentro destes países. No entanto, atualmente observa-se uma progressiva integração das economias a nível mundial, fazendo com que os agentes económicos se tenham que adaptar a novos desafios competitivos, tendo neste contexto, que cada país avaliar quais as suas vantagens e competências.

A indústria aeronáutica nacional deve então basear o seu posicionamento, nos fatores de capacidade empreendedora e de competitividade, que devem estar assentes nas inovações possíveis de se acrescentar ao produto final. Uma maneira eficaz de promover essa inovação é como já referida a interligação de indústrias produtoras com entidades fonte de inovação (Universidades, laboratórios, centros de investigação, etc.), surge neste campo um exemplo bastante eficiente que é o projeto AEROCORK, constituído pela Dyn'Aero Ibérica, Corticeira

¹⁷ Indústrias ASD – Indústrias de Aeronáutica, Espaço e Defesa, em inglês Aeronautic, Space and Defence.

Amorim Cork Composites, Active Space Technologies e PIEP (Pólo de Inovação em Engenharia de Polímeros da Universidade do Minho), em que o consórcio está a promover o desenvolvimento de um avião ultraleve ecológico através da produção, ensaio e certificação de compósitos de cortiça, com o objetivo de substituir materiais sintéticos em aviões da Dyn'Aero Ibérica.

Sendo um mercado claramente dominado por algumas grandes empresas, é necessário antecipar oportunidades de negócio, em mercados estratégicos, criar programas específicos de apoio ao sector aeronáutico português, permitindo assim maximizar a presença de Portugal em projetos internacionais e de Investigação e Desenvolvimento promovendo sempre as competências específicas das empresas nacionais e inserindo essas mesmas empresas em redes globais de fornecimento/manutenção da indústria aeronáutica [7, 10].

2.4 Materiais

A engenharia é um ramo de aplicação da ciência que assenta em obras, constituídas recorrendo a materiais adequados. Os materiais de engenharia necessitam, contudo de um conhecimento completo das propriedades mecânicas. Tem havido uma crescente busca não só do conhecimento pelo material em si (estrutura, propriedades e fenómenos), mas de tudo que ele envolve, ou seja, um conhecimento mais técnico, que engloba o processamento, a elaboração, a seleção e até mesmo o que comumente se designa por engenharia de produção. O aprofundamento claro sobre os materiais permite uma adequação dos mesmos às mais variadas aplicações.

Desde sempre que os materiais integram a nossa vida, a necessidade que temos de melhorar cada vez mais, e as exigências que são impostas por esses avanços, fazem com que para além das matérias tipicamente usados como Madeira, Betão, Tijolo, Aço, Plástico, Vidro, Borracha, Alumínio, Cobre, Papel, etc., sejam utilizados outros tipos de materiais, novos métodos de produção e processamento de maneira a ser possível, dar resposta a uma serie de especificações, bem como a propriedades específicas necessárias para determinado fim.

Uma vez que todo e qualquer produto requer a presença de materiais, é crucial um conhecimento aprofundado dos mesmos. É óbvio que para se ajustarem a alguns tipos de aplicações, os materiais podem vir a ser modificados nas suas propriedades ou até se proceder à criação de novos materiais, isto com foco a melhorar produtos já existentes ou mesmo na conceção de novos produtos/sistemas. O inverso é também possível, em situações onde os materiais já existentes não conseguem dar resposta a uma determinada necessidade de um projeto ou produto a ser desenvolvido. Esta última situação levou à

realização desta dissertação, pois o principal objetivo é implementar materiais não convencionais, de maneira, a melhorar a questão do peso próprio, fator crítico na aviação, bem como, uma otimização de toda a estrutura ao se optar por materiais inovadores e com características que se ajustem às exigências da aeronave.

Enquadrando-se num sector tecnologicamente exigente, é relevante falar dos materiais compósitos, pois são materiais cada vez mais versáteis e que se ajustam a uma serie de especificações, próprias de estruturas aeronáuticas. Toda a estrutura da asa assenta na utilização de materiais compósitos, proporcionando uma vasta gama de propriedades que se adaptam ao fator principal que é ter uma aeronave leve e com boa resistência para suportar uma serie de cargas a que estará submetida, tanto a levantar/aterrar como em voo. Nos compósitos avançados, por exemplo as combinações das fibras de vidro-resina epoxídica e de grafite-resina epoxídica, estão a tornar-se cada vez mais importantes para aplicações estruturais de grande exigência técnica.

2.4.1 Materiais Compósitos

“Um material diz-se compósito quando resulta da combinação de dois ou mais materiais distintos” [11].

De uma maneira muito simples um material compósito pode ser definido como uma mistura, a nível macroscópico¹⁸, não solúveis de dois ou mais constituintes com distintas composições, estruturas e propriedades que se combinam e em que um dos materiais assegura a ligação – matriz – e o outro a resistência – reforço. De uma forma muito simples, podemos ver através da Figura 2.3, o conceito de um material compósito.

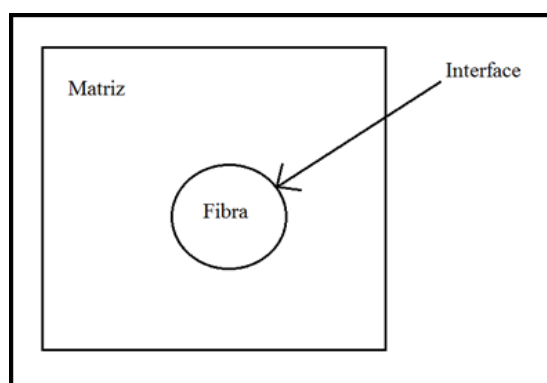


Figura 2.3 – Genérico de um material compósito.

¹⁸ Macroscópico é tudo aquilo que se pode ver a olho nu, ou seja, com a vista desarmada. (definição retirada da Wikipédia)

A matriz de um compósito tem como principal função a transmissão dos esforços mecânicos, a que estão sujeitos, as fibras ou reforços. A matriz permite ainda manter as fibras na sua posição e contribuir com alguma ductilidade para o compósito. Os reforços por sua vez suportam os esforços, e geralmente têm elevada resistência e rigidez, apresentando-se na forma de partículas, fibras curtas ou fibras longas (com diâmetros compreendidos entre 0.003 e 0.03mm). De uma maneira, mais simplificada, na Figura 2.4, estão representados os diferentes tipos de reforços, ou por outras palavras, as diferentes naturezas dos constituintes de um material compósito.

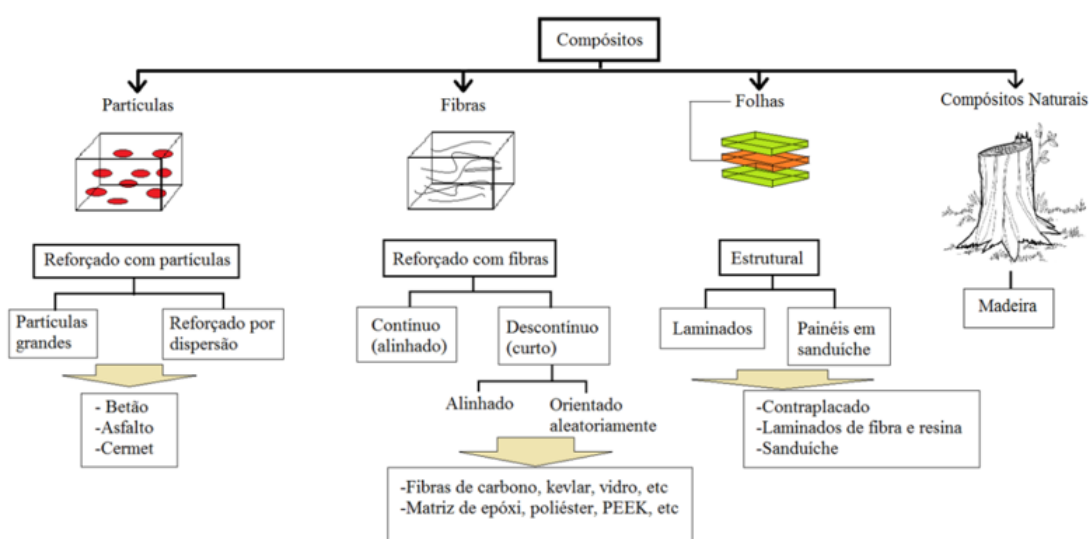


Figura 2.4 – Tipos de materiais compósitos.

Os materiais compósitos são produzidos com o principal objetivo de satisfazer uma serie de características que dão resposta às necessidades de determinada aplicação específica, através da combinação de diversos materiais, de maneira a ser concebido um material com propriedades desejadas e melhores do que os seus constituintes individuais. Esta é uma técnica que já existe há muitos anos em que os primeiros registos de sua manipulação são referentes ao uso de argila reforçada com palha em tijolos no Antigo Egipto. Já outros materiais compósitos, como é o caso das fibras de carbono datam de 1960, e a sua utilização em aviões foi apenas mais tarde aplicada em 1968.

Dependendo da aplicação específica que se queira dar ao material, faz-se a combinação de vários tipos de materiais, tendo também sempre em conta fatores de grande importância como é o caso da resistência à corrosão, a rigidez, o peso, a resistência à fadiga, a expansão

térmica, propriedades eletromagnéticas, condutibilidade térmica, comportamento e aspeto. Muitos destes fatores são os aspetos cruciais para o lançamento destes materiais em novos mercados e em novas áreas, já para não falar dos compósitos avançados que permitem reduzir os problemas de fadiga, possibilitando maior flexibilidade no projeto e processos de fabrico, entre outras vantagens [12, 13, 14].

2.4.1.1 A matriz

Para além do aspeto chave, que a matriz de um compósito tem que é manter a coesão das fibras, a matriz tem também que assegurar uma serie de funções como proteger as fibras do meio envolvente e dos danos durante o manuseamento, garantir a distribuição do carregamento pelas fibras e também redistribuir o carregamento pelas fibras resistentes em caso de rutura. De seguida, é apresentado na Tabela 2.3, de uma forma muito sucinta, os principais requisitos ao nível das propriedades mecânicas, térmicas, químicas, entre outras, que um material deve ter para ser um bom material de matriz.

Tabela 2.3 – Principais requisitos do material da matriz

Principais requisitos do material da matriz	
Propriedades Mecânicas	<ul style="list-style-type: none"> - Resistência a tração elevada - Ductilidade - Resistência ao corte - Tenacidade - Resistência ao impacto
Propriedades Térmicas	<ul style="list-style-type: none"> - Resistência a temperaturas extremas - Coeficiente de dilatação térmica próxima do da fibra - Baixa condutividade térmica
Propriedades Químicas	<ul style="list-style-type: none"> - Boa adesão às fibras - Resistência à degradação em ambientes quimicamente agressivos - Baixa absorção de humidade
Outras Propriedades	<ul style="list-style-type: none"> - Baixo custo - Solidificação ou cura rápidas

São normalmente utilizados como materiais de matriz, de um material compósito, os polímeros, os metais, os cerâmicos e o carbono. Sendo os mais utilizados os polímeros, que

se dividem em termoplásticos¹⁹ e termoendurecíveis²⁰, surgindo na vertente estrutural, apenas no século XX. Resumidamente, são materiais que conjugam fibras resistentes e rígidas, com uma matriz plástica adesiva macia e relativamente dúctil [12].

2.4.1.2 O reforço

O reforço por norma é um material bem mais resistente do que a matriz, sendo o componente descontínuo do material compósito, e caso assuma a forma de fibras possibilita ao material ter a capacidade de resistência na direção do carregamento.

As fibras mais usadas como reforço e que serão descritas mais pormenorizadamente, são então as fibras de vidro, fibra de carbono, fibra de aramida, fibra de boro, entre outras.

- Fibra de Vidro

É o tipo de reforço mais utilizado, em que o seu processo de fabrico consiste em distribuir-se o vidro fundido por canais, que de seguida o encaminham para fileiras em que se mantém a uma temperatura de cerca 1250°C, permitindo o seu vazamento por gravidade dando origem a fios com algumas décimas de mm²¹. Estas fibras são arrefecidas à saída das fileiras, numa primeira etapa por radiação e posteriormente por pulverização de água. As fibras primárias são sujeitas a um acabamento superficial, conseguido através de revestimento. Este tratamento superficial à saída vai variar consoante o fim que se pretende dar às fibras, por exemplo, revestimento têxtil para fins de fabrico de tecido sem o risco de danificar a fibra, revestimento plástico para o caso de ser necessário ter fibras compatíveis com diferentes matrizes orgânicas existentes. Neste último revestimento existem quatro componentes distintos, que são eles um ligante²², um agente de adesão²³ à base de componentes orgânicos de silício, um lubrificante e por fim agentes anti-estáticos e/ou agentes de impregnação.

As fibras de Vidro podem ser divididas em tipos existindo 3 grandes grupos, sendo eles: o Vidro C (*Chemical*²⁴), o Vidro E (*Electrical*²⁵) e o Vidro S (*Stiffness*²⁶). Sendo a fibra de vidro

¹⁹ Termoplástico é um plástico (polímero artificial) que, a uma dada temperatura, apresenta alta viscosidade podendo ser conformado e moldado, suportando vários ciclos térmicos sem perda significativa das suas propriedades [15].

²⁰ Termoendurecível é um plástico (polímero artificial) que, assumem a sua forma definitiva quando processados, ou seja, sujeitos a um único ciclo térmico, não podendo ser submetido a um aquecimento sem deterioração das suas propriedades [15].

²¹ mm – nomenclatura para milímetros.

²² Ligante, assegura a união dos filamentos.

²³ Agente de adesão, objetivo de apoiar a adesão fibra-matriz de resina.

²⁴ Chemical – Químico.

²⁵ Electrical – Elétrico.

²⁶ Stiffness – Rígido.

E a mais usual no reforço estrutural de compósitos de matriz polimérica. Na Figura 2.5 estão representados alguns tipos de fibras de vidro.



Figura 2.5 – Exemplos de fibras de vidro. [16]

De seguida vamos ver, na Tabela 2.4, algumas das vantagens e também algumas das desvantagens inerentes ao uso de fibra de vidro como reforço [11, 12].

Tabela 2.4 – Vantagens e desvantagens da fibra de vidro

Vantagens	Desvantagens
<ul style="list-style-type: none"> - Elevada resistência à tração e compressão; - Baixo custo relativamente às outras fibras; - Elevada resistência química; - Elevada resistência ao fogo; - Boas propriedades de isolamento acústico, térmico e elétrico. 	<ul style="list-style-type: none"> - Módulo de elasticidade reduzido; - Elevada massa específica; - Sensibilidade à abrasão; - Sensibilidade a temperaturas elevadas; - Baixa resistência à fadiga.

- Fibra de Carbono

As fibras de carbono são das fibras que mais têm vindo a crescer, no que diz respeito à sua utilização no mercado, contêm dois tipos de fibras agrupáveis sendo elas as fibras de carbono com percentagens de carbono entre 80 e 95%, e as fibras de grafite com percentagens de carbono na ordem dos 99% (estas são utilizadas em áreas como a aeronáutica e indústria espacial, em aplicações compósitas de alto desempenho mecânico).

A produção destas fibras é feita através da decomposição térmica de vários precursores orgânicos que se encontram já em forma filamentar através das seguintes operações:

- ***Oxidação controlada*** que consiste numa estabilização entre 200 e 300°C em simultâneo com estiramento para induzir no material precursor a orientação molecular adequada;
- ***Carbonação*** em atmosfera de azoto a uma temperatura entre os 1000 e os 1500°C;
- ***Grafitização*** a mais de 1800°C.

Os precursores orgânicos são essencialmente três: a celulose, que origina as “rayon fibers”, o poliacrilonitrilo (PAN) e o alcatrão (“pitch”), e devem ter algumas características específicas.

As fibras de carbono sofrem, por regra, um tratamento superficial. Na Figura 2.6 vemos um exemplo de fibra de carbono.



Figura 2.6 – Exemplo de fibra de carbono. [16]

Na Tabela 2.5, estão representadas algumas vantagens e desvantagens em se optar pela fibra de carbono como reforço.

Tabela 2.5 – Vantagens e desvantagens de fibra de carbono

Vantagens	Desvantagens
<ul style="list-style-type: none"> - Elevada resistência à tração; - Elevado módulo de elasticidade longitudinal; - Baixa massa específica; - Elevada condutibilidade elétrica; - Elevada estabilidade dimensional; - Baixo coeficiente de dilatação térmica; - Bom comportamento a elevadas temperaturas de serviço; - Inércia química exceto em ambientes fortemente oxidantes; - Boas características de amortecimento estrutural. 	<ul style="list-style-type: none"> - Reduzida resistência ao impacto; - Elevada condutibilidade térmica; - Fratura frágil; - Baixa deformação antes da fratura; - Baixa resistência à compressão; - Custo elevado.

- Fibra de Aramida

As fibras de aramida são fibras de origem orgânica e sintética, também conhecidas como Kevlar, foram desenvolvidas em 1965 pela empresa DuPont²⁷, e são fiadas a partir de poliamidas aromáticas²⁸ (benzeno). A resistência à tração e o módulo de elasticidade longitudinal das aramidas são muito superiores às correspondentes propriedades de outras fibras orgânicas, altas propriedades mecânicas são obtidas devido ao alinhamento da cadeia do polímero com eixo das fibras e da rigidez dos núcleos aromáticos. É bastante leve e possui uma resistência muito elevada, sendo cinco vezes mais resistentes que o aço do mesmo peso. Tem resistência ao ataque químico, queimando só 8 segundos depois da exposição a temperaturas superiores a 1000°C e tem também resistência ao impacto e por estas características é muito usado em uniformes, balística e segurança pessoal.

O processo de fabricação das fibras sintéticas é muito semelhante ao já descrito nas fibras de vidro, tendo pelo menos estes quatro passos essenciais: (1) é realizado um processo químico para preparar e combinar os componentes para a fibra, provavelmente será a

²⁷ DuPont é uma empresa americana e a segunda maior empresa química do mundo em termos de volume de capital, e a quarta em termos de receita. A DuPont desenvolveu e patenteou diversos produtos importantes como o Nylon, o Teflon e o Kevlar. (Wikipédia)

²⁸ Aromaticidade é uma propriedade química na qual certos sistemas são mais estáveis do que deveriam ser, são mais simétricos do que se presumia e apresentam características magnéticas peculiares. (Wikipédia)

formação de macromoléculas pela repetição de unidades básicas. Os componentes sólidos são convertidos em líquido grosso, para depois saírem em fibras; (2) É feito um processo onde a fibra é produzida, passando-se o líquido por uma fiação com determinado tamanho de furo onde se estabelece o diâmetro que se pretende dar ao filamento; (3) Começa o processo de torção onde se transforma o filamento em fio, caindo verticalmente do dispositivo para um “bocal de vácuo”, onde a força do vácuo mantém a tensão em linha como se fosse enrolada em torno de uma bobina; (4) O fio torcido é empacotado e levado para um moedor [17].

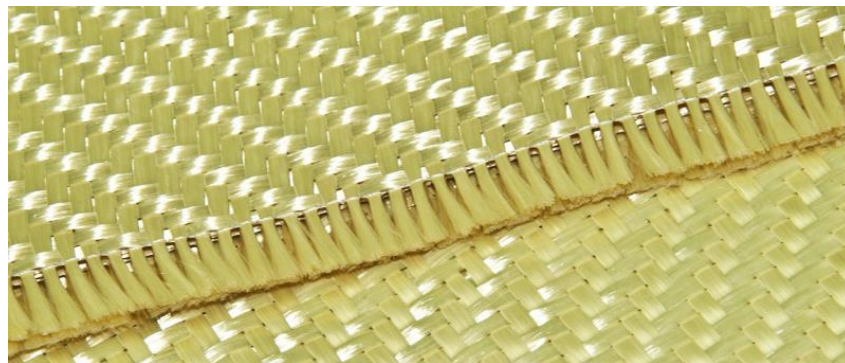


Figura 2.7 – Exemplo de fibra de aramida. [16]

Na Tabela 2.6, vamos poder ver de uma forma resumida, algumas das vantagens e desvantagens da utilização da fibra de aramida.

Tabela 2.6 – Vantagens e desvantagens de fibra de aramida

Vantagens	Desvantagens
<ul style="list-style-type: none"> - Baixa massa específica; - Elevada resistência à tração; - Elevada resistência ao impacto; - Baixa condutividade elétrica; - Elevada resistência química exceto a ácidos e bases concentrados; - Elevada resistência à abrasão; - Boa resistência ao fogo com capacidade de auto-extinção; - Excelente comportamento sob temperaturas elevadas de serviço. 	<ul style="list-style-type: none"> - Baixas resistência à compressão; - Degradação lenta sob luz ultravioleta; - Elevada absorção de humidade; - Má adesão às resinas; - Custo relativamente elevado; - Elevada durabilidade.

- Fibra de Boro

O boro tem propriedades muito próprias, é um elemento metálico, semicondutor de energia, duro e com temperaturas de fusão elevadas, já a fibra de boro é um ligeiramente mais leve que a fibra de carbono, mas consideravelmente mais forte, e tem o seu módulo de elasticidade cinco vezes superior comparativamente ao da fibra de vidro, embora, ligeiramente mais pesadas neste último caso, sendo também mais caras. A fabricação de fibras de boro deu-se nos anos 60, e foi desenvolvida nos Estados Unidos usando a técnica de deposição química de vapores pelas quais o boro é depositado sobre um filamento de tungstênio muito fino, sendo um processo dispendioso. Tanto as matrizes de “Epoxy” bem como a matriz de alumínio são bem aceites por estas fibras.

Esta fibra foi desenvolvida, pois havia a necessidade de um material mais forte que o aço, mas em contrapartida mais leve que o alumínio, bem como a necessidade de ser possível a sua aplicação em materiais usados por pessoas comuns. Tendo um vasto leque de aplicações como em materiais desportivos, de construção, aeroespacial e materiais resistentes e leves.

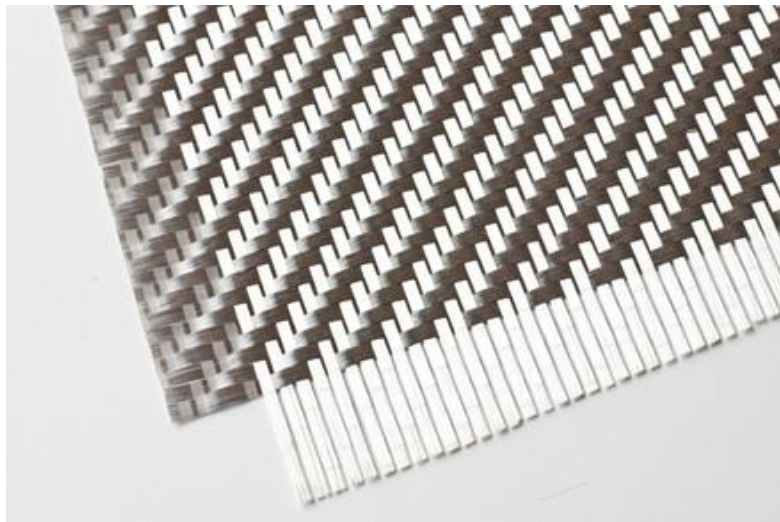


Figura 2.8 – Exemplo de fibra de boro. [16]

Na Tabela 2.7, de forma resumida verificamos algumas vantagens e desvantagens do uso de fibra de boro.

Tabela 2.7 – Vantagens e desvantagens de fibra de boro

Vantagens	Desvantagens
<ul style="list-style-type: none"> - Elevada resistência; - Material bastante leve; - Temperatura de fusão apenas aos 2040°C; - O boro tem uma densidade cerca de 15% menor que o alumínio. 	<ul style="list-style-type: none"> - Processo de fabrico complexo; - Elevado custo (devido ao uso de tungsténio); - Material frágil; - Alguns aspetos de fabrico deixam tensões residuais.

- Outras fibras usadas como reforço

As fibras já enunciadas podem ser as que estão em maior crescimento e mais usuais nos dias de hoje para determinadas áreas, pelas suas características, mas não são de todo as únicas fibras disponíveis no mercado, pois existe um variadíssimo leque de reforços que podem ser utilizados para as mais distintas aplicações. Outras fibras usadas como reforço são por exemplo: o poliéster; o polietileno; o quartzo; etc.

- Arranjos de Fibras

No caso dos compósitos reforçados por fibras, existem três maneiras de realizar o arranjo das fibras em relação a cada camada do compósito: em primeiro temos as fibras unidirecionais contínuas; em segundo as fibras descontínuas orientadas de forma aleatória; e por último, temos as fibras unidirecionais tecidas ortogonalmente. Na Figura 2.9 apresenta-se de forma visual a representação dos três tipos de arranjos para as fibras. [14]

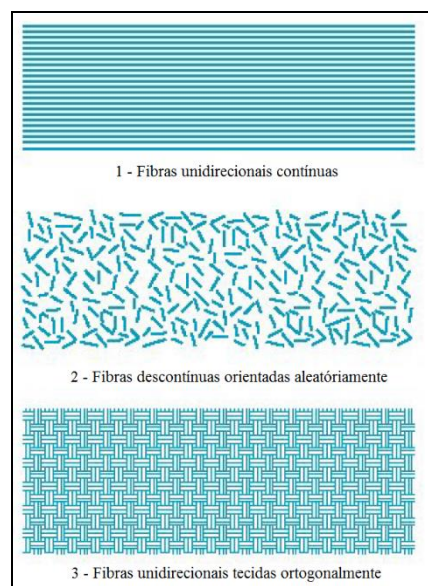


Figura 2.9 – Tipos de arranjos das fibras. Adaptação [14]

De seguida vamos destacar as principais formas que o reforço de um material compósito pode ter mediante o seu processamento e aplicação. Para esse efeito, recorreremos à Tabela 2.8, para enumerar e descrever resumidamente essas formas de reforço.

Tabela 2.8 – Formas de Reforço [18]

Formas	Descrição
Roving	O roving caracteriza-se por um cordão de filamentos contínuos enrolado helicoidalmente em bobines. Este arranjo é constituído por fibras com diâmetros da dezena de micrómetros e destina-se à produção de fibras curtas, tecidos, mantas, entrançados, malhas ou híbridos.
Mantas	Nas mantas as fibras são distribuídas aleatoriamente e agregadas com um ligante em emulsão ou em pó que lhes confere estabilidade. Podemos ainda distinguir três tipos de mantas, as mantas de filamentos cortados com baixas propriedades mecânicas, as mantas de filamentos contínuos que promovem elevada conformabilidade e as mantas de superfície que se caracterizam pela sua leveza.
Tecidos 2D	Os tecidos caracterizam-se por ligações entre feixes de fibras longas. Os materiais compósitos em tecido possuem melhor resposta mecânica transversalmente ao plano das fibras comparativamente ao laminado unidirecional.
Malhas	Os reforços fabricados em malha são produzidos pela ligação sucessiva de camadas de fibras alinhadas. Este tipo de construção facilita a distribuição da carga pelas fibras, permitindo elevados módulos de tração e flexão.
Tecidos 3D	Este tipo de tecidos é obtido por processos especiais de tecelagem que ligam múltiplas camadas de fibras com as mais variadas orientações. Esta tecnologia permite a confeção de formas para painéis e perfis com fins estruturais.
Entrelaçados	Os materiais compósitos entrelaçados, em geral, são mais caros do que as mantas, oferecendo uma resistência específica muito mais elevada. Este tipo de arranjo geométrico pode apresentar-se em configuração tubular ou plana.

2.4.1.3 Compósitos Estruturais

“Após décadas de uso restrito em alguns setores da indústria, como na área de mísseis, foguetes e aeronaves de geometrias complexas, os compósitos poliméricos estruturais, também denominados avançados, têm ampliado a sua utilização em diferentes setores da indústria moderna, com um crescimento de uso de 5 % ao ano. Atualmente, a utilização de estruturas

de alto desempenho e com baixo peso tem sido feita nas indústrias automotiva, esportiva, de construção civil, entre outras.” [19].

Os compósitos ditos estruturais, são por norma, constituídos por materiais homogêneos, bem como por materiais compósitos cujas propriedades não vão depender apenas das propriedades dos materiais constituintes, mas também da própria geometria formada pelos vários elementos estruturais. Os dois exemplos mais usuais dos compósitos estruturais são os compósitos laminados e os compósitos em sanduíche [20].

- Compósitos laminados

A orientação das fibras tem grande influência quanto as propriedades finais de um certo material compósito, é por isso comum existirem compósitos na forma de laminados. É então considerado um compósito laminado, todo o compósito constituído por duas ou mais lâminas empilhadas, sendo uma lâmina a camada de fibra envolvida em determinada matriz, em que no caso de as fibras serem unidirecionais é chamada de lâmina unidirecional. Tendo o eixo principal segundo a orientação das fibras, uma lâmina é um material ortotrópico²⁹. Existem laminados em que a sua constituição não é apenas detentora de lâminas sempre com a mesma espessura, existem vários exemplos em que os laminados são formados por lâminas de espessuras diferentes, bem como por materiais diferentes, quando este último cenário se verifica os laminados são denominados de híbridos. Um laminado depende da orientação das camadas, que caso tenham todas a mesma direção³⁰, é chamado de laminado unidirecional, já no caso de as fibras não terem a mesma orientação, o laminado é designado de multidirecional, aqui as camadas são empilhadas com ângulos de orientação distintos de zero. De forma a serem ilustradas estas duas situações, pode-se ver na Figura 2.10, um laminado unidirecional (todas as camadas têm zero graus) e um laminado multidirecional (as camadas têm orientações distintas, sendo a orientação das fibras $[0,90,+45,-45]_s$ ³¹), normalmente, os ângulos das lâminas têm como referencia a orientação das fibras do eixo principal (longitudinal) no sentido anti-horário [21].

²⁹ Material ortotrópico – características simétricas relativamente a três planos.

³⁰ Os ângulos obtidos pelas fibras é igual a zero graus.

³¹ A letra s refere a simetria do laminado, em relação à última lâmina referida.

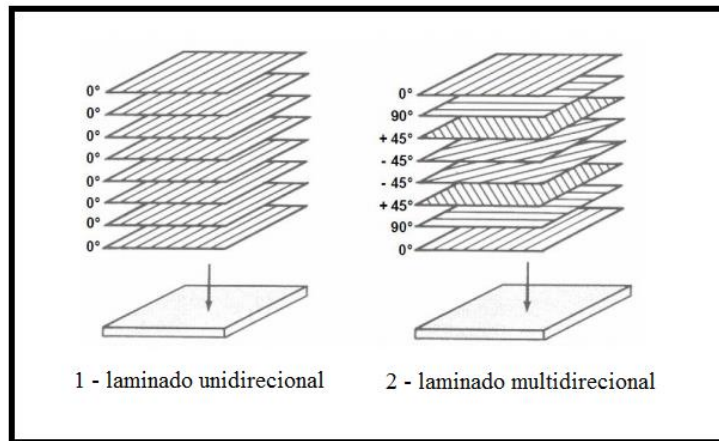


Figura 2.10 – Exemplos de um laminado unidirecional e um multidirecional. Adaptação [21]

- Laminados em sanduíche

Nos últimos tempos a crescente necessidade, como já referida, por materiais resistentes e cada vez mais leve levaram a novas procuras e a novas formas de manipular materiais de maneira a ser possível, dar resposta às mais variadas exigências. Os chamados compósitos avançados contemplam os compósitos laminados em sanduíche, que consistem numa estrutura composta por materiais compósitos em que existe um material central, normalmente menos denso e menos rígido em comparação com as lâminas que formam a parte exterior, ou seja, as faces que selam o material central, sendo elas rígidas e resistentes. Os laminados em sanduíche têm inúmeras aplicações na indústria automóvel, naval e aeroespacial. As vantagens dos compósitos estruturais, deste tipo em sanduíche, são a elevada rigidez e resistência específica, o baixo peso, a durabilidade em ambientes agressivos, o bom isolamento térmico, isto em relação às suas propriedades e já em termos mais práticos as vantagens são a variadíssima possibilidade de materiais distintos no laminado em sanduíche, bem como a facilidade de realizar formas elaboradas.

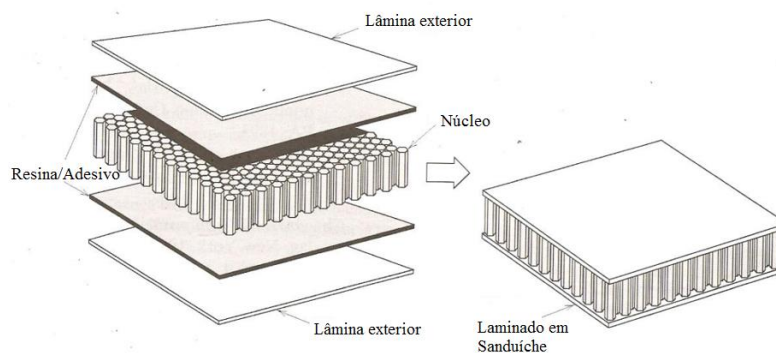


Figura 2.11 – Exemplo de um laminado em sanduíche. Adaptação [20]

Um compósito laminado em sanduíche é composto por três partes distintas, como podemos ver na Figura 2.11, as lâminas exteriores, a resina/adesivo e o núcleo.

Começando pelas lâminas constituintes dos laminados em sanduíche, a sua aparência é normalmente plana, sendo em casos particulares não plana, apresentando uma secção transversal recortada. O uso de lâminas recortadas deveu-se à crença, de que para efeitos de dimensionamento as cargas eram apenas suportadas pelas lâminas recortadas. Recentemente já se considera que as cargas se transmitem das lâminas para o núcleo e vice-versa, fazendo com que o todo contribua para a resistência às suas solicitações.

As resinas/adesivos têm um papel crucial na ligação entre as lâminas exteriores com o núcleo, em que as suas propriedades mecânicas devem ser tão boas ou melhores que as do material do núcleo, pois a ligação entre as duas partes não deve ser feita pelo elemento mais fraco do laminado. O material escolhido para fazer a ligação, tem que ter em conta o processo de fabrico, pois em alguns casos o material que faz a ligação pode libertar gases ou vapores solventes que podem interagir com os sistemas do material do núcleo pondo em causa toda a estrutura da sanduíche que se pretende obter. Por todas essas variáveis, é necessário assegurar que não ocorrem modificações nas propriedades mecânicas nos materiais integrantes do laminado.

O último elemento que constitui um laminado em sanduíche é o núcleo em que, muito resumidamente, se podem dividir em dois tipos: (i) homogéneos e (ii) não homogéneos. Nos núcleos homogéneos está contemplado o suporte homogéneo das lâminas, já em núcleos não homogéneos estão contemplados três tipos de suportes, o pontual das lâminas, o unidirecional das lâminas e por fim o bi-direcional das lâminas. Na Figura 2.12, podemos ver os vários exemplos de núcleos existentes [22].

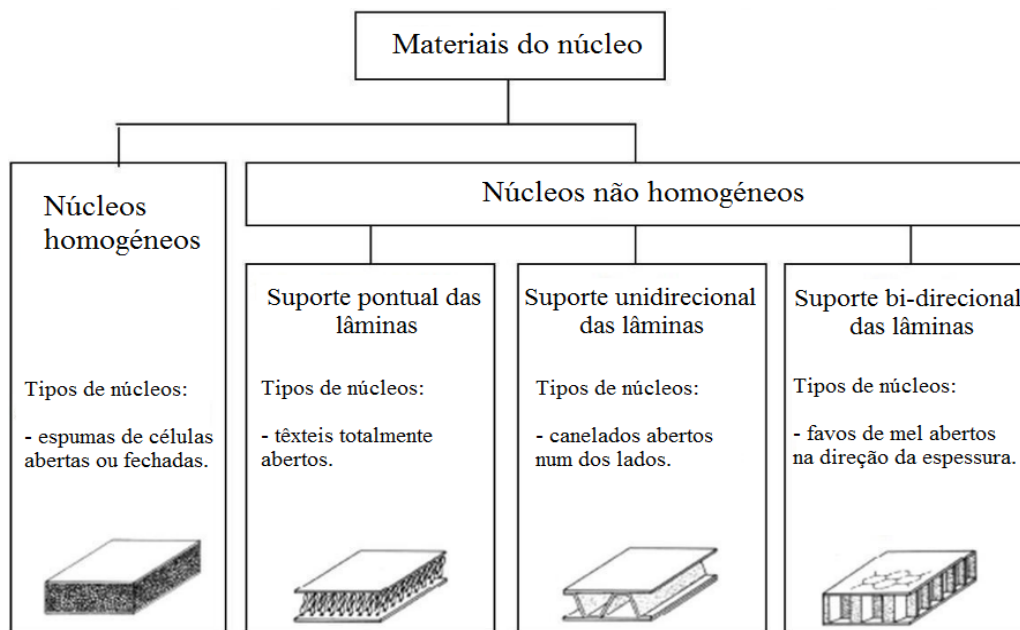


Figura 2.12 – Exemplo dos vários tipos de núcleos. Adaptação [22]

2.4.2 Análise dos Laminados

Na maioria das aplicações, o uso de compósitos unidirecionais é condicionado pelas suas pobres propriedades transversais sendo, normalmente, substituído por compósitos de laminados multidirecionais. Como referido anteriormente, os laminados são constituídos por camadas de diferentes orientações, dispostas segundo sequências diversas na direção da espessura (ver Figura 2.10). Considerando o comportamento dos laminados a partir do comportamento da camada, é apresentado de seguida os modelos que permitem determinar o comportamento dos laminados multidirecionais segundo esta metodologia.

A Teoria Clássica dos Laminados é a mais usada e mais comum na análise de placas compósitas bem como nas cascas, sendo também importante dar referência a algumas teorias mais avançadas.

2.4.2.1 Teoria Clássica dos Laminados

A Teoria Clássica dos Laminados tem como base a Teoria das Placas de Kirchhoff-Love para materiais isotrópicos, ou seja, materiais em que as propriedades mecânicas e térmicas são as mesmas em todas direções. Para o efeito considere-se uma placa com espessura uniforme h , cujo valor pode ser várias vezes inferior a dimensões características de comprimento, a , e largura, b (Figura 2.13). A Teoria das Placas estabelece relações constitutivas entre as curvaturas da placa e os momentos fletores e torsões internos, geralmente criados por cargas transversais concentradas ou distribuídas.

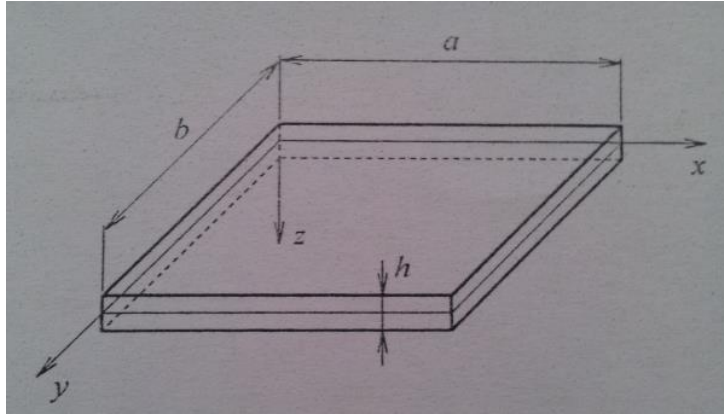


Figura 2.13 – Placa exemplo. Adaptação [11]

Considere-se o equilíbrio de um elemento de volume da placa, submetido a uma carga uniformemente distribuída, $q(x,y)$, como representado na Figura 2.14(a). Na Figura 2.14(b) representam-se as resultantes dos esforços atuantes nas faces positivas do elemento de volume: (i) momentos fletores M_x, M_y , (ii) momento torsor $M_{xy} = M_{yx}$, (iii) esforços de corte transversal V_x e V_y .

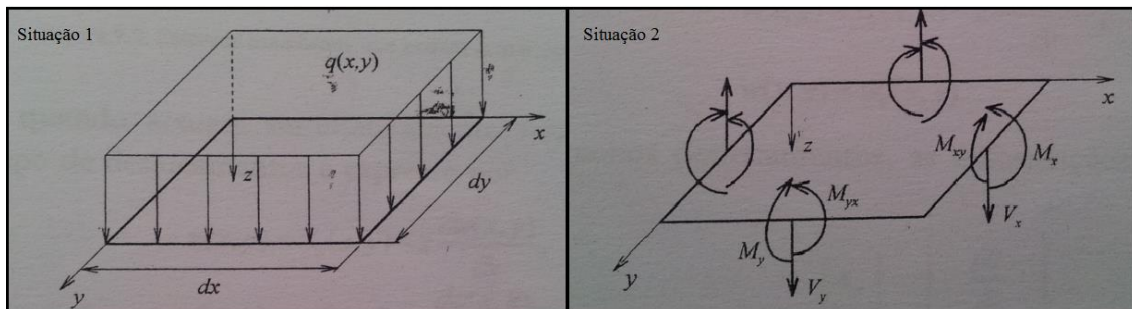


Figura 2.14 – (a) Elemento de Volume de uma placa com uma carga distribuída $q(x,y)$; (b) Esforços internos. Adaptação [11]

Os esforços têm como primeiro índice o eixo perpendicular à face em que atuam. Por outro lado, estes representam uma, distribuição ao longo da face onde atuam, tendo por isso unidades de força ou momento por comprimento desta. As equações de equilíbrio permitem assim estabelecer a relação entre os esforços resultantes e as tensões que atuam sobre as faces do elemento de volume:

$$M_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{+\frac{h}{2}} \sigma_x z dz, \quad M_y = \int_{-\frac{h}{2}}^{+\frac{h}{2}} \sigma_y z dz, \quad M_{xy} = \int_{-\frac{h}{2}}^{+\frac{h}{2}} \tau_{xy} z dz \quad (1)$$

$$V_x = \int_{-h/2}^{+h/2} \tau_{xz} dz, \quad V_y = \int_{-h/2}^{+h/2} \tau_{yz} dz. \quad (2)$$

Considerando que $h \ll a, b$ (Figura 2.13), compreendemos que tanto os momentos fletores como torsores se imponham quanto aos esforços de corte transversal. A Teoria de placas de kirchhoff admite que as tensões σ_x , τ_{xz} e τ_{yz} são desprezáveis em relação a σ_x , σ_y e τ_{xy} . Nestas condições, as deformações ε_z , γ_{xz} e γ_{yz} são também desprezáveis em relação a ε_x , ε_y e γ_{xy} . A hipótese de $\varepsilon_z \approx 0$ faz com que o deslocamento na direção da espessura, w , seja independente da coordenada de z . Por outro lado, sendo u e v os deslocamentos segundo x e y , respetivamente, as hipóteses relativas às deformações de corte transversal,

$$\gamma_{xz} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \approx 0 \quad (3)$$

$$\gamma_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \approx 0,$$

conduzem a,

$$u = -\frac{\partial w}{\partial x} z, \quad v = -\frac{\partial w}{\partial y} z, \quad (4)$$

ou seja, os deslocamentos vão variar de uma forma linear ao longo da espessura da placa. Logo qualquer secção reta da placa, inicialmente paralela a z , permanece reta depois da aplicação dos esforços, sofrendo rotações

$$\theta_x = -\frac{\partial w}{\partial x}, \quad \theta_y = -\frac{\partial w}{\partial y}, \quad (5)$$

como se ilustra na Figura 2.15. Para se poder aplicar estas hipóteses cinemáticas às placas laminadas tem que existir uma adesão perfeita entre as camadas e tem que se desprezar a contribuição da fina camada interlaminar.

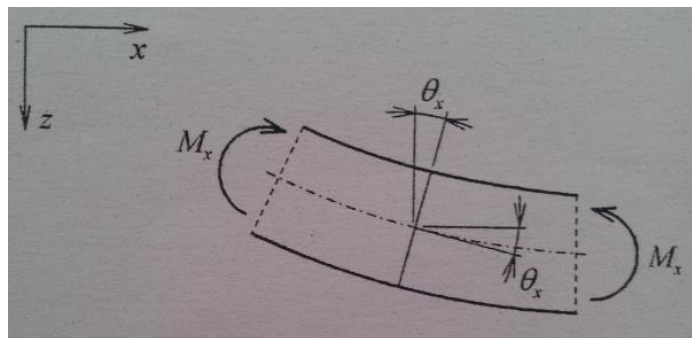


Figura 2.15 – Exemplo de deformada de flexão, no plano xy . Adaptação [11]

As placas podem também estar sujeitas a esforços de membrana (Figura 2.16), provocadas por cargas paralelas ao plano médio. Estes esforços são normais N_x e N_y , e as forças de corte $N_{xy}=N_{yx}$, todas distribuídas pelas faces onde atuam e onde se relacionam com as tensões por

$$N_x = \int_{-h/2}^{+h/2} \sigma_x dz, \quad N_y = \int_{-h/2}^{+h/2} \sigma_y dz, \quad N_{xy} = \int_{-h/2}^{+h/2} \tau_{xy} dz. \quad (6)$$

Os esforços como é evidente, provocam deslocamentos independentes de z , $u_0(x,y)$ e $v_0(x,y)$.

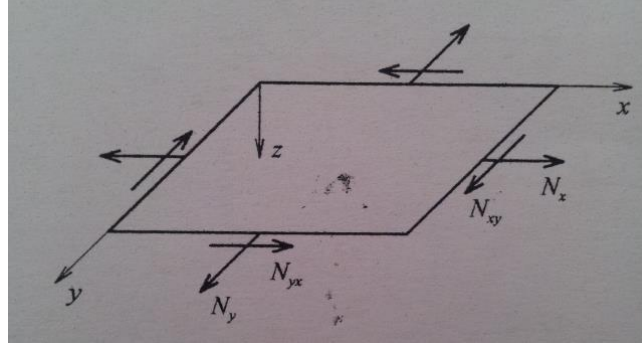


Figura 2.16 – Exemplo de esforços de membrana. Adaptação [11]

O campo de deslocamentos, quando em simultâneo, atuam os esforços de flexão e de membrana, é representado por

$$\begin{aligned} u(x, y) &= u_0(x, y) - z \frac{\partial w(x, y)}{\partial x}, \\ v(x, y) &= v_0(x, y) - z \frac{\partial w(x, y)}{\partial y}, \\ w(x, y) &= w_0(x, y). \end{aligned} \quad (7)$$

Quando temos apenas pequenos deslocamentos, as deformações obtêm-se substituindo as equações (7) em

$$\varepsilon = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial y} \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{Bmatrix}. \quad (8)$$

Daqui vai resultar a equação base das deformações da Teoria Clássica dos Laminados,

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + z\mathbf{k}, \quad (9)$$

onde

$$\varepsilon_0 = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{0x} \\ \varepsilon_{0y} \\ \gamma_{0xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (10)$$

é o vetor de deformações membrana e

$$\mathbf{k} = \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ -2 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (11)$$

é o vetor de curvaturas.

Com as relações cinemáticas definidas, só falta introduzir nos esforços de flexão e de membrana a natureza laminada, se designarmos as coordenadas da superfície superior, z_{k-1} e da superfície inferior, z_k , de uma camada k de um laminado com n camadas (Figura 2.17), as equações (1) e (6) podem ser substituídas por esta forma

$$N = \int_{-h/2}^{+h/2} \sigma dz = \sum_{k=1}^n \left\{ \int_{z_{k-1}}^{z_k} \sigma'_k dz \right\}, \quad (12)$$

$$M = \int_{-h/2}^{+h/2} \sigma z dz = \sum_{k=1}^n \left\{ \int_{z_{k-1}}^{z_k} \sigma'_k z dz \right\}, \quad (13)$$

definindo assim os vetores $N = \{N_x \ N_y \ N_{xy}\}^t$ e $M = \{M_x \ M_y \ M_{xy}\}^t$, e sendo σ'_k as tensões na camada k .

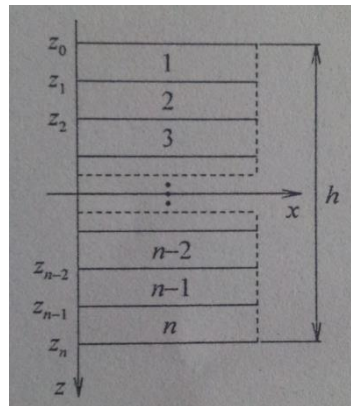


Figura 2.17 – Numeração das camadas e respetivas superfícies. Adaptação [11]

Recorrendo agora à lei constitutiva da camada (14),

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q'_{11} & Q'_{12} & Q'_{16} \\ - & Q'_{22} & Q'_{26} \\ sim. & - & Q'_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}; \quad (14)$$

e fazendo intervir o campo de deformações (9), tal que,

$$\sigma'_k = Q'_k \{\varepsilon_0 + z\mathbf{k}\} \quad (15)$$

com $z_{k-1} \leq z \leq z_k$. Com os campos de deformações contínuos, a diferença de propriedades elásticas das camadas (Q'_k) faz com que as tensões σ'_k sejam descontínuas nas interfaces. As equações fundamentais da Teoria Clássica dos Laminados resultam da substituição da equação (15) em (12) e (13) e da integração destas, ficando

$$N = \left\{ \sum_{k=1}^n Q'_k (z_k - z_{k-1}) \right\} \varepsilon_0 + \left\{ \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n Q'_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \right\} \mathbf{k}, \quad (16)$$

$$M = \left\{ \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n Q'_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \right\} \varepsilon_0 + \left\{ \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n Q'_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \right\} \mathbf{k}. \quad (17)$$

É de salientar a existência de “acoplamento” membrana-flexão, ou seja, esforços de membrana podem gerar deformações de flexão, bem como os esforços de flexão podem gerar deformações de membrana.

As equações (16) e (17) são representadas normalmente em forma matricial, aparecendo como

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_0 \\ \mathbf{k} \end{Bmatrix}, \quad (18)$$

onde aparecem a matriz rigidez de membrana

$$A = \sum_{k=1}^n Q'_k (z_k - z_{k-1}), \quad (19)$$

a matriz de acoplamento membrana-flexão

$$B = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n Q'_k (z_k^2 - z_{k-1}^2), \quad (20)$$

e a matriz de rigidez de flexão

$$D = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n Q'_k (z_k^3 - z_{k-1}^3). \quad (21)$$

2.4.2.2 Teorias Avançadas dos Laminados

A Teoria Clássica dos Laminados é uma aproximação de primeira ordem, baseada nas hipóteses cinemáticas da Teoria de Kirchhoff-Love. Contudo, em certos cenários e sobretudo para materiais ortotrópicos, os efeitos de corte transversal podem ser não desprezáveis. Nestas situações é importante considerar teorias de ordem superior que procuram modelar o efeito destes esforços no comportamento das placas. Por conseguinte, surgem as Teorias Avançadas dos Laminados, que se distinguem principalmente pelas hipóteses admitidas no que respeita à variação dos deslocamentos na direção z da espessura do laminado (Figura 2.13). Posto isto, estas teorias podem ser divididas em três grandes grupos.

- Teorias de Deformações Globais

Os deslocamentos são descritos por funções de z aplicáveis a toda a espessura do laminado, ou seja, $-h/2 \leq z \leq h/2$.

Nesta teoria o campo de deslocamentos escreve-se como

$$\begin{aligned} u(x, y, z) &= u_0(x, y) + \phi_1(x, y)z + \phi_2(x, y)z^2 + \dots + \phi_n(x, y)z^n \\ v(x, y, z) &= v_0(x, y) + \varphi_1(x, y)z + \varphi_2(x, y)z^2 + \dots + \varphi_n(x, y)z^n \\ w(x, y, z) &= w_0(x, y) + \psi_1(x, y)z + \psi_2(x, y)z^2 + \dots + \psi_n(x, y)z^n, \end{aligned} \quad (22)$$

Esta teoria é uma teoria de deformações globais de 1ª ordem, tendo como limitação, o facto de não considerar as deformações de corte transversal, podendo esta deficiência ser eliminada nas teorias de 1ª ordem utilizando

$$\begin{aligned} u(x, y, z) &= u_0(x, y) + \theta_x(x, y)z \\ v(x, y, z) &= v_0(x, y) + \theta_y(x, y)z \\ w(x, y, z) &= w_0(x, y), \end{aligned} \quad (23)$$

as rotações θ_x e θ_y neste caso não obedecem a (5), pois são definidas em igualdade entre o trabalho realizado pelos momentos fletores M_x e M_y e as componentes da energia de deformação correspondentes, isto é,

$$M_x \theta_x = \int_{-h/2}^{+h/2} \sigma_x u dz, \quad M_y \theta_y = \int_{-h/2}^{+h/2} \sigma_y v dz. \quad (24)$$

Tendo-se obtido o campo de deslocamentos (22) e posteriormente o tensor das deformações ε' através de

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x}, & \varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y}, & \gamma_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}, \\ \varepsilon_z &= \frac{\partial w}{\partial z}, & \gamma_{xz} &= \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x}, & \gamma_{yz} &= \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}, \end{aligned} \quad (25)$$

as tensões na camada k do laminado podem ser calculadas da equação (26)

$$\sigma' = C' \varepsilon' \quad (26)$$

dando

$$\sigma'_k = C'_k \varepsilon'. \quad (27)$$

As distribuições de tensões ao longo da espessura do laminado são dadas por

$$\tau_{xz} = - \int_{-\frac{h}{2}}^z \left(\frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} \right) dz \quad (28)$$

$$\tau_{xz} = - \int_{-\frac{h}{2}}^z \left(\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y}{\partial y} \right) dz. \quad (29)$$

- Teorias de Deformações Locais

Também designadas por “zig-zag”, em que os deslocamentos são aproximados por funções definidas localmente em cada camada do laminado. O campo de deslocamentos numa camada k de um laminado, por norma, é descrito através de

$$\begin{aligned}
u_k(x, y, z) &= \phi_{0,k}(x, y) + \phi_{1,k}(x, y)z + \phi_{2,k}(x, y)z^2 + \dots \\
&\quad + \phi_{n,k}(x, y)z^n, \\
v_k(x, y, z) &= \varphi_{0,k}(x, y) + \varphi_{1,k}(x, y)z + \varphi_{2,k}(x, y)z^2 + \dots \\
&\quad + \varphi_{n,k}(x, y)z^n, \\
w_k(x, y, z) &= \psi_{0,k}(x, y) + \psi_{1,k}(x, y)z + \psi_{2,k}(x, y)z^2 + \dots \\
&\quad + \psi_{n,k}(x, y)z^n,
\end{aligned} \tag{30}$$

com $h_{k-1} \leq z \leq h_k$ (Figura 18). Estas teorias garantem tanto as condições de continuidade dos deslocamentos bem como das tensões fora do plano, nas interfaces.

- Teorias de deformações Globais-Locais

Teorias que recorrem simultaneamente a funções globais e a funções locais para caracterizar o campo de deslocamentos. O campo de deslocamentos é obtido sobrepondo funções globais e funções locais. As teorias globais-locais usam geralmente campos de deslocamentos com a forma

$$\begin{aligned}
u_k(x, y, z) &= \phi_0(x, y) + \phi_1(x, y)z + \phi_2(x, y)z^2 + \phi_3(x, y)z^3 \\
&\quad + \phi_{p,k}(x, y)\xi_k^p + \phi_{q,k}(x, y)\xi_k^q \\
v_k(x, y, z) &= \varphi_{0,k}(x, y) + \varphi_{1,k}(x, y)z + \varphi_{2,k}(x, y)z^2 + \varphi_{3,k}(x, y)z^3 \\
&\quad + \varphi_{p,k}(x, y)\xi_k^p + \varphi_{q,k}(x, y)\xi_k^q, \\
w_k(x, y, z) &= w_0(x, y),
\end{aligned} \tag{31}$$

onde ξ_k é uma coordenada local na direção da espessura da camada k . Como é óbvio, o uso destas teorias na solução de problemas de interesse prático necessita a implementação prévia em programas de elementos finitos [11].

2.5 Modelação por Elementos Finitos

A solução exata das equações diferenciais parciais de segunda ordem que tipicamente governam o comportamento mecânico dos sólidos e estruturas, só é possível, em casos simples de geometria e carregamento. Em situações práticas de engenharia, as soluções podem ser obtidas recorrendo a métodos de aproximação em engenharia. De entre estes, refere-se o método de Galerkin, que dá origem ao Princípio dos Trabalhos Virtuais. Esta expressão representa o equilíbrio global do sólido, na sua formulação fraca, é a equação de base para o método dos elementos finitos. Nesta secção é apresentada uma definição do método de elementos finitos (MEF), os tipos de modelação existentes, bem como a plataforma escolhida para o desenvolvimento deste trabalho recorrendo ao código ANSYS Mechanical APDL [23].

O uso do método de elementos finitos, para a análise de estruturas, é pratica comum visto ser um procedimento numérico, que visa a transformação de problemas complexos num somatório de vários problemas simples. Ao mencionarmos análise de estruturas, faz-se referencia não só a estruturas no âmbito de engenharia civil, mas sim a quase todos os ramos de engenharia, contemplando estruturas navais, mecânicas, aeronáuticas entre outras [24, 25].

No caso particular do método de elementos finitos (MEF), é referenciado em várias obras, que a utilização mais antiga da designação de elemento finito data de 1960 e foi publicada pelo autor Ray Clough. Um sólido é discretizado pela soma de elementos que podem tomar a forma de triângulos (2D) e tetraedros (3D) ou ainda quadriláteros (2D) e hexaedros (3D).

2.5.1 Tipos de Modelação

Existem na prática de engenharia sete tipos de análises estruturais: análise estática; análise modal; análise harmónica; análise dinâmica transiente; análise espectral; análise de deformação; análise dinâmica explícita.

- Análise Estática – É utilizada na determinação de deslocamentos, tensões, etc. com condições de carga estática. Podemos realizar dois tipos de análises estáticas, a linear e a não linear, onde se enquadram como sendo não-linearidades a plasticidade, tensão, rigidez, grandes deformações, grandes tensões, híper-elasticidade, superfície de contacto, e fissuração.
- Análise Modal – É utilizada no cálculo das frequências naturais e modos de vibração de uma estrutura. Existem vários métodos para a extração de modos.

- Análise Harmónica – É utilizada na determinação da resposta de uma estrutura com cargas harmónicas variáveis no tempo.
- Análise Dinâmica Transiente – É utilizada na determinação da resposta de uma estrutura às cargas arbitrariamente variáveis no tempo. São permitidas todas as não-linearidades anteriormente mencionadas na análise estática.
- Análise Espectral – É uma extensão da análise modal, utilizada para calcular tensões e deformações devidas a um espectro de resposta ou uma contribuição de PSD (vibrações aleatórias).
- Análise de Deformação – É utilizada no cálculo das cargas de deformação e determina a forma de deformação. É possível realizar a análise da deformação linear e a análise de deformação não linear.
- Análise Dinâmica Explícita – O ANSYS prevê uma interface ao LS-DYNA, programa de elementos finitos utilizado no cálculo de soluções rápidas para cargas dinâmicas, grandes deformações e problemas de contacto complexos.

2.5.2 ANSYS Mechanical APDL

2.5.2.1 Linguagem APDL

A linguagem APDL (*ANSYS Parametric Design Language*) continua a ser um aspeto fundamental para a compreensão e utilização do código ANSYS de elementos finitos, ou seja, o conhecimento desta linguagem permite a cada utilizador do programa dominar uma série de funcionalidades inalteradas ao longo do tempo. Embora a empresa ANSYS, Inc. prime pelo desenvolvimento de interfaces do software, em paralelo com o melhoramento das rotinas de resolução do sistema de equações associado ao método dos elementos finitos, com o objetivo de fazer um pré-processamento mais rápido, como é o caso do ANSYS (estrutural), em que todas as suas funcionalidades de interface clássica têm sido transferidas de forma progressiva para a interface *Workbench*. Neste caso, para além de reduzir tempo, permite uma montagem dos modelos de maneira mais simples, o facto que se põem é que continua a ser uma mudança não realizada na totalidade. O que faz com que exista um leque de funcionalidades disponíveis na interface clássica, as quais não tiveram qualquer tipo de alterações/adaptações necessárias para integrar uma nova interface, o que faz da linguagem APDL fundamental para o conhecimento de modelação de elementos finitos.

Capítulo 3. Caso de Estudo

Neste capítulo vão ser apresentados alguns aspetos que se referem ao tipo de aeronave considerada neste estudo, modelo em que se baseia, bem como algumas especificações técnicas fornecidas pela empresa que apoiou este trabalho. Tal como a descrição detalhada de todo o modelo geométrico também vão ser descritos todos os materiais presentes na estrutura da asa, propriedades mecânicas e métodos de cálculo para distribuição de carga na asa e obtenção adaptada da mesma.

3.1 Geometria do Perfil da Asa

Neste ponto, vão ser expostos os aspetos associados ao perfil da asa que serviu de base, para a obtenção do perfil da asa em estudo, bem como, algumas das especificações utilizadas para o cálculo da nova asa, dados esses fornecidos pela empresa.

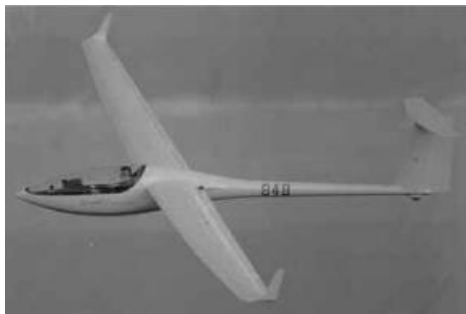
3.1.1 Modelo de Referência / Método de Stender

Por opção da EuroSport, foi escolhido o planador DG Flugzeugbau DG-800, da empresa Alemã Flugzeugbau, para servir de base ao desenvolvimento do perfil de asa existente no Crossover. Foram usadas determinadas especificações fornecidas no *site* da empresa Alemã (Tabela 3.1), para juntamente com o Método Stender se criar o que é hoje o perfil, presente na aeronave em estudo. Este método supõe que a distribuição das forças de sustentação ao longo da envergadura de uma aeronave é proporcional às áreas de uma asa imaginária, na qual as suas cordas são a média geométrica das cordas reais e das cordas de uma asa elíptica de mesma área e envergadura. Portanto as cordas de Stender são:

$$C_s = \sqrt{C_g \cdot C_e} \quad (32)$$

onde C_s denota a corda da asa de Stender, C_g é a corda da asa real e C_e é a corda da asa elíptica.

Tabela 3.1 – Características do modelo de planador de referência

DG Flugzeubau DG-800	
<u>Especificações</u> DG-800B/18.0 (15.0m em parêntesis)	<ul style="list-style-type: none"> - Envergadura: <i>Span</i> 18.0m/59.0ft (15.0m/49.2ft) - Área: 11.81sqm/127sqft (10.7sqm/115sqft) - Razão de Proporção: <i>Aspect ratio</i> 27.42 (21.07) - Airfoil Boermans DU-89-138/,root; DU-92-137/14, tip - Peso Vazio: <i>Empty Weight</i> 338kg/745lb (334kg/736lb) - Payload 187kg/412lb (191kg/421lb) - Água de lastro: <i>Water ballast</i> 100kg/220lb (100kg/220lb) - Peso Bruto: <i>Gross Weight</i> 525kg/1157lb - Carregamento de Asa: 44.45kg/sqm/9.11lb/sqft - Motor: <i>Engine</i> 37 kW/51 bhp MidWest AE 50 or 40 kW/55 bhp Oehler Solo 2625 - Estrutura: <i>Structure</i> CFRP/AFRP/GFRP
<u>Desempenho</u>	<ul style="list-style-type: none"> - L/D máx. 50 110kph/59 kt/ 68 mph (45 116kph/63 kt/71 mph) - Min Sink 0.50m/s /1.63fps /0.99 kt – 80kph /43kt /47mph (0.59m/s /1.92fps /1.14kt – 80kph /43kt /49mph)
<u>Curiosidades</u>	<ul style="list-style-type: none"> - País de origem Alemanha - Criadores Wilhelm Dirk e Axel Lenge - Número de assentos: 1 - Número nos E.U: 7
<u>Imagem DG-800</u>	

Combinado o modelo de referência com o método de Stender, foi desenvolvida uma asa com o perfil definido, através da junção das cordas, descritas no método. Perfil esse ilustrado nas Figuras 3.1 e 3.2.

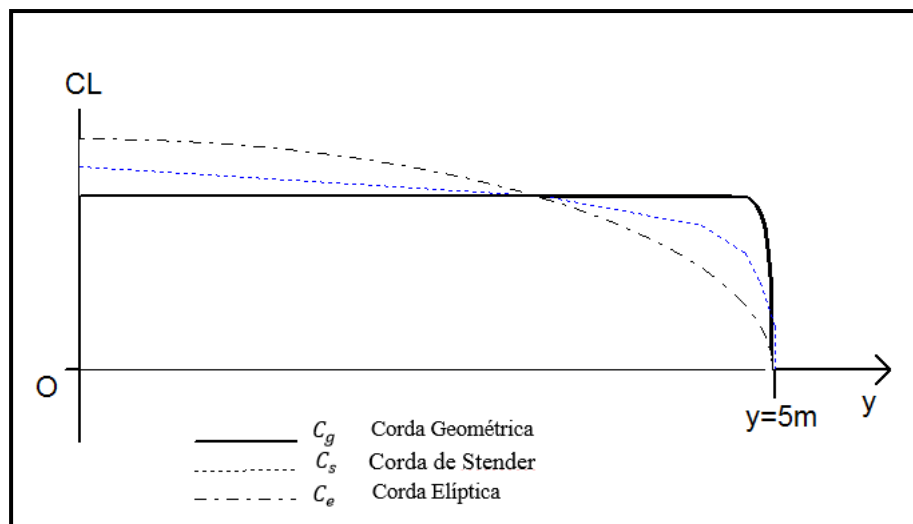


Figura 3.1 – Planta da semi-asa.

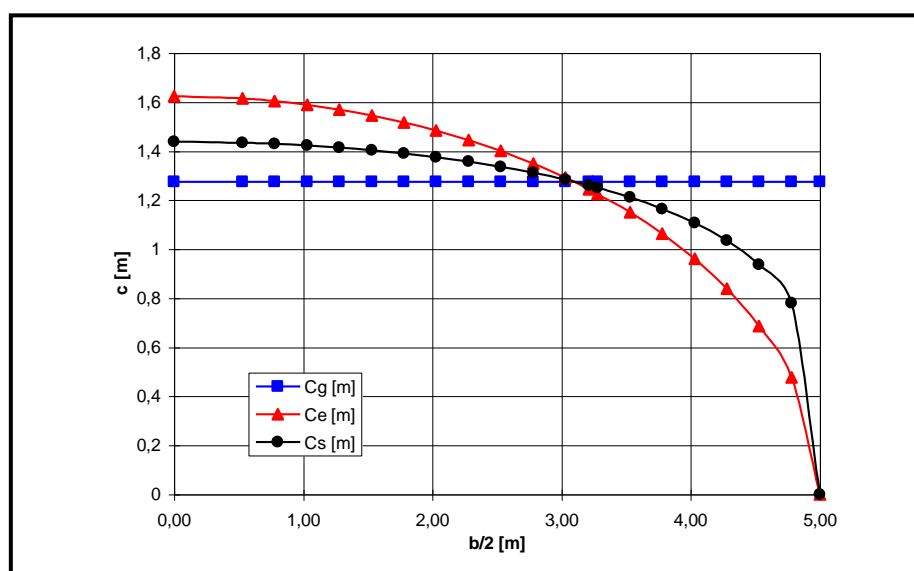


Figura 3.2 – Diagrama do cálculo da corda, pelo método de Stender.

Através da aplicação do método, foi possível pela empresa, desenvolver a Tabela 3.2, das várias distribuições de corda. Desta forma obtém-se o gráfico da corda final, bem como a equação que nos permite calcular a Força Equivalente, no ponto seguinte. Pela Figura 3.3, podemos ver a combinação das duas cordas (Asa elíptica e asa geométrica) e a corda de Stender (corda final da asa).

Tabela 3.2 – Distribuição de cordas, pelo método Stender

Distribuição de Corda de da Asa Elíptica (Ce)		Distribuição de Corda Asa DG (Cg)		Distribuição de Cordas de STENDER	
x	y	x	y	x	y
0	0,83073	0	0,87500	0	0,85258
0,3	0,83018	0,3	0,86257	0,3	0,84622
0,6	0,82854	0,6	0,85014	0,6	0,83927
0,9	0,82580	0,9	0,83771	0,9	0,83174
1,2	0,82195	1,2	0,82529	1,2	0,82361
1,5	0,81697	1,5	0,81286	1,5	0,81491
1,8	0,81084	1,8	0,80043	1,8	0,80562
2,1	0,80353	2,1	0,78800	2,1	0,79573
2,4	0,79502	2,4	0,77557	2,4	0,78524
2,7	0,78526	2,7	0,76314	2,7	0,77412
3	0,77421	3	0,75072	3	0,76237
3,3	0,76181	3,3	0,73829	3,3	0,74996
3,6	0,74799	3,6	0,72586	3,6	0,73685
3,9	0,73268	3,9	0,70931	3,9	0,72090
4,2	0,71577	4,2	0,69069	4,2	0,70312
4,5	0,69716	4,5	0,66523	4,5	0,68100
4,8	0,67669	4,8	0,63978	4,8	0,65798
5,1	0,65420	5,1	0,61432	5,1	0,63395
5,4	0,62947	5,4	0,58887	5,4	0,60883
5,7	0,60222	5,7	0,56341	5,7	0,58249
6	0,57210	6	0,53796	6	0,55477
6,3	0,53862	6,3	0,51250	6,3	0,52540
6,6	0,50110	6,6	0,48705	6,6	0,49403
6,9	0,45857	6,9	0,46159	6,9	0,46008
7,2	0,40946	7,2	0,43614	7,2	0,42259
7,5	0,35102	7,5	0,41068	7,5	0,37968
7,8	0,27740	7,8	0,38523	7,8	0,32690
8,1	0,16994	8,1	0,35977	8,1	0,24727
8,275	0,00000	8,275	0,34492	8,275	0,00000

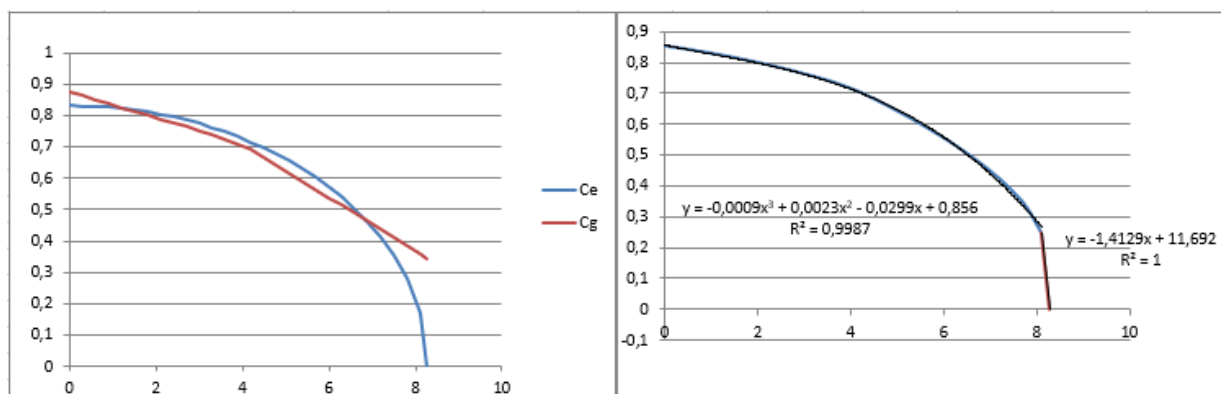


Figura 3.3 – Gráficos demonstrativos das cordas.

3.1.2 Carga Aplicada

Através da distribuição de corda final e de algumas propriedades pré-definidas pela empresa como a força-g e o peso do *Crossover* (que fornecem a força resultante), foi possível o cálculo do diagrama de forças, pelas várias secções da semi-asa. Na Tabela 3.4, estão apresentados os valores das forças por área correspondente a cada das secções da semi-asa e também o somatório das áreas e das forças (que têm que ser coerentes com a Tabela 3.3).

Tabela 3.3 – Quadro resumo de propriedades do *Crossover*

Características	
Força-g	4 g
Localização da Força Equivalente	3,35 m
Peso do <i>Crossover</i>	400 kg
Força de Sustentação por semi-asa	8000 N
S	5,39162 m ²

Tendo já sido calculado o diagrama de forças, podemos por fim obter a Carga, que cada secção da semi-asa vai ter de suportar, de forma a termos a força de sustentação (força resultante 8000 N), como parâmetro chave nas análises realizadas neste estudo, avaliando assim o comportamento dos materiais/estrutura da asa em voo.

Tabela 3.4 – Carga por secção

Por Secção:		Áreas [Δsi (m ²)]	Forças [Li (N)]	Carga [Pa]
a= 0	b= 1	0.84159	1247.0	1481.74
a= 1	b= 2	0.81314	1204.9	1481.74
a= 2	b= 3	0.78119	1157.5	1481.74
a= 3	b= 4	0.74034	1097.0	1481.74
a= 4	b= 5	0.68519	1015.3	1481.74
a= 5	b= 6	0.61034	904.4	1481.74
a= 6	b= 7	0.51039	756.3	1481.74
a= 7	b= 8,1	0.40943	606.7	1481.74
a= 8.1	b= 8.275	0	11.0	-
Somatório		5.39162	8000.0	≈ 1500

O resultado é uma carga uniformemente distribuída pelas secções da semi-asa, que em termos analíticos, se vai traduzir numa pressão constante a ser aplicada de ≈ 1500 Pa. Este parâmetro é de grande importância, isto porque, é uma das condições que assegura a viabilidade da estrutura e nos garante a força de sustentação que os materiais vão ter em voo real.

3.1.3 Componentes da Asa

3.1.3.1 Materiais

Os materiais utilizados para a construção da asa, foram escolhidos de acordo com o perfil da asa e as condições impostas para o bom funcionamento da mesma, tendo em conta os diversos materiais disponíveis no mercado e as suas propriedades mais específicas. São de seguida (ver resumo na Tabela 3.5) expostas as características de cada material escolhido, bem como a distribuição de cada laminado pelas várias secções constituintes da asa.

Tabela 3.5 – Propriedades dos materiais utilizados na construção da asa

Materiais	Propriedades								
	Módulo de Young (Pa)			Módulo de Corte/Rigidez (Pa)			Coeficiente de Poisson		
	Ex	Ey	Ez	Gxy	Gyz	Gxz	PRxy	PRyz	PRxz
F. de Carbono	9.15E+10	5.03E+09	5.03E+09	2.27E+09	2.27E+09	2.27E+09	0.28	0.0154	0.0154
F. de Vidro	3.53E+10	4.94E+09	4.94E+09	2.31E+09	2.31E+09	2.31E+09	0.26	0.0364	0.0364
Pultrudidos	1.39E+11	8.76E+09	8.76E+09	3.73E+09	3.73E+09	3.73E+09	0.28	0.0177	0.0177
Manta	7.62E+09	7.62E+09	7.62E+09	1.60E+09	1.60E+09	1.60E+09	0.33	0.33	0.33
PVC	8.00E+08	5.00E+08	5.00E+08	2.40E+08	2.40E+08	2.40E+08	0.38	0.38	0.38
Madeira	1.51E+10	1.91E+09	1.01E+09	1.35E+09	1.17E+09	2.47E+08	0.4706	0.5862	0.0507

A avaliação das tensões e deformações sempre é feita em função de certas condições de solicitação do material. Após o cálculo dessas variáveis existe a necessidade de confrontar os valores encontrados com certas quantidades limites pré-estabelecidas para verificar o estado em que o material, se encontra, após as solicitações que venha a sofrer. Por outras palavras, é necessário identificar os valores de tensão e deformação que levarão o material a uma falha/rotura. Para ser possível analisar essa possível falha/rotura nos materiais é necessário definir os critérios de rutura para cada material compósito. No caso dos materiais compósitos requer em geral a avaliação das tensões de resistência em vários estados de tensão simples como tração, compressão e corte nas várias direcções materiais. Na Tabela 3.6 são resumidas essas propriedades para os materiais considerados neste estudo.

Tabela 3.6 – Propriedades de resistência mecânica

Materiais					
Resistência	Fibra de Carbono	Fibra de Vidro	Pultrudidos	Manta	PVC
Tração X (Pa)	6.00E+08	1.06E+09	1.71E+09	9.70E+07	2.00E+06
Compressão X (Pa)	-5.70E+08	-6.10E+08	-8.55E+08	-9.70E+07	-1.45E+06
Tração Y (Pa)	6.00E+08	3.10E+07	1.35E+11	9.70E+07	6.60E+07
Compressão Y (Pa)	-5.70E+08	-1.18E+08	-1.18E+11	-9.70E+07	-1.04E+08
Tração Z (Pa)	6.00E+08	3.10E+07	1.35E+11	9.70E+07	6.60E+07
Compressão Z (Pa)	-5.70E+08	-1.18E+08	-1.18E+08	-9.70E+07	-1.04E+08
Corte XY (Pa)	9.00E+07	7.20E+07	6.12E+07	9.70E+07	1.20E+06
Corte YZ (Pa)	9.00E+07	7.20E+07	6.45E+09	9.70E+07	3.00E+07
Corte XZ (Pa)	9.00E+07	7.20E+07	6.45E+09	9.70E+07	3.00E+07

3.1.3.2 Secções

A característica mais importante num material compósito é a configuração dos seus laminados. Cada lâmina pode ser feita de diferentes materiais, com propriedades que podem ser ortotrópicas e pode ainda ter orientação principal das suas fibras diferenciadas. Para compósitos laminados, a direção das fibras, determina a orientação de cada lâmina.

É fundamental, caracterizar cada umas das propriedades das lâminas, de maneira a obtermos a configuração do laminado.

- Identificação geral das Secções

Na Figura 3.4 ilustra-se a configuração de uma asa e os elementos constituintes principais que serão descritos nas secções seguintes.

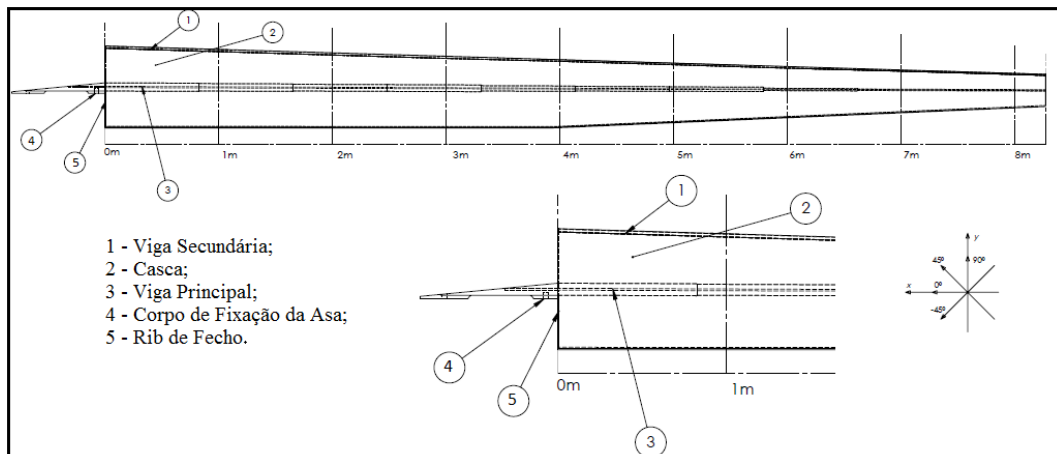


Figura 3.4 – Panorama geral das secções constituintes da semi-asa.

- Viga Secundária

Os primeiros laminados a serem caracterizados fazem parte da constituição da viga secundária e são denominados por laminado A e laminado B. No seguinte esquema (Figura 3.5) serão apresentados os referidos laminados e o seu posicionamento na viga.

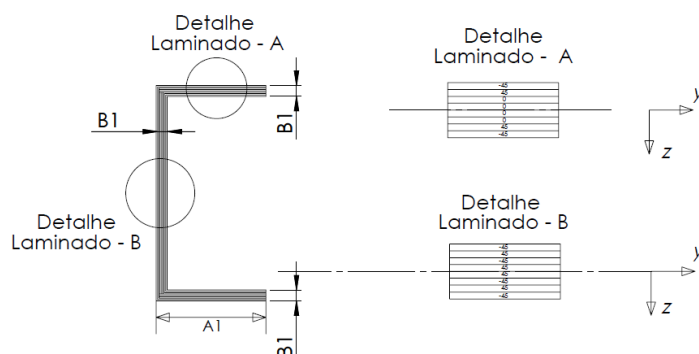


Figura 3.5 – Representação da viga secundária.

Inicialmente, é identificado o laminado A como sendo um laminado multidirecional, tendo como orientação de fibras $[-45^\circ/+45^\circ/0_2]_s$ e sendo apenas composto por fibras de carbono. Já o laminado B é também um laminado constituído apenas por fibras de carbono, mas neste caso a orientação das fibras é $[(-45^\circ/+45^\circ)_2]_s$. Os laminados constituintes da viga secundária vão ser distribuídos ao longo de todo o comprimento da viga, variando em termos de espessura e de algumas propriedades como podemos verificar na seguinte tabela (Tabela 3.7)

Tabela 3.7 – Propriedades do laminado

	Propriedades Lâmina: -45° , 45° e 0°									
	A1 mm	B1 mm	Vf	E1 GPa	ν_{12}	ν_{21}	E2 GPa	G12 GPa	Gramagem g/m ²	Espessura Lâmina mm
Dos 0m aos 4m	20	2.09	0,45	91,54	0,28	0,0154	5,033	2,27	200	0,26125
Dos 0m aos 7m	15	1,57	0,45	91,54	0,28	0,0154	5,033	2,27	150	0,19625
Dos 7m aos 8,275m	10	1,05	0,45	91,54	0,28	0,0154	5,033	2,27	100	0,13125

Segundo a Tabela 3.7, podemos verificar que vai se alterando a espessura das lâminas, bem como, a gramagem das mesmas e que tanto no laminado A como no laminado B a sua dimensão vai diminuindo ao longo do comprimento.

- Casca

Na casca temos apenas presente um único laminado, laminado esse que a vai formar, tendo ele a denominação de laminado de casca. O laminado de casca é um laminado em sanduíche tendo presente na sua constituição dois materiais distintos, onde temos como núcleo o PVC e como camadas exteriores as fibras de vidro. A sua orientação é $[-45^\circ/+45^\circ/0]_s$ e podemos ver a sua representação no esquema da Figura 3.6.

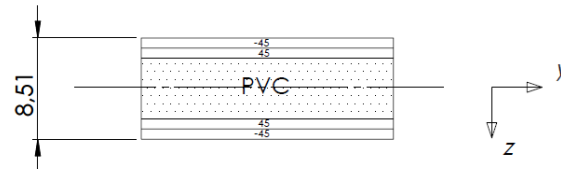


Figura 3.6 – Representação da casca.

Tabela 3.8 – Propriedades do laminado

Propriedades PVC		Propriedades Lâmina: $-45^\circ, 45^\circ$						
Espessura mm	Vf	E1 GPa	ν_{12}	ν_{21}	E2 GPa	G12 GPa	Gramagem g/m ²	Espessura Lâmina mm
8	0.45	35.29	0.26	0.0364	4.94	2.3084	160	0.1275

Segundo a Tabela 3.8, verificamos que em toda a casca o laminado não vai sofrer qualquer tipo de alteração mantendo assim as suas características constantes.

- Viga Central

Na viga central da asa temos o maior conjunto de laminados, sendo eles, os laminados C, D e E onde a sua disposição será apresentada no seguinte esquema da Figura 3.7.

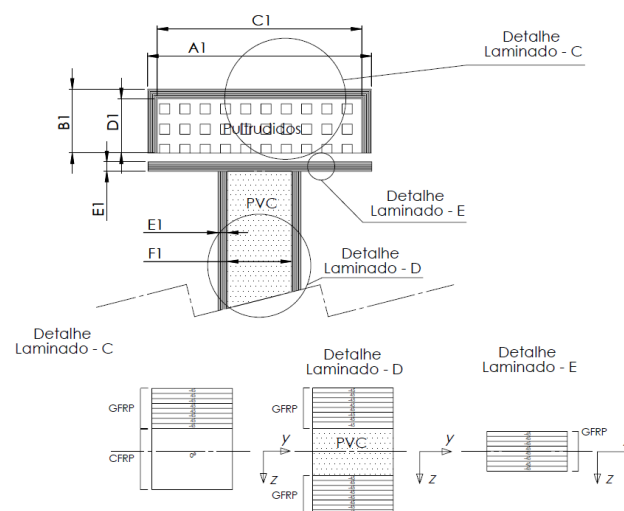


Figura 3.7 – Representação da viga central.

Podemos verificar que todos os laminados presentes na viga central são multidirecionais, tendo como particularidade que o laminado D é um laminado em sanduíche tendo o seu núcleo em PVC e como camadas exteriores temos a fibra de vidro, compondo a alma desta viga e a sua orientação é $[(-45^\circ/+45^\circ)_2/(+45^\circ/-45^\circ)_2/0]_s$. Já a formar o banzo temos o laminado C e E que em termos de materiais são formados pela fibra de vidro, fibra de carbono e por pultrudidos e sendo multidirecionais têm como orientações respetivamente $[(-45^\circ/+45^\circ)_2]_s+[0]$ e $[(-45^\circ/+45^\circ)_2]_s$. A Tabela 3.9 resume a natureza dos materiais compósitos presentes na viga principal. Podemos verificar pelos valores apresentados na Tabela 3.9, referentes às características da viga central, que o único aspeto a se ter em atenção é uma redução acentuada da espessura das lâminas, na passagem da secção F para a secção G.

Tabela 3.9 – Propriedades dos laminados

		Geometria (mm)						Propriedades Lâmina: -45°, 45° (GFRP)								Propriedades Lâmina: 0° (CFRP)							
		A1	B1	C1	D1	E1	F1	v _f	E1	E2	G12	u12	u21	gramagem	espessura Lâmina (mm)	v _f	E1	E2	G12	u12	u21	gramagem	espessura Lâmina (mm)
Secção A	0m aos 0.8275m	71.28	10.84	68.2	9.3	1.54	8	0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	225	0.1925	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		9.3
Secção B	0.8275m aos 1.655m	65.08	10.84	62	9.3	1.54		0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	225	0.1925	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		9.3
Secção C	1.655m aos 2.4825m	55.88	10.84	55.8	9.3	1.54		0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	225	0.1925	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		9.3
Secção D	2.4825m aos 3.31m	55.88	7.74	55.8	6.2	1.54		0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	225	0.1925	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		6.2
Secção E	3.31m aos 4.1375m	46.48	7.74	43.4	6.2	1.54		0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	225	0.1925	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		6.2
Secção F	4.1375m aos 4.965m	40.28	7.74	37.2	6.2	1.54		0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	225	0.1925	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		6.2
Secção G	4.965m aos 5.7925m	39.26	4.12	37.2	3.1	1.03		0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	150	0.13	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		3.1
Secção H	5.7925m aos 6.62m	20.66	4.13	18.6	3.1	1.03		0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	150	0.13	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		3.1
Secção I	6.62m aos 7.4475m	14.46	4.13	12.4	3.1	1.03		0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	150	0.13	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		3.1
Secção J	7.4475m aos 8.1m	14.46	4.13	12.4	3.1	1.03	▽	0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	150	0.13	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		3.1
Secção K	8.1m aos 8.275m	14.46	4.13	12.4	3.1	1.03	2.5	0.45	35.29	4.94	2.3084	0.26	0.0364	150	0.13	0.69	138.87	8.76	3.73	0.28	0.0177		3.1

- Corpo de fixação da asa

O corpo de fixação da asa consiste num elemento reforçado de ligação entre as semi-asas e de ligação à fuselagem, tendo como base a madeira e sendo revestido pelo laminado designado por laminado F. Este laminado é multidirecional e a sua orientação é $[(-45^\circ/+45^\circ)_2]_s$ incorporando também duas laminas de manta, e é constituído por fibra de vidro (ver Figura 3.8).

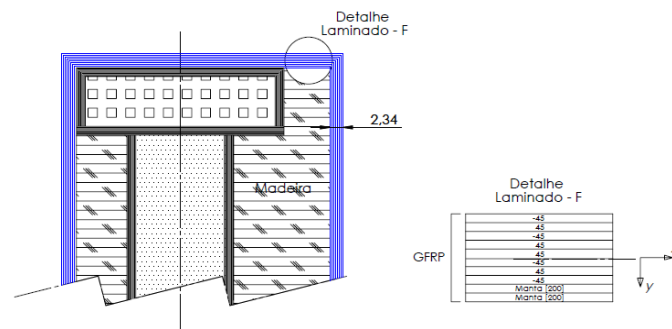


Figura 3.8 – Representação do corpo de fixação da asa.

Um aspeto a ser referido pela análise do esquema da Figura 3.8, é o facto de para além da aplicação do laminado F, todos os restantes laminados são iguais à secção A (0m) indicado em cima na viga central. Na Tabela 3.10 podemos verificar as propriedades do novo laminado, bem como da manta que vai ser também aplicada.

Tabela 3.10 – Propriedades do laminado e manta

Lâmina	V_f	$E1$ GPa	ν_{12}	ν_{21}	$E2$ GPa	$G12$ GPa	Gramagem g/m ²	Espessura Lâmina mm
Lâmina -45°, 45°	0.45	35.29	0.26	0.0364	4.94	2.3084	225	0.1925
Manta	0.19	7.62	0.33	0.33	7.62	1.60	200	0.4

- Rib de Fecho

O Rib de fecho vai ser constituído apenas pelo laminado designado de G, formado por fibra de vidro e é um laminado multidirecional com orientação de $[(-45^\circ/+45^\circ)_2]_s$.

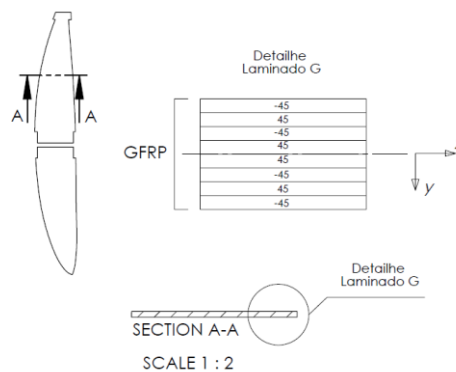


Figura 3.9 – Representação do Rib de fecho.

As propriedades deste laminado são iguais as do laminado E.

3.1.4 Geometria Final do Perfil de Asa a ser Modelado

Depois de todos os cálculos efetuados pela empresa e pela escolha e distribuição de todos os materiais, o modelo final da semi-asa apresentada para modelação é o modelo representado na Figura 3.10, onde está representado o perfil final da semi-asa.

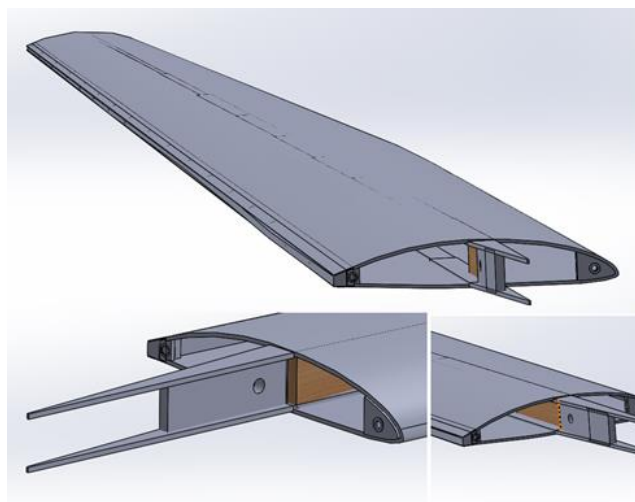


Figura 3.10 – Perfil final da semi-asa.

Com o modelo final da semi-asa pronto, e já todo caracterizado, procedeu-se à importação do modelo de *SolidWorks*³², mas contendo apenas a parte da casca, para o programa Ansys que fornecerá a análise de elementos finitos deste modelo. A Figura 3.11 representa a casca importada, onde posteriormente se eliminaram todos os volumes ficando apenas no programa Ansys as áreas da parte interior da casca. Através de linguagem APDL é modelado a parte geométrica da asa e criação do modelo de elementos finitos, para que finalmente o programa procedesse à modelação da semi-asa representada na Figura 3.10.

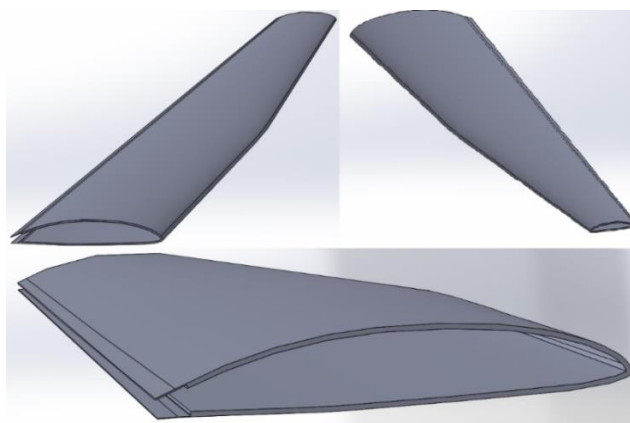


Figura 3.11 – Representação da semi-asa através de um modelo geométrico de casca.

³² SolidWorks – é um *software* de CAD (computer-aided design – Desenho assistido por computador) [34]

Capítulo 4. Modelação por Elementos Finitos da Semi-Asa e Análise de Resultados

Neste capítulo, são apresentados os modelos de elementos finitos construídos durante este estudo bem como os respetivos resultados. As análises realizadas tiveram duas fases distintas, em que, na primeira fase foram testadas ferramentas de simulação com materiais compósitos presentes no Ansys. Numa segunda fase foram gerados e avaliados dois modelos de semi-asa. O primeiro modelo considera apenas um encastramento simples, bastante conservador, e sem a presença de Rib de fecho da asa. No segundo modelo, há uma análise com um Rib simplificado e por fim é realizada uma análise que consiste no modelo mais aproximado à realidade em que temos o encastramento/fixação da semi-asa em três pontos de fixação.

Em seguida, apresenta-se em formato visual/ gráfico as análises realizadas, bem como, as análises realizadas impondo apenas uma carga constante que neste caso é uma pressão uniformemente distribuída na casca. Nestas análises apenas foram estudados o tipo de encastramento, do mais conservador possível para um tipo de encastramento mais realista e aproximado com ao caso em estudo, com apenas ligeiras mudanças.

Começa-se por verificar, no caso mais conservador, a viabilização do modelo bem como as implicações de uma semi-asa totalmente encastrada ao longo da casca. De seguida procede-se a uma análise em que o encastramento da casa da semi-asa não é total quando nos referimos à casca, mas a viga principal está completamente encastrada, o que nos dará uma noção de como a semi-asa reage se apenas se considerar o suporte na viga; por terceira e última análise considera-se a situação mais realista em que o encastramento da semi-asa se dá fixando três zonas distintas em que temos apoios na viga, banzos e respetivos pontos de apoio localizados no Rib de fecho da semi-asa. É neste modelo que podemos verificar o comportamento da semi-asa numa análise mais realista e que corresponde praticamente ao que existe na realidade, onde poderemos ver a reação de toda a estrutura ao ser sujeita a uma carga uniformemente distribuída por toda a casca e com pressão correspondente à pressão máxima necessária para o bom funcionamento da mesma, já com a consideração de fatores de segurança que garantam com toda a certeza o bom funcionamento do aparelho.

4.1 Primeira Etapa – Estudos Preliminares

Nesta 1ª etapa são apresentadas as análises a alguns materiais compósitos que constituem as diferentes secções da estrutura da semi-asa, que tem como principais objetivos providenciar um treino com as ferramentas de simulação, permitindo:

- uma avaliação preliminar dos materiais;
- uma avaliação preliminar quanto ao funcionamento das ferramentas de simulação do Ansys.

Esta etapa contempla laminados presentes em várias secções da estrutura em estudo, começando pelo laminado A, que faz parte da viga secundária, constituído por camadas orientadas quer a $-45^\circ/+45^\circ$ como a 0° apenas de Fibra de Carbono. O segundo Laminado presente nesta análise é o laminado casca: este laminado combina dois materiais em sanduíche, a Fibra de Vidro e o PVC, sendo que a Fibra de Vidro tem orientação $-45^\circ/+45^\circ$ e o PVC de 0° (isotrópico). Por último, expomos o Laminado C, constituído também ele por Fibra de Vidro orientada $-45^\circ/+45^\circ$ em diversas camadas e por Pultrudidos apenas com uma camada com maior espessura orientada a 0° . Representados na Figura 4.1, estão os três laminados, que fazem parte de diferentes secções, presentes na estrutura.

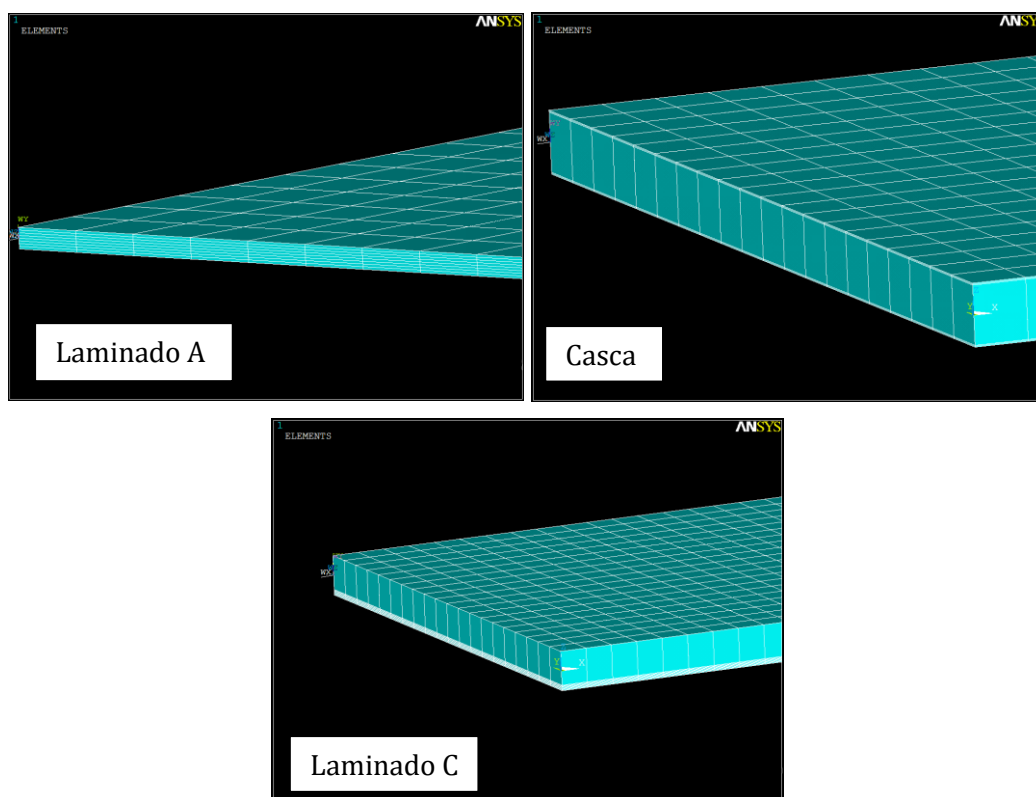


Figura 4.1 – Representação dos Laminados A, Casca e C, em análise

Todos os laminados em estudo, têm a geometria de placas quadrangulares (15x15 cm), em que foi usado o elemento finito tipo casca (SHELL281). Este elemento é usado para aplicações em camadas para modelar cascas compostas ou construção em sanduíche, adequado aos materiais compostos utilizados. Foi criada uma malha e aplicada uma pressão de 500 Pa. Todos os aspetos que respeitam os laminados, como a sua espessura, propriedades e critérios de rotura, são já descritos anteriormente, quando se caracterizam os diferentes laminados (Ponto 3.1.2.2). Na Figura 4.2 ilustra-se as condições de fronteira aplicadas que consistiram na restrição de todos os graus de liberdade de alguns nós e a pressão aplicada.

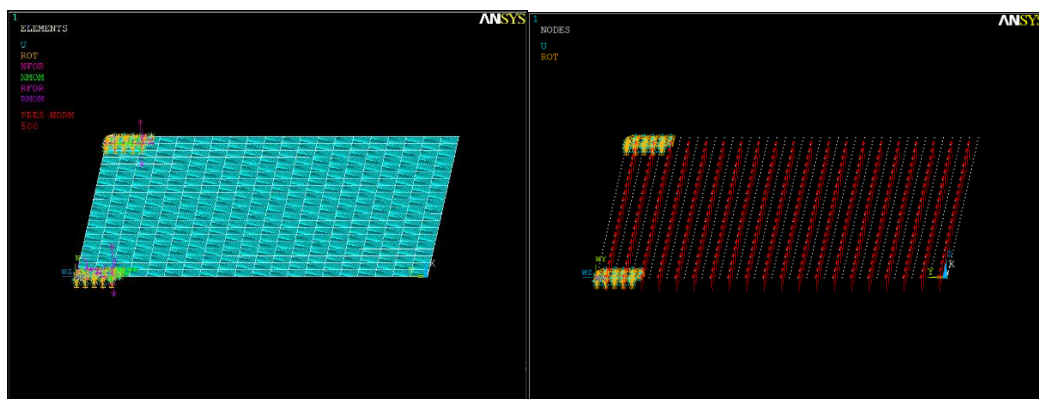


Figura 4.2 – Representação do encastramento e pressão aplicada nos três laminados

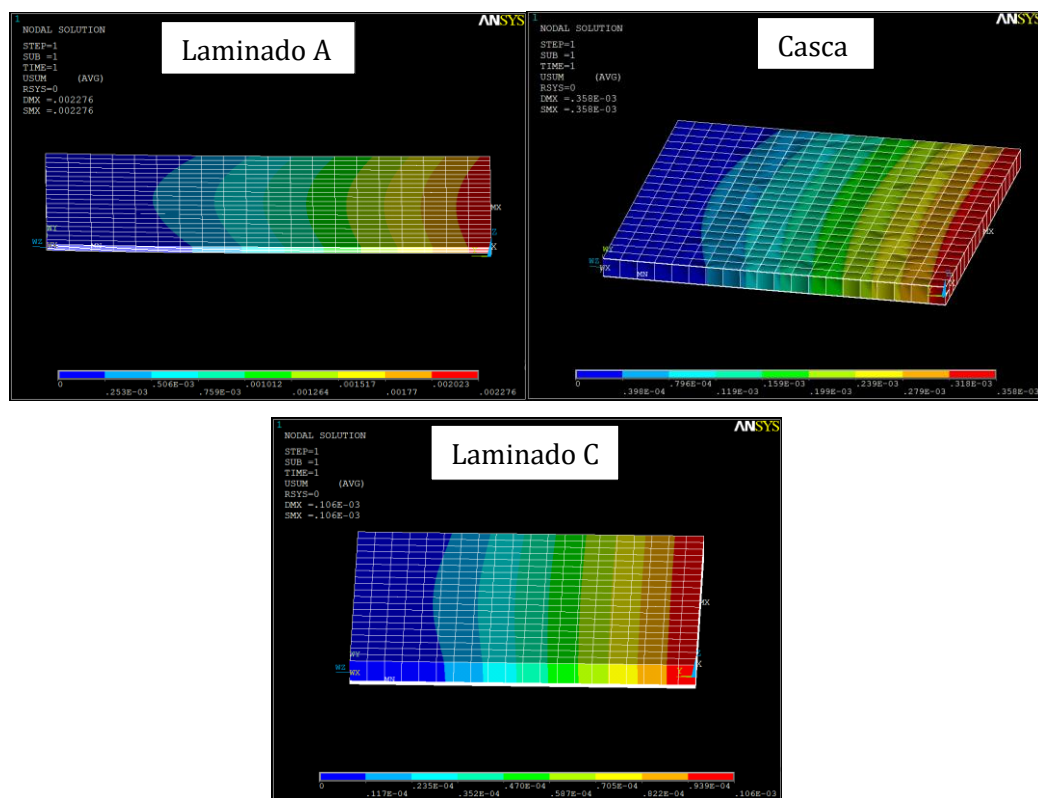


Figura 4.3 – Representação dos deslocamentos, dos vários laminados em análise

Impostas as condições de encastramento e a pressão aplicada, podemos observar pela Figura 4.3, que os laminados não sofreram grandes deslocamentos, dando uma boa resposta quanto ao comportamento dos mesmos em situações de carregamento, de seguida foi executada uma análise quanto ao critério de rutura, tendo por base a Teoria do Critério de Tensão Máxima. Pela análise dos resultados, concluímos que os locais de maior concentração de tensões, são justamente nas zonas de encastramento, o que é perfeitamente espectável. Pela observação da Figura 4.4, e comparando os três laminados, constatamos que os laminados A e C, não sofrem tanta concentração de tensões. Pelo contrário o laminado de casca apresenta zonas com grande concentração de tensões. Isto prende-se com o facto de tanto o laminado A como o laminado C, fazerem parte das vigas, secções que sustentam grande parte dos esforços que a asa vai ter de suportar no desempenho das suas funções. Por outro lado, espera-se que a asa tenha um grande deslocamento e por isso faz sentido que a casca não seja de um laminado tão resistente, para ser possível deformar sem que haja rotura do material.

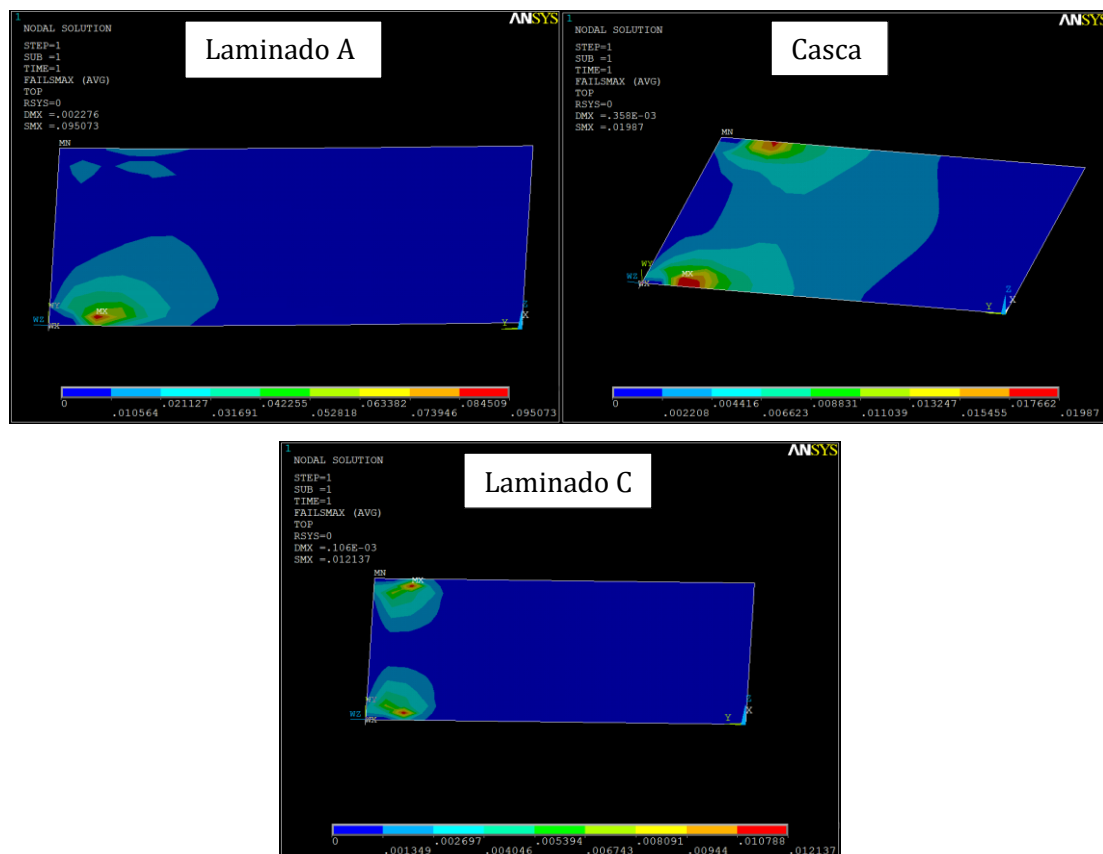


Figura 4.4 – Soluções Nodais – Critério de Tensão Máxima

De uma forma geral, os laminados em foco, responderam bem a este primeiro exercício de simulação. Com estas simulações preliminares demonstra-se a capacidade do programa em executar simulações de estruturas com materiais compósitos, em termos de disponibilidade das ferramentas numéricas necessárias. Sendo já utilizado o Critério de Tensão Máxima, para que desta forma vá de encontro à análise que será realizada nos modelos da semi-asa.

4.2 Segunda Etapa – Simulação da Semi-asa com Condições Fronteira de Encastramento Diversas

Na 2ª etapa da simulação do estudo, vão ser construídos dois modelos de semi-asa distintos, começando por um modelo totalmente conservador, e passando para um modelo que através de duas partes, vai se aproximando o mais possível com a realidade. Aqui os objetivos principais são:

- Avaliar num 1º modelo a viabilidade da estrutura em si, bem como, da simulação;
- Avaliar num 2º modelo a viabilidade da semi-asa em estudo, de maneira, a ser garantido o bom funcionamento da mesma na realidade, incluindo o elemento estrutural de fecho da semi-asa, o rib.

4.2.1 Primeiro Modelo – Encastramento Simples

Este primeiro modelo foi concebido com o único objetivo de comprovar a viabilidade da estrutura da semi-asa desenvolvida. Com foco neste objetivo, optou-se por encastrar todo o perfil da raiz (*Wing Root Rib*) bem como a viga central garantindo, desta forma, um modelo conservador em que existe as condições de fronteira suficientes para uma estrutura estaticamente determinada. Asseguramos que, os resultados provenientes das análises realizadas, assentam numa geometria bem desenvolvida.

Na Figura 4.5 a), está representada a geometria da semi-asa através de superfícies; já na Figura 4.5 b) está representada a malha de elementos finitos que foi construída com elementos de casca. Nesta última figura, podemos visualizar as espessuras dos laminados presentes na asa e as suas distribuições por toda a envergadura da mesma, assim como o posicionamento relativo dos eixos dos laminados.

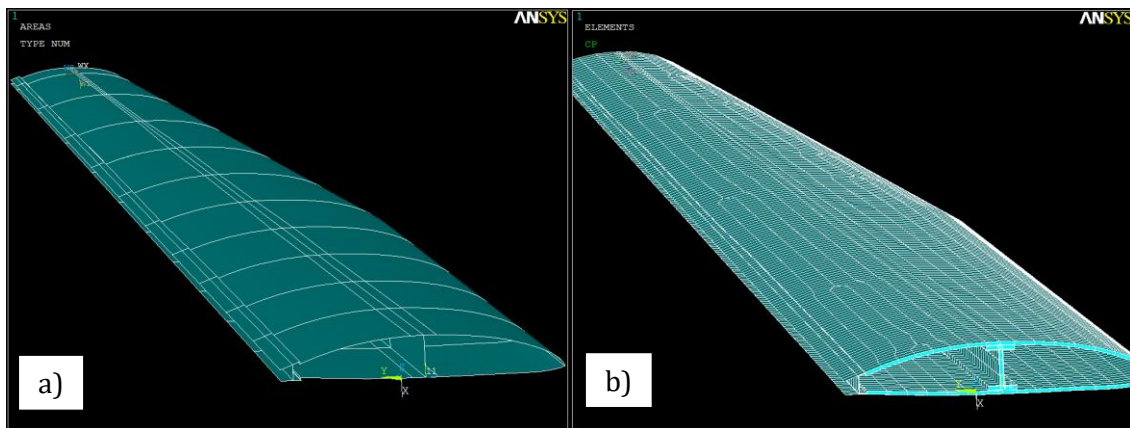


Figura 4.5 – Representação gráfica da fixação da raiz da semi-asa.

Durante o processo de modelação da geometria, é de salientar, a necessidade que houve de se criarem ligações rígidas entre toda a secção da casca e as partes que integram a viga secundária, isto porque, existia um “gap”³³ em que a continuidade da geometria não era assegurada, e para colmatar esta questão, foram usadas as referidas ligações fazendo com que a geometria fosse uniforme (Figura 4.6).

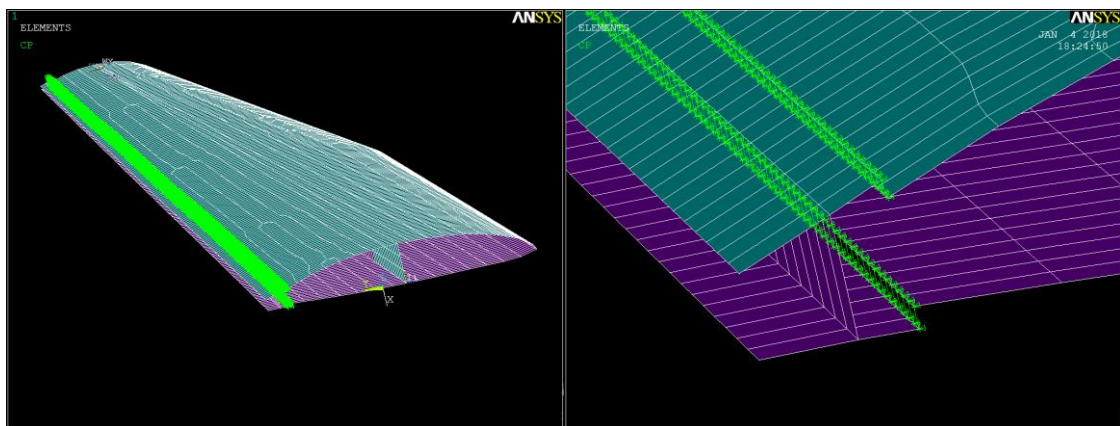


Figura 4.6 – Ligações rígidas entre casca e viga secundária

³³Gap – estrangeirismo usado para descrever lacuna/descontinuidade

De seguida, representado na Figura 4.7, está representado toda a raiz da asa fixa, através de encastramentos simples pelos vários nós que formam todo o perfil da raiz, garantindo desta forma que nesta zona da estrutura não existem quaisquer deslocamentos estruturais, ou seja, os deslocamentos em x , y e z ficaram definidos como zero.

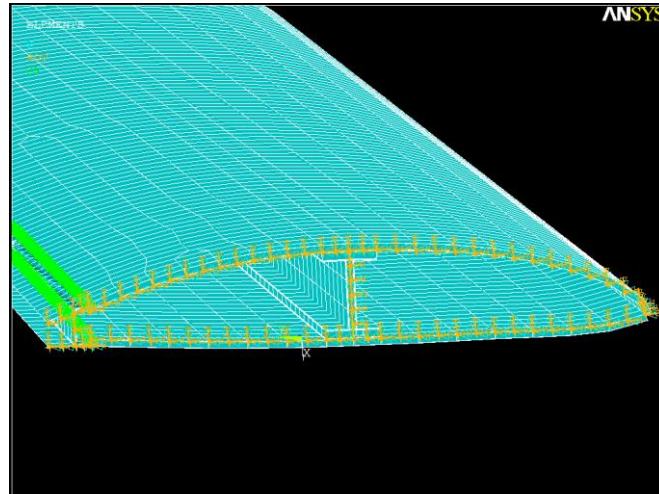


Figura 4.7 – Representação gráfica da fixação da raiz da semi-asa.

Para além do que já foi referido, também aqui se pode ver a fixação da viga central que juntamente com o perfil da raiz garantem o suporte para a realização da análise. Garantido todo o encastramento e geometria do modelo, é aplicada uma carga constante que neste caso será uma pressão distribuída em toda a superfície superior da casca da semi-asa, simulando a carga que a asa teria de suportar em voo plano (Figura 4.8). A pressão aplicada é de 1500 Pa correspondendo a uma resultante de 8000 N (força de sustentação – ponto 3.1.2).

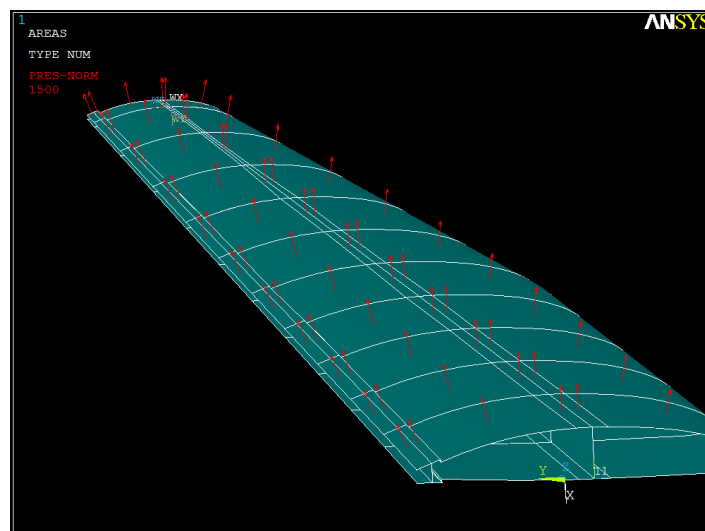


Figura 4.8 – Representação gráfica da pressão aplicada à semi-asa.

Depois de todos os parâmetros devidamente definidos e aplicados, procede-se à análise estática por elementos finitos. Esta análise vai dar uma primeira noção de quais poderão ser os deslocamentos que a asa vai sofrer, bem como possíveis pontos críticos, sendo que o ponto-chave será verificar se a estrutura em si, vai suportar esta primeira carga, nestas condições de ensaio. É de salientar que sendo uma asa de grande envergadura, baseada nas asas de planadores, sofre grandes deslocamentos (Figura 4.9).



Figura 4.9 – Deslocamento normal da asa de planador em voo

Aplicadas estas condições, os deslocamentos sofridos na asa resultaram como ilustrado na Figura 4.10. Constatamos de imediato que para a pressão de 1500Pa, a semi-asa sofre um grande deslocamento na sua ponta (*Wing Tip Rib*), sendo que o seu deslocamento máximo é de 1,34 metros, aproximadamente, o que representa uma grande flexibilidade da asa.

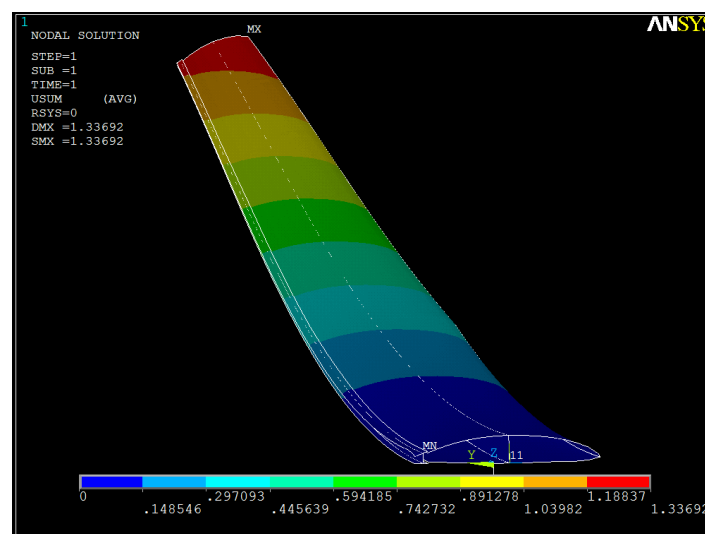


Figura 4.10 – Campo de deslocamentos da semi-asa.

Tendo já sido definido o critério de rotura para cada material presente na estrutura, procedemos a uma análise com o Critério de Tensão Máxima, que afirma que as tensões aplicadas nas direções principais de simetria do material devem ser menores que as respetivas resistências (ver Figura 4.11).

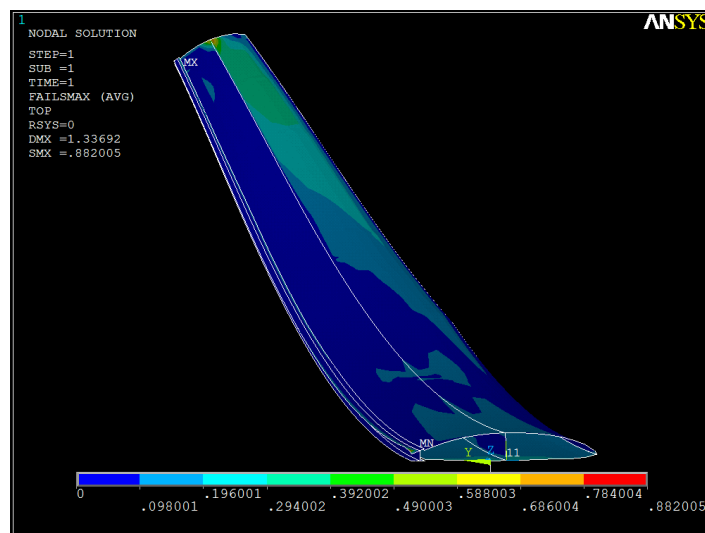


Figura 4.11 – Solução nodal – Índice do critério da tensão máxima.

Podemos observar na Figura 4.11, que a ponta da semi-asa tem o maior índice de rotura, não sendo, no entanto, observada uma tensão crítica, que comprometa a segurança da estrutura, neste caso, para uma análise estática de sustentação da semi-asa.

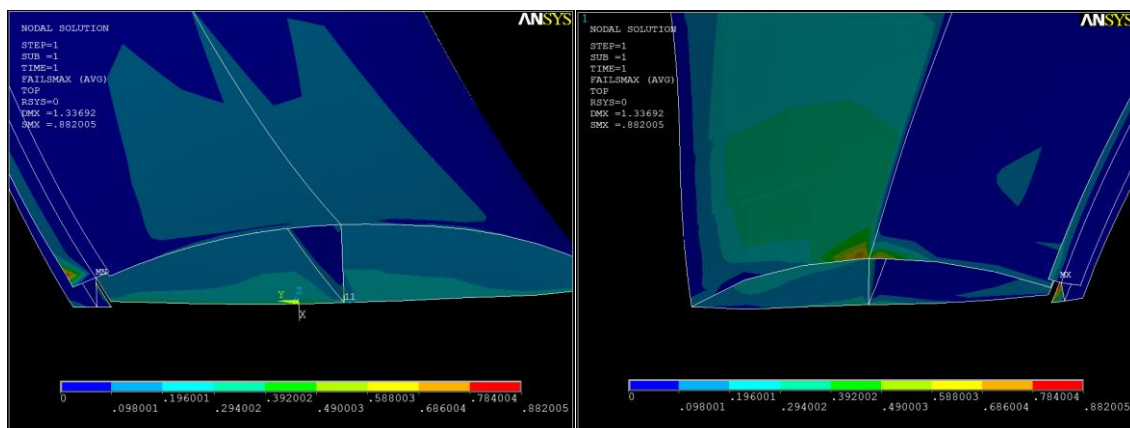


Figura 4.12 – Solução nodal detalhe das zonas de acumulação de tensões

Fazendo uma reflexão geral, sobre a análise deste modelo, podemos concluir o bom funcionamento estrutural da semi-asa, pois os resultados obtidos não foram críticos, não existindo nada de específico a ser mudado ou melhorado, nesta primeira abordagem.

4.2.2 Segundo Modelo – Encastramento com presença de Rib

No segundo modelo vamos ter a presença do Rib de fecho, sendo que em termos de análise vamos contemplar duas abordagens distintas:

- a) Abordagem contempla análise com o Rib de fecho simplificado;
- b) Abordagem contempla análise mais fidedigna, quanto ao modelo real da semi-asa, onde serão fixos 3 pontos específicos, correspondendo 2 deles aos pinos de apoio da semi-asa em relação ao corpo da aeronave, e o último ponto referente à viga central e banzos, que sustêm toda a envergadura da asa.

MODELO 2 - a)

Na primeira abordagem, temos então a criação do Rib de Fecho, secção chave para a rigidez de toda a zona de suporte de encastramentos. Na Figura 4.13 está ilustrada essa nova secção da semi-asa.

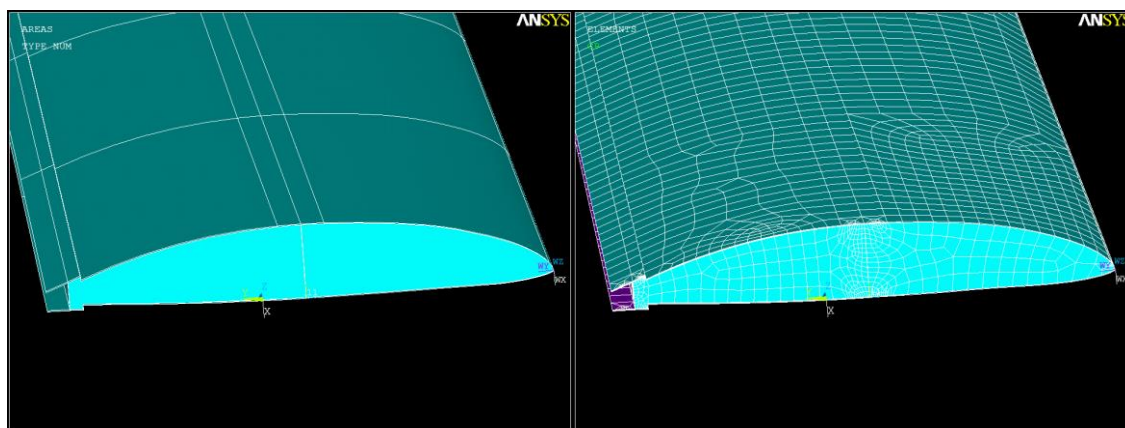


Figura 4.13 – Representação do Rib

Como podemos ver, toda a estrutura da asa se mantém a mesma, apenas com mais esta secção, que é parte integrante do modelo real em que se baseia, sendo que difere ligeiramente do Rib real. Esta Rib na segunda abordagem será mais fidedigna com a realidade e colmata assim o diferencial presente nesta primeira abordagem. O encastramento que é feito, nesta abordagem é apenas da viga central, ficando esta a suportar toda a estrutura; esta fixação é ilustrada na Figura 4.14.

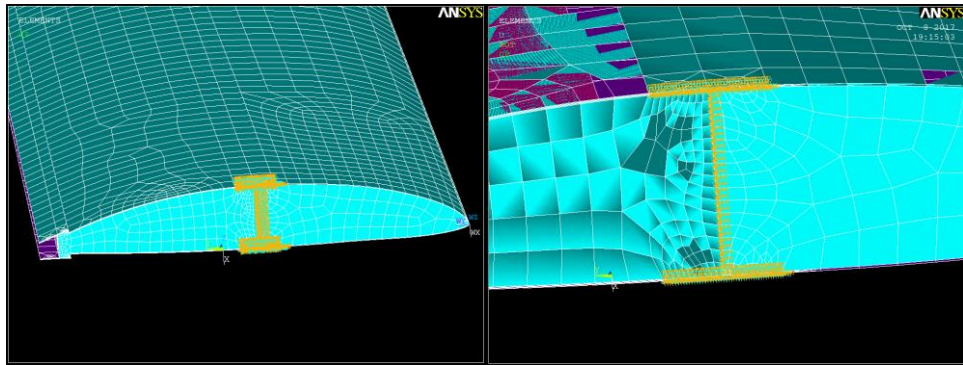


Figura 4.14 – Representação da fixação da Viga Central no modelo da semi-asa com rib de fecho simplificado

A partir deste ponto, todos os parâmetros da análise são semelhantes ao do primeiro modelo, sendo o modelo submetido à mesma carga constante, pressão de 1500 Pa. A Figura 4.15 representa o modelo submetido à pressão uniformemente distribuída por toda a superfície da casca superior.

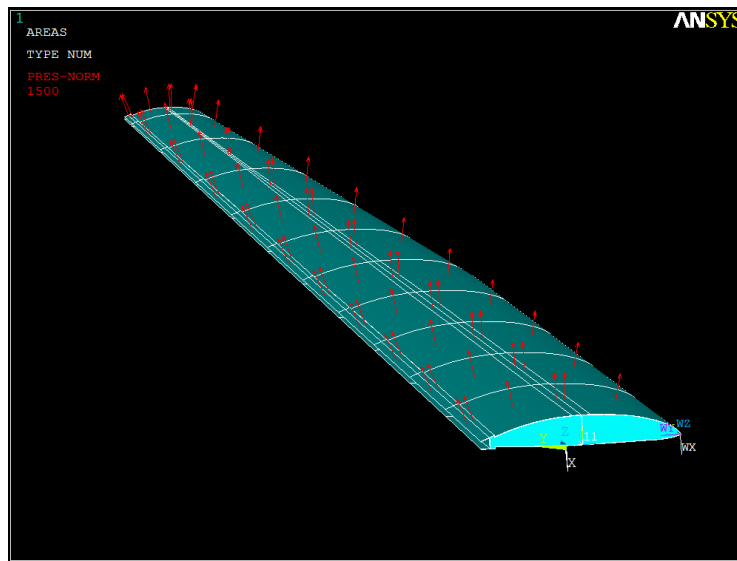


Figura 4.15 – Representação da pressão aplicada

Executando uma análise estática com as condições acima definidas, temos representado na Figura 4.16 o resultado do campo de deslocamentos.

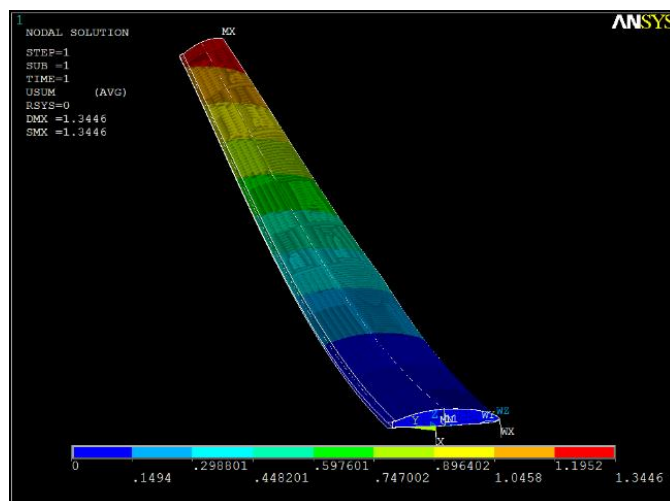


Figura 4.16 – Campo de deslocamentos da semi-asa (norma do vetor deslocamento nodal, metros) – simulação com rib de fecho encastrado através da secção da viga principal.

Foi obtido um deslocamento espectável de 1,345 metros, não muito diferente dos resultados obtidos no modelo de verificação da estrutura anterior. Tendo como suporte apenas a Viga Central, torna-se a suspeitar da necessidade de mais algum suporte para que a deformação da asa não seja tão acentuada. Mesmo assim, avaliando apenas pelos resultados dos deslocamentos, a asa tem um comportamento que não foge muito à realidade da asa dos planadores que devido à sua grande envergadura, têm inerente uma grande deformação nas asas, para sustentar a aeronave em voo.

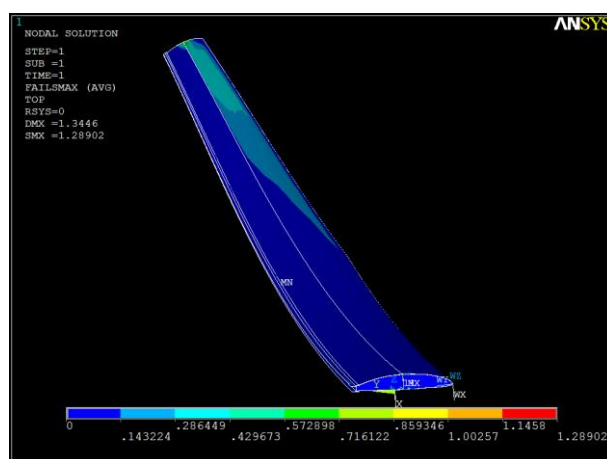


Figura 4.17 – Distribuição do índice de falha na semi-asa simulada com rib de fecho com encastramento na secção da viga principal.

Avaliando os resultados da análise recorrendo ao Critério de Resistência da Tensão Máxima (ver Figura 4.17), verificamos que existem algumas zonas que podemos ver em detalhe nas Figuras 4.18, 4.19 e 4.20, onde existe alguma acumulação de tensões (índice do critério de

rotura mais elevado). No entanto nenhuma delas é demasiado severa, sendo que na Zona 3, identificada na Figura 4.19, temos um ponto em que as tensões são mais elevadas podendo vir a danificar a estrutura da aeronave, ou com o passar do tempo comprometer a segurança da sua utilização, requerendo um estudo mais detalhado quanto à durabilidade da estrutura da asa.

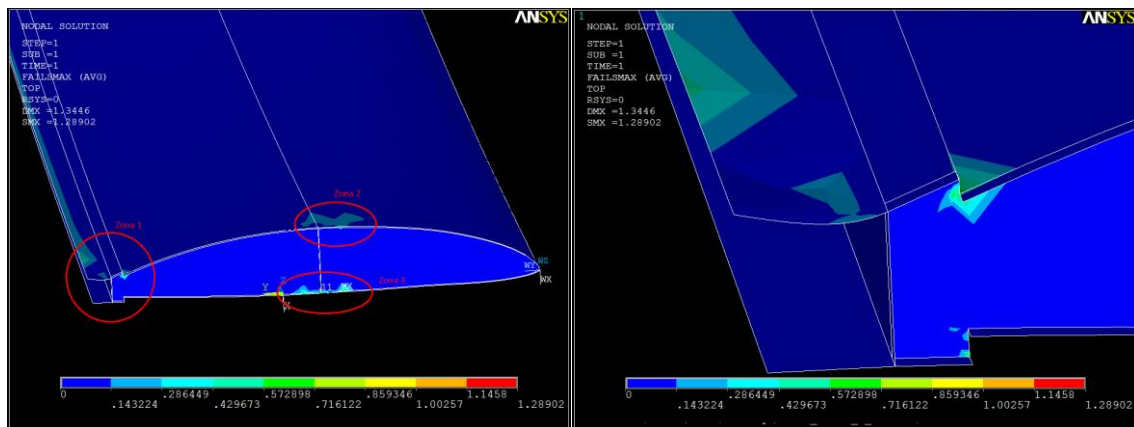


Figura 4.18 – Distribuição do índice de falha na semi-asa simulada com rib de fecho com encastramento na secção da viga principal – zonas críticas

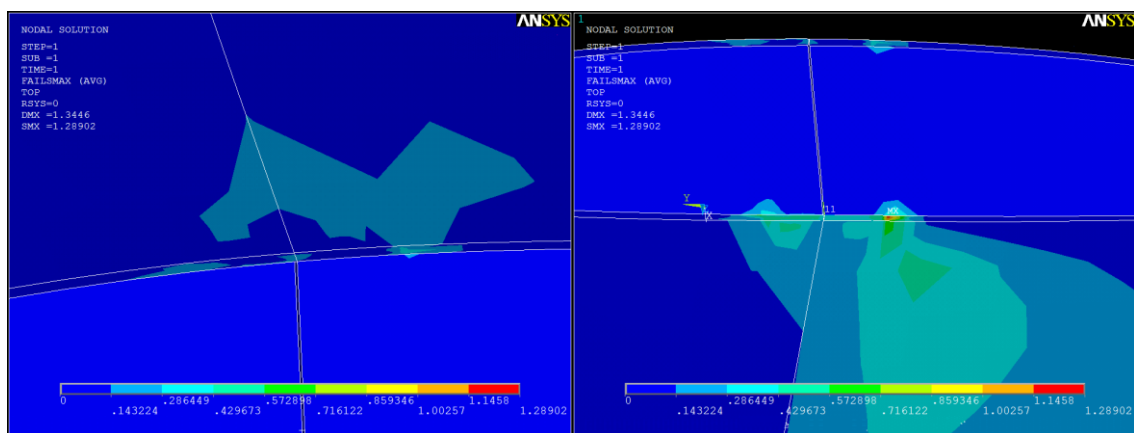


Figura 4.19 – Índice de falha - detalhe das zonas críticas – modelo de rib com encastramento na secção da viga principal.

Dito isto, não sendo uma área extensa, poderá ser fiável uma solução ao nível de reforço dos materiais apenas nesta zona em específico, visto que mais nenhum ponto teve índices de rotura tão elevados. Mas sendo esta, uma análise quase que preliminar para a abordagem mais fidedigna ao modelo real, poderá ser relevante discutir posteriormente este aspeto.

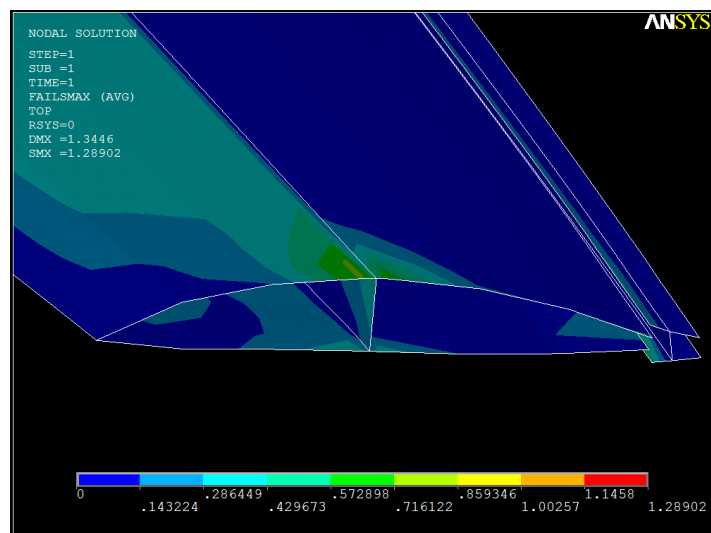


Figura 4.20 – Índice de falha - detalhe da extremidade do perfil – modelo de rib com encastramento na secção da viga principal.

MODELO 2 - b)

Nesta abordagem é retratada, finalmente, a realidade da aeronave a todos os níveis apoios/encastramentos, *layout* da estrutura, condições de ensaio, isto é, retrata a estrutura já existente em voo constante. E para que estas condições fossem reunidas, o primeiro passo foi modelar o Rib, de acordo com a realidade, ou seja, foram feitas umas aberturas, como se pode ver na Figura 4.21, que corresponde ao local onde se encaixam os pinos de fixação ao corpo da aeronave.

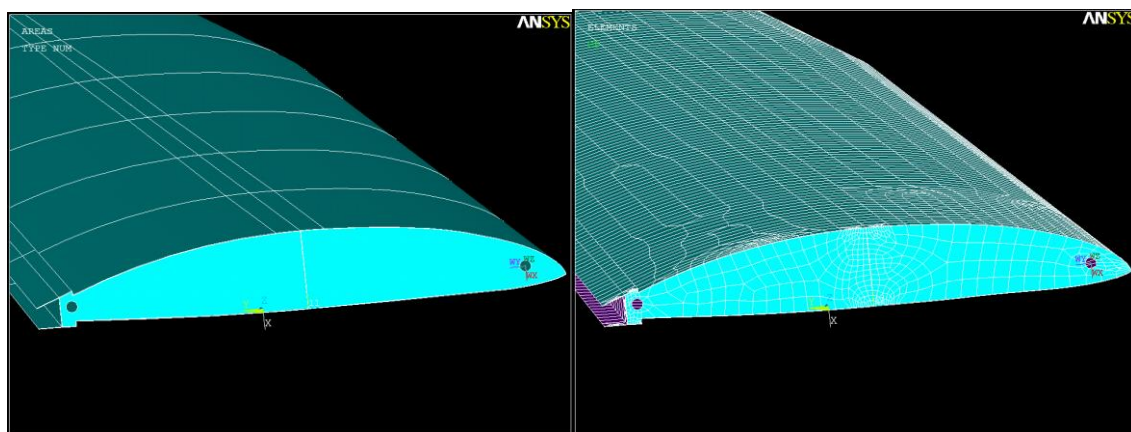


Figura 4.21 – Representação do Rib com abertura para pinos

De seguida, foi realizada a fixação da Viga Central, parte que suporta a maior parte das cargas transmitidas à asa e para além da Viga, foram fixos como se pode ser em detalhe na Figura 4.22, os nós presentes nas aberturas onde assentaram os pinos, representando assim o que se passa na realidade, ao se encaixar a asa na restante estrutura.

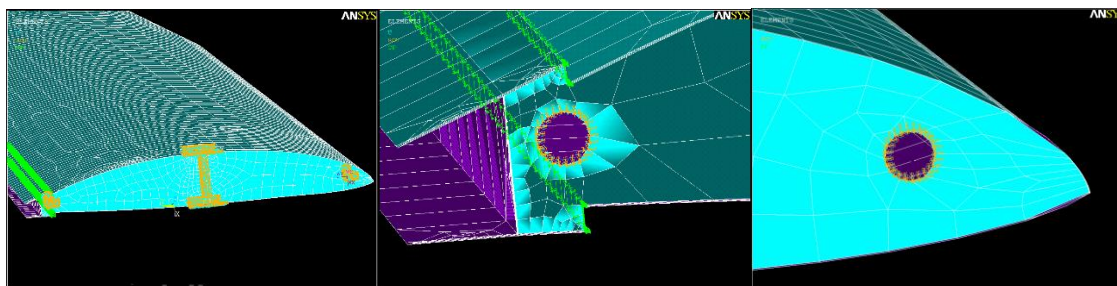


Figura 4.22 – Representação detalhada das zonas de fixação do rib no modelo mais detalhado.

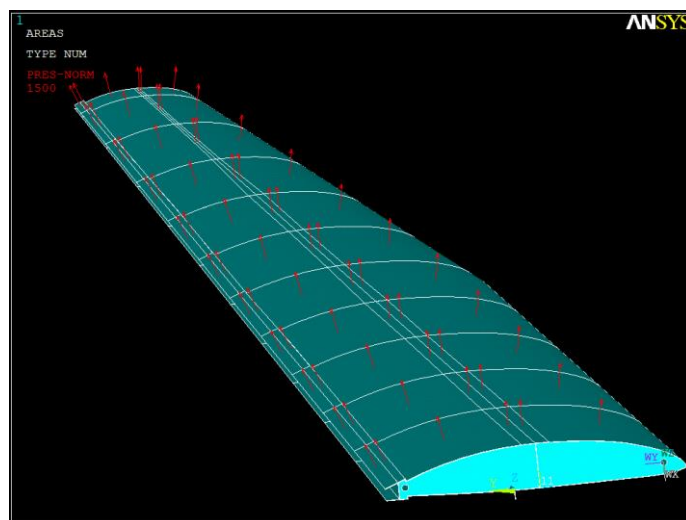


Figura 4.23 – Representação da pressão aplicada no modelo da semi-asa mais detalhado

Posteriormente à aplicação da pressão pela casca da asa (ver Figura 4,23), executam-se a análise estática do modelo que nos dá a noção de como atuam as cargas na realidade da aeronave em estudo, quando esta realiza um voo plano.

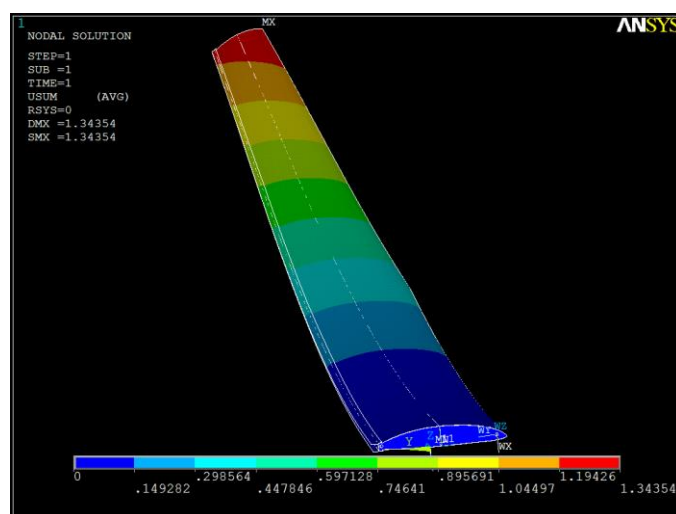


Figura 4.24 – Representação do campo de deslocamentos (metros) obtidos com o modelo da semi-asa mais detalhado.

Na Figura 4.24 vemos a deformação na asa, mantendo-se muito próxima da deformação das análises já realizadas, verificando-se que neste modelo a deformação máxima diminuiu ligeiramente quando apoiada em três zonas e não apenas na Viga Central, não sendo uma diferença que se possa considerar significativa, mas mesmo assim é consistente.

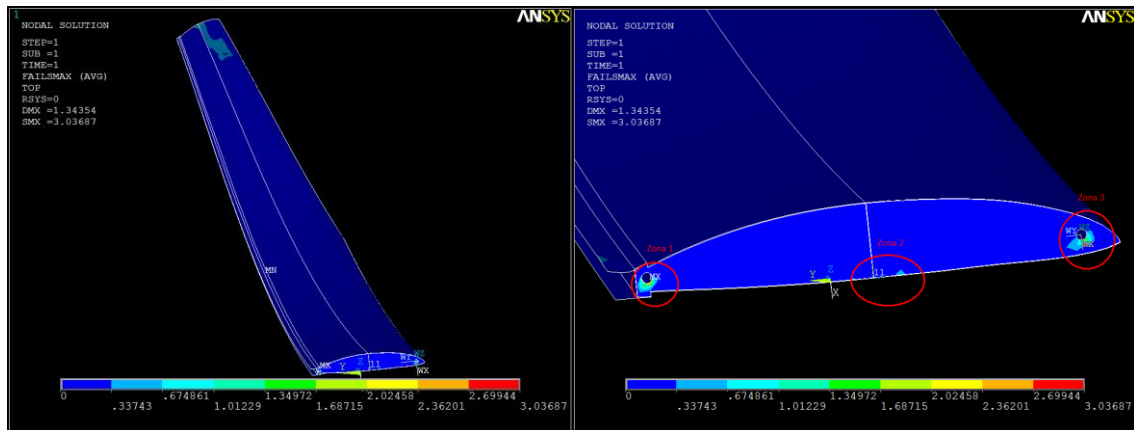


Figura 4.25 – Índice de falha – Solução nodal e detalhe de zonas com acumulação de tensões

Na análise feita tendo em conta o Critério de Tensão Máxima, assente nos critérios de rutura de cada material presente na estrutura, podemos verificar que no modelo mais fiel à realidade da aeronave as tensões observadas são superiores aos valores obtidos comparativamente às análises anteriores já realizadas. Este aspeto é importante e demonstra que embora as zonas afetadas sejam mais pequenas, a severidade das tensões é maior, podendo levar a danos localizados na estrutura da asa.

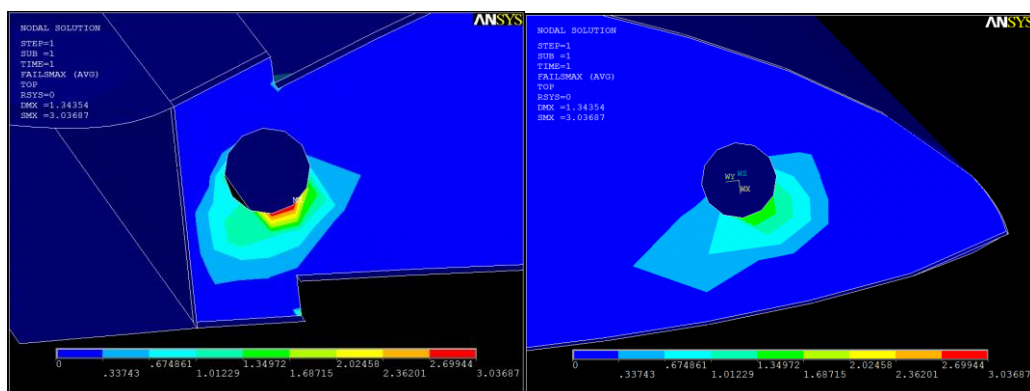


Figura 4.26 – Índice de falha – Representação das aberturas dos pinos, com acumulação de tensões, zonas críticas – modelo mais detalhado.

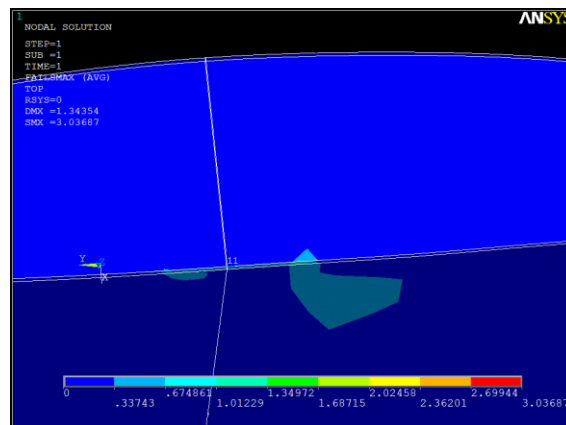


Figura 4.27 – Índice de falha – Representação da zona crítica na Viga Central modelo mais detalhado.

Analisando ao pormenor as três zonas mais afetadas, podemos concluir que a zona de ligação aos pinos e que apoiam a estrutura em voo são as mais afetadas, levando a questionar se conseguiriam suportar os carregamentos aplicados e sobretudo carregamentos resultantes de outros tipos de manobras, mais evasivas e com mais impacto na estrutura ou até mesmo ventos fortes.

A estrutura em estudo numa primeira abordagem, demonstrou boa capacidade de responder aos esforços básicos a que vai ser sujeitas, garantindo assim, que a sua construção é viável, embora hajam alguns pontos que definitivamente podem ser melhorados como, por exemplo, a aplicação de soluções de reforço de maneira a garantir a segurança e o bom funcionamento da asa. Em particular, as zonas de fixação da asa são críticas e requerem uma maior atenção na modelação, em trabalhos futuros.

Este estudo confirma que a definição das condições de fronteira é um aspeto fundamental na credibilidade de simulações numéricas, sobretudo quando se tratam de estruturas complexas como é o caso de estruturas construídas em materiais compósitos. Igualmente, a existência de propriedades mecânicas dos materiais devidamente validadas experimentalmente é um aspeto igualmente importante. Finalmente, a validade dos critérios de rotura para materiais compósitos é também um tema que atualmente ainda está em aberto na investigação.

Relativamente às condições de fronteira, e após os vários modelos construídos e testados numericamente, foi possível verificar que à medida que a ligação da semi-asa é aproximada das condições reais, resultam picos de tensões que podem indiciar problemas de resistência local. No entanto, as condições impostas são muito rígidas (rigidez infinita nos pontos de encastramento) o que parece irreal pois toda a estrutura é deformável, incluindo o apoio da asa.

Em anexo, estão presentes os códigos desenvolvidos em linguagem APDL, de todas as análises apresentadas no Capítulo 4, onde é possível ver todo o desenvolvimento das várias estruturas/modelos em análise (Anexo II, III e IV). Está também contemplado, a análise das secções, e respetivas modelações dos laminados (Anexo I).

Capítulo 5. Conclusões e Trabalhos Futuros

Neste estudo foram desenvolvidos diversos modelos de elementos finitos da semi-asa proposta para a construção de uma aeronave ligeira do tipo *crossover*. Pelos requisitos de massa desta aeronave, a estrutura da asa é construída em materiais compósitos, sendo a sua modelação mais desafiante, quer pela dificuldade acrescida em definir os materiais nos modelos, quer pelo conhecimento do comportamento destes materiais ainda não dominado totalmente, sobretudo quando se associam materiais tão diversos.

A uma revisão do estado da arte e definição dos requisitos do projeto da asa foram apresentados, bem como, vários modelos de elementos finitos onde se procurou investigar a importância da definição das condições fronteira de ligação da semi-asa à outra semi-asa e fuselagem.

Pode-se concluir, da análise dos resultados obtidos, que a estrutura tem uma configuração com aspetos a serem melhorados, cumprindo ainda assim de modo global o pretendido – a validação da asa e da sua aptidão para cumprimento da função mediante as condições a que foi sujeita na análise.

Contudo é de esperar que as regiões onde as tensões de rutura são mínimas, sejam zonas com *layout* de laminados que possam vir a ser modificadas de modo, a reduzir a quantidade de materiais, isto porque, são zonas que não apresentaram quaisquer problemas em suportar os esforços transmitidos, permitindo que um dos pontos com maior impacto na aviação que é o peso, pudesse ser diminuído, tornando a estrutura mais leve, aumentando a sua eficiência a nível de voo/consumo. Sendo esta, uma primeira análise à estrutura, pode também ser pertinente considerar que estas zonas de baixas tensões, mantenham as suas características, para que na realização de posteriores estudos mais avançados, de maneira, a garantir que essas zonas quando sujeitas a forças mais intensas mantenham os mesmos resultados ao nível da manutenção da segurança.

Embora a estrutura tenha respondido de forma satisfatória às condições impostas na análise, é relevante tomar em consideração os pontos em que as concentrações de tensão foram máximas, isto porque, são pontos críticos que podem apresentar falhas/ruturas ou até comprometer toda a estrutura em futuras análises e em condições de ensaio mais exigentes. Foram identificados pontos críticos, áreas onde existe o encastramento dos pinos. Nesta situação uma possível solução será a modificação de toda a estrutura do Rib, utilizando laminados com propriedades de resistência mais elevadas, ou reforçar apenas as zonas das aberturas, usando maiores quantidades de material e/ou camadas nessas zonas

específicas. Como solução alternativa poder-se-á implementar talos de madeira, por exemplo, para conceber mais robustez, na área onde é provável que haja rutura.

Outros pontos que podem ser repensados e reestruturados são as zonas da ponta da asa (*Tip Wing Root*), que embora não tenha apresentado tensões máximas, como é o caso do encastramento dos pinos, levantaram também dúvidas, pois acumularam algumas tensões. Uma das soluções passaria por redistribuir os materiais, para criar mais uniformização, evitando desníveis existentes que podem ser causadores da existência destas tensões, na ponta da asa. Também a inclusão de material de fecho da asa poderá contribuir para reforçar essa zona e assim eliminar as zonas com elevado índice de falha.

Outra área dúbia, não crítica, é a zona dos banzos, estruturas que integram a Viga Central, que ao longo das análises foi apresentando algumas tensões ali acumuladas.

As conclusões apresentadas permitem ter um panorama geral claro do funcionamento da asa, que embora, cumpra com o espectável para estas condições de voo plano, tem vários aspetos que merecem discussão devendo ser estudados, de forma, a melhorar a eficiência da asa, prevenir possíveis falhas e durabilidade, e consequentemente fazerem a aeronave em que estão integradas mais segura e de melhor performance.

5.1 Trabalhos futuros

Refletindo nas conclusões apresentadas, é claro haver questões a trabalhar, pontos a esclarecer, abrindo caminhos para trabalhos futuros de grande interesse para o tema. Uma mais valia para o caso em estudo seriam trabalhos como:

- Teste de condições de fronteira adicionais incluindo a liga de ligação entre as semi-asas;
- Considerar casos de carregamentos alternativos correspondentes a situações de voo mais severas/manobras;
- Otimização do perfil da asa;
- Análise dinâmica, pois atendendo à verificada elevada flexibilidade da asa estudada, será esperado que esta apresente elevado nível de vibração que pode também comprometer a integridade da estrutura;
- Caracterização experimental dos materiais;
- Construção de protótipos para testes.

Estes são só alguns dos aspetos de interesse para trabalhos futuros e uma mais valia para todo o projeto em si.

Referências

- [1] – HORTA, B., TAVARES, C. Aeronáutica Portuguesa: Um sector com futuro. Revista PortugalGlobal, número de Fevereiro/Março. Disponível em: www.portugalglobal.pt/revista. Março/Abril 2016
- [2] – Plataforma oficial da empresa: Eurosportaircraft. Disponível em: www.eurosportaircraft.com. Fevereiro 2016
- [3] – Legislação ANAC, Autoridade Nacional da Aviação Civil. Disponível em: www.anac.pt/vPT/Generico/LegislacaoRegulamentacao/Paginas/LegislacaoRegulamentacao.aspx. Abril 2016
- [4] – ACAR, Aeroclube de Alverca do Ribatejo. Disponível em: www.acar.pt. Junho 2016
- [5] – Imagem disponível em: <https://www.dg-flugzeugbau.de>. Setembro 2017
- [6] – FONSECA, N. Autogiro Giroplano – Enquadramento: Porquê a opção de adquirir um motoplanador ultraleve?. Revista Voar Ultraleve, volume 10 de Outubro/Novembro/dezembro, 2010. Maio 2016
- [7] – Capítulo 4 – A indústria Aeronáutica: 4.1 A contribuição do sector aeronáutico para o crescimento económico. Disponível em: repositorio.ul.pt/bitstream/10451/3397/6/ulfl081201_14_cap_4.pdf. Junho 2016
- [8] – RIBEIRO, J. A. V. A Indústria Aeroespacial em Portugal: Contributos para um novo modelo económico, Tese de mestrado (Mestrado em Economia, Gestão de Ciência e Tecnologia) – Universidade Técnica de Lisboa – Instituto Superior de Economia e Gestão, [Orientador: Prof. Doutor Francisco Anacleto Louça], Outubro de 2001. Junho 2016
- [9] – DANIEL, C., GIESTEIRA, F., VIANA, M. A Indústria Aeronáutica em Portugal. Projeto FEUP – O despertar das engenharias [Supervisor: Lucas Silva; Monitor: Rui Barbosa], Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto. Junho 2016
- [10] – Visão da Indústria para o sector Aeronáutico – Portugal AERO 2020. Disponível em: <http://www.pemas.pt/>. Junho 2016
- [11] – MOURA, E. S. F., MORAIS, A. B., MAGALHÃES, A. G. Materiais Compósitos: Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico. Pubindústria, edições técnicas, Corujeira, 38 | Apt. 3825, Porto, 2005. De 2016 - 2017

[12] – MOREIRA, A. M. Materiais Compósitos. Departamento de Engenharia Civil, Área de Construção – Materiais de Construção I, 2008/2009 – 1º Semestre. Instituto politécnico de tomar – Escola superior de tecnologia de tomar. De 2016 - 2017

[13] – FREITAS, M., SILVA, A. Materiais Compósitos. Instituto Superior Técnico. Disponível em:

https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/3779571248992/Materias_Compositos_1.pdf. De 2016 - 2017

[14] – SILVA, A. Compósitos. Materiais II – Instituto Superior Técnico. Disponível em: https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/3779571592480/Compositos_0.pdf Setembro 2017

[15] – Polímeros e Materiais Poliméricos – Manual do Professor. Disponível em: <http://educa.fc.up.pt/ficheiros/noticias/69/documentos/108/Manual%20Pol%20A1meros%20e%20Materiais%20polimericos%20NV.pdf>. Setembro 2017

[16] – Imagem disponível em: www.google.pt. Outubro 2017

[17] – Ciclo de Vida, Fibras Sintéticas: Fibras de Aramida. Disponível em: <https://pt.scribd.com/document/355402990/Ciclo-de-Vida-Fibras-de-Aramida> Setembro 2017

[18] – LOPES, I. A. F. Estudos do Processo de Infusão a Vácuo em Materiais Compósitos: Produção de tampa de bagageira para autocarro. Tese de Mestrado (Mestrado em Engenharia Metalúrgica e de Materiais) – Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto [Orientador FEUP: Prof. Manuel Fernando Gonçalves Vieira; Orientador CaetanoBus: Eng. Filipe Fernandes]. Outubro 2017

[19] – Compósitos Estruturais: O Uso de Compósitos Estruturais na Indústria Aeroespacial. Polímeros: Ciências e Tecnologia, volume 10, nº2, 2000. Setembro 2017

[20] – Princípios de Ciência dos Materiais (PCM): Cap.17 - Compósitos Disponível em: http://www.labh2.coppe.ufrj.br/disciplinas/pcm/pcm11.2/documentos/Aula_Compositos-Corrosao.pdf. Setembro - Outubro 2017

[21] – SILVA, V. Q. C. P. Avaliação experimental dos deslocamentos e das cargas críticas de “Bending-Buckling” em placas compósitas. Tese de Mestrado (Mestrado em Engenharia Mecânica na Especialidade de Sistemas de Produção) – Universidade de Coimbra – Departamento de Engenharia Mecânica [Orientador: Prof. Doutora Ana Paula Bettencourt

Martins Amaro; Prof. Doutor Luís Manuel Ferreira Roseiro], Coimbra, Julho, 2012. Setembro 2017

[22] – Fabricação de Compósitos. Disponível em: <http://fabricacaodecompositos.blogspot.pt/>. Outubro – Novembro 2017

[23] – ANDRADE, E. J. S. Modelação e análise estática e dinâmica em componentes estruturais de um automóvel de competição. Universidade do Minho – Escola de Engenharia, Outubro, 2011. Março - Abril 2016

[24] – Análise de Estruturas via ANSYS. Disponível em: https://www.maxwell.vrac.puc-rio.br/5111/5111_3.PDF. Março 2016

[25] – APDL: Linguagem fundamental na modelação ANSYS. Disponível em: www.esss.com.br. Março 2016

Anexo I – Análise de Secções

! Análise das secções: Laminado A, Casca e Laminado C

! Base para as três análises

/NOPR

/PMACRO

FINISH

/CLEAR,NOSTART

/input,menust,tmp,",,,,,,,,,,,,,1

/GRA,POWER

/GST,ON

/PLO,INFO,3

/GRO,CURL,ON

/CPLANE,1

/REPLOT,RESIZE

WPSTYLE,,,,,,,,,0

/PREP7

RECTNG,0,0.15,0,0.15,

WPCSYS,-1

KWPAVE,4

WPRO,90,0,0

WPRO,0,0,90

WPRO,90,0,0

ET,1,SHELL281

KEYOPT,1,1,0

KEYOPT,1,8,1

KEYOPT,1,9,0

AESIZE,ALL,0.05

MSHKEY,0

!PROPRIEDADES 1 FIBRA DE CARBONO

MP,EX,1,9154E7

MP,EY,1,5033E6

MP,EZ,1,5033E6

MP,GXY,1,227E7

MP,GYZ,1,227E7

MP,GXZ,1,227E7

MP,PRXY,1,0.28

MP,PRYZ,1,0.0154

MP,PRXZ,1,0.0154

MP,DENS,1,1392

!PROPRIEDADES 2 - FIBRA DE VIDRO

MP,EX,2,3529E7

MP,EY,2,494E7

MP,EZ,2,494E7

MP,GXY,2,23084E5

MP,GYZ,2,23084E5

MP,GXZ,2,23084E5

MP,PRXY,2,0.26

MP,PRYZ,2,0.0364

MP,PRXZ,2,0.0364

MP,DENS,2,1797

!PROPRIEDADES 3 - PULTRUDIDOS

MP,EX,3,13887E7

MP,EY,3,876E7

MP,EZ,3,876E7

MP,GXY,3,373E7

MP,GYZ,3,373E7

MP,GXZ,3,373E7

MP,PRXY,3,0.28

MP,PRYZ,3,0.0177

MP,PRXZ,3,0.0177

MP,DENS,3,1600

!PROPRIEDADES 4 - MANTA

MP,EX,4,762E7

MP,EY,4,762E7

MP,EZ,4,762E7

MP,GXY,4,160E7

MP,GYZ,4,160E7

MP,GXZ,4,160E7
MP,PRXY,4,0.33
MP,PRYZ,4,0.33
MP,PRXZ,4,0.33
MP,DENS,4,1417.4

!PROPRIEDADES 5 - PVC

MP,EX,5,80E7
MP,EY,5,50E7
MP,EZ,5,50E7
MP,GXY,5,24E7
MP,GYZ,5,24E7
MP,GXZ,5,24E7
MP,PRXY,5,0.38
MP,PRYZ,5,0.38
MP,PRXZ,5,0.38
MP,DENS,5,80

!FC 1 PARA FIBRA DE CARBONO

FC,1,S,XTEN,6E8
FC,1,S,XCMP,-57E7
FC,1,S,YTEN,6E8
FC,1,S,YCMP,-57E7
FC,1,S,ZTEN,6E8
FC,1,S,ZCMP,-57E7
FC,1,S,XY,9E7
FC,1,S,YZ,9E7
FC,1,S,XZ,9E7

!FC 2 PARA FIBRA DE VIDRO

FC,2,S,XTEN,1062E6
FC,2,S,XCMP,-610E6
FC,2,S,YTEN,31E6
FC,2,S,YCMP,-118E6
FC,2,S,ZTEN,31E6
FC,2,S,ZCMP,-118E6
FC,2,S,XY,72E6
FC,2,S,YZ,72E6
FC,2,S,XZ,72E6

!FC 3 PARA PULTRUDIDOS

FC,3,S,XTEN,171E7
FC,3,S,XCMP,-855E6
FC,3,S,YTEN,135E9
FC,3,S,YCMP,-118E9
FC,3,S,ZTEN,135E9
FC,3,S,ZCMP,-118E6
FC,3,S,XY,61.2E6
FC,3,S,YZ,6453E6
FC,3,S,XZ,6453E6

!FC 4 PARA MANTA

FC,4,S,XTEN,97E6
FC,4,S,XCMP,-97E6
FC,4,S,YTEN,97E6
FC,4,S,YCMP,-97E6
FC,4,S,ZTEN,97E6
FC,4,S,ZCMP,-97E6
FC,4,S,XY,97E6
FC,4,S,YZ,97E6
FC,4,S,XZ,97E6

!FC 5 PARA PVC

FC,5,S,XTEN,2E6
FC,5,S,XCMP,-1.45E6
FC,5,S,YTEN,66E6
FC,5,S,YCMP,-104E6
FC,5,S,ZTEN,66E6
FC,5,S,ZCMP,-104E6
FC,5,S,XY,1.2E6
FC,5,S,YZ,30E6
FC,5,S,XZ,30E6

NPINT=3

! Aqui termina a base para as três análises, agora
para cada analise juntar, cada parte em baixo
enunciada

! Secção do laminado A

S1_ESP1=0.26125E-3

S1_ESP2=0.26125E-3
 S1_ESP3=0.26125E-3
 S1_ESP4=0.26125E-3
 S1_ESP5=0.26125E-3
 S1_ESP6=0.26125E-3
 S1_ESP7=0.26125E-3
 S1_ESP8=0.26125E-3
 SECTYPE,1,SHELL,,S1
 SECADATA,S1_ESP1,1,-45,NPINT
 ! LAYER 1: 0.26125 THK, THETA -45
 SECADATA,S1_ESP2,1,45,NPINT
 ! LAYER 2: 0.26125 THK, THETA 45
 SECADATA,S1_ESP3,1,0,NPINT
 ! LAYER 3: 0.26125 THK, THETA 0
 SECADATA,S1_ESP4,1,0,NPINT
 ! LAYER 4: 0.26125 THK, THETA 0
 SECADATA,S1_ESP5,1,0,NPINT
 ! LAYER 5: 0.26125 THK, THETA 0
 SECADATA,S1_ESP6,1,0,NPINT
 ! LAYER 6: 0.26125 THK, THETA 0
 SECADATA,S1_ESP7,1,45,NPINT
 ! LAYER 7: 0.26125 THK, THETA 45
 SECADATA,S1_ESP8,1,-45,NPINT
 ! LAYER 8: 0.26125 THK, THETA -45

ASEL,S,,,1
 AATT,,,1,0,1
 !*
 LESIZE,ALL,, ,20, ,1, , ,1,
 MSHAPE,0,2D
 !*
 CM,_Y,AREA
 ASEL, , , , 1
 CM,_Y1,AREA
 CHKMSH,'AREA'
 CMSEL,S,_Y
 !*
 AMESH,_Y1
 !*
 CMDELE,_Y
 CMDELE,_Y1
 CMDELE,_Y2
 !*

! Nós que foram fixados

NPLOT
 FLST,2,26,1,ORDE,13
 FITEM,2,42
 FITEM,2,78
 FITEM,2,-84
 FITEM,2,120
 FITEM,2,-125
 FITEM,2,178
 FITEM,2,-179
 FITEM,2,215
 FITEM,2,-218
 FITEM,2,1259
 FITEM,2,-1262
 FITEM,2,1280
 FITEM,2,-1281
 !*
 /GO
 D,P51X, ,0, , , ,ALL, , , , ,

! Pressão aplicada

FLST,2,1,5,ORDE,1
 FITEM,2,1
 /GO
 !*
 SFA,P51X,1,PRES,500
 !*

! Secção laminado da Casca

S7_ESP1=0.1275E-3
 S7_ESP2=0.1275E-3
 S7_ESP3=8E-3
 S7_ESP4=0.1275E-3
 S7_ESP5=0.1275E-3
 SECTYPE,7,SHELL,,S7
 SECADATA,S7_ESP1,2,-45,NPINT
 ! LAYER 1: 0.1275 THK, THETA -45
 SECADATA,S7_ESP2,2,45,NPINT
 ! LAYER 2: 0.1275 THK, THETA 45
 SECADATA,S7_ESP3,5,0,NPINT ! (?)

! LAYER 3: 8 THK, THETA (?)
SECDATA,S7_ESP4,2,45,NPINT
! LAYER 4: 0.1275 THK, THETA 45
SECDATA,S7_ESP5,2,-45,NPINT
! LAYER 5: 0.1275 THK, THETA -45

ASEL,S,,,1
AATT,,,1,0,7

!*
LESIZE,ALL,,,20,,1,,,1,
MSHAPE,0,2D

!*
CM,_Y,AREA
ASEL,,,, 1
CM,_Y1,AREA
CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y

!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*

! Nós que foram fixados

NPLOT
FLST,2,26,1,ORDE,13
FITEM,2,42
FITEM,2,78
FITEM,2,-84
FITEM,2,120
FITEM,2,-125
FITEM,2,178
FITEM,2,-179
FITEM,2,215
FITEM,2,-218
FITEM,2,1259
FITEM,2,-1262
FITEM,2,1280
FITEM,2,-1281

!*

/GO
D,P51X,,0,,,ALL,,,,,

! Pressão aplicada

FLST,2,1,5,ORDE,1
FITEM,2,1
/GO
!*
SFA,P51X,1,PRES,500
!*

! Secção laminado C

S8_ESP1=0.1925E-3
S8_ESP2=0.1925E-3
S8_ESP3=0.1925E-3
S8_ESP4=0.1925E-3
S8_ESP5=0.1925E-3
S8_ESP6=0.1925E-3
S8_ESP7=0.1925E-3
S8_ESP8=0.1925E-3
S8_ESP9=9.3E-3
SECTYPE,8,SHELL,,S8
SECDATA,S8_ESP1,2,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.1925 THK, THETA -45
SECDATA,S8_ESP2,2,45,NPINT
! LAYER 2: 0.1925 THK, THETA 45
SECDATA,S8_ESP3,2,-45,NPINT
! LAYER 3: 0.1925 THK, THETA -45
SECDATA,S8_ESP4,2,45,NPINT
! LAYER 4: 0.1925 THK, THETA 45
SECDATA,S8_ESP5,2,45,NPINT
! LAYER 5: 0.1925 THK, THETA 45
SECDATA,S8_ESP6,2,-45,NPINT
! LAYER 6: 0.1925 THK, THETA -45
SECDATA,S8_ESP7,2,45,NPINT
! LAYER 7: 0.1925 THK, THETA 45
SECDATA,S8_ESP8,2,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.1925 THK, THETA -45
SECDATA,S8_ESP9,3,0,NPINT
! LAYER 9: 9.3 THK, THETA 0

ASEL,S,,,1

AATT,,,1,0,8

!*
!

LESIZE,ALL,, ,20, ,1, , ,1,

MSHAPE,0,2D

!*
!

CM,_Y,AREA

ASEL,,,, 1

CM,_Y1,AREA

CHKMSH,'AREA'

CMSEL,S,_Y

!*
!

AMESH,_Y1

!*
!

CMDELE,_Y

CMDELE,_Y1

CMDELE,_Y2

!*
!

! Nós que foram fixados

NPLOT

FLST,2,26,1,ORDE,13

FITEM,2,42

FITEM,2,78

FITEM,2,-84

FITEM,2,120

FITEM,2,-125

FITEM,2,178

FITEM,2,-179

FITEM,2,215

FITEM,2,-218

FITEM,2,1259

FITEM,2,-1262

FITEM,2,1280

FITEM,2,-1281

!*
!

/GO

D,P51X, ,0, , , ,ALL, , , , ,

! Pressão aplicada

FLST,2,1,5,ORDE,1

FITEM,2,1

/GO

!*
!

SFA,P51X,1,PRES,1500

!*
!

! Análise Estática

FINISH

/SOL

!*
!

ANTYPE,0

/STATUS,SOLU

SOLVE

FINISH

/POST1

!*
!

Anexo II – Modelo 1

! MODELO 1 – Sem Rib, com encastramento
simplificado

```
FINISH
/CLEAR,NOSTART
/COM,ANSYS RELEASE 14.0      UP20111024
20:15:50 10/08/2017
/prep7
~PARAIN,'CASCA SEM ABERTURA PARA
AIRBREAKS 1','x_t',,SOLIDS,0,0
/NOPR
/GO
VPLLOT
/FACET,FINE
VPLLOT
VDELE,ALL
ADELE,5,,1
ADELE,9,,1
ADELE,18,,1
ADELE,4,,1
ADELE,3,,1
ADELE,1,,1
ADELE,19,,1
ADELE,16,,1
WPCSYS,-1
WPOFF,0,0,8.1
ASBW,ALL
WPOFF,0,0,-8.1+7.4425
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,28
FITEM,5,-29
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,7,5,ORDE,6
FITEM,5,1
FITEM,5,3
FITEM,5,-5
FITEM,5,7
FITEM,5,9
FITEM,5,16
```

```
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,25
FITEM,5,-26
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
WPOFF,0,0,-7.4425+6.62
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,2
FITEM,5,6
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,8,5,ORDE,8
FITEM,5,1
FITEM,5,3
FITEM,5,12
FITEM,5,14
FITEM,5,-15
FITEM,5,28
FITEM,5,-29
FITEM,5,32
ASEL,R,,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
ASEL,S,,,13
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-6.62+5.7925
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,7
FITEM,5,9
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,9,5,ORDE,8
FITEM,5,2
FITEM,5,-3
FITEM,5,6
```

FITEM,5,26
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,45
FITEM,5,-46
ASEL,R, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-5.7925+4.962
FLST,5,9,5,ORDE,6
FITEM,5,12
FITEM,5,-13
FITEM,5,28
FITEM,5,-29
FITEM,5,52
FITEM,5,-56
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,3,5,ORDE,3
FITEM,5,9
FITEM,5,51
FITEM,5,61
ASEL,R, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-4.962+4.1375
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,3
FITEM,5,26
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,9,5,ORDE,8
FITEM,5,2
FITEM,5,6
FITEM,5,12
FITEM,5,-13
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,46
FITEM,5,64

ASEL,R, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-4.1375+3.31
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,9
FITEM,5,51
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,9,5,ORDE,5
FITEM,5,3
FITEM,5,26
FITEM,5,54
FITEM,5,74
FITEM,5,-79
ASEL,R, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-3.31+2.4825
FLST,5,11,5,ORDE,10
FITEM,5,2
FITEM,5,6
FITEM,5,9
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,46
FITEM,5,51
FITEM,5,64
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-2.4825+1.655
FLST,5,11,5,ORDE,7
FITEM,5,3
FITEM,5,26
FITEM,5,54
FITEM,5,74
FITEM,5,-79

FITEM,5,97	FITEM,2,193
FITEM,5,99	FITEM,2,237
ASEL,S,,P51X	FITEM,2,239
ASBW,ALL	FITEM,2,244
ALLSEL,ALL	FITEM,2,285
APLOT	FITEM,2,288
WPOFF,0,0,-1.655+0.8275	FITEM,2,290
FLST,5,11,5,ORDE,10	FITEM,2,292
FITEM,5,2	FITEM,2,294
FITEM,5,6	FITEM,2,331
FITEM,5,9	FITEM,2,-332
FITEM,5,40	LCOMB,P51X,,0
FITEM,5,-42	ALLSEL,ALL
FITEM,5,46	LPLOT
FITEM,5,51	FLST,5,41,4,ORDE,2
FITEM,5,64	FITEM,5,84
FITEM,5,86	FITEM,5,-124
FITEM,5,-87	LSEL,S,,P51X
ASEL,S,,P51X	FLST,2,41,4,ORDE,2
ASBW,ALL	FITEM,2,84
ALLSEL,ALL	FITEM,2,-124
APLOT	LGLUE,P51X
FLST,5,2,5,ORDE,2	FLST,2,41,4,ORDE,16
FITEM,5,30	FITEM,2,11
FITEM,5,-31	FITEM,2,69
ASEL,S,,P51X	FITEM,2,-85
FLST,2,2,5,ORDE,2	FITEM,2,106
FITEM,2,30	FITEM,2,168
FITEM,2,-31	FITEM,2,193
ADELE,P51X	FITEM,2,237
LPLOT	FITEM,2,239
FLST,5,15,4,ORDE,2	FITEM,2,244
FITEM,5,69	FITEM,2,285
FITEM,5,-83	FITEM,2,288
LSEL,S,,P51X	FITEM,2,290
FLST,2,15,4,ORDE,2	FITEM,2,292
FITEM,2,69	FITEM,2,294
FITEM,2,-83	FITEM,2,331
LGLUE,P51X	FITEM,2,-342
FLST,2,15,4,ORDE,15	LCOMB,P51X,,0
FITEM,2,1	ALLSEL,ALL
FITEM,2,11	LPLOT
FITEM,2,69	FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,2,168	FITEM,5,1

FITEM,5,67
LSEL,S,,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,67
LGLUE,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,69
LCOMB,P51X,0
ALLSEL,ALL
LPLOT
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,1
FITEM,5,68
LSEL,S,,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,68
LGLUE,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,67
LCOMB,P51X,0
ALLSEL,ALL
LPLOT
FLST,2,4,4
FITEM,2,52
FITEM,2,64
FITEM,2,66
FITEM,2,1
AL,P51X
FLST,2,4,4
FITEM,2,53
FITEM,2,11
FITEM,2,66
FITEM,2,65
AL,P51X
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPAVE,33
WPOFF,0,-0.15618,0
WPRO,0,-90,0
FLST,5,2,5,ORDE,2

FITEM,5,2
FITEM,5,6
ASEL,S,,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,11
LSBW,P51X
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPAVE,1
WPOFF,0,0,-0.37984
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,54
FITEM,5,75
ASEL,S,,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,5
FITEM,2,7
LSBW,P51X
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPLAN,-1,38,37,39
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,54
FITEM,5,75
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,38,39
LSTR,40,41
AL,5,78,73,77
WPOFF,0,0,0.0341
ASBW,ALL
WPOFF,0,0,-0.0682
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPAVE,40
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,123
FITEM,5,125
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,50,51
AL,78,74,1,97

KWPAVE,50
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,112
FITEM,5,114
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,52,53
AL,97,98,101,104
KWPAVE,52
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,101
FITEM,5,-102
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,54,55
AL,104,108,105,111
KWPAVE,54
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,12
FITEM,5,-13
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,56,57
AL,111,115,112,118
KWPAVE,56
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,52
FITEM,5,-53
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,58,59
AL,118,122,119,138
KWPAVE,58
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,45
FITEM,5,65
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,60,61
AL,138,190,154,27
KWPAVE,60
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,14
FITEM,5,-15

ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,62,63
AL,27,128,239,137
KWPAVE,62
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,16
FITEM,5,25
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,64,65
AL,137,140,261,10
KWPAVE,64
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,8
FITEM,5,10
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,66,67
AL,10,285,290,64
KWPAVE,66
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,2
FITEM,5,6
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,37,36
AL,64,331,65,332
ALLSEL,ALL
APLOT

! Realização das áreas da Viga Secundária

LSTR,22,28
LSTR,247,253
LSTR,235,241
LSTR,223,229
LSTR,214,217
LSTR,202,205
LSTR,185,193
LSTR,178,181
LSTR,166,170
LSTR,155,157
LSTR,23,30

LSTR,24,27
AL,333,227,313,334
AL,328,334,322,335
AL,335,299,305,336
AL,336,279,337,282
AL,337,253,338,255
AL,338,218,339,232
AL,339,340,211,207
AL,340,184,341,187
AL,341,147,342,157
AL,342,136,343,134
AL,50,56,343,344

! Realização dos cortes de cada uma das secções e
criação da inclinação dos banzos

KWPAVE,40
FLST,5,5,5,ORDE,5
FITEM,5,9
FITEM,5,30
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
FITEM,5,123
ASEL,S, , ,P51X
WPOFF,0,0,0.031
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,11
FITEM,2,95
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,7
FITEM,2,96
LSBW,P51X
KWPAVE,50
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,112
FITEM,5,125
FITEM,5,132
FITEM,5,-134
ASEL,S, , ,P51X
WPOFF,0,0,0.0279
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,100

FITEM,2,102
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0558
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,99
FITEM,2,103
LSBW,P51X
KWPAVE,52
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,101
FITEM,5,114
FITEM,5,135
FITEM,5,-137
ASEL,S, , ,P51X
WPOFF,0,0,0.0279
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,107
FITEM,2,109
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0558
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,106
FITEM,2,110
LSBW,P51X
KWPAVE,54
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,12
FITEM,5,102
FITEM,5,138
FITEM,5,-140
ASEL,S, , ,P51X
WPOFF,0,0,0.0217
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,114
FITEM,2,116
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0434
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,113
FITEM,2,117
LSBW,P51X
KWPAVE,56
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,13

FITEM,5,52
FITEM,5,141
FITEM,5,-143
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0186
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,121
FITEM,2,123
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0372
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,120
FITEM,2,124
LSBW,P51X
KWPAVE,58
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,45
FITEM,5,53
FITEM,5,144
FITEM,5,-146
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0186
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,173
FITEM,2,191
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0372
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,168
FITEM,2,193
LSBW,P51X
KWPAVE,60
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,14
FITEM,5,65
FITEM,5,147
FITEM,5,-149
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0093
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,237
FITEM,2,244
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0186

FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,196
FITEM,2,242
LSBW,P51X
KWPAVE,62
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,15
FITEM,5,-16
FITEM,5,150
FITEM,5,-152
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,258
FITEM,2,273
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0124
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,248
FITEM,2,265
LSBW,P51X
KWPAVE,64
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,8
FITEM,5,25
FITEM,5,153
FITEM,5,-155
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,18
FITEM,2,288
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0124
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,292
FITEM,2,294
LSBW,P51X
KWPAVE,66
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,2
FITEM,5,10
FITEM,5,156
FITEM,5,-158

ASEL,S, ,P51X
WPOFF,0,0,0.0062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,69
FITEM,2,-70
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0124
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,67
FITEM,2,-68
LSBW,P51X

! Orientação do eixo das coordenadas segundo cada
secção, e respetivos cortes

ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,4
FITEM,5,9
FITEM,5,30
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
ASEL,S, ,P51X
KWPAVE,43
KWPLAN,-1,43,68,45
ASBW,ALL
KWPAVE,47
KWPLAN,-1,47,70,49
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,125
FITEM,5,132
FITEM,5,-134
ASEL,S, ,P51X
KWPAVE,68
KWPLAN,-1,68,72,69
ASBW,ALL
KWPAVE,70
KWPLAN,-1,70,74,71
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT

FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,114
FITEM,5,135
FITEM,5,-137
ASEL,S, ,P51X
KWPAVE,72
KWPLAN,-1,72,76,73
ASBW,ALL
KWPAVE,74
KWPLAN,-1,74,78,75
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,102
FITEM,5,138
FITEM,5,-140
ASEL,S, ,P51X
KWPAVE,76
KWPLAN,-1,76,80,77
ASBW,ALL
KWPAVE,78
KWPLAN,-1,78,82,79
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,13
FITEM,5,141
FITEM,5,-143
ASEL,S, ,P51X
KWPAVE,80
KWPLAN,-1,80,84,81
ASBW,ALL
KWPAVE,82
KWPLAN,-1,82,86,83
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,53
FITEM,5,144
FITEM,5,-146
ASEL,S, ,P51X

KWPAVE,84
 KWPLAN,-1,84,88,85
 ASBW,ALL
 KWPAVE,86
 KWPLAN,-1,86,90,87
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,5,5,ORDE,4
 FITEM,5,57
 FITEM,5,65
 FITEM,5,147
 FITEM,5,-149
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,88
 KWPLAN,-1,88,92,89
 ASBW,ALL
 KWPAVE,90
 KWPLAN,-1,90,94,91
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,4,5,ORDE,3
 FITEM,5,15
 FITEM,5,150
 FITEM,5,-152
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,92
 KWPLAN,-1,92,96,93
 ASBW,ALL
 KWPAVE,94
 KWPLAN,-1,94,98,95
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,4,5,ORDE,3
 FITEM,5,25
 FITEM,5,153
 FITEM,5,-155
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,96
 KWPLAN,-1,96,101,97
 ASBW,ALL
 KWPAVE,98

KWPLAN,-1,98,103,99
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,4,5,ORDE,3
 FITEM,5,10
 FITEM,5,156
 FITEM,5,-158
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,101
 KWPLAN,-1,101,105,100
 ASBW,ALL
 KWPAVE,103
 KWPLAN,-1,103,106,102
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT

! Criação do elemento de casca que vai ser utilizado

ET,1,SHELL281

!*

KEYOPT,1,1,0

KEYOPT,1,8,1 !Aqui coloca-se um 1, na última posição para garantir que se vai guardar toda a informação de todas as camadas

KEYOPT,1,9,0

!SMRTSIZE,1

AESIZE,ALL,0.05

MSHKEY,0

! Escolha do referencial do material: referencial do eixo xx orientado segundo a direção longitudinal da asa e eixo zz normal à casca

CSKP,11,0,39,36,38

ESYS, 11

! Definição dos materiais e secções

! Propriedades 1 – Fibra de Carbono

MP,EX,1,9154E7

MP,EY,1,5033E6

MP,EZ,1,5033E6

MP,GXY,1,227E7
MP,GYZ,1,227E7
MP,GXZ,1,227E7
MP,PRXY,1,0.28
MP,PRYZ,1,0.0154
MP,PRXZ,1,0.0154
MP,DENS,1,1392 ! Densidade: 1392 kg/m3

! Propriedades 2 – Fibra de Vidro

MP,EX,2,3529E7
MP,EY,2,494E7
MP,EZ,2,494E7
MP,GXY,2,23084E5
MP,GYZ,2,23084E5
MP,GXZ,2,23084E5
MP,PRXY,2,0.26
MP,PRYZ,2,0.0364
MP,PRXZ,2,0.0364
MP,DENS,2,1797 ! Densidade: 1797 kg/m3

! Propriedades 3 – Pultrudidos

MP,EX,3,13887E7
MP,EY,3,876E7
MP,EZ,3,876E7
MP,GXY,3,373E7
MP,GYZ,3,373E7
MP,GXZ,3,373E7
MP,PRXY,3,0.28
MP,PRYZ,3,0.0177
MP,PRXZ,3,0.0177
MP,DENS,3,1600 ! Densidade: 1600 kg/m3

! Propriedades 4 – Manta

MP,EX,4,762E7
MP,EY,4,762E7
MP,EZ,4,762E7
MP,GXY,4,160E7
MP,GYZ,4,160E7
MP,GXZ,4,160E7
MP,PRXY,4,0.33
MP,PRYZ,4,0.33

MP,PRXZ,4,0.33
MP,DENS,4,1417.4 ! Densidade: 1417,4 kg/m3

! Propriedades 5 – PVC

MP,EX,5,80E7
MP,EY,5,50E7
MP,EZ,5,50E7
MP,GXY,5,24E7
MP,GYZ,5,24E7
MP,GXZ,5,24E7
MP,PRXY,5,0.38
MP,PRYZ,5,0.38
MP,PRXZ,5,0.38
MP,DENS,5,80 ! Densidade: 80 kg/m3

! Propriedades 6 – Madeira

*SET,EL_MAD,15.1333E9
*SET,ER_MAD,1.9121E9
*SET,ET_MAD,1.0100E9
*SET,NIU_LR_MAD,0.4706
*SET,NIU_RT_MAD,0.5862
*SET,NIU_TL_MAD,0.0507
SET,NIU_RL_MAD,NIU_LR_MAD(ER_MAD/EL_MAD)
SET,NIU_TR_MAD,NIU_RT_MAD(ET_MAD/ER_MAD)
SET,NIU_LT_MAD,NIU_TL_MAD(EL_MAD/ET_MAD)
*SET,G_LR_MAD,(1.115E9+1.411E9+1.528E9)/3
*SET,G_LT_MAD,(1.042E9+1.22E9+1.243E9)/3
*SET,G_RT_MAD,(0.171E9+0.286E9+0.284E9)/3
MP,EX,6,ER_MAD ! Corresponde a EX o ET_MAD
MP,EY,6,EL_MAD
MP,EZ,6,ET_MAD
MP,GXY,6,G_LR_MAD
MP,GYZ,6,G_LT_MAD
MP,GXZ,6,G_RT_MAD
MP,PRXY,6,NIU_RL_MAD
MP,PRYZ,6,NIU_LT_MAD
MP,PRXZ,6,NIU_RT_MAD
MP,DENS,6,550 ! Densidade 550 kg/m3

! Introdução dos critérios de rutura (FC – Failure Criteria)

! FC 1 – Fibra de Carbono

FC,1,S,XTEN,6E8
FC,1,S,XCMP,-57E7
FC,1,S,YTEN,6E8
FC,1,S,YCMP,-57E7
FC,1,S,ZTEN,6E8
FC,1,S,ZCMP,-57E7
FC,1,S,XY,9E7
FC,1,S,YZ,9E7
FC,1,S,XZ,9E7

! FC 2 – Fibra de Vidro

FC,2,S,XTEN,1062E6
FC,2,S,XCMP,-610E6
FC,2,S,YTEN,31E6
FC,2,S,YCMP,-118E6
FC,2,S,ZTEN,31E6
FC,2,S,ZCMP,-118E6
FC,2,S,XY,72E6
FC,2,S,YZ,72E6
FC,2,S,XZ,72E6

! FC 3 – Pultrudidos

FC,3,S,XTEN,171E7
FC,3,S,XCMP,-855E6
FC,3,S,YTEN,135E9
FC,3,S,YCMP,-118E9
FC,3,S,ZTEN,135E9
FC,3,S,ZCMP,-118E6
FC,3,S,XY,61.2E6
FC,3,S,YZ,6453E6
FC,3,S,XZ,6453E6

! FC 4 – Manta

FC,4,S,XTEN,97E6
FC,4,S,XCMP,-97E6
FC,4,S,YTEN,97E6
FC,4,S,YCMP,-97E6

FC,4,S,ZTEN,97E6
FC,4,S,ZCMP,-97E6
FC,4,S,XY,97E6
FC,4,S,YZ,97E6
FC,4,S,XZ,97E6

! FC 5 – PVC

FC,5,S,XTEN,2E6
FC,5,S,XCMP,-1.45E6
FC,5,S,YTEN,66E6
FC,5,S,YCMP,-104E6
FC,5,S,ZTEN,66E6
FC,5,S,ZCMP,-104E6
FC,5,S,XY,1.2E6
FC,5,S,YZ,30E6
FC,5,S,XZ,30E6

! Caracterização das Secções

*SET,NPINT,3

! Secção 1.1 – Viga Secundária – Laminado A (0.26125)

*SET,S1_ESP1,0.26125E-3

*SET,S1_ESP2,0.26125E-3

*SET,S1_ESP3,0.26125E-3

*SET,S1_ESP4,0.26125E-3

*SET,S1_ESP5,0.26125E-3

*SET,S1_ESP6,0.26125E-3

*SET,S1_ESP7,0.26125E-3

*SET,S1_ESP8,0.26125E-3

*SET,S1_ESP9,2E-3

*SET,S1_ESP10,0.1275E-3

*SET,S1_ESP11,0.1275E-3

SECTYPE,1,SHELL,,S1

SECDATA,S1_ESP1,1,-45,NPINT

! LAYER 1: 0.26125 THK, THETA -45

SECDATA,S1_ESP2,1,45,NPINT

! LAYER 2: 0.26125 THK, THETA 45

SECDATA,S1_ESP3,1,0,NPINT

! LAYER 3: 0.26125 THK, THETA 0

SECDATA,S1_ESP4,1,0,NPINT

! LAYER 4: 0.26125 THK, THETA 0
SECADATA,S1_ESP5,1,0,NPINT
! LAYER 5: 0.26125 THK, THETA 0
SECADATA,S1_ESP6,1,0,NPINT
! LAYER 6: 0.26125 THK, THETA 0
SECADATA,S1_ESP7,1,45,NPINT
! LAYER 7: 0.26125 THK, THETA 45
SECADATA,S1_ESP8,1,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.26125 THK, THETA -45
SECADATA,S1_ESP10,2,-45,NPINT
! LAYER 10: 0.1275 THK, THETA -45
SECADATA,S1_ESP11,2,45,NPINT
! LAYER 11: 0.1275 THK, THETA 45
SECOFFSET,USER,-0.00134
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1

! Secção 1.2 - Viga Secundária - Laminado A
(0.26125) (vai ser a secção 14)

*SET,S14_ESP1,0.26125E-3
*SET,S14_ESP2,0.26125E-3
*SET,S14_ESP3,0.26125E-3
*SET,S14_ESP4,0.26125E-3
*SET,S14_ESP5,0.26125E-3
*SET,S14_ESP6,0.26125E-3
*SET,S14_ESP7,0.26125E-3
*SET,S14_ESP8,0.26125E-3
*SET,S14_ESP9,2E-3
*SET,S14_ESP10,0.1275E-3
*SET,S14_ESP11,0.1275E-3
SECTYPE,14,SHELL,,S14
SECADATA,S14_ESP1,1,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.26125 THK, THETA -45
SECADATA,S14_ESP2,1,45,NPINT
! LAYER 2: 0.26125 THK, THETA 45
SECADATA,S14_ESP3,1,0,NPINT
! LAYER 3: 0.26125 THK, THETA 0
SECADATA,S14_ESP4,1,0,NPINT
! LAYER 4: 0.26125 THK, THETA 0
SECADATA,S14_ESP5,1,0,NPINT
! LAYER 5: 0.26125 THK, THETA 0
SECADATA,S14_ESP6,1,0,NPINT
! LAYER 6: 0.26125 THK, THETA 0
SECADATA,S14_ESP7,1,45,NPINT

! LAYER 7: 0.26125 THK, THETA 45
SECADATA,S14_ESP8,1,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.26125 THK, THETA -45
SECADATA,S14_ESP10,2,-45,NPINT
! LAYER 10: 0.1275 THK, THETA -45
SECADATA,S14_ESP11,2,45,NPINT
! LAYER 11: 0.1275 THK, THETA 45
SECOFFSET,USER,0.000174
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1

! Secção 2.1 - Viga Secundária - Laminado A
(0.19625)

*SET,S2_ESP1,0.19625E-3
*SET,S2_ESP2,0.19625E-3
*SET,S2_ESP3,0.19625E-3
*SET,S2_ESP4,0.19625E-3
*SET,S2_ESP5,0.19625E-3
*SET,S2_ESP6,0.19625E-3
*SET,S2_ESP7,0.19625E-3
*SET,S2_ESP8,0.19625E-3
*SET,S2_ESP9,2E-3
*SET,S2_ESP10,0.1275E-3
*SET,S2_ESP11,0.1275E-3
SECTYPE,2,SHELL,,S2
SECADATA,S2_ESP1,1,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.19625 THK, THETA -45
SECADATA,S2_ESP2,1,45,NPINT
! LAYER 2: 0.19625 THK, THETA 45
SECADATA,S2_ESP3,1,0,NPINT
! LAYER 3: 0.19625 THK, THETA 0
SECADATA,S2_ESP4,1,0,NPINT
! LAYER 4: 0.19625 THK, THETA 0
SECADATA,S2_ESP5,1,0,NPINT
! LAYER 5: 0.19625 THK, THETA 0
SECADATA,S2_ESP6,1,0,NPINT
! LAYER 6: 0.19625 THK, THETA 0
SECADATA,S2_ESP7,1,45,NPINT
! LAYER 7: 0.19625 THK, THETA 45
SECADATA,S2_ESP8,1,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.19625 THK, THETA -45
SECOFFSET,USER,-0.0014
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1

! Secção 2.2 - Viga Secundária - Laminado A
(0.19625) (vai ser a secção 15)

```
*SET,S15_ESP1,0.19625E-3
*SET,S15_ESP2,0.19625E-3
*SET,S15_ESP3,0.19625E-3
*SET,S15_ESP4,0.19625E-3
*SET,S15_ESP5,0.19625E-3
*SET,S15_ESP6,0.19625E-3
*SET,S15_ESP7,0.19625E-3
*SET,S15_ESP8,0.19625E-3
*SET,S15_ESP9,2E-3
*SET,S15_ESP10,0.1275E-3
*SET,S15_ESP11,0.1275E-3
SECTYPE,15,SHELL,,S15
SECADATA,S15_ESP1,1,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.19625 THK, THETA -45
SECADATA,S15_ESP2,1,45,NPINT
! LAYER 2: 0.19625 THK, THETA 45
SECADATA,S15_ESP3,1,0,NPINT
! LAYER 3: 0.19625 THK, THETA 0
SECADATA,S15_ESP4,1,0,NPINT
! LAYER 4: 0.19625 THK, THETA 0
SECADATA,S15_ESP5,1,0,NPINT
! LAYER 5: 0.19625 THK, THETA 0
SECADATA,S15_ESP6,1,0,NPINT
! LAYER 6: 0.19625 THK, THETA 0
SECADATA,S15_ESP7,1,45,NPINT
! LAYER 7: 0.19625 THK, THETA 45
SECADATA,S15_ESP8,1,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.19625 THK, THETA -45
SECADATA,S15_ESP10,2,-45,NPINT
! LAYER 10: 0.1275 THK, THETA -45
SECADATA,S15_ESP11,2,45,NPINT
! LAYER 11: 0.1275 THK, THETA 45
SECOFFSET,USER,-0.0014
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1
```

! Secção 3.1 - Viga Secundária - Laminado A
(0.3125)

```
*SET,S3_ESP1,0.13125E-3
*SET,S3_ESP2,0.13125E-3
*SET,S3_ESP3,0.13125E-3
```

```
*SET,S3_ESP4,0.13125E-3
*SET,S3_ESP5,0.13125E-3
*SET,S3_ESP6,0.13125E-3
*SET,S3_ESP7,0.13125E-3
*SET,S3_ESP8,0.13125E-3
*SET,S3_ESP9,2E-3
*SET,S3_ESP10,0.1275E-3
*SET,S3_ESP11,0.1275E-3
SECTYPE,3,SHELL,,S3
SECADATA,S3_ESP1,1,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.13125 THK, THETA -45
SECADATA,S3_ESP2,1,45,NPINT
! LAYER 2: 0.13125 THK, THETA 45
SECADATA,S3_ESP3,1,0,NPINT
! LAYER 3: 0.13125 THK, THETA 0
SECADATA,S3_ESP4,1,0,NPINT
! LAYER 4: 0.13125 THK, THETA 0
SECADATA,S3_ESP5,1,0,NPINT
! LAYER 5: 0.13125 THK, THETA 0
SECADATA,S3_ESP6,1,0,NPINT
! LAYER 6: 0.13125 THK, THETA 0
SECADATA,S3_ESP7,1,45,NPINT
! LAYER 7: 0.13125 THK, THETA 45
SECADATA,S3_ESP8,1,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.13125 THK, THETA -45
SECADATA,S3_ESP10,2,-45,NPINT
! LAYER 10: 0.1275 THK, THETA -45
SECADATA,S3_ESP11,2,45,NPINT
! LAYER 11: 0.1275 THK, THETA 45
SECOFFSET,USER,-0.0012
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1
```

! Secção 3.2 - Viga Secundária - Laminado A
(0.3125) (vai ser a secção 16)

```
*SET,S16_ESP1,0.13125E-3
*SET,S16_ESP2,0.13125E-3
*SET,S16_ESP3,0.13125E-3
*SET,S16_ESP4,0.13125E-3
*SET,S16_ESP5,0.13125E-3
*SET,S16_ESP6,0.13125E-3
*SET,S16_ESP7,0.13125E-3
*SET,S16_ESP8,0.13125E-3
*SET,S16_ESP9,2E-3
```

```

*SET,S16_ESP10,0.1275E-3
*SET,S16_ESP11,0.1275E-3
SECTYPE,16,SHELL,,S16
SECDATA,S16_ESP1,1,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.13125 THK, THETA -45
SECDATA,S16_ESP2,1,45,NPINT
! LAYER 2: 0.13125 THK, THETA 45
SECDATA,S16_ESP3,1,0,NPINT
! LAYER 3: 0.13125 THK, THETA 0
SECDATA,S16_ESP4,1,0,NPINT
! LAYER 4: 0.13125 THK, THETA 0
SECDATA,S16_ESP5,1,0,NPINT
! LAYER 5: 0.13125 THK, THETA 0
SECDATA,S16_ESP6,1,0,NPINT
! LAYER 6: 0.13125 THK, THETA 0
SECDATA,S16_ESP7,1,45,NPINT
! LAYER 7: 0.13125 THK, THETA 45
SECDATA,S16_ESP8,1,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.13125 THK, THETA -45
SECDATA,S16_ESP10,2,-45,NPINT
! LAYER 10: 0.1275 THK, THETA -45
SECDATA,S16_ESP11,2,45,NPINT
! LAYER 11: 0.1275 THK, THETA 45
SECOFFSET,USER,-0.00085
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1

```

! Secção 4 - Viga Secundária - Laminado B (0.26125)

```

*SET,S4_ESP1,0.26125E-3
*SET,S4_ESP2,0.26125E-3
*SET,S4_ESP3,0.26125E-3
*SET,S4_ESP4,0.26125E-3
*SET,S4_ESP5,0.26125E-3
*SET,S4_ESP6,0.26125E-3
*SET,S4_ESP7,0.26125E-3
*SET,S4_ESP8,0.26125E-3
*SET,S4_ESP,S4_ESP1+S4_ESP2+S4_ESP3+S4_ESP
4+S4_ESP5+S4_ESP6+S4_ESP7+S4_ESP8
SECTYPE,4,SHELL,,S4
SECDATA,S4_ESP1,1,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.26125 THK, THETA -45
SECDATA,S4_ESP2,1,45,NPINT
! LAYER 2: 0.26125 THK, THETA 45

```

```

SECDATA,S4_ESP3,1,-45,NPINT
! LAYER 3: 0.26125 THK, THETA -45
SECDATA,S4_ESP4,1,45,NPINT
! LAYER 4: 0.26125 THK, THETA 45
SECDATA,S4_ESP5,1,45,NPINT
! LAYER 5: 0.26125 THK, THETA 45
SECDATA,S4_ESP6,1,-45,NPINT
! LAYER 6: 0.26125 THK, THETA -45
SECDATA,S4_ESP7,1,45,NPINT
! LAYER 7: 0.26125 THK, THETA 45
SECDATA,S4_ESP8,1,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.26125 THK, THETA -45
SECOFFSET,BOT

```

! Secção 5 - Viga Secundária - Laminado B (0.19625)

```

*SET,S5_ESP1,0.19625E-3
*SET,S5_ESP2,0.19625E-3
*SET,S5_ESP3,0.19625E-3
*SET,S5_ESP4,0.19625E-3
*SET,S5_ESP5,0.19625E-3
*SET,S5_ESP6,0.19625E-3
*SET,S5_ESP7,0.19625E-3
*SET,S5_ESP8,0.19625E-3
*SET,S5_ESP,S5_ESP1+S5_ESP2+S5_ESP3+S5_ESP
4+S5_ESP5+S5_ESP6+S5_ESP7+S5_ESP8
SECTYPE,5,SHELL,,S5
SECDATA,S5_ESP1,1,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.19625 THK, THETA -45
SECDATA,S5_ESP2,1,45,NPINT
! LAYER 2: 0.19625 THK, THETA 45
SECDATA,S5_ESP3,1,-45,NPINT
! LAYER 3: 0.19625 THK, THETA -45
SECDATA,S5_ESP4,1,45,NPINT
! LAYER 4: 0.19625 THK, THETA 45
SECDATA,S5_ESP5,1,45,NPINT
! LAYER 5: 0.19625 THK, THETA 45
SECDATA,S5_ESP6,1,-45,NPINT
! LAYER 6: 0.19625 THK, THETA -45
SECDATA,S5_ESP7,1,45,NPINT
! LAYER 7: 0.19625 THK, THETA 45
SECDATA,S5_ESP8,1,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.19625 THK, THETA -45

```

SECOFFSET,BOT

! Secção 6 - Viga Secundária - Laminado B
(0.13125)

*SET,S6_ESP1,0.13125E-3
*SET,S6_ESP2,0.13125E-3
*SET,S6_ESP3,0.13125E-3
*SET,S6_ESP4,0.13125E-3
*SET,S6_ESP5,0.13125E-3
*SET,S6_ESP6,0.13125E-3
*SET,S6_ESP7,0.13125E-3
*SET,S6_ESP8,0.13125E-3
*SET,S6_ESP,S6_ESP1+S6_ESP2+S6_ESP3+S6_ESP
4+S6_ESP5+S6_ESP6+S6_ESP7+S6_ESP8
SECTYPE,6,SHELL,,S6
SECDATA,S6_ESP1,1,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.13125 THK, THETA -45
SECDATA,S6_ESP2,1,45,NPINT
! LAYER 2: 0.13125 THK, THETA 45
SECDATA,S6_ESP3,1,-45,NPINT
! LAYER 3: 0.13125 THK, THETA -45
SECDATA,S6_ESP4,1,45,NPINT
! LAYER 4: 0.13125 THK, THETA 45
SECDATA,S6_ESP5,1,45,NPINT
! LAYER 5: 0.13125 THK, THETA 45
SECDATA,S6_ESP6,1,-45,NPINT
! LAYER 6: 0.13125 THK, THETA -45
SECDATA,S6_ESP7,1,45,NPINT
! LAYER 7: 0.13125 THK, THETA 45
SECDATA,S6_ESP8,1,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.13125 THK, THETA -45
SECOFFSET,BOT

! Secção 7 - Casca

*SET,S7_ESP1,0.1275E-3
*SET,S7_ESP2,0.1275E-3
*SET,S7_ESP3,8E-3
*SET,S7_ESP4,0.1275E-3
*SET,S7_ESP5,0.1275E-3
*SET,S7_ESP,S7_ESP1+S7_ESP2+S7_ESP3+S7_ESP
4+S7_ESP5
SECTYPE,7,SHELL,,S7

SECDATA,S7_ESP1,2,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.1275 THK, THETA -45
SECDATA,S7_ESP2,2,45,NPINT
! LAYER 2: 0.1275 THK, THETA 45
SECDATA,S7_ESP3,5,0,NPINT
! LAYER 3: 8 THK, THETA (?)
SECDATA,S7_ESP4,2,45,NPINT
! LAYER 4: 0.1275 THK, THETA 45
SECDATA,S7_ESP5,2,-45,NPINT
! LAYER 5: 0.1275 THK, THETA -45
SECOFFSET,BOT

! Secção 8 - Casca + Laminado C + Laminado E (1)

*SET,S8_ESP1,0.1275E-3
*SET,S8_ESP2,0.1275E-3
*SET,S8_ESP3,8E-3
*SET,S8_ESP4,0.1275E-3
*SET,S8_ESP5,0.1275E-3
*SET,S8_ESP6,0.1925E-3
*SET,S8_ESP7,0.1925E-3
*SET,S8_ESP8,0.1925E-3
*SET,S8_ESP9,0.1925E-3
*SET,S8_ESP10,0.1925E-3
*SET,S8_ESP11,0.1925E-3
*SET,S8_ESP12,0.1925E-3
*SET,S8_ESP13,0.1925E-3
*SET,S8_ESP14,9.3E-3
*SET,S8_ESP15,0.1925E-3
*SET,S8_ESP16,0.1925E-3
*SET,S8_ESP17,0.1925E-3
*SET,S8_ESP18,0.1925E-3
*SET,S8_ESP19,0.1925E-3
*SET,S8_ESP20,0.1925E-3
*SET,S8_ESP21,0.1925E-3
*SET,S8_ESP22,0.1925E-3
SECTYPE,8,SHELL,,S8
SECDATA,S8_ESP22,2,-45,NPINT
! LAYER 22: 0.1925 THK, THETA -45
SECDATA,S8_ESP21,2,45,NPINT
! LAYER 21: 0.1925 THK, THETA 45
SECDATA,S8_ESP20,2,-45,NPINT
! LAYER 20: 0.1925 THK, THETA -45
SECDATA,S8_ESP19,2,45,NPINT

! LAYER 19: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S8_ESP18,2,45,NPINT
 ! LAYER 18: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S8_ESP17,2,-45,NPINT
 ! LAYER 17: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S8_ESP16,2,45,NPINT
 ! LAYER 16: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S8_ESP15,2,-45,NPINT
 ! LAYER 15: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S8_ESP14,3,0,NPINT
 ! LAYER 14: 9.3 THK, THETA 0
 SECDATA,S8_ESP13,2,-45,NPINT
 ! LAYER 13: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S8_ESP12,2,45,NPINT
 ! LAYER 12: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S8_ESP11,2,-45,NPINT
 ! LAYER 11: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S8_ESP10,2,45,NPINT
 ! LAYER 10: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S8_ESP9,2,45,NPINT
 ! LAYER 9: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S8_ESP8,2,-45,NPINT
 ! LAYER 8: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S8_ESP7,2,45,NPINT
 ! LAYER 7: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S8_ESP6,2,-45,NPINT
 ! LAYER 6: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S8_ESP5,2,-45,NPINT
 ! LAYER 5: 0.1275 THK, THETA -45
 SECDATA,S8_ESP4,2,45,NPINT
 ! LAYER 4: 0.1275 THK, THETA 45
 SECDATA,S8_ESP3,5,0,NPINT
 ! LAYER 3: 8 THK, THETA (?)
 SECDATA,S8_ESP2,2,45,NPINT
 ! LAYER 2: 0.1275 THK, THETA 45
 SECDATA,S8_ESP1,2,-45,NPINT
 ! LAYER 1: 0.1275 THK, THETA -45
 SECOFFSET,USER,0.001935
 SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1

! Secção 9 – Casca + Laminado C + Laminado E (2)

*SET,S9_ESP1,0.1275E-3
 *SET,S9_ESP2,0.1275E-3
 *SET,S9_ESP3,8E-3

*SET,S9_ESP4,0.1275E-3
 *SET,S9_ESP5,0.1275E-3
 *SET,S9_ESP6,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP7,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP8,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP9,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP10,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP11,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP12,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP13,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP14,6.2E-3
 *SET,S9_ESP15,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP16,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP17,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP18,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP19,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP20,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP21,0.1925E-3
 *SET,S9_ESP22,0.1925E-3
 SECTYPE,9,SHELL,,S9
 SECDATA,S9_ESP22,2,-45,NPINT
 ! LAYER 22: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S9_ESP21,2,45,NPINT
 ! LAYER 21: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S9_ESP20,2,-45,NPINT
 ! LAYER 20: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S9_ESP19,2,45,NPINT
 ! LAYER 19: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S9_ESP18,2,45,NPINT
 ! LAYER 18: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S9_ESP17,2,-45,NPINT
 ! LAYER 17: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S9_ESP16,2,45,NPINT
 ! LAYER 16: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S9_ESP15,2,-45,NPINT
 ! LAYER 15: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S9_ESP14,3,0,NPINT
 ! LAYER 14: 6.2 THK, THETA 0
 SECDATA,S9_ESP13,2,-45,NPINT
 ! LAYER 13: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S9_ESP12,2,45,NPINT
 ! LAYER 12: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S9_ESP11,2,-45,NPINT
 ! LAYER 11: 0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S9_ESP10,2,45,NPINT
! LAYER 10: 0.1925 THK, THETA 45
SECDATA,S9_ESP9,2,45,NPINT
! LAYER 9: 0.1925 THK, THETA 45
SECDATA,S9_ESP8,2,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.1925 THK, THETA -45
SECDATA,S9_ESP7,2,45,NPINT
! LAYER 7: 0.1925 THK, THETA 45
SECDATA,S9_ESP6,2,-45,NPINT
! LAYER 6: 0.1925 THK, THETA -45
SECDATA,S9_ESP5,2,-45,NPINT
! LAYER 5: 0.1275 THK, THETA -45
SECDATA,S9_ESP4,2,45,NPINT
! LAYER 4: 0.1275 THK, THETA 45
SECDATA,S9_ESP3,5,0,NPINT
! LAYER 3: 8 THK, THETA (?)
SECDATA,S9_ESP2,2,45,NPINT
! LAYER 2: 0.1275 THK, THETA 45
SECDATA,S9_ESP1,2,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.1275 THK, THETA -45
SECOFFSET,USER,0.000385
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1
! Secção 10 – Casca + Laminado C + Laminado E (3)

*SET,S10_ESP1,0.1275E-3
*SET,S10_ESP2,0.1275E-3
*SET,S10_ESP3,8E-3
*SET,S10_ESP4,0.1275E-3
*SET,S10_ESP5,0.1275E-3
*SET,S10_ESP6,0.13E-3
*SET,S10_ESP7,0.13E-3
*SET,S10_ESP8,0.13E-3
*SET,S10_ESP9,0.13E-3
*SET,S10_ESP10,0.13E-3
*SET,S10_ESP11,0.13E-3
*SET,S10_ESP12,0.13E-3
*SET,S10_ESP13,0.13E-3
*SET,S10_ESP14,3.1E-3
*SET,S10_ESP15,0.13E-3
*SET,S10_ESP16,0.13E-3
*SET,S10_ESP17,0.13E-3
*SET,S10_ESP18,0.13E-3
*SET,S10_ESP19,0.13E-3
*SET,S10_ESP20,0.13E-3

*SET,S10_ESP21,0.13E-3
*SET,S10_ESP22,0.13E-3
SECTYPE,10,SHELL,,S10
SECDATA,S10_ESP22,2,-45,NPINT
! LAYER 22: 0.13 THK, THETA -45
SECDATA,S10_ESP21,2,45,NPINT
! LAYER 21: 0.13 THK, THETA 45
SECDATA,S10_ESP20,2,-45,NPINT
! LAYER 20: 0.13 THK, THETA -45
SECDATA,S10_ESP19,2,45,NPINT
! LAYER 19: 0.13 THK, THETA 45
SECDATA,S10_ESP18,2,45,NPINT
! LAYER 18: 0.13 THK, THETA 45
SECDATA,S10_ESP17,2,-45,NPINT
! LAYER 17: 0.13 THK, THETA -45
SECDATA,S10_ESP16,2,45,NPINT
! LAYER 16: 0.13 THK, THETA 45
SECDATA,S10_ESP15,2,-45,NPINT
! LAYER 15: 0.13 THK, THETA -45
SECDATA,S10_ESP14,3,0,NPINT
! LAYER 14: 6.2 THK, THETA 0
SECDATA,S10_ESP13,2,-45,NPINT
! LAYER 13: 0.13 THK, THETA -45
SECDATA,S10_ESP12,2,45,NPINT
! LAYER 12: 0.13 THK, THETA 45
SECDATA,S10_ESP11,2,-45,NPINT
! LAYER 11: 0.13 THK, THETA -45
SECDATA,S10_ESP10,2,45,NPINT
! LAYER 10: 0.13 THK, THETA 45
SECDATA,S10_ESP9,2,45,NPINT
! LAYER 9: 0.13 THK, THETA 45
SECDATA,S10_ESP8,2,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.13 THK, THETA -45
SECDATA,S10_ESP7,2,45,NPINT
! LAYER 7: 0.13 THK, THETA 45
SECDATA,S10_ESP6,2,-45,NPINT
! LAYER 6: 0.13 THK, THETA -45
SECDATA,S10_ESP5,2,-45,NPINT
! LAYER 5: 0.1275 THK, THETA -45
SECDATA,S10_ESP4,2,45,NPINT
! LAYER 4: 0.1275 THK, THETA 45
SECDATA,S10_ESP3,5,0,NPINT
! LAYER 3: 8 THK, THETA (?)
SECDATA,S10_ESP2,2,45,NPINT

! LAYER 2: 0.1275 THK, THETA 45
SECADATA,S10_ESP1,2,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.1275 THK, THETA -45
SECOFFSET,USER,-0.001665
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1

! Secção 11.1 - Viga Principal - Laminado D
(0.1925)

*SET,S11_ESP1,0.1925E-3
*SET,S11_ESP2,0.1925E-3
*SET,S11_ESP3,0.1925E-3
*SET,S11_ESP4,0.1925E-3
*SET,S11_ESP5,0.1925E-3
*SET,S11_ESP6,0.1925E-3
*SET,S11_ESP7,0.1925E-3
*SET,S11_ESP8,0.1925E-3
*SET,S11_ESP9,8E-3
*SET,S11_ESP10,0.1925E-3
*SET,S11_ESP11,0.1925E-3
*SET,S11_ESP12,0.1925E-3
*SET,S11_ESP13,0.1925E-3
*SET,S11_ESP14,0.1925E-3
*SET,S11_ESP15,0.1925E-3
*SET,S11_ESP16,0.1925E-3
*SET,S11_ESP17,0.1925E-3
SECTYPE,11,SHELL,,S11
SECADATA,S11_ESP1,2,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.1925 THK, THETA -45
SECADATA,S11_ESP2,2,45,NPINT
! LAYER 2: 0.1925 THK, THETA 45
SECADATA,S11_ESP3,2,-45,NPINT
! LAYER 3: 0.1925 THK, THETA -45
SECADATA,S11_ESP4,2,45,NPINT
! LAYER 4: 0.1925 THK, THETA 45
SECADATA,S11_ESP5,2,45,NPINT
! LAYER 5: 0.1925 THK, THETA 45
SECADATA,S11_ESP6,2,-45,NPINT
! LAYER 6: 0.1925 THK, THETA -45
SECADATA,S11_ESP7,2,45,NPINT
! LAYER 7: 0.1925 THK, THETA 45
SECADATA,S11_ESP8,2,-45,NPINT
! LAYER 8: 0.1925 THK, THETA -45
SECADATA,S11_ESP9,5,0,NPINT

! LAYER 9: 8 THK, THETA (?)
SECADATA,S11_ESP10,2,-45,NPINT
! LAYER 10: 0.1925 THK, THETA -45
SECADATA,S11_ESP11,2,45,NPINT
! LAYER 11: 0.1925 THK, THETA 45
SECADATA,S11_ESP12,2,-45,NPINT
! LAYER 12: 0.1925 THK, THETA -45
SECADATA,S11_ESP13,2,45,NPINT
! LAYER 13: 0.1925 THK, THETA 45
SECADATA,S11_ESP14,2,45,NPINT
! LAYER 14: 0.1925 THK, THETA 45
SECADATA,S11_ESP15,2,-45,NPINT
! LAYER 15: 0.1925 THK, THETA -45
SECADATA,S11_ESP16,2,45,NPINT
! LAYER 16: 0.1925 THK, THETA 45
SECADATA,S11_ESP17,2,-45,NPINT
! LAYER 17: 0.1925 THK, THETA -45
SECOFFSET,MID

! Secção 11.2 - Viga Principal - Laminado D
(0.1925) (vai ser a secção 19 da continuação da
alma)

*SET,S19_ESP1,1.0625E-3
*SET,S19_ESP2,1.0625E-3
*SET,S19_ESP3,1.0625E-3
*SET,S19_ESP4,1.0625E-3
*SET,S19_ESP5,1.0625E-3
*SET,S19_ESP6,1.0625E-3
*SET,S19_ESP7,1.0625E-3
*SET,S19_ESP8,1.0625E-3
*SET,S19_ESP9,8E-3
*SET,S19_ESP10,1.0625E-3
*SET,S19_ESP11,1.0625E-3
*SET,S19_ESP12,1.0625E-3
*SET,S19_ESP13,1.0625E-3
*SET,S19_ESP14,1.0625E-3
*SET,S19_ESP15,1.0625E-3
*SET,S19_ESP16,1.0625E-3
*SET,S19_ESP17,1.0625E-3
SECTYPE,19,SHELL,,S19
SECADATA,S19_ESP1,2,-45,NPINT
! LAYER 1: 0.1925 THK, THETA -45
SECADATA,S19_ESP2,2,45,NPINT

! LAYER 2: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S19_ESP3,2,-45,NPINT
 ! LAYER 3: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S19_ESP4,2,45,NPINT
 ! LAYER 4: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S19_ESP5,2,45,NPINT
 ! LAYER 5: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S19_ESP6,2,-45,NPINT
 ! LAYER 6: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S19_ESP7,2,45,NPINT
 ! LAYER 7: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S19_ESP8,2,-45,NPINT
 ! LAYER 8: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S19_ESP9,5,0,NPINT
 ! LAYER 9: 8 THK, THETA (?)
 SECDATA,S19_ESP10,2,-45,NPINT
 ! LAYER 10: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S19_ESP11,2,45,NPINT
 ! LAYER 11: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S19_ESP12,2,-45,NPINT
 ! LAYER 12: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S19_ESP13,2,45,NPINT
 ! LAYER 13: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S19_ESP14,2,45,NPINT
 ! LAYER 14: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S19_ESP15,2,-45,NPINT
 ! LAYER 15: 0.1925 THK, THETA -45
 SECDATA,S19_ESP16,2,45,NPINT
 ! LAYER 16: 0.1925 THK, THETA 45
 SECDATA,S19_ESP17,2,-45,NPINT
 ! LAYER 17: 0.1925 THK, THETA -45

! Seção 12 – Viga Principal – Laminado D (0.13)

*SET,S12_ESP1,0.13E-3
 *SET,S12_ESP2,0.13E-3
 *SET,S12_ESP3,0.13E-3
 *SET,S12_ESP4,0.13E-3
 *SET,S12_ESP5,0.13E-3
 *SET,S12_ESP6,0.13E-3
 *SET,S12_ESP7,0.13E-3
 *SET,S12_ESP8,0.13E-3
 *SET,S12_ESP9,8E-3
 *SET,S12_ESP10,0.13E-3

*SET,S12_ESP11,0.13E-3
 *SET,S12_ESP12,0.13E-3
 *SET,S12_ESP13,0.13E-3
 *SET,S12_ESP14,0.13E-3
 *SET,S12_ESP15,0.13E-3
 *SET,S12_ESP16,0.13E-3
 *SET,S12_ESP17,0.13E-3
 SECTYPE,12,SHELL,,S12
 SECDATA,S12_ESP1,2,-45,NPINT
 ! LAYER 1: 0.13 THK, THETA -45
 SECDATA,S12_ESP2,2,45,NPINT
 ! LAYER 2: 0.13 THK, THETA 45
 SECDATA,S12_ESP3,2,-45,NPINT
 ! LAYER 3: 0.13 THK, THETA -45
 SECDATA,S12_ESP4,2,45,NPINT
 ! LAYER 4: 0.13 THK, THETA 45
 SECDATA,S12_ESP5,2,45,NPINT
 ! LAYER 5: 0.13 THK, THETA 45
 SECDATA,S12_ESP6,2,-45,NPINT
 ! LAYER 6: 0.13 THK, THETA -45
 SECDATA,S12_ESP7,2,45,NPINT
 ! LAYER 7: 0.13 THK, THETA 45
 SECDATA,S12_ESP8,2,-45,NPINT
 ! LAYER 8: 0.13 THK, THETA -45
 SECDATA,S12_ESP9,5,0,NPINT
 ! LAYER 9: 8 THK, THETA (?)
 SECDATA,S12_ESP10,2,-45,NPINT
 ! LAYER 10: 0.13 THK, THETA -45
 SECDATA,S12_ESP11,2,45,NPINT
 ! LAYER 11: 0.13 THK, THETA 45
 SECDATA,S12_ESP12,2,-45,NPINT
 ! LAYER 12: 0.13 THK, THETA -45
 SECDATA,S12_ESP13,2,45,NPINT
 ! LAYER 13: 0.13 THK, THETA 45
 SECDATA,S12_ESP14,2,45,NPINT
 ! LAYER 14: 0.13 THK, THETA 45
 SECDATA,S12_ESP15,2,-45,NPINT
 ! LAYER 15: 0.13 THK, THETA -45
 SECDATA,S12_ESP16,2,45,NPINT
 ! LAYER 16: 0.13 THK, THETA 45
 SECDATA,S12_ESP17,2,-45,NPINT
 ! LAYER 17: 0.13 THK, THETA -45
 SECOFFSET,MID

! Secção 13.1 – Bordo de fuga

*SET,S13_ESP1,0.1275E-3

*SET,S13_ESP2,0.1275E-3

SECTYPE,13,SHELL,,S13

SECDATA,S13_ESP1,2,-45,NPINT

! LAYER 1: 0.1275 THK, THETA -45

SECDATA,S13_ESP2,2,45,NPINT

! LAYER 2: 0.1275 THK, THETA 45

SECOFFSET,USER,-0.002385

SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1

! Secção 13.2 – Bordo de fuga (vai ser a secção 17)

*SET,S17_ESP1,0.1275E-3

*SET,S17_ESP2,0.1275E-3

SECTYPE,17,SHELL,,S17

SECDATA,S17_ESP1,2,-45,NPINT

! LAYER 1: 0.1275 THK, THETA -45

SECDATA,S17_ESP2,2,45,NPINT

! LAYER 2: 0.1275 THK, THETA 45

SECOFFSET,USER,-0.00087

SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1

! Secção 18 – Rib de fecho

*SET,S18_ESP1,0.5E-3

*SET,S18_ESP2,0.5E-3

*SET,S18_ESP3,0.5E-3

*SET,S18_ESP4,0.5E-3

*SET,S18_ESP5,0.5E-3

*SET,S18_ESP6,0.5E-3

*SET,S18_ESP7,0.5E-3

*SET,S18_ESP8,0.5E-3

SECTYPE,18,SHELL,,S18

SECDATA,S18_ESP1,2,-45

! LAYER 1: 0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S18_ESP2,2,45

! LAYER 2: 0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S18_ESP3,2,-45

! LAYER 3: 0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S18_ESP4,2,45

! LAYER 4: 0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S18_ESP5,2,45

! LAYER 5: 0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S18_ESP6,2,-45

! LAYER 6: 0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S18_ESP7,2,45

! LAYER 7: 0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S18_ESP8,2,-45

! LAYER 8: 0.1925 THK, THETA -45

SECOFFSET, TOP

! Atribuição dos atributos a cada uma das áreas correspondentes

FLST,5,4,5,ORDE,4

FITEM,5,26

FITEM,5,103

FITEM,5,111

FITEM,5,122

ASEL,S,,P51X

AATT,,,1,11,1

ALLSEL,ALL

FLST,5,4,5,ORDE,4

FITEM,5,79

FITEM,5,107

FITEM,5,118

FITEM,5,129

ASEL,S,,P51X

AATT,,,1,11,14

ALLSEL,ALL

ASEL,S,,,26

ASEL,A,,,103

ASEL,A,,,111

ASEL,A,,,122

ASEL,A,,,79

ASEL,A,,,107

ASEL,A,,,118

ASEL,A,,,129

AMESH,ALL

FLST,5,4,5,ORDE,3

FITEM,5,6

FITEM,5,159

FITEM,5,-161

ASEL,S,,P51X

AATT,,,1,11,4

AMESH,ALL

/REPLO

FLST,5,17,2,ORDE,2	ASEL,A,,,176
FITEM,5,154	ASEL,A,,,177
FITEM,5,-170	ASEL,A,,,180
ENSYM, , , ,P51X	ASEL,A,,,181
EPLOT	ASEL,A,,,183
FLST,5,6,5,ORDE,6	ASEL,A,,,185
FITEM,5,34	ASEL,A,,,187
FITEM,5,47	ASEL,A,,,189
FITEM,5,56	ASEL,A,,,191
FITEM,5,58	ASEL,A,,,193
FITEM,5,66	ASEL,A,,,195
FITEM,5,91	ASEL,A,,,149
ASEL,S, , ,P51X	ASEL,A,,,148
AATT,,,1,11,2	ASEL,A,,,152
AMESH,ALL	ASEL,A,,,15
ASEL,S,,,94	ASEL,A,,,206
ASEL,A,,,83	ASEL,A,,,154
ASEL,A,,,70	ASEL,A,,,209
ASEL,A,,,62	ASEL,A,,,155
ASEL,A,,,50	ASEL,A,,,10
ASEL,A,,,37	ASEL,A,,,151
AATT,,,1,11,15	ASEL,A,,,205
AMESH,ALL	ASEL,A,,,199
ASEL,A,,,18	ASEL,A,,,201
AATT,,,1,11,3	ASEL,A,,,196
AMESH,ALL	ASEL,A,,,197
ASEL,A,,,23	ASEL,A,,,192
AATT,,,1,11,16	ASEL,A,,,194
AMESH,ALL	ASEL,A,,,188
ASEL,S,,,162	ASEL,A,,,190
ASEL,A,,,163	ASEL,A,,,184
ASEL,A,,,164	ASEL,A,,,186
ASEL,A,,,165	ASEL,A,,,179
ASEL,A,,,166	ASEL,A,,,182
ASEL,A,,,167	ASEL,A,,,175
AATT,,,1,11,5	ASEL,A,,,178
AMESH,ALL	ASEL,A,,,171
ASEL,A,,,168	ASEL,A,,,174
AATT,,,1,11,6	ASEL,A,,,51
AMESH,ALL	ASEL,A,,,75
ASEL,S,,,54	AATT,,,1,11,7
ASEL,A,,,64	AMESH,ALL
ASEL,A,,,172	ASEL,S,,,9
ASEL,A,,,173	ASEL,A,,,30

ASEL,A,,,31	ASEL,A,,,198
ASEL,A,,,42	ASEL,A,,,146
ASEL,A,,,132	ASEL,A,,,202
ASEL,A,,,169	ASEL,A,,,200
AATT,,,1,11,8	ASEL,A,,,153
AMESH,ALL	ASEL,A,,,204
ASEL,S,,,40	ASEL,A,,,210
ASEL,A,,,46	ASEL,A,,,208
ASEL,A,,,86	AATT,,,1,11,10
ASEL,A,,,87	AMESH,ALL
ASEL,A,,,133	ASEL,S,,,41
ASEL,A,,,170	ASEL,A,,,123
AATT,,,1,11,8	ASEL,A,,,112
AMESH,ALL	ASEL,A,,,101
ASEL,S,,,125	ASEL,A,,,12
ASEL,A,,,135	ASEL,A,,,52
ASEL,A,,,114	AATT,,,1,11,11
ASEL,A,,,138	AMESH,ALL
ASEL,A,,,102	ASEL,S,,,45
ASEL,A,,,141	ASEL,A,,,14
AATT,,,1,11,9	ASEL,A,,,16
AMESH,ALL	ASEL,A,,,8
ASEL,S,,,134	ASEL,A,,,2
ASEL,A,,,136	AATT,,,1,11,12
ASEL,A,,,137	AMESH,ALL
ASEL,A,,,139	ASEL,S,,,4
ASEL,A,,,140	ASEL,A,,,24
ASEL,A,,,142	ASEL,A,,,39
AATT,,,1,11,9	ASEL,A,,,59
AMESH,ALL	ASEL,A,,,71
ASEL,S,,,144	ASEL,A,,,84
ASEL,A,,,13	ASEL,A,,,95
ASEL,A,,,147	ASEL,A,,,97
ASEL,A,,,53	ASEL,A,,,108
ASEL,A,,,150	ASEL,A,,,119
ASEL,A,,,65	ASEL,A,,,130
ASEL,A,,,25	AATT,,,1,11,13
ASEL,A,,,203	AMESH,ALL
ASEL,A,,,156	ASEL,S,,,5
ASEL,A,,,207	ASEL,A,,,27
AATT,,,1,11,10	ASEL,A,,,44
AMESH,ALL	ASEL,A,,,63
ASEL,S,,,145	ASEL,A,,,72
ASEL,A,,,143	ASEL,A,,,85

```

ASEL,A,,,96
ASEL,A,,,99
ASEL,A,,,109
ASEL,A,,,120
ASEL,A,,,131
AATT,,,1,11,17
AMESH,ALL

```

! As áreas seguintes correspondem às áreas de fecho no bordo de ataque

```

ASEL,S,,,74
ASEL,A,,,124
ASEL,A,,,113
ASEL,A,,,98
ASEL,A,,,89
ASEL,A,,,80
ASEL,A,,,67
ASEL,A,,,57
ASEL,A,,,38
ASEL,A,,,11
AATT,,,1,11,7
AMESH,ALL

```

! Garantido o mesmo nº de nós acima, procedemos à ligação da Viga Secundária à casca

```

LSEL,S,,,223
LSEL,A,,,321
LSEL,A,,,298
LSEL,A,,,278
LSEL,A,,,252
LSEL,A,,,217
LSEL,A,,,206
LSEL,A,,,183
LSEL,A,,,162
LSEL,A,,,133
LSEL,A,,,49
NSLL,S,1
*SET,NNODE,0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO

```

```

*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUMBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
*SET,NNODE,NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIM,NOS_SUP2,ARRAY,NNODE,2
*SET,II_NODE,1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUMBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
*SET,NOS_SUP2(II_NODE,1),I_NODE
*SET,NOS_SUP2(II_NODE,2),NZ(I_NODE)
*SET,II_NODE,II_NODE+1
*ENDIF
*ENDDO
ALLSEL,ALL
LSEL,S,,,262
LSEL,A,,,324
LSEL,A,,,301
LSEL,A,,,277
LSEL,A,,,202
LSEL,A,,,177
LSEL,A,,,199
LSEL,A,,,165
LSEL,A,,,142
LSEL,A,,,24
LSEL,A,,,52
NSLL,S,1
*SET,NNODE,0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUMBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
*SET,NNODE,NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIM,NOS_INF2,ARRAY,NNODE,2
*SET,II_NODE,1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUMBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN

```

*SET,NOS_INF2(II_NODE),I_NODE	CP,,ALL,ALL
*SET,NOS_INF2(II_NODE,2),NZ(I_NODE)	*ENDDO
*SET,II_NODE,II_NODE+1	ALLSEL,ALL
*ENDIF	LSEL,S,,,55
*ENDDO	LSEL,A,,,135
*SET,TROCAS,1	LSEL,A,,,164
*DOWHILE, TROCAS	LSEL,A,,,186
*SET,TROCAS,-1	LSEL,A,,,210
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1	LSEL,A,,,231
*IF,NOS_SUP2(I_NODE,2),GT,NOS_SUP2(I_NODE+1,2),THEN	LSEL,A,,,254
*SET,AAAA,NOS_SUP2(I_NODE,2)	LSEL,A,,,281
*SET,NOS_SUP2(I_NODE,2),NOS_SUP2(I_NODE+1,2)	LSEL,A,,,304
*SET,NOS_SUP2(I_NODE+1,2),AAAA	LSEL,A,,,327
*SET,AAAA,NOS_SUP2(I_NODE,1)	LSEL,A,,,311
*SET,NOS_SUP2(I_NODE,1),NOS_SUP2(I_NODE+1,1)	NSLL,S,1
*SET,NOS_SUP2(I_NODE+1,1),AAAA	*SET,NNODE,0
*SET,TROCAS,1	*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*ENDIF	*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
*ENDDO	!CICLO DO
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1	*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUMBER,1
*IF,NOS_INF2(I_NODE,2),GT,NOS_INF2(I_NODE+1,2),THEN	*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
*SET,AAAA,NOS_INF2(I_NODE,2)	*SET,NNODE,NNODE+1
*SET,NOS_INF2(I_NODE,2),NOS_INF2(I_NODE+1,2)	*ENDIF
)	*ENDDO
*SET,NOS_INF2(I_NODE+1,2),AAAA	*DIM,NOS_SUP3,ARRAY,NNODE,2
*SET,AAAA,NOS_INF2(I_NODE,1)	*SET,II_NODE,1
*SET,NOS_INF2(I_NODE,1),NOS_INF2(I_NODE+1,1)	*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUMBER,1
)	*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
*SET,NOS_INF2(I_NODE+1,1),AAAA	*SET,NOS_SUP3(II_NODE,1),I_NODE
*SET,TROCAS,1	*SET,NOS_SUP3(II_NODE,2),NZ(I_NODE)
*ENDIF	*SET,II_NODE,II_NODE+1
*ENDDO	*ENDIF
*ENDDO	*ENDDO
!TYPE,10	ALLSEL,ALL
!MAT,10	LSEL,S,,,150
!SECNUM, 30	LSEL,A,,,319
*DO,I_NODE,1,NNODE,1	LSEL,A,,,296
!E, NOS_INF2(I_NODE,1),NOS_SUP2(I_NODE,1)	LSEL,A,,,236
NSEL,S,,,NOS_INF2(I_NODE,1)	LSEL,A,,,275
NSEL,A,,,NOS_SUP2(I_NODE,1)	LSEL,A,,,181
	LSEL,A,,,205
	LSEL,A,,,167

```

LSEL,A,,,144
LSEL,A,,,25
LSEL,A,,,53
NSLL,S,1
*SET,NNODE,0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NU
MBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
*SET,NNODE,NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIM,NOS_INF3,ARRAY,NNODE,2
*SET,II_NODE,1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NU
MBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
*SET,NOS_INF3(II_NODE),I_NODE
*SET,NOS_INF3(II_NODE,2),NZ(I_NODE)
*SET,II_NODE,II_NODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*SET,TROCAS,1
*DOWHILE, TROCAS
*SET,TROCAS,-1
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1
*IF,NOS_SUP3(I_NODE,2),GT,NOS_SUP3(I_NODE+1
,2),THEN
*SET,AAAA,NOS_SUP3(I_NODE,2)
*SET,NOS_SUP3(I_NODE,2),NOS_SUP3(I_NODE+1,
2)
*SET,NOS_SUP3(I_NODE+1,2),AAAA
*SET,AAAA,NOS_SUP3(I_NODE,1)
*SET,NOS_SUP3(I_NODE,1),NOS_SUP3(I_NODE+1,
1)
*SET,NOS_SUP3(I_NODE+1,1),AAAA
*SET,TROCAS,1
*ENDIF
*ENDDO
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1
*IF,NOS_INF3(I_NODE,2),GT,NOS_INF3(I_NODE+1,
2),THEN

```

```

*SET,AAAA,NOS_INF3(I_NODE,2)
*SET,NOS_INF3(I_NODE,2),NOS_INF3(I_NODE+1,2
)
*SET,NOS_INF3(I_NODE+1,2),AAAA
*SET,AAAA,NOS_INF3(I_NODE,1)
*SET,NOS_INF3(I_NODE,1),NOS_INF3(I_NODE+1,1
)
*SET,NOS_INF3(I_NODE+1,1),AAAA
*SET,TROCAS,1
*ENDIF
*ENDDO
*ENDDO
!TYPE,10
!MAT,10
!SECNUM, 30
*DO,I_NODE,1,NNODE,1
!E, NOS_INF3(I_NODE,1),NOS_SUP3(I_NODE,1)
NSEL,S,,,NOS_INF3(I_NODE,1)
NSEL,A,,,NOS_SUP3(I_NODE,1)
CP,,ALL,ALL
*ENDDO

```

! Procedemos à seleção dos nós que vão ser fixados com deslocamento em todas as direções igual a zero

```

APLOT
CSYS,0
NSEL,S,LOC,Z,0
NPLOT
FLST,2,81,1,ORDE,29
FITEM,2,1
FITEM,2,-3
FITEM,2,89
FITEM,2,124
FITEM,2,-125
FITEM,2,687
FITEM,2,2101
FITEM,2,-2113
FITEM,2,2467
FITEM,2,2501
FITEM,2,-2514
FITEM,2,2819
FITEM,2,-2833

```

FITEM,2,3225	FITEM,2,64
FITEM,2,3260	FITEM,2,-66
FITEM,2,-3273	FITEM,2,71
FITEM,2,14158	FITEM,2,84
FITEM,2,14192	FITEM,2,91
FITEM,2,14209	FITEM,2,95
FITEM,2,14260	FITEM,2,97
FITEM,2,-14261	FITEM,2,102
FITEM,2,14314	FITEM,2,-103
FITEM,2,15503	FITEM,2,108
FITEM,2,-15507	FITEM,2,111
FITEM,2,16330	FITEM,2,114
FITEM,2,-16331	FITEM,2,119
FITEM,2,16845	FITEM,2,122
FITEM,2,-16846	FITEM,2,125
FITEM,2,17106	FITEM,2,130
!*	FITEM,2,132
/GO	FITEM,2,135
D,P51X,0,,,ALL,,,,,	FITEM,2,138
	FITEM,2,141
! Finalizamos com a aplicação de Pressão constante	FITEM,2,144
de 1500Pa	FITEM,2,147
	FITEM,2,-150
ALLSEL,ALL	FITEM,2,152
APLOT	FITEM,2,154
FLST,2,66,5,ORDE,62	FITEM,2,156
FITEM,2,4	FITEM,2,169
FITEM,2,9	FITEM,2,172
FITEM,2,13	FITEM,2,-173
FITEM,2,15	FITEM,2,176
FITEM,2,18	FITEM,2,-177
FITEM,2,24	FITEM,2,180
FITEM,2,-26	FITEM,2,-181
FITEM,2,30	FITEM,2,183
FITEM,2,-31	FITEM,2,185
FITEM,2,34	FITEM,2,187
FITEM,2,39	FITEM,2,189
FITEM,2,42	FITEM,2,191
FITEM,2,47	FITEM,2,193
FITEM,2,53	FITEM,2,195
FITEM,2,-54	FITEM,2,203
FITEM,2,56	FITEM,2,206
FITEM,2,58	FITEM,2,-207
FITEM,2,-59	FITEM,2,209

/GO

!*
.

SFA,P51X,1,PRES,1500

!*
.

! Agora realizamos uma análise estática com as
condições impostas

FINISH

/SOL

!*
.

ANTYPE,0

/STATUS,SOLU

SOLVE

FINISH

/POST1

!*
.

Anexo III – Modelo 2 (a)

! MODELO 2 – Com Rib simplificado

```
FINISH
/CLEAR,NOSTART
/prep7
/PREP7
~PARAIN,'CASCA SEM ABERTURA PARA
AIRBREAKS 1','x_t',,SOLIDS,0,0
VPLOT
/FACET,FINE
VPLOT
VDELE,ALL
ADELE,5,,1
ADELE,9,,1
ADELE,18,,1
ADELE,4,,1
ADELE,3,,1
ADELE,1,,1
ADELE,19,,1
ADELE,16,,1
WPCSYS,-1
WPOFF,0,0,8.1
ASBW,ALL
WPOFF,0,0,-8.1+7.4425
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,28
FITEM,5,-29
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,7,5,ORDE,6
FITEM,5,1
FITEM,5,3
FITEM,5,-5
FITEM,5,7
FITEM,5,9
FITEM,5,16
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,25
FITEM,5,-26
```

```
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
WPOFF,0,0,-7.4425+6.62
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,2
FITEM,5,6
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,8,5,ORDE,8
FITEM,5,1
FITEM,5,3
FITEM,5,12
FITEM,5,14
FITEM,5,-15
FITEM,5,28
FITEM,5,-29
FITEM,5,32
ASEL,R,,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
ASEL,S,,,13
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-6.62+5.7925
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,7
FITEM,5,9
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,9,5,ORDE,8
FITEM,5,2
FITEM,5,-3
FITEM,5,6
FITEM,5,26
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,45
FITEM,5,-46
ASEL,R,,P51X
```

ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-5.7925+4.962
FLST,5,9,5,ORDE,6
FITEM,5,12
FITEM,5,-13
FITEM,5,28
FITEM,5,-29
FITEM,5,52
FITEM,5,-56
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,3,5,ORDE,3
FITEM,5,9
FITEM,5,51
FITEM,5,61
ASEL,R, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-4.962+4.1375
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,3
FITEM,5,26
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,9,5,ORDE,8
FITEM,5,2
FITEM,5,6
FITEM,5,12
FITEM,5,-13
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,46
FITEM,5,64
ASEL,R, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-4.1375+3.31
FLST,5,2,5,ORDE,2

FITEM,5,9
FITEM,5,51
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,9,5,ORDE,5
FITEM,5,3
FITEM,5,26
FITEM,5,54
FITEM,5,74
FITEM,5,-79
ASEL,R, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-3.31+2.4825
FLST,5,11,5,ORDE,10
FITEM,5,2
FITEM,5,6
FITEM,5,9
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,46
FITEM,5,51
FITEM,5,64
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-2.4825+1.655
FLST,5,11,5,ORDE,7
FITEM,5,3
FITEM,5,26
FITEM,5,54
FITEM,5,74
FITEM,5,-79
FITEM,5,97
FITEM,5,99
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT

WPOFF,0,0,-1.655+0.8275
FLST,5,11,5,ORDE,10
FITEM,5,2
FITEM,5,6
FITEM,5,9
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,46
FITEM,5,51
FITEM,5,64
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,30
FITEM,5,-31
ASEL,S,,P51X
FLST,2,2,5,ORDE,2
FITEM,2,30
FITEM,2,-31
ADELE,P51X
LPLOT
FLST,5,15,4,ORDE,2
FITEM,5,69
FITEM,5,-83
LSEL,S,,P51X
FLST,2,15,4,ORDE,2
FITEM,2,69
FITEM,2,-83
LGLUE,P51X
FLST,2,15,4,ORDE,15
FITEM,2,1
FITEM,2,11
FITEM,2,69
FITEM,2,168
FITEM,2,193
FITEM,2,237
FITEM,2,239
FITEM,2,244
FITEM,2,285
FITEM,2,288

FITEM,2,290
FITEM,2,292
FITEM,2,294
FITEM,2,331
FITEM,2,-332
LCOMB,P51X,,0
ALLSEL,ALL
LPLOT
FLST,5,41,4,ORDE,2
FITEM,5,84
FITEM,5,-124
LSEL,S,,P51X
FLST,2,41,4,ORDE,2
FITEM,2,84
FITEM,2,-124
LGLUE,P51X
FLST,2,41,4,ORDE,16
FITEM,2,11
FITEM,2,69
FITEM,2,-85
FITEM,2,106
FITEM,2,168
FITEM,2,193
FITEM,2,237
FITEM,2,239
FITEM,2,244
FITEM,2,285
FITEM,2,288
FITEM,2,290
FITEM,2,292
FITEM,2,294
FITEM,2,331
FITEM,2,-342
LCOMB,P51X,,0
ALLSEL,ALL
LPLOT
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,1
FITEM,5,67
LSEL,S,,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,67
LGLUE,P51X

FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,69
LCOMB,P51X, ,0
ALLSEL,ALL
LPLOT
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,1
FITEM,5,68
LSEL,S, , ,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,68
LGLUE,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,67
LCOMB,P51X, ,0
ALLSEL,ALL
LPLOT
FLST,2,4,4
FITEM,2,52
FITEM,2,64
FITEM,2,66
FITEM,2,1
AL,P51X
FLST,2,4,4
FITEM,2,53
FITEM,2,11
FITEM,2,66
FITEM,2,65
AL,P51X
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPAVE,33
WPOFF,0,-0.15618,0
WPRO,0,-90,0
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,2
FITEM,5,6
ASEL,S, , ,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,11

LSBW,P51X
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPAVE,1
WPOFF,0,0,-0.37984
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,54
FITEM,5,75
ASEL,S, , ,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,5
FITEM,2,7
LSBW,P51X
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPLAN,-1,38,37,39
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,54
FITEM,5,75
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
LSTR,38,39
LSTR,40,41
AL,5,78,73,77
WPOFF,0,0,0.0341
ASBW,ALL
WPOFF,0,0,-0.0682
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPAVE,40
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,123
FITEM,5,125
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
LSTR,50,51
AL,78,74,1,97
KWPAVE,50
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,112
FITEM,5,114
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL

LSTR,52,53
AL,97,98,101,104
KWPAVE,52
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,101
FITEM,5,-102
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,54,55
AL,104,108,105,111
KWPAVE,54
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,12
FITEM,5,-13
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,56,57
AL,111,115,112,118
KWPAVE,56
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,52
FITEM,5,-53
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,58,59
AL,118,122,119,138
KWPAVE,58
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,45
FITEM,5,65
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,60,61
AL,138,190,154,27
KWPAVE,60
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,14
FITEM,5,-15
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,62,63
AL,27,128,239,137
KWPAVE,62
FLST,5,2,5,ORDE,2

FITEM,5,16
FITEM,5,25
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,64,65
AL,137,140,261,10
KWPAVE,64
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,8
FITEM,5,10
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,66,67
AL,10,285,290,64
KWPAVE,66
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,2
FITEM,5,6
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
LSTR,37,36
AL,64,331,65,332
ALLSEL,ALL
APLOT

! Realização das áreas da Viga Secundária

LSTR,22,28
LSTR,247,253
LSTR,235,241
LSTR,223,229
LSTR,214,217
LSTR,202,205
LSTR,185,193
LSTR,178,181
LSTR,166,170
LSTR,155,157
LSTR,23,30
LSTR,24,27
AL,333,227,313,334
AL,328,334,322,335
AL,335,299,305,336
AL,336,279,337,282
AL,337,253,338,255

AL,338,218,339,232
AL,339,340,211,207
AL,340,184,341,187
AL,341,147,342,157
AL,342,136,343,134
AL,50,56,343,344

! Realização dos cortes de cada uma das secções e
criação da inclinação dos banzos

KWPAVE,40
FLST,5,5,5,ORDE,5
FITEM,5,9
FITEM,5,30
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
FITEM,5,123
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.031
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,11
FITEM,2,95
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,7
FITEM,2,96
LSBW,P51X
KWPAVE,50
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,112
FITEM,5,125
FITEM,5,132
FITEM,5,-134
ASEL,S,,P51X

WPOFF,0,0,0.0279
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,100
FITEM,2,102
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0558
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,99

FITEM,2,103
LSBW,P51X
KWPAVE,52
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,101
FITEM,5,114
FITEM,5,135
FITEM,5,-137
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0279
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,107
FITEM,2,109
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0558
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,106
FITEM,2,110
LSBW,P51X
KWPAVE,54
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,12
FITEM,5,102
FITEM,5,138
FITEM,5,-140
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0217
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,114
FITEM,2,116
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0434
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,113
FITEM,2,117
LSBW,P51X
KWPAVE,56
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,13
FITEM,5,52
FITEM,5,141
FITEM,5,-143
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0186

FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,121
FITEM,2,123
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0372
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,120
FITEM,2,124
LSBW,P51X
KWPAVE,58
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,45
FITEM,5,53
FITEM,5,144
FITEM,5,-146
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0186
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,173
FITEM,2,191
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0372
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,168
FITEM,2,193
LSBW,P51X
KWPAVE,60
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,14
FITEM,5,65
FITEM,5,147
FITEM,5,-149
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0093
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,237
FITEM,2,244
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0186
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,196
FITEM,2,242
LSBW,P51X
KWPAVE,62

FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,15
FITEM,5,-16
FITEM,5,150
FITEM,5,-152
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,258
FITEM,2,273
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0124
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,248
FITEM,2,265
LSBW,P51X
KWPAVE,64
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,8
FITEM,5,25
FITEM,5,153
FITEM,5,-155
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,18
FITEM,2,288
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0124
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,292
FITEM,2,294
LSBW,P51X
KWPAVE,66
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,2
FITEM,5,10
FITEM,5,156
FITEM,5,-158
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,69
FITEM,2,-70

LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0124
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,67
FITEM,2,-68
LSBW,P51X

! Orientação do eixo das coordenadas segundo cada
secção, e respectivos cortes

ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,4
FITEM,5,9
FITEM,5,30
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,43
KWPLAN,-1,43,68,45
ASBW,ALL
KWPAVE,47
KWPLAN,-1,47,70,49
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,125
FITEM,5,132
FITEM,5,-134
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,68
KWPLAN,-1,68,72,69
ASBW,ALL
KWPAVE,70
KWPLAN,-1,70,74,71
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,114
FITEM,5,135
FITEM,5,-137
ASEL,S,,P51X

KWPAVE,72
KWPLAN,-1,72,76,73
ASBW,ALL
KWPAVE,74
KWPLAN,-1,74,78,75
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,102
FITEM,5,138
FITEM,5,-140
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,76
KWPLAN,-1,76,80,77
ASBW,ALL
KWPAVE,78
KWPLAN,-1,78,82,79
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,13
FITEM,5,141
FITEM,5,-143
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,80
KWPLAN,-1,80,84,81
ASBW,ALL
KWPAVE,82
KWPLAN,-1,82,86,83
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,53
FITEM,5,144
FITEM,5,-146
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,84
KWPLAN,-1,84,88,85
ASBW,ALL
KWPAVE,86
KWPLAN,-1,86,90,87

ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,5,5,ORDE,4
 FITEM,5,57
 FITEM,5,65
 FITEM,5,147
 FITEM,5,-149
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,88
 KWPLAN,-1,88,92,89
 ASBW,ALL
 KWPAVE,90
 KWPLAN,-1,90,94,91
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,4,5,ORDE,3
 FITEM,5,15
 FITEM,5,150
 FITEM,5,-152
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,92
 KWPLAN,-1,92,96,93
 ASBW,ALL
 KWPAVE,94
 KWPLAN,-1,94,98,95
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,4,5,ORDE,3
 FITEM,5,25
 FITEM,5,153
 FITEM,5,-155
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,96
 KWPLAN,-1,96,101,97
 ASBW,ALL
 KWPAVE,98
 KWPLAN,-1,98,103,99
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,4,5,ORDE,3

FITEM,5,10
 FITEM,5,156
 FITEM,5,-158
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,101
 KWPLAN,-1,101,105,100
 ASBW,ALL
 KWPAVE,103
 KWPLAN,-1,103,106,102
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT

! Criação do elemento de casca que vai ser utilizado

ET,1,SHELL281
 !*
 KEYOPT,1,1,0
 KEYOPT,1,8,1 !Aqui coloca-se um 1, na última
 posição para garantir que se vai guardar toda a
 informação de todas as camadas
 KEYOPT,1,9,0
 !SMRTSIZE,1
 AESIZE,ALL,0.05
 MSHKEY,0

! Escolha do referencial do material: referencial do eixo xx orientado segundo a direção longitudinal da asa e eixo zz normal à casca

CSKP,11,0,39,36,38
 ESYS, 11

! Definição dos materiais e secções
 ! Propriedades 1 – Fibra de Carbono

MP,EX,1,9154E7
 MP,EY,1,5033E6
 MP,EZ,1,5033E6
 MP,GXY,1,227E7
 MP,GYZ,1,227E7
 MP,GXZ,1,227E7
 MP,PRXY,1,0.28
 MP,PRYZ,1,0.0154

MP,PRXZ,1,0.0154
MP,DENS,1,1392 ! Densidade: 1392 kg/m3

! Propriedades 2 – Fibra de Vidro

MP,EX,2,3529E7
MP,EY,2,494E7
MP,EZ,2,494E7
MP,GXY,2,23084E5
MP,GYZ,2,23084E5
MP,GXZ,2,23084E5
MP,PRXY,2,0.26
MP,PRYZ,2,0.0364
MP,PRXZ,2,0.0364
MP,DENS,2,1797 ! Densidade: 1797 kg/m3

! Propriedades 3 – Pultrudidos

MP,EX,3,13887E7
MP,EY,3,876E7
MP,EZ,3,876E7
MP,GXY,3,373E7
MP,GYZ,3,373E7
MP,GXZ,3,373E7
MP,PRXY,3,0.28
MP,PRYZ,3,0.0177
MP,PRXZ,3,0.0177
MP,DENS,3,1600 ! Densidade: 1600 kg/m3

! Propriedades 4 – Manta

MP,EX,4,762E7
MP,EY,4,762E7
MP,EZ,4,762E7
MP,GXY,4,160E7
MP,GYZ,4,160E7
MP,GXZ,4,160E7
MP,PRXY,4,0.33
MP,PRYZ,4,0.33
MP,PRXZ,4,0.33
MP,DENS,4,1417.4 ! Densidade: 1417,4 kg/m3

! Propriedades 5 – PVC

MP,EX,5,80E7
MP,EY,5,50E7
MP,EZ,5,50E7
MP,GXY,5,24E7
MP,GYZ,5,24E7
MP,GXZ,5,24E7
MP,PRXY,5,0.38
MP,PRYZ,5,0.38
MP,PRXZ,5,0.38
MP,DENS,5,80 ! Densidade: 80 kg/m3

! Propriedades 6 – Madeira

*SET,EL_MAD,15.1333E9
*SET,ER_MAD,1.9121E9
*SET,ET_MAD,1.0100E9
*SET,NIU_LR_MAD,0.4706
*SET,NIU_RT_MAD,0.5862
*SET,NIU_TL_MAD,0.0507
SET,NIU_RL_MAD,NIU_LR_MAD(ER_MAD/EL_MAD)
SET,NIU_TR_MAD,NIU_RT_MAD(ET_MAD/ER_MAD)
SET,NIU_LT_MAD,NIU_TL_MAD(EL_MAD/ET_MAD)
*SET,G_LR_MAD,(1.115E9+1.411E9+1.528E9)/3
*SET,G_LT_MAD,(1.042E9+1.22E9+1.243E9)/3
*SET,G_RT_MAD,(0.171E9+0.286E9+0.284E9)/3
MP,EX,6,ER_MAD ! Correponde a EX o ET_MAD
MP,EY,6,EL_MAD
MP,EZ,6,ET_MAD
MP,GXY,6,G_LR_MAD
MP,GYZ,6,G_LT_MAD
MP,GXZ,6,G_RT_MAD
MP,PRXY,6,NIU_RL_MAD
MP,PRYZ,6,NIU_LT_MAD
MP,PRXZ,6,NIU_RT_MAD
MP,DENS,6,550 ! Densidade 550 kg/m3

! Introdução dos critérios de rutura (FC – Failure Criteria)

! FC 1 – Fibra de Carbono

FC,1,S,XTEN,6E8

FC,1,S,XCMP,-57E7
 FC,1,S,YTEN,6E8
 FC,1,S,YCMP,-57E7
 FC,1,S,ZTEN,6E8
 FC,1,S,ZCMP,-57E7
 FC,1,S,XY,9E7
 FC,1,S,YZ,9E7
 FC,1,S,XZ,9E7

! FC 2 – Fibra de Vidro

FC,2,S,XTEN,1062E6
 FC,2,S,XCMP,-610E6
 FC,2,S,YTEN,31E6
 FC,2,S,YCMP,-118E6
 FC,2,S,ZTEN,31E6
 FC,2,S,ZCMP,-118E6
 FC,2,S,XY,72E6
 FC,2,S,YZ,72E6
 FC,2,S,XZ,72E6

! FC 3 – Pultrudidos

FC,3,S,XTEN,171E7
 FC,3,S,XCMP,-855E6
 FC,3,S,YTEN,135E9
 FC,3,S,YCMP,-118E9
 FC,3,S,ZTEN,135E9
 FC,3,S,ZCMP,-118E6
 FC,3,S,XY,61.2E6
 FC,3,S,YZ,6453E6
 FC,3,S,XZ,6453E6

! FC 4 – Manta

FC,4,S,XTEN,97E6
 FC,4,S,XCMP,-97E6
 FC,4,S,YTEN,97E6
 FC,4,S,YCMP,-97E6
 FC,4,S,ZTEN,97E6
 FC,4,S,ZCMP,-97E6
 FC,4,S,XY,97E6
 FC,4,S,YZ,97E6
 FC,4,S,XZ,97E6

! FC 5 – PVC
 FC,5,S,XTEN,2E6
 FC,5,S,XCMP,-1.45E6
 FC,5,S,YTEN,66E6
 FC,5,S,YCMP,-104E6
 FC,5,S,ZTEN,66E6
 FC,5,S,ZCMP,-104E6
 FC,5,S,XY,1.2E6
 FC,5,S,YZ,30E6
 FC,5,S,XZ,30E6

! Caracterização das Secções

*SET,NPINT,3

! Secção 1.1 – Viga Secundária – Laminado A
 (0.26125)

*SET,S1_ESP1,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP2,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP3,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP4,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP5,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP6,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP7,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP8,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP9,2E-3
 *SET,S1_ESP10,0.1275E-3
 *SET,S1_ESP11,0.1275E-3

SECTYPE,1,SHELL,,S1

SECDATA,S1_ESP1,1,-45,NPINT ! LAYER 1:
 0.26125 THK, THETA -45

SECDATA,S1_ESP2,1,45,NPINT ! LAYER 2:
 0.26125 THK, THETA 45

SECDATA,S1_ESP3,1,0,NPINT ! LAYER 3:
 0.26125 THK, THETA 0

SECDATA,S1_ESP4,1,0,NPINT ! LAYER 4:
 0.26125 THK, THETA 0

SECDATA,S1_ESP5,1,0,NPINT ! LAYER 5:
 0.26125 THK, THETA 0

SECDATA,S1_ESP6,1,0,NPINT ! LAYER 6:
 0.26125 THK, THETA 0

SECDATA,S1_ESP7,1,45,NPINT ! LAYER 7:
 0.26125 THK, THETA 45

SECDATA,S1_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:	SECOFFSET,USER,0.000174
0.26125 THK, THETA -45		SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1
SECDATA,S1_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:	
0.1275 THK, THETA -45		! Secção 2.1 - Viga Secundária - Laminado A
SECDATA,S1_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:	(0.19625)
0.1275 THK, THETA 45		
SECOFFSET,USER,-0.00134		*SET,S2_ESP1,0.19625E-3
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		*SET,S2_ESP2,0.19625E-3
		*SET,S2_ESP3,0.19625E-3
! Secção 1.2 - Viga Secundária - Laminado A		*SET,S2_ESP4,0.19625E-3
(0.26125) (vai ser a secção 14)		*SET,S2_ESP5,0.19625E-3
		*SET,S2_ESP6,0.19625E-3
*SET,S14_ESP1,0.26125E-3		*SET,S2_ESP7,0.19625E-3
*SET,S14_ESP2,0.26125E-3		*SET,S2_ESP8,0.19625E-3
*SET,S14_ESP3,0.26125E-3		*SET,S2_ESP9,2E-3
*SET,S14_ESP4,0.26125E-3		*SET,S2_ESP10,0.1275E-3
*SET,S14_ESP5,0.26125E-3		*SET,S2_ESP11,0.1275E-3
*SET,S14_ESP6,0.26125E-3		SECTYPE,2,SHELL,,S2
*SET,S14_ESP7,0.26125E-3		SECDATA,S2_ESP1,1,-45,NPINT
*SET,S14_ESP8,0.26125E-3		! LAYER 1:
*SET,S14_ESP9,2E-3		0.19625 THK, THETA -45
*SET,S14_ESP10,0.1275E-3		SECDATA,S2_ESP2,1,45,NPINT
*SET,S14_ESP11,0.1275E-3		! LAYER 2:
SECTYPE,14,SHELL,,S14		0.19625 THK, THETA 45
SECDATA,S14_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:	SECDATA,S2_ESP3,1,0,NPINT
0.26125 THK, THETA -45		! LAYER 3:
SECDATA,S14_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:	0.19625 THK, THETA 0
0.26125 THK, THETA 45		SECDATA,S2_ESP4,1,0,NPINT
SECDATA,S14_ESP3,1,0,NPINT	! LAYER 3:	! LAYER 4:
0.26125 THK, THETA 0		0.19625 THK, THETA 0
SECDATA,S14_ESP4,1,0,NPINT	! LAYER 4:	SECDATA,S2_ESP5,1,0,NPINT
0.26125 THK, THETA 0		! LAYER 5:
SECDATA,S14_ESP5,1,0,NPINT	! LAYER 5:	0.19625 THK, THETA 0
0.26125 THK, THETA 0		SECDATA,S2_ESP6,1,0,NPINT
SECDATA,S14_ESP6,1,0,NPINT	! LAYER 6:	! LAYER 6:
0.26125 THK, THETA 0		0.19625 THK, THETA 0
SECDATA,S14_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:	SECDATA,S2_ESP7,1,45,NPINT
0.26125 THK, THETA 45		! LAYER 7:
SECDATA,S14_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:	0.19625 THK, THETA 45
0.26125 THK, THETA -45		SECDATA,S2_ESP8,1,-45,NPINT
SECDATA,S14_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:	! LAYER 8:
0.1275 THK, THETA -45		0.19625 THK, THETA -45
SECDATA,S14_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:	SECOFFSET,USER,-0.0014
0.1275 THK, THETA 45		SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1
		! Secção 2.2 - Viga Secundária - Laminado A
		(0.19625) (vai ser a secção 15)
		*SET,S15_ESP1,0.19625E-3
		*SET,S15_ESP2,0.19625E-3
		*SET,S15_ESP3,0.19625E-3
		*SET,S15_ESP4,0.19625E-3

*SET,S15_ESP5,0.19625E-3		*SET,S3_ESP11,0.1275E-3	
*SET,S15_ESP6,0.19625E-3		SECTYPE,3,SHELL,,S3	
*SET,S15_ESP7,0.19625E-3		SECDATA,S3_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:
*SET,S15_ESP8,0.19625E-3		0.13125 THK, THETA -45	
*SET,S15_ESP9,2E-3		SECDATA,S3_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:
*SET,S15_ESP10,0.1275E-3		0.13125 THK, THETA 45	
*SET,S15_ESP11,0.1275E-3		SECDATA,S3_ESP3,1,0,NPINT	! LAYER 3:
SECTYPE,15,SHELL,,S15		0.13125 THK, THETA 0	
SECDATA,S15_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:	SECDATA,S3_ESP4,1,0,NPINT	! LAYER 4:
0.19625 THK, THETA -45		0.13125 THK, THETA 0	
SECDATA,S15_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:	SECDATA,S3_ESP5,1,0,NPINT	! LAYER 5:
0.19625 THK, THETA 45		0.13125 THK, THETA 0	
SECDATA,S15_ESP3,1,0,NPINT	! LAYER 3:	SECDATA,S3_ESP6,1,0,NPINT	! LAYER 6:
0.19625 THK, THETA 0		0.13125 THK, THETA 0	
SECDATA,S15_ESP4,1,0,NPINT	! LAYER 4:	SECDATA,S3_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:
0.19625 THK, THETA 0		0.13125 THK, THETA 45	
SECDATA,S15_ESP5,1,0,NPINT	! LAYER 5:	SECDATA,S3_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:
0.19625 THK, THETA 0		0.13125 THK, THETA -45	
SECDATA,S15_ESP6,1,0,NPINT	! LAYER 6:	SECDATA,S3_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:
0.19625 THK, THETA 0		0.1275 THK, THETA -45	
SECDATA,S15_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:	SECDATA,S3_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:
0.19625 THK, THETA 45		0.1275 THK, THETA 45	
SECDATA,S15_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:	SECOFFSET,USER,-0.0012	
0.19625 THK, THETA -45		SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1	
SECDATA,S15_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:		
0.1275 THK, THETA -45		! Secção 3.2 - Viga Secundária - Laminado A	
SECDATA,S15_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:	(0.3125) (vai ser a secção 16)	
0.1275 THK, THETA 45			
SECOFFSET,USER,-0.0014		*SET,S16_ESP1,0.13125E-3	
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		*SET,S16_ESP2,0.13125E-3	
		*SET,S16_ESP3,0.13125E-3	
! Secção 3.1 - Viga Secundária - Laminado A		*SET,S16_ESP4,0.13125E-3	
(0.3125)		*SET,S16_ESP5,0.13125E-3	
		*SET,S16_ESP6,0.13125E-3	
*SET,S3_ESP1,0.13125E-3		*SET,S16_ESP7,0.13125E-3	
*SET,S3_ESP2,0.13125E-3		*SET,S16_ESP8,0.13125E-3	
*SET,S3_ESP3,0.13125E-3		*SET,S16_ESP9,2E-3	
*SET,S3_ESP4,0.13125E-3		*SET,S16_ESP10,0.1275E-3	
*SET,S3_ESP5,0.13125E-3		*SET,S16_ESP11,0.1275E-3	
*SET,S3_ESP6,0.13125E-3		SECTYPE,16,SHELL,,S16	
*SET,S3_ESP7,0.13125E-3		SECDATA,S16_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:
*SET,S3_ESP8,0.13125E-3		0.13125 THK, THETA -45	
*SET,S3_ESP9,2E-3		SECDATA,S16_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:
*SET,S3_ESP10,0.1275E-3		0.13125 THK, THETA 45	

SECDATA,S16_ESP3,1,0,NPINT	! LAYER 3:	SECDATA,S4_ESP6,1,-45,NPINT	! LAYER 6:
0.13125 THK, THETA 0		0.26125 THK, THETA -45	
SECDATA,S16_ESP4,1,0,NPINT	! LAYER 4:	SECDATA,S4_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:
0.13125 THK, THETA 0		0.26125 THK, THETA 45	
SECDATA,S16_ESP5,1,0,NPINT	! LAYER 5:	SECDATA,S4_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:
0.13125 THK, THETA 0		0.26125 THK, THETA -45	
SECDATA,S16_ESP6,1,0,NPINT	! LAYER 6:	SECOFFSET,BOT	
0.13125 THK, THETA 0			
SECDATA,S16_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:	! Secção 5 - Viga Secundária - Laminado B	
0.13125 THK, THETA 45		(0.19625)	
SECDATA,S16_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:		
0.13125 THK, THETA -45		*SET,S5_ESP1,0.19625E-3	
SECDATA,S16_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:	*SET,S5_ESP2,0.19625E-3	
0.1275 THK, THETA -45		*SET,S5_ESP3,0.19625E-3	
SECDATA,S16_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:	*SET,S5_ESP4,0.19625E-3	
0.1275 THK, THETA 45		*SET,S5_ESP5,0.19625E-3	
SECOFFSET,USER,-0.00085		*SET,S5_ESP6,0.19625E-3	
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		*SET,S5_ESP7,0.19625E-3	
		*SET,S5_ESP8,0.19625E-3	
! Secção 4 - Viga Secundária - Laminado B		*SET,S5_ESP,S5_ESP1+S5_ESP2+S5_ESP3+S5_ESP	
(0.26125)		4+S5_ESP5+S5_ESP6+S5_ESP7+S5_ESP8	
		SECTYPE,5,SHELL,,S5	
*SET,S4_ESP1,0.26125E-3		SECDATA,S5_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:
*SET,S4_ESP2,0.26125E-3		0.19625 THK, THETA -45	
*SET,S4_ESP3,0.26125E-3		SECDATA,S5_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:
*SET,S4_ESP4,0.26125E-3		0.19625 THK, THETA 45	
*SET,S4_ESP5,0.26125E-3		SECDATA,S5_ESP3,1,-45,NPINT	! LAYER 3:
*SET,S4_ESP6,0.26125E-3		0.19625 THK, THETA -45	
*SET,S4_ESP7,0.26125E-3		SECDATA,S5_ESP4,1,45,NPINT	! LAYER 4:
*SET,S4_ESP8,0.26125E-3		0.19625 THK, THETA 45	
*SET,S4_ESP,S4_ESP1+S4_ESP2+S4_ESP3+S4_ESP		SECDATA,S5_ESP5,1,45,NPINT	! LAYER 5:
4+S4_ESP5+S4_ESP6+S4_ESP7+S4_ESP8		0.19625 THK, THETA 45	
SECTYPE,4,SHELL,,S4		SECDATA,S5_ESP6,1,-45,NPINT	! LAYER 6:
SECDATA,S4_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:	0.19625 THK, THETA -45	
0.26125 THK, THETA -45		SECDATA,S5_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:
SECDATA,S4_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:	0.19625 THK, THETA 45	
0.26125 THK, THETA 45		SECDATA,S5_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:
SECDATA,S4_ESP3,1,-45,NPINT	! LAYER 3:	0.19625 THK, THETA -45	
0.26125 THK, THETA -45		SECOFFSET,BOT	
SECDATA,S4_ESP4,1,45,NPINT	! LAYER 4:		
0.26125 THK, THETA 45		! Secção 6 - Viga Secundária - Laminado B	
SECDATA,S4_ESP5,1,45,NPINT	! LAYER 5:	(0.13125)	
0.26125 THK, THETA 45			
		*SET,S6_ESP1,0.13125E-3	

*SET,S6_ESP2,0.13125E-3	SECDATA,S7_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:
*SET,S6_ESP3,0.13125E-3	0.1275 THK, THETA 45	
*SET,S6_ESP4,0.13125E-3	SECDATA,S7_ESP5,2,-45,NPINT	! LAYER 5:
*SET,S6_ESP5,0.13125E-3	0.1275 THK, THETA -45	
*SET,S6_ESP6,0.13125E-3	SECOFFSET,BOT	
*SET,S6_ESP7,0.13125E-3		
*SET,S6_ESP8,0.13125E-3	! Secção 8 – Casca + Laminado C + Laminado E (1)	
*SET,S6_ESP,S6_ESP1+S6_ESP2+S6_ESP3+S6_ESP		
4+S6_ESP5+S6_ESP6+S6_ESP7+S6_ESP8	*SET,S8_ESP1,0.1275E-3	
SECTYPE,6,SHELL,,S6	*SET,S8_ESP2,0.1275E-3	
SECDATA,S6_ESP1,1,-45,NPINT	*SET,S8_ESP3,8E-3	
0.13125 THK, THETA -45	*SET,S8_ESP4,0.1275E-3	
SECDATA,S6_ESP2,1,45,NPINT	*SET,S8_ESP5,0.1275E-3	
0.13125 THK, THETA 45	*SET,S8_ESP6,0.1925E-3	
SECDATA,S6_ESP3,1,-45,NPINT	*SET,S8_ESP7,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA -45	*SET,S8_ESP8,0.1925E-3	
SECDATA,S6_ESP4,1,45,NPINT	*SET,S8_ESP9,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA 45	*SET,S8_ESP10,0.1925E-3	
SECDATA,S6_ESP5,1,45,NPINT	*SET,S8_ESP11,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA 45	*SET,S8_ESP12,0.1925E-3	
SECDATA,S6_ESP6,1,-45,NPINT	*SET,S8_ESP13,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA -45	*SET,S8_ESP14,9.3E-3	
SECDATA,S6_ESP7,1,45,NPINT	*SET,S8_ESP15,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA 45	*SET,S8_ESP16,0.1925E-3	
SECDATA,S6_ESP8,1,-45,NPINT	*SET,S8_ESP17,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA -45	*SET,S8_ESP18,0.1925E-3	
SECOFFSET,BOT	*SET,S8_ESP19,0.1925E-3	
	*SET,S8_ESP20,0.1925E-3	
! Secção 7 – Casca	*SET,S8_ESP21,0.1925E-3	
	*SET,S8_ESP22,0.1925E-3	
*SET,S7_ESP1,0.1275E-3	SECTYPE,8,SHELL,,S8	
*SET,S7_ESP2,0.1275E-3	SECDATA,S8_ESP22,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S7_ESP3,8E-3	22: 0.1925 THK, THETA -45	
*SET,S7_ESP4,0.1275E-3	SECDATA,S8_ESP21,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S7_ESP5,0.1275E-3	21: 0.1925 THK, THETA 45	
*SET,S7_ESP,S7_ESP1+S7_ESP2+S7_ESP3+S7_ESP	SECDATA,S8_ESP20,2,-45,NPINT	! LAYER
4+S7_ESP5	20: 0.1925 THK, THETA -45	
SECTYPE,7,SHELL,,S7	SECDATA,S8_ESP19,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S7_ESP1,2,-45,NPINT	19: 0.1925 THK, THETA 45	
0.1275 THK, THETA -45	SECDATA,S8_ESP18,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S7_ESP2,2,45,NPINT	18: 0.1925 THK, THETA 45	
0.1275 THK, THETA 45	SECDATA,S8_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S7_ESP3,5,0,NPINT	17: 0.1925 THK, THETA -45	
THK, THETA (?)		

SECDATA,S8_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP9,0.1925E-3	
16: 0.1925 THK, THETA 45		*SET,S9_ESP10,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP11,0.1925E-3	
15: 0.1925 THK, THETA -45		*SET,S9_ESP12,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP14,3,0,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP13,0.1925E-3	
14: 9.3 THK, THETA 0		*SET,S9_ESP14,6.2E-3	
SECDATA,S8_ESP13,2,-45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP15,0.1925E-3	
13: 0.1925 THK, THETA -45		*SET,S9_ESP16,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP12,2,45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP17,0.1925E-3	
12: 0.1925 THK, THETA 45		*SET,S9_ESP18,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP11,2,-45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP19,0.1925E-3	
11: 0.1925 THK, THETA -45		*SET,S9_ESP20,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP10,2,45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP21,0.1925E-3	
10: 0.1925 THK, THETA 45		*SET,S9_ESP22,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP9,2,45,NPINT	! LAYER 9:	SECTYPE,9,SHELL,,S9	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S9_ESP22,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER	22: 0.1925 THK, THETA -45	
8: 0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S9_ESP21,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER 7:	21: 0.1925 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S9_ESP20,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER	20: 0.1925 THK, THETA -45	
6: 0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S9_ESP19,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP5,2,-45,NPINT	! LAYER	19: 0.1925 THK, THETA 45	
5: 0.1275 THK, THETA -45		SECDATA,S9_ESP18,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:	18: 0.1925 THK, THETA 45	
0.1275 THK, THETA 45		SECDATA,S9_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP3,5,0,NPINT	! LAYER 3:	17: 0.1925 THK, THETA -45	
8 THK, THETA (?)		SECDATA,S9_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER 2:	16: 0.1925 THK, THETA 45	
0.1275 THK, THETA 45		SECDATA,S9_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER	15: 0.1925 THK, THETA -45	
1: 0.1275 THK, THETA -45		SECDATA,S9_ESP14,3,0,NPINT	! LAYER
SECOFFSET,USER,0.001935		14: 6.2 THK, THETA 0	
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		SECDATA,S9_ESP13,2,-45,NPINT	! LAYER
		13: 0.1925 THK, THETA -45	
! Secção 9 – Casca + Laminado C + Laminado E (2)		SECDATA,S9_ESP12,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S9_ESP1,0.1275E-3		12: 0.1925 THK, THETA 45	
*SET,S9_ESP2,0.1275E-3		SECDATA,S9_ESP11,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S9_ESP3,8E-3		11: 0.1925 THK, THETA -45	
*SET,S9_ESP4,0.1275E-3		SECDATA,S9_ESP10,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S9_ESP5,0.1275E-3		10: 0.1925 THK, THETA 45	
*SET,S9_ESP6,0.1925E-3		SECDATA,S9_ESP9,2,45,NPINT	! LAYER 9:
*SET,S9_ESP7,0.1925E-3		0.1925 THK, THETA 45	
*SET,S9_ESP8,0.1925E-3			

SECDATA,S9_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER	SECDATA,S10_ESP22,2,-45,NPINT	! LAYER
8: 0.1925 THK, THETA -45		22: 0.13 THK, THETA -45	
SECDATA,S9_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER 7:	SECDATA,S10_ESP21,2,45,NPINT	! LAYER
0.1925 THK, THETA 45		21: 0.13 THK, THETA 45	
SECDATA,S9_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER	SECDATA,S10_ESP20,2,-45,NPINT	! LAYER
6: 0.1925 THK, THETA -45		20: 0.13 THK, THETA -45	
SECDATA,S9_ESP5,2,-45,NPINT	! LAYER	SECDATA,S10_ESP19,2,45,NPINT	! LAYER
5: 0.1275 THK, THETA -45		19: 0.13 THK, THETA 45	
SECDATA,S9_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:	SECDATA,S10_ESP18,2,45,NPINT	! LAYER
0.1275 THK, THETA 45		18: 0.13 THK, THETA 45	
SECDATA,S9_ESP3,5,0,NPINT	! LAYER 3:	SECDATA,S10_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER
8 THK, THETA (?)		17: 0.13 THK, THETA -45	
SECDATA,S9_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER	SECDATA,S10_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER
2: 0.1275 THK, THETA 45		16: 0.13 THK, THETA 45	
SECDATA,S9_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER	SECDATA,S10_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER
1: 0.1275 THK, THETA -45		15: 0.13 THK, THETA -45	
SECOFFSET,USER,0.000385		SECDATA,S10_ESP14,3,0,NPINT	! LAYER
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		14: 6.2 THK, THETA 0	
! Secção 10 – Casca + Laminado C + Laminado E (3)		SECDATA,S10_ESP13,2,-45,NPINT	! LAYER
		13: 0.13 THK, THETA -45	
*SET,S10_ESP1,0.1275E-3		SECDATA,S10_ESP12,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP2,0.1275E-3		12: 0.13 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP3,8E-3		SECDATA,S10_ESP11,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP4,0.1275E-3		11: 0.13 THK, THETA -45	
*SET,S10_ESP5,0.1275E-3		SECDATA,S10_ESP10,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP6,0.13E-3		10: 0.13 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP7,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP9,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP8,0.13E-3		9: 0.13 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP9,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP10,0.13E-3		8: 0.13 THK, THETA -45	
*SET,S10_ESP11,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP12,0.13E-3		7: 0.13 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP13,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP14,3.1E-3		6: 0.13 THK, THETA -45	
*SET,S10_ESP15,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP5,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP16,0.13E-3		5: 0.1275 THK, THETA -45	
*SET,S10_ESP17,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP18,0.13E-3		4: 0.1275 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP19,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP3,5,0,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP20,0.13E-3		3: 8 THK, THETA (?)	
*SET,S10_ESP21,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP22,0.13E-3		2: 0.1275 THK, THETA 45	
SECTYPE,10,SHELL,,S10		SECDATA,S10_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER
		1: 0.1275 THK, THETA -45	

SECOFFSET,USER,-0.001665		SECDATA,S11_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		0.1925 THK, THETA 45	
		SECDATA,S11_ESP12,2,-45,NPINT	! LAYER 12:
! Secção 11.1 - Viga Principal - Laminado D		0.1925 THK, THETA -45	
(0.1925)		SECDATA,S11_ESP13,2,45,NPINT	! LAYER 13:
		0.1925 THK, THETA 45	
*SET,S11_ESP1,0.1925E-3		SECDATA,S11_ESP14,2,45,NPINT	! LAYER 14:
*SET,S11_ESP2,0.1925E-3		0.1925 THK, THETA 45	
*SET,S11_ESP3,0.1925E-3		SECDATA,S11_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER 15:
*SET,S11_ESP4,0.1925E-3		0.1925 THK, THETA -45	
*SET,S11_ESP5,0.1925E-3		SECDATA,S11_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER 16:
*SET,S11_ESP6,0.1925E-3		0.1925 THK, THETA 45	
*SET,S11_ESP7,0.1925E-3		SECDATA,S11_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER 17:
*SET,S11_ESP8,0.1925E-3		0.1925 THK, THETA -45	
*SET,S11_ESP9,8E-3		SECOFFSET,MID	
*SET,S11_ESP10,0.1925E-3			
*SET,S11_ESP11,0.1925E-3		! Secção 11.2 - Viga Principal - Laminado D	
*SET,S11_ESP12,0.1925E-3		(0.1925) (vai ser a secção 19 da continuação da	
*SET,S11_ESP13,0.1925E-3		alma)	
*SET,S11_ESP14,0.1925E-3			
*SET,S11_ESP15,0.1925E-3		*SET,S19_ESP1,1.0625E-3	
*SET,S11_ESP16,0.1925E-3		*SET,S19_ESP2,1.0625E-3	
*SET,S11_ESP17,0.1925E-3		*SET,S19_ESP3,1.0625E-3	
SECTYPE,11,SHELL,,S11		*SET,S19_ESP4,1.0625E-3	
SECDATA,S11_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER 1:	*SET,S19_ESP5,1.0625E-3	
0.1925 THK, THETA -45		*SET,S19_ESP6,1.0625E-3	
SECDATA,S11_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER 2:	*SET,S19_ESP7,1.0625E-3	
0.1925 THK, THETA 45		*SET,S19_ESP8,1.0625E-3	
SECDATA,S11_ESP3,2,-45,NPINT	! LAYER 3:	*SET,S19_ESP9,8E-3	
0.1925 THK, THETA -45		*SET,S19_ESP10,1.0625E-3	
SECDATA,S11_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:	*SET,S19_ESP11,1.0625E-3	
0.1925 THK, THETA 45		*SET,S19_ESP12,1.0625E-3	
SECDATA,S11_ESP5,2,45,NPINT	! LAYER 5:	*SET,S19_ESP13,1.0625E-3	
0.1925 THK, THETA 45		*SET,S19_ESP14,1.0625E-3	
SECDATA,S11_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER 6:	*SET,S19_ESP15,1.0625E-3	
0.1925 THK, THETA -45		*SET,S19_ESP16,1.0625E-3	
SECDATA,S11_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER 7:	*SET,S19_ESP17,1.0625E-3	
0.1925 THK, THETA 45		SECTYPE,19,SHELL,,S19	
SECDATA,S11_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER 8:	SECDATA,S19_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER 1:
0.1925 THK, THETA -45		0.1925 THK, THETA -45	
SECDATA,S11_ESP9,5,0,NPINT	! LAYER 9: 8	SECDATA,S19_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER 2:
THK, THETA (?)		0.1925 THK, THETA 45	
SECDATA,S11_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:	SECDATA,S19_ESP3,2,-45,NPINT	! LAYER 3:
0.1925 THK, THETA -45		0.1925 THK, THETA -45	

SECDATA,S19_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:	*SET,S12_ESP14,0.13E-3	
0.1925 THK, THETA 45		*SET,S12_ESP15,0.13E-3	
SECDATA,S19_ESP5,2,45,NPINT	! LAYER 5:	*SET,S12_ESP16,0.13E-3	
0.1925 THK, THETA 45		*SET,S12_ESP17,0.13E-3	
SECDATA,S19_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER 6:	SECTYPE,12,SHELL,,S12	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER 1:
SECDATA,S19_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER 7:	0.13 THK, THETA -45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S12_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER 2:
SECDATA,S19_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER 8:	0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP3,2,-45,NPINT	! LAYER 3:
SECDATA,S19_ESP9,5,0,NPINT	! LAYER 9: 8	0.13 THK, THETA -45	
THK, THETA (?)		SECDATA,S12_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:
SECDATA,S19_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:	0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP5,2,45,NPINT	! LAYER 5:
SECDATA,S19_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:	0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S12_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER 6:
SECDATA,S19_ESP12,2,-45,NPINT	! LAYER 12:	0.13 THK, THETA -45	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER 7:
SECDATA,S19_ESP13,2,45,NPINT	! LAYER 13:	0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S12_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER 8:
SECDATA,S19_ESP14,2,45,NPINT	! LAYER 14:	0.13 THK, THETA -45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S12_ESP9,5,0,NPINT	! LAYER 9: 8
SECDATA,S19_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER 15:	THK, THETA (?)	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:
SECDATA,S19_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER 16:	0.13 THK, THETA -45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S12_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:
SECDATA,S19_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER 17:	0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP12,2,-45,NPINT	! LAYER 12:
		0.13 THK, THETA -45	
! Secção 12 – Viga Principal – Laminado D (0.13)		SECDATA,S12_ESP13,2,45,NPINT	! LAYER 13:
		0.13 THK, THETA 45	
*SET,S12_ESP1,0.13E-3		SECDATA,S12_ESP14,2,45,NPINT	! LAYER 14:
*SET,S12_ESP2,0.13E-3		0.13 THK, THETA 45	
*SET,S12_ESP3,0.13E-3		SECDATA,S12_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER 15:
*SET,S12_ESP4,0.13E-3		0.13 THK, THETA -45	
*SET,S12_ESP5,0.13E-3		SECDATA,S12_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER 16:
*SET,S12_ESP6,0.13E-3		0.13 THK, THETA 45	
*SET,S12_ESP7,0.13E-3		SECDATA,S12_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER 17:
*SET,S12_ESP8,0.13E-3		0.13 THK, THETA -45	
*SET,S12_ESP9,8E-3		SECOFFSET,MID	
*SET,S12_ESP10,0.13E-3			
*SET,S12_ESP11,0.13E-3		! Secção 13.1 – Bordo de fuga	
*SET,S12_ESP12,0.13E-3			
*SET,S12_ESP13,0.13E-3		*SET,S13_ESP1,0.1275E-3	

*SET,S13_ESP2,0.1275E-3		SECDATA,S18_ESP7,2,45	! LAYER 7: 0.1925
SECTYPE,13,SHELL,,S13		THK, THETA 45	
SECDATA,S13_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER 1:	SECDATA,S18_ESP8,2,-45	! LAYER 8: 0.1925
0.1275 THK, THETA -45		THK, THETA -45	
SECDATA,S13_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER 2:	SECOFFSET, TOP	
0.1275 THK, THETA 45			
SECOFFSET, USER, -0.002385		! Atribuição dos atributos a cada uma das áreas	
SECCONTROL, 0, 0, 0, 0, 1, 1, 1		correspondentes	
! Secção 13.2 – Bordo de fuga (vai ser a secção 17)			
*SET,S17_ESP1,0.1275E-3		FLST,5,4,5,ORDE,4	
*SET,S17_ESP2,0.1275E-3		FITEM,5,26	
SECTYPE,17,SHELL,,S17		FITEM,5,103	
SECDATA,S17_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER 1:	FITEM,5,111	
0.1275 THK, THETA -45		FITEM,5,122	
SECDATA,S17_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER 2:	ASEL,S,,P51X	
0.1275 THK, THETA 45		AATT,,,1,11,1	
SECOFFSET, USER, -0.00087		ALLSEL, ALL	
SECCONTROL, 0, 0, 0, 0, 1, 1, 1		FLST,5,4,5,ORDE,4	
! Secção 18 – Rib de fecho			
*SET,S18_ESP1,0.5E-3		FITEM,5,79	
*SET,S18_ESP2,0.5E-3		FITEM,5,107	
*SET,S18_ESP3,0.5E-3		FITEM,5,118	
*SET,S18_ESP4,0.5E-3		FITEM,5,129	
*SET,S18_ESP5,0.5E-3		ASEL,S,,P51X	
*SET,S18_ESP6,0.5E-3		AATT,,,1,11,14	
*SET,S18_ESP7,0.5E-3		ALLSEL, ALL	
*SET,S18_ESP8,0.5E-3		ASEL,S,,,26	
SECTYPE,18,SHELL,,S18		ASEL,A,,,103	
SECDATA,S18_ESP1,2,-45	! LAYER 1: 0.1925	ASEL,A,,,111	
THK, THETA -45		ASEL,A,,,122	
SECDATA,S18_ESP2,2,45	! LAYER 2: 0.1925	ASEL,A,,,79	
THK, THETA 45		ASEL,A,,,107	
SECDATA,S18_ESP3,2,-45	! LAYER 3: 0.1925	ASEL,A,,,118	
THK, THETA -45		ASEL,A,,,129	
SECDATA,S18_ESP4,2,45	! LAYER 4: 0.1925	AMESH, ALL	
THK, THETA 45			
SECDATA,S18_ESP5,2,45	! LAYER 5: 0.1925	FLST,5,4,5,ORDE,3	
THK, THETA 45		FITEM,5,6	
SECDATA,S18_ESP6,2,-45	! LAYER 6: 0.1925	FITEM,5,159	
THK, THETA -45		FITEM,5,-161	
		ASEL,S,,P51X	
		AATT,,,1,11,4	
		AMESH, ALL	
		/REPLO	
		FLST,5,17,2,ORDE,2	

FITEM,5,154	ASEL,A,,,177
FITEM,5,-170	ASEL,A,,,180
ENSYM, , , ,P51X	ASEL,A,,,181
EPL0T	ASEL,A,,,183
FLST,5,6,5,ORDE,6	ASEL,A,,,185
FITEM,5,34	ASEL,A,,,187
FITEM,5,47	ASEL,A,,,189
FITEM,5,56	ASEL,A,,,191
FITEM,5,58	ASEL,A,,,193
FITEM,5,66	ASEL,A,,,195
FITEM,5,91	ASEL,A,,,149
ASEL,S, , ,P51X	ASEL,A,,,148
AATT,,,1,11,2	ASEL,A,,,152
AMESH,ALL	ASEL,A,,,15
ASEL,S,,,94	ASEL,A,,,206
ASEL,A,,,83	ASEL,A,,,154
ASEL,A,,,70	ASEL,A,,,209
ASEL,A,,,62	ASEL,A,,,155
ASEL,A,,,50	ASEL,A,,,10
ASEL,A,,,37	ASEL,A,,,151
AATT,,,1,11,15	ASEL,A,,,205
AMESH,ALL	ASEL,A,,,199
ASEL,A,,,18	ASEL,A,,,201
AATT,,,1,11,3	ASEL,A,,,196
AMESH,ALL	ASEL,A,,,197
ASEL,A,,,23	ASEL,A,,,192
AATT,,,1,11,16	ASEL,A,,,194
AMESH,ALL	ASEL,A,,,188
ASEL,S,,,162	ASEL,A,,,190
ASEL,A,,,163	ASEL,A,,,184
ASEL,A,,,164	ASEL,A,,,186
ASEL,A,,,165	ASEL,A,,,179
ASEL,A,,,166	ASEL,A,,,182
ASEL,A,,,167	ASEL,A,,,175
AATT,,,1,11,5	ASEL,A,,,178
AMESH,ALL	ASEL,A,,,171
ASEL,A,,,168	ASEL,A,,,174
AATT,,,1,11,6	ASEL,A,,,51
AMESH,ALL	ASEL,A,,,75
ASEL,S,,,54	AATT,,,1,11,7
ASEL,A,,,64	AMESH,ALL
ASEL,A,,,172	ASEL,S,,,9
ASEL,A,,,173	ASEL,A,,,30
ASEL,A,,,176	ASEL,A,,,31

ASEL,A,,,42	ASEL,A,,,146
ASEL,A,,,132	ASEL,A,,,202
ASEL,A,,,169	ASEL,A,,,200
AATT,,,1,11,8	ASEL,A,,,153
AMESH,ALL	ASEL,A,,,204
ASEL,S,,,40	ASEL,A,,,210
ASEL,A,,,46	ASEL,A,,,208
ASEL,A,,,86	AATT,,,1,11,10
ASEL,A,,,87	AMESH,ALL
ASEL,A,,,133	ASEL,S,,,41
ASEL,A,,,170	ASEL,A,,,123
AATT,,,1,11,8	ASEL,A,,,112
AMESH,ALL	ASEL,A,,,101
ASEL,S,,,125	ASEL,A,,,12
ASEL,A,,,135	ASEL,A,,,52
ASEL,A,,,114	AATT,,,1,11,11
ASEL,A,,,138	AMESH,ALL
ASEL,A,,,102	ASEL,S,,,45
ASEL,A,,,141	ASEL,A,,,14
AATT,,,1,11,9	ASEL,A,,,16
AMESH,ALL	ASEL,A,,,8
ASEL,S,,,134	ASEL,A,,,2
ASEL,A,,,136	AATT,,,1,11,12
ASEL,A,,,137	AMESH,ALL
ASEL,A,,,139	ASEL,S,,,4
ASEL,A,,,140	ASEL,A,,,24
ASEL,A,,,142	ASEL,A,,,39
AATT,,,1,11,9	ASEL,A,,,59
AMESH,ALL	ASEL,A,,,71
ASEL,S,,,144	ASEL,A,,,84
ASEL,A,,,13	ASEL,A,,,95
ASEL,A,,,147	ASEL,A,,,97
ASEL,A,,,53	ASEL,A,,,108
ASEL,A,,,150	ASEL,A,,,119
ASEL,A,,,65	ASEL,A,,,130
ASEL,A,,,25	AATT,,,1,11,13
ASEL,A,,,203	AMESH,ALL
ASEL,A,,,156	ASEL,S,,,5
ASEL,A,,,207	ASEL,A,,,27
AATT,,,1,11,10	ASEL,A,,,44
AMESH,ALL	ASEL,A,,,63
ASEL,S,,,145	ASEL,A,,,72
ASEL,A,,,143	ASEL,A,,,85
ASEL,A,,,198	ASEL,A,,,96

ASEL,A,,,99
ASEL,A,,,109
ASEL,A,,,120
ASEL,A,,,131
AATT,,,1,11,17
AMESH,ALL

! As áreas seguintes correspondem às áreas de fecho no bordo de ataque

ASEL,S,,,74
ASEL,A,,,124
ASEL,A,,,113
ASEL,A,,,98
ASEL,A,,,89
ASEL,A,,,80
ASEL,A,,,67
ASEL,A,,,57
ASEL,A,,,38
ASEL,A,,,11
AATT,,,1,11,7
AMESH,ALL

! Vamos proceder a algumas alterações do que já estava criado

APLOT
FLST,5,19,5,ORDE,14
FITEM,5,3
FITEM,5,6
FITEM,5,26
FITEM,5,31
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,46
FITEM,5,51
FITEM,5,54
FITEM,5,64
FITEM,5,74
FITEM,5,-79
FITEM,5,97
FITEM,5,99
ASEL,S,, ,P51X
APLOT

ACLEAR,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,19,5,ORDE,9
FITEM,5,30
FITEM,5,86
FITEM,5,121
FITEM,5,-124
FITEM,5,126
FITEM,5,-131
FITEM,5,159
FITEM,5,169
FITEM,5,-174
ASEL,S,, ,P51X
ACLEAR,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,19,5,ORDE,14
FITEM,5,3
FITEM,5,6
FITEM,5,26
FITEM,5,31
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,46
FITEM,5,51
FITEM,5,54
FITEM,5,64
FITEM,5,74
FITEM,5,-79
FITEM,5,97
FITEM,5,99
ASEL,S,, ,P51X
KWPAVE,5
WPOFF,0.004,0,0
WPRO, 90,0,0
WPRO,0,90,0
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,2,12,4
FITEM,2,479
FITEM,2,430
FITEM,2,435

FITEM,2,437	FITEM,5,-432
FITEM,2,464	FITEM,5,434
FITEM,2,457	FITEM,5,436
FITEM,2,454	FITEM,5,438
FITEM,2,460	FITEM,5,440
FITEM,2,462	FITEM,5,446
FITEM,2,427	FITEM,5,-447
FITEM,2,439	FITEM,5,451
FITEM,2,441	FITEM,5,-452
AL,P51X	FITEM,5,456
FLST,2,6,4	FITEM,5,459
FITEM,2,454	LSEL,S, , ,P51X
FITEM,2,448	LESIZE,ALL, , ,4, ,1, , ,0,
FITEM,2,467	FLST,5,18,4,ORDE,11
FITEM,2,433	FITEM,5,449
FITEM,2,469	FITEM,5,-450
FITEM,2,453	FITEM,5,455
AL,P51X	FITEM,5,458
ALLSEL,ALL	FITEM,5,461
APLOT	FITEM,5,463
	FITEM,5,465
!Voltamos a atribuir elementos às áreas que foram	FITEM,5,-466
limpas e as que foram criadas	FITEM,5,468
	FITEM,5,470
FLST,5,18,5,ORDE,12	FITEM,5,-478
FITEM,5,157	LSEL,S, , ,P51X
FITEM,5,-158	LESIZE,ALL, , ,16, ,1, , ,0,
FITEM,5,211	FLST,5,18,4,ORDE,8
FITEM,5,-218	FITEM,5,1
FITEM,5,220	FITEM,5,67
FITEM,5,223	FITEM,5,-68
FITEM,5,225	FITEM,5,74
FITEM,5,227	FITEM,5,319
FITEM,5,229	FITEM,5,-330
FITEM,5,232	FITEM,5,387
FITEM,5,234	FITEM,5,-388
FITEM,5,245	LSEL,S, , ,P51X
ASEL,S, , ,P51X	LESIZE,ALL, , ,16, ,1, , ,0,
FLST,5,16,4,ORDE,16	
FITEM,5,425	! Começamos pela Casca
FITEM,5,-426	
FITEM,5,428	ASEL,S,,,172
FITEM,5,-429	ASEL,A,,,173
FITEM,5,431	ASEL,A,,,124

ASEL,A,,,238

ASEL,A,,,233

ASEL,A,,,230

ASEL,A,,,229

ASEL,A,,,232

ASEL,A,,,211

ASEL,A,,,227

ASEL,A,,,234

ASEL,A,,,228

ASEL,A,,,235

ASEL,A,,,174

ASEL,A,,,171

AATT,,,1,11,7

AMESH,ALL

! Viga Principal – Laminado D (0.19..)

ASEL,S,,,123

ASEL,A,,,222

ASEL,A,,,221

AATT,,,1,11,11

AMESH,ALL

! Banzo Superior e inferior – Secção 8

ASEL,S,,,169

ASEL,A,,,30

ASEL,A,,,224

ASEL,A,,,219

ASEL,A,,,223

ASEL,A,,,218

AATT,,,1,11,8

AMESH,ALL

ASEL,S,,,225

ASEL,A,,,220

ASEL,A,,,226

ASEL,A,,,231

ASEL,A,,,170

ASEL,A,,,86

AATT,,,1,11,8

AMESH,ALL

! Secção 4 – Viga Secundária – Laminado B
(0.26125)

ASEL,S,,,245

ASEL,A,,,246

ASEL,A,,,159

AATT,,,1,11,4

AMESH,ALL

ASEL,S,,,159

ESLA,S

ENSYM, , , ,ALL

EPLOT

ALLSEL,ALL

! Secção 1.1 – Viga Secundária – Laminado A
(0.26125)

ASEL,S,,,158

ASEL,A,,,237

ASEL,A,,,122

AATT,,,1,11,1

AMESH,ALL

! Secção 1.2 – Viga Secundária – Laminado A
(0.26125) = Secção 14

ASEL,S,,,215

ASEL,A,,,242

ASEL,A,,,129

AATT,,,1,11,14

AMESH,ALL

!Secção 13 e 17 – Bordo de fuga

ASEL,S,,,216

ASEL,A,,,243

ASEL,A,,,130

AATT,,,1,11,13

AMESH,ALL

ASEL,S,,,217

ASEL,A,,,244

ASEL,A,,,131

AATT,,,1,11,17

AMESH,ALL

! Rib de fecho

```

ASEL,S,,,3
ASEL,A,,,6
AATT,,,1,11,18
AMESH,ALL

```

! Garantido o mesmo nº de nós acima, procedemos à ligação da Viga Secundária à casca

```

LSEL,S,,,428
LSEL,A,,,472
LSEL,A,,,321
LSEL,A,,,298
LSEL,A,,,278
LSEL,A,,,252
LSEL,A,,,217
LSEL,A,,,206
LSEL,A,,,183
LSEL,A,,,162
LSEL,A,,,133
LSEL,A,,,49

```

```

NSLL,S,1
NNODE=0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUM
BER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
    NNODE=NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIME,NOS_SUP2,ARRAY,NNODE,2
II_NODE=1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUM
BER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
    NOS_SUP2(II_NODE,1)=I_NODE
    NOS_SUP2(II_NODE,2)=NZ(I_NODE)
    II_NODE=II_NODE+1
*ENDIF
*ENDDO
ALLSEL,ALL

```

```

LSEL,S,,,436
LSEL,A,,,465
LSEL,A,,,324
LSEL,A,,,301
LSEL,A,,,277
LSEL,A,,,202
LSEL,A,,,177
LSEL,A,,,199
LSEL,A,,,165
LSEL,A,,,142
LSEL,A,,,24
LSEL,A,,,52
NSLL,S,1
NNODE=0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUM
BER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
    NNODE=NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIME,NOS_INF2,ARRAY,NNODE,2
II_NODE=1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUM
BER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
    NOS_INF2(II_NODE)=I_NODE
    NOS_INF2(II_NODE,2)=NZ(I_NODE)
    II_NODE=II_NODE+1
*ENDIF
*ENDDO
TROCAS=1
*DOWHILE, TROCAS
TROCAS=-1
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1
*IF,NOS_SUP2(I_NODE,2),GT,NOS_SUP2(I_NODE+1
,2),THEN
    AAAA=NOS_SUP2(I_NODE,2)
    NOS_SUP2(I_NODE,2)=NOS_SUP2(I_NOD
E+1,2)
    NOS_SUP2(I_NODE+1,2)=AAAA

```

```

AAAA=NOS_SUP2(I_NODE,1)
NOS_SUP2(I_NODE,1)=NOS_SUP2(I_NOD
E+1,1)
NOS_SUP2(I_NODE+1,1)=AAAA
TROCAS=1
*ENDIF
*ENDDO
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1

*IF,NOS_INF2(I_NODE,2),GT,NOS_INF2(I_NODE+1,
2),THEN
AAAA=NOS_INF2(I_NODE,2)
NOS_INF2(I_NODE,2)=NOS_INF2(I_NODE
+1,2)
NOS_INF2(I_NODE+1,2)=AAAA
AAAA=NOS_INF2(I_NODE,1)
NOS_INF2(I_NODE,1)=NOS_INF2(I_NODE
+1,1)
NOS_INF2(I_NODE+1,1)=AAAA
TROCAS=1
*ENDIF
*ENDDO
*ENDDO
!TYPE,10
!MAT,10
!SECNUM, 30
*DO,I_NODE,1,NNODE,1
!E, NOS_INF2(I_NODE,1),NOS_SUP2(I_NODE,1)
NSEL,S,,,NOS_INF2(I_NODE,1)
NSEL,A,,,NOS_SUP2(I_NODE,1)
CP,,ALL,ALL
*ENDDO
ALLSEL,ALL
LSEL,S,,,438
LSEL,A,,,475
LSEL,A,,,327
LSEL,A,,,304
LSEL,A,,,281
LSEL,A,,,254
LSEL,A,,,231
LSEL,A,,,210
LSEL,A,,,186
LSEL,A,,,164
LSEL,A,,,135

```

```

LSEL,A,,,55
NSLL,S,1

NNODE=0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NU
MBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
NNODE=NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIM,NOS_SUP3,ARRAY,NNODE,2
II_NODE=1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NU
MBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
NOS_SUP3(II_NODE,1)=I_NODE
NOS_SUP3(II_NODE,2)=NZ(I_NODE)
II_NODE=II_NODE+1
*ENDIF
*ENDDO
ALLSEL,ALL
LSEL,S,,,425
LSEL,A,,,463
LSEL,A,,,319
LSEL,A,,,296
LSEL,A,,,275
LSEL,A,,,236
LSEL,A,,,181
LSEL,A,,,205
LSEL,A,,,167
LSEL,A,,,144
LSEL,A,,,25
LSEL,A,,,53
NSLL,S,1
NNODE=0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NU
MBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN

```

```

        NNODE=NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIM,NOS_INF3,ARRAY,NNODE,2
II_NODE=1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUM
BER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
        NOS_INF3(II_NODE)=I_NODE
        NOS_INF3(II_NODE,2)=NZ(I_NODE)
        II_NODE=II_NODE+1
*ENDIF
*ENDDO
TROCAS=1
*DOWHILE, TROCAS
TROCAS=-1
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1

*IF,NOS_SUP3(I_NODE,2),GT,NOS_SUP3(I_NODE+1
,2),THEN
        AAAAA=NOS_SUP3(I_NODE,2)
        NOS_SUP3(I_NODE,2)=NOS_SUP3(I_NOD
E+1,2)
        NOS_SUP3(I_NODE+1,2)=AAAA
        AAAAA=NOS_SUP3(I_NODE,1)
        NOS_SUP3(I_NODE,1)=NOS_SUP3(I_NOD
E+1,1)
        NOS_SUP3(I_NODE+1,1)=AAAA
        TROCAS=1
*ENDIF
*ENDDO
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1

*IF,NOS_INF3(I_NODE,2),GT,NOS_INF3(I_NODE+1,
2),THEN
        AAAAA=NOS_INF3(I_NODE,2)
        NOS_INF3(I_NODE,2)=NOS_INF3(I_NODE
+1,2)
        NOS_INF3(I_NODE+1,2)=AAAA
        AAAAA=NOS_INF3(I_NODE,1)
        NOS_INF3(I_NODE,1)=NOS_INF3(I_NODE
+1,1)
        NOS_INF3(I_NODE+1,1)=AAAA
        TROCAS=1

```

```

*ENDIF
*ENDDO
*ENDDO
!TYPE,10
!MAT,10
!SECNUM, 30
*DO,I_NODE,1,NNODE,1
!E, NOS_INF3(I_NODE,1),NOS_SUP3(I_NODE,1)
NSEL,S,,,NOS_INF3(I_NODE,1)
NSEL,A,,,NOS_SUP3(I_NODE,1)
CP,,ALL,ALL
*ENDDO

! Procedemos à seleção dos nós que vão ser fixados
com deslocamento em todas as direções igual a
zero

CSYS,0
NSEL,S,LOC,Z,0

! Fixação dos nós apenas da Viga Principal e
respetivos banzos

FLST,2,117,1,ORDE,15
FITEM,2,18692
FITEM,2,19429
FITEM,2,20050
FITEM,2,20967
FITEM,2,22054
FITEM,2,22063
FITEM,2,-22092
FITEM,2,22537
FITEM,2,-22555
FITEM,2,22721
FITEM,2,-22739
FITEM,2,22931
FITEM,2,-22953
FITEM,2,23090
FITEM,2,-23110
!*
/GO
D,P51X,,0,,,ALL,,,,,

```

! Finalizamos com a aplicação de Pressão constante de 1500Pa

ALLSEL,ALL

APLOT

!*
FLST,2,66,5,ORDE,64

FITEM,2,4

FITEM,2,9

FITEM,2,13

FITEM,2,15

FITEM,2,18

FITEM,2,24

FITEM,2,-25

FITEM,2,30

FITEM,2,34

FITEM,2,39

FITEM,2,47

FITEM,2,53

FITEM,2,56

FITEM,2,58

FITEM,2,-59

FITEM,2,65

FITEM,2,-66

FITEM,2,71

FITEM,2,84

FITEM,2,91

FITEM,2,95

FITEM,2,102

FITEM,2,-103

FITEM,2,108

FITEM,2,111

FITEM,2,114

FITEM,2,119

FITEM,2,122

FITEM,2,125

FITEM,2,130

FITEM,2,132

FITEM,2,135

FITEM,2,138

FITEM,2,141

FITEM,2,144

FITEM,2,147

FITEM,2,-150

FITEM,2,152

FITEM,2,154

FITEM,2,156

FITEM,2,169

FITEM,2,172

FITEM,2,-173

FITEM,2,176

FITEM,2,-177

FITEM,2,180

FITEM,2,-181

FITEM,2,183

FITEM,2,185

FITEM,2,187

FITEM,2,189

FITEM,2,191

FITEM,2,193

FITEM,2,195

FITEM,2,203

FITEM,2,206

FITEM,2,-207

FITEM,2,209

FITEM,2,219

FITEM,2,224

FITEM,2,230

FITEM,2,233

FITEM,2,237

FITEM,2,243

/GO

!*
SFA,P51X,1,PRES,1500

!*
! Agora realizamos uma análise estática com as condições impostas

FINISH

/SOL

!*
ANTYPE,0

/STATUS,SOLU

SOLVE

FINISH

/POST1

!*
! Agora realizamos uma análise estática com as condições impostas

Anexo IV – Modelo 2 (b)

! MODELO 2 – 3 zonas de fixação

FINISH

/CLEAR,NOSTART

/prep7

/PREP7

~PARAIN,'CASCA SEM ABERTURA PARA

AIRBREAKS 1','x_t',,SOLIDS,0,0

VPLOT

/FACET,FINE

VPLOT

VDELE,ALL

ADELE,5,,1

ADELE,9,,1

ADELE,18,,1

ADELE,4,,1

ADELE,3,,1

ADELE,1,,1

ADELE,19,,1

ADELE,16,,1

WPCSYS,-1

WPOFF,0,0,8.1

ASBW,ALL

WPOFF,0,0,-8.1+7.4425

FLST,5,2,5,ORDE,2

FITEM,5,28

FITEM,5,-29

ASEL,S,,P51X

ASBW,ALL

ALLSEL,ALL

FLST,5,7,5,ORDE,6

FITEM,5,1

FITEM,5,3

FITEM,5,-5

FITEM,5,7

FITEM,5,9

FITEM,5,16

ASEL,S,,P51X

ASBW,ALL

FLST,5,2,5,ORDE,2

FITEM,5,25

FITEM,5,-26

ASEL,S,,P51X

ASBW,ALL

WPOFF,0,0,-7.4425+6.62

FLST,5,2,5,ORDE,2

FITEM,5,2

FITEM,5,6

ASEL,S,,P51X

ASBW,ALL

ALLSEL,ALL

FLST,5,8,5,ORDE,8

FITEM,5,1

FITEM,5,3

FITEM,5,12

FITEM,5,14

FITEM,5,-15

FITEM,5,28

FITEM,5,-29

FITEM,5,32

ASEL,R,,P51X

ASBW,ALL

ALLSEL,ALL

ASEL,S,,,13

ASBW,ALL

ALLSEL,ALL

APLOT

WPOFF,0,0,-6.62+5.7925

FLST,5,2,5,ORDE,2

FITEM,5,7

FITEM,5,9

ASEL,S,,P51X

ASBW,ALL

ALLSEL,ALL

FLST,5,9,5,ORDE,8

FITEM,5,2

FITEM,5,-3

FITEM,5,6

FITEM,5,26

FITEM,5,40

FITEM,5,-42

FITEM,5,45

FITEM,5,-46

ASEL,R,,P51X

ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-5.7925+4.962
FLST,5,9,5,ORDE,6
FITEM,5,12
FITEM,5,-13
FITEM,5,28
FITEM,5,-29
FITEM,5,52
FITEM,5,-56
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,3,5,ORDE,3
FITEM,5,9
FITEM,5,51
FITEM,5,61
ASEL,R, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-4.962+4.1375
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,3
FITEM,5,26
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,9,5,ORDE,8
FITEM,5,2
FITEM,5,6
FITEM,5,12
FITEM,5,-13
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,46
FITEM,5,64
ASEL,R, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-4.1375+3.31
FLST,5,2,5,ORDE,2

FITEM,5,9
FITEM,5,51
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,9,5,ORDE,5
FITEM,5,3
FITEM,5,26
FITEM,5,54
FITEM,5,74
FITEM,5,-79
ASEL,R, , ,P51X
ASBW,ALL

ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-3.31+2.4825
FLST,5,11,5,ORDE,10
FITEM,5,2
FITEM,5,6
FITEM,5,9
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,46
FITEM,5,51
FITEM,5,64
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
WPOFF,0,0,-2.4825+1.655
FLST,5,11,5,ORDE,7
FITEM,5,3
FITEM,5,26
FITEM,5,54
FITEM,5,74
FITEM,5,-79
FITEM,5,97
FITEM,5,99
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL

APLOT
WPOFF,0,0,-1.655+0.8275
FLST,5,11,5,ORDE,10
FITEM,5,2
FITEM,5,6
FITEM,5,9
FITEM,5,40
FITEM,5,-42
FITEM,5,46
FITEM,5,51
FITEM,5,64
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
ASEL,S,,P51X
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT

FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,30
FITEM,5,-31
ASEL,S,,P51X
FLST,2,2,5,ORDE,2
FITEM,2,30
FITEM,2,-31
ADELE,P51X
LPLOT
FLST,5,15,4,ORDE,2
FITEM,5,69
FITEM,5,-83
LSEL,S,,P51X
FLST,2,15,4,ORDE,2
FITEM,2,69
FITEM,2,-83
LGLUE,P51X
FLST,2,15,4,ORDE,15
FITEM,2,1
FITEM,2,11
FITEM,2,69
FITEM,2,168
FITEM,2,193
FITEM,2,237
FITEM,2,239
FITEM,2,244

FITEM,2,285
FITEM,2,288
FITEM,2,290
FITEM,2,292
FITEM,2,294
FITEM,2,331
FITEM,2,-332
LCOMB,P51X,,0
ALLSEL,ALL
LPLOT
FLST,5,41,4,ORDE,2
FITEM,5,84
FITEM,5,-124
LSEL,S,,P51X
FLST,2,41,4,ORDE,2
FITEM,2,84
FITEM,2,-124
LGLUE,P51X
FLST,2,41,4,ORDE,16
FITEM,2,11
FITEM,2,69
FITEM,2,-85
FITEM,2,106
FITEM,2,168
FITEM,2,193
FITEM,2,237
FITEM,2,239
FITEM,2,244
FITEM,2,285
FITEM,2,288
FITEM,2,290
FITEM,2,292
FITEM,2,294
FITEM,2,331
FITEM,2,-342
LCOMB,P51X,,0
ALLSEL,ALL
LPLOT
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,1
FITEM,5,67
LSEL,S,,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1

FITEM,2,67
LGLUE,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,69
LCOMB,P51X, ,0
ALLSEL,ALL
LPLOT
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,1
FITEM,5,68
LSEL,S, , ,P51X
LST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,68
LGLUE,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,67
LCOMB,P51X, ,0
ALLSEL,ALL
LPLOT

FLST,2,4,4
FITEM,2,52
FITEM,2,64
FITEM,2,66
FITEM,2,1
AL,P51X
FLST,2,4,4
FITEM,2,53
FITEM,2,11
FITEM,2,66
FITEM,2,65
AL,P51X
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPAVE,33
WPOFF,0,-0.15618,0
WPRO,0,-90,0
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,2
FITEM,5,6
ASEL,S, , ,P51X

FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,11
LSBW,P51X
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPAVE,1
WPOFF,0,0,-0.37984
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,54
FITEM,5,75
ASEL,S, , ,P51X
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,5
FITEM,2,7
LSBW,P51X
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPLAN,-1,38,37,39
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,54
FITEM,5,75
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
LSTR,38,39
LSTR,40,41
AL,5,78,73,77
WPOFF,0,0,0.0341
ASBW,ALL
WPOFF,0,0,-0.0682
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
KWPAVE,40
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,123
FITEM,5,125
ASEL,S, , ,P51X
ASBW,ALL
LSTR,50,51
AL,78,74,1,97
KWPAVE,50
FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,112

FITEM,5,114
 ASEL,S,,P51X
 ASBW,ALL
 LSTR,52,53
 AL,97,98,101,104
 KWPAVE,52
 FLST,5,2,5,ORDE,2
 FITEM,5,101
 FITEM,5,-102
 ASEL,S,,P51X
 ASBW,ALL
 LSTR,54,55
 AL,104,108,105,111
 KWPAVE,54
 FLST,5,2,5,ORDE,2
 FITEM,5,12
 FITEM,5,-13
 ASEL,S,,P51X
 ASBW,ALL
 LSTR,56,57
 AL,111,115,112,118
 KWPAVE,56
 FLST,5,2,5,ORDE,2
 FITEM,5,52
 FITEM,5,-53
 ASEL,S,,P51X
 ASBW,ALL
 LSTR,58,59
 AL,118,122,119,138
 KWPAVE,58
 FLST,5,2,5,ORDE,2
 FITEM,5,45
 FITEM,5,65
 ASEL,S,,P51X
 ASBW,ALL
 LSTR,60,61
 AL,138,190,154,27
 KWPAVE,60
 FLST,5,2,5,ORDE,2
 FITEM,5,14
 FITEM,5,-15
 ASEL,S,,P51X
 ASBW,ALL
 LSTR,62,63

AL,27,128,239,137
 KWPAVE,62
 FLST,5,2,5,ORDE,2
 FITEM,5,16
 FITEM,5,25
 ASEL,S,,P51X
 ASBW,ALL
 LSTR,64,65
 AL,137,140,261,10
 KWPAVE,64
 FLST,5,2,5,ORDE,2
 FITEM,5,8
 FITEM,5,10
 ASEL,S,,P51X
 ASBW,ALL
 LSTR,66,67
 AL,10,285,290,64
 KWPAVE,66
 FLST,5,2,5,ORDE,2
 FITEM,5,2
 FITEM,5,6
 ASEL,S,,P51X
 ASBW,ALL
 LSTR,37,36
 AL,64,331,65,332
 ALLSEL,ALL
 APLOT

! Realização das áreas da Viga Secundária

LSTR,22,28
 LSTR,247,253
 LSTR,235,241
 LSTR,223,229
 LSTR,214,217
 LSTR,202,205
 LSTR,185,193
 LSTR,178,181
 LSTR,166,170
 LSTR,155,157
 LSTR,23,30
 LSTR,24,27
 AL,333,227,313,334
 AL,328,334,322,335

AL,335,299,305,336
AL,336,279,337,282
AL,337,253,338,255
AL,338,218,339,232
AL,339,340,211,207
AL,340,184,341,187
AL,341,147,342,157
AL,342,136,343,134
AL,50,56,343,344

! Realização dos cortes de cada uma das secções e
criação da inclinação dos banzos

KWPAVE,40
FLST,5,5,5,ORDE,5
FITEM,5,9
FITEM,5,30
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
FITEM,5,123
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.031
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,11
FITEM,2,95
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,7
FITEM,2,96
LSBW,P51X
KWPAVE,50
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,112
FITEM,5,125
FITEM,5,132
FITEM,5,-134
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0279
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,100
FITEM,2,102
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0558

FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,99
FITEM,2,103
LSBW,P51X
KWPAVE,52
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,101
FITEM,5,114
FITEM,5,135
FITEM,5,-137
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0279
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,107
FITEM,2,109
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0558
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,106
FITEM,2,110
LSBW,P51X
KWPAVE,54
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,12
FITEM,5,102
FITEM,5,138
FITEM,5,-140
ASEL,S,,P51X
WPOFF,0,0,0.0217
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,114
FITEM,2,116
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0434
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,113
FITEM,2,117
LSBW,P51X
KWPAVE,56
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,13
FITEM,5,52
FITEM,5,141
FITEM,5,-143

ASEL,S, ,P51X
WPOFF,0,0,0.0186
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,121
FITEM,2,123
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0372
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,120
FITEM,2,124
LSBW,P51X
KWPAVE,58
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,45
FITEM,5,53
FITEM,5,144
FITEM,5,-146
ASEL,S, ,P51X
WPOFF,0,0,0.0186
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,173
FITEM,2,191
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0372
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,168
FITEM,2,193
LSBW,P51X
KWPAVE,60
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,14
FITEM,5,65
FITEM,5,147
FITEM,5,-149
ASEL,S, ,P51X
WPOFF,0,0,0.0093
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,237
FITEM,2,244
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0186
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,196
FITEM,2,242

LSBW,P51X
KWPAVE,62
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,15
FITEM,5,-16
FITEM,5,150
FITEM,5,-152
ASEL,S, ,P51X
WPOFF,0,0,0.0062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,258
FITEM,2,273
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0124
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,248
FITEM,2,265
LSBW,P51X
KWPAVE,64
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,8
FITEM,5,25
FITEM,5,153
FITEM,5,-155
ASEL,S, ,P51X
WPOFF,0,0,0.0062
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,18
FITEM,2,288
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0124
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,292
FITEM,2,294
LSBW,P51X
KWPAVE,66
FLST,5,5,5,ORDE,4
FITEM,5,2
FITEM,5,10
FITEM,5,156
FITEM,5,-158
ASEL,S, ,P51X
WPOFF,0,0,0.0062
FLST,2,2,4,ORDE,2

FITEM,2,69
FITEM,2,-70
LSBW,P51X
WPOFF,0,0,-0.0124
FLST,2,2,4,ORDE,2
FITEM,2,67
FITEM,2,-68
LSBW,P51X

! Orientação do eixo das coordenadas segundo cada
secção, e respectivos cortes

ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,4
FITEM,5,9
FITEM,5,30
FITEM,5,86
FITEM,5,-87
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,43
KWPLAN,-1,43,68,45
ASBW,ALL
KWPAVE,47
KWPLAN,-1,47,70,49
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,125
FITEM,5,132
FITEM,5,-134
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,68
KWPLAN,-1,68,72,69
ASBW,ALL
KWPAVE,70
KWPLAN,-1,70,74,71
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,114
FITEM,5,135

FITEM,5,-137
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,72
KWPLAN,-1,72,76,73
ASBW,ALL
KWPAVE,74
KWPLAN,-1,74,78,75
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,102
FITEM,5,138
FITEM,5,-140
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,76
KWPLAN,-1,76,80,77
ASBW,ALL
KWPAVE,78
KWPLAN,-1,78,82,79
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,13
FITEM,5,141
FITEM,5,-143
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,80
KWPLAN,-1,80,84,81
ASBW,ALL
KWPAVE,82
KWPLAN,-1,82,86,83
ASBW,ALL
ALLSEL,ALL
APLOT
FLST,5,4,5,ORDE,3
FITEM,5,53
FITEM,5,144
FITEM,5,-146
ASEL,S,,P51X
KWPAVE,84
KWPLAN,-1,84,88,85
ASBW,ALL

KWPAVE,86
 KWPLAN,-1,86,90,87
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,5,5,ORDE,4
 FITEM,5,57
 FITEM,5,65
 FITEM,5,147
 FITEM,5,-149
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,88
 KWPLAN,-1,88,92,89
 ASBW,ALL
 KWPAVE,90
 KWPLAN,-1,90,94,91
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,4,5,ORDE,3
 FITEM,5,15
 FITEM,5,150
 FITEM,5,-152
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,92
 KWPLAN,-1,92,96,93
 ASBW,ALL
 KWPAVE,94
 KWPLAN,-1,94,98,95
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,4,5,ORDE,3
 FITEM,5,25
 FITEM,5,153
 FITEM,5,-155
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,96
 KWPLAN,-1,96,101,97
 ASBW,ALL
 KWPAVE,98
 KWPLAN,-1,98,103,99
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL

APLOT
 FLST,5,4,5,ORDE,3
 FITEM,5,10
 FITEM,5,156
 FITEM,5,-158
 ASEL,S,,P51X
 KWPAVE,101
 KWPLAN,-1,101,105,100
 ASBW,ALL
 KWPAVE,103
 KWPLAN,-1,103,106,102
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT

! Criação do elemento de casca que vai ser utilizado

ET,1,SHELL281
 !*
 KEYOPT,1,1,0
 KEYOPT,1,8,1 !Aqui coloca-se um 1, na última
 posição para garantir que se vai guardar toda a
 informação de todas as camadas
 KEYOPT,1,9,0
 !SMRTSIZE,1
 AESIZE,ALL,0.05
 MSHKEY,0

! Escolha do referencial do material: referencial do
 eixo xx orientado segundo a direção longitudinal da
 asa e eixo zz normal à casca

CSKP,11,0,39,36,38
 ESYS, 11

! Definição dos materiais e secções
 ! Propriedades 1 – Fibra de Carbono

MP,EX,1,9154E7
 MP,EY,1,5033E6
 MP,EZ,1,5033E6
 MP,GXY,1,227E7
 MP,GYZ,1,227E7
 MP,GXZ,1,227E7

MP,PRXY,1,0.28
MP,PRYZ,1,0.0154
MP,PRXZ,1,0.0154
MP,DENS,1,1392 ! Densidade: 1392 kg/m3

! Propriedades 2 – Fibra de Vidro

MP,EX,2,3529E7
MP,EY,2,494E7
MP,EZ,2,494E7
MP,GXY,2,23084E5
MP,GYZ,2,23084E5
MP,GXZ,2,23084E5
MP,PRXY,2,0.26
MP,PRYZ,2,0.0364
MP,PRXZ,2,0.0364
MP,DENS,2,1797 ! Densidade: 1797 kg/m3

! Propriedades 3 – Pultrudidos

MP,EX,3,13887E7
MP,EY,3,876E7
MP,EZ,3,876E7
MP,GXY,3,373E7
MP,GYZ,3,373E7
MP,GXZ,3,373E7
MP,PRXY,3,0.28
MP,PRYZ,3,0.0177
MP,PRXZ,3,0.0177
MP,DENS,3,1600 ! Densidade: 1600 kg/m3

! Propriedades 4 – Manta

MP,EX,4,762E7
MP,EY,4,762E7
MP,EZ,4,762E7
MP,GXY,4,160E7
MP,GYZ,4,160E7
MP,GXZ,4,160E7
MP,PRXY,4,0.33
MP,PRYZ,4,0.33
MP,PRXZ,4,0.33
MP,DENS,4,1417.4 ! Densidade: 1417,4 kg/m3

! Propriedades 5 – PVC

MP,EX,5,80E7
MP,EY,5,50E7
MP,EZ,5,50E7
MP,GXY,5,24E7
MP,GYZ,5,24E7
MP,GXZ,5,24E7
MP,PRXY,5,0.38
MP,PRYZ,5,0.38
MP,PRXZ,5,0.38
MP,DENS,5,80 ! Densidade: 80 kg/m3

! Propriedades 6 – Madeira

*SET,EL_MAD,15.1333E9
*SET,ER_MAD,1.9121E9
*SET,ET_MAD,1.0100E9
*SET,NIU_LR_MAD,0.4706
*SET,NIU_RT_MAD,0.5862
*SET,NIU_TL_MAD,0.0507
SET,NIU_RL_MAD,NIU_LR_MAD(ER_MAD/EL_MAD)
SET,NIU_TR_MAD,NIU_RT_MAD(ET_MAD/ER_MAD)
SET,NIU_LT_MAD,NIU_TL_MAD(EL_MAD/ET_MAD)
*SET,G_LR_MAD,(1.115E9+1.411E9+1.528E9)/3
*SET,G_LT_MAD,(1.042E9+1.22E9+1.243E9)/3
*SET,G_RT_MAD,(0.171E9+0.286E9+0.284E9)/3
MP,EX,6,ER_MAD ! Correponde a EX o ET_MAD
MP,EY,6,EL_MAD
MP,EZ,6,ET_MAD
MP,GXY,6,G_LR_MAD
MP,GYZ,6,G_LT_MAD
MP,GXZ,6,G_RT_MAD
MP,PRXY,6,NIU_RL_MAD
MP,PRYZ,6,NIU_LT_MAD
MP,PRXZ,6,NIU_RT_MAD
MP,DENS,6,550 ! Densidade 550 kg/m3

! Introdução dos critérios de rutura (FC – Failure Criteria)

! FC 1 – Fibra de Carbono

FC,1,S,XTEN,6E8
 FC,1,S,XCMP,-57E7
 FC,1,S,YTEN,6E8
 FC,1,S,YCMP,-57E7
 FC,1,S,ZTEN,6E8
 FC,1,S,ZCMP,-57E7
 FC,1,S,XY,9E7
 FC,1,S,YZ,9E7
 FC,1,S,XZ,9E7

! FC 2 – Fibra de Vidro

FC,2,S,XTEN,1062E6
 FC,2,S,XCMP,-610E6
 FC,2,S,YTEN,31E6
 FC,2,S,YCMP,-118E6
 FC,2,S,ZTEN,31E6
 FC,2,S,ZCMP,-118E6
 FC,2,S,XY,72E6
 FC,2,S,YZ,72E6
 FC,2,S,XZ,72E6

! FC 3 – Pultrudidos

FC,3,S,XTEN,171E7
 FC,3,S,XCMP,-855E6
 FC,3,S,YTEN,135E9
 FC,3,S,YCMP,-118E9
 FC,3,S,ZTEN,135E9
 FC,3,S,ZCMP,-118E6
 FC,3,S,XY,61.2E6
 FC,3,S,YZ,6453E6
 FC,3,S,XZ,6453E6

! FC 4 – Manta

FC,4,S,XTEN,97E6
 FC,4,S,XCMP,-97E6
 FC,4,S,YTEN,97E6
 FC,4,S,YCMP,-97E6
 FC,4,S,ZTEN,97E6
 FC,4,S,ZCMP,-97E6
 FC,4,S,XY,97E6

FC,4,S,YZ,97E6
 FC,4,S,XZ,97E6
 ! FC 5 – PVC
 FC,5,S,XTEN,2E6
 FC,5,S,XCMP,-1.45E6
 FC,5,S,YTEN,66E6
 FC,5,S,YCMP,-104E6
 FC,5,S,ZTEN,66E6
 FC,5,S,ZCMP,-104E6
 FC,5,S,XY,1.2E6
 FC,5,S,YZ,30E6
 FC,5,S,XZ,30E6

! Caracterização das Secções

*SET,NPINT,3

! Secção 1.1 – Viga Secundária – Laminado A
 (0.26125)

*SET,S1_ESP1,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP2,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP3,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP4,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP5,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP6,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP7,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP8,0.26125E-3
 *SET,S1_ESP9,2E-3
 *SET,S1_ESP10,0.1275E-3
 *SET,S1_ESP11,0.1275E-3
 SECTYPE,1,SHELL,,S1
 SECDATA,S1_ESP1,1,-45,NPINT ! LAYER 1:
 0.26125 THK, THETA -45
 SECDATA,S1_ESP2,1,45,NPINT ! LAYER 2:
 0.26125 THK, THETA 45
 SECDATA,S1_ESP3,1,0,NPINT ! LAYER 3:
 0.26125 THK, THETA 0
 SECDATA,S1_ESP4,1,0,NPINT ! LAYER 4:
 0.26125 THK, THETA 0
 SECDATA,S1_ESP5,1,0,NPINT ! LAYER 5:
 0.26125 THK, THETA 0
 SECDATA,S1_ESP6,1,0,NPINT ! LAYER 6:
 0.26125 THK, THETA 0

SECDATA,S1_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:	SECDATA,S14_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:
0.26125 THK, THETA 45		0.1275 THK, THETA 45	
SECDATA,S1_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:	SECOFFSET,USER,0.000174	
0.26125 THK, THETA -45		SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1	
SECDATA,S1_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:		
0.1275 THK, THETA -45		! Secção 2.1 - Viga Secundária - Laminado A	
SECDATA,S1_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:	(0.19625)	
0.1275 THK, THETA 45			
SECOFFSET,USER,-0.00134		*SET,S2_ESP1,0.19625E-3	
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		*SET,S2_ESP2,0.19625E-3	
		*SET,S2_ESP3,0.19625E-3	
! Secção 1.2 - Viga Secundária - Laminado A		*SET,S2_ESP4,0.19625E-3	
(0.26125) (vai ser a secção 14)		*SET,S2_ESP5,0.19625E-3	
		*SET,S2_ESP6,0.19625E-3	
*SET,S14_ESP1,0.26125E-3		*SET,S2_ESP7,0.19625E-3	
*SET,S14_ESP2,0.26125E-3		*SET,S2_ESP8,0.19625E-3	
*SET,S14_ESP3,0.26125E-3		*SET,S2_ESP9,2E-3	
*SET,S14_ESP4,0.26125E-3		*SET,S2_ESP10,0.1275E-3	
*SET,S14_ESP5,0.26125E-3		*SET,S2_ESP11,0.1275E-3	
*SET,S14_ESP6,0.26125E-3		SECTYPE,2,SHELL,,S2	
*SET,S14_ESP7,0.26125E-3		SECDATA,S2_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:
*SET,S14_ESP8,0.26125E-3		0.19625 THK, THETA -45	
*SET,S14_ESP9,2E-3		SECDATA,S2_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:
*SET,S14_ESP10,0.1275E-3		0.19625 THK, THETA 45	
*SET,S14_ESP11,0.1275E-3		SECDATA,S2_ESP3,1,0,NPINT	! LAYER 3:
SECTYPE,14,SHELL,,S14		0.19625 THK, THETA 0	
SECDATA,S14_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:	SECDATA,S2_ESP4,1,0,NPINT	! LAYER 4:
0.26125 THK, THETA -45		0.19625 THK, THETA 0	
SECDATA,S14_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:	SECDATA,S2_ESP5,1,0,NPINT	! LAYER 5:
0.26125 THK, THETA 45		0.19625 THK, THETA 0	
SECDATA,S14_ESP3,1,0,NPINT	! LAYER 3:	SECDATA,S2_ESP6,1,0,NPINT	! LAYER 6:
0.26125 THK, THETA 0		0.19625 THK, THETA 0	
SECDATA,S14_ESP4,1,0,NPINT	! LAYER 4:	SECDATA,S2_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:
0.26125 THK, THETA 0		0.19625 THK, THETA 45	
SECDATA,S14_ESP5,1,0,NPINT	! LAYER 5:	SECDATA,S2_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:
0.26125 THK, THETA 0		0.19625 THK, THETA -45	
SECDATA,S14_ESP6,1,0,NPINT	! LAYER 6:	SECOFFSET,USER,-0.0014	
0.26125 THK, THETA 0		SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1	
SECDATA,S14_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:		
0.26125 THK, THETA 45		! Secção 2.2 - Viga Secundária - Laminado A	
SECDATA,S14_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:	(0.19625) (vai ser a secção 15)	
0.26125 THK, THETA -45			
SECDATA,S14_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:	*SET,S15_ESP1,0.19625E-3	
0.1275 THK, THETA -45		*SET,S15_ESP2,0.19625E-3	

*SET,S15_ESP3,0.19625E-3		*SET,S3_ESP9,2E-3	
*SET,S15_ESP4,0.19625E-3		*SET,S3_ESP10,0.1275E-3	
*SET,S15_ESP5,0.19625E-3		*SET,S3_ESP11,0.1275E-3	
*SET,S15_ESP6,0.19625E-3		SECTYPE,3,SHELL,,S3	
*SET,S15_ESP7,0.19625E-3		SECDATA,S3_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:
*SET,S15_ESP8,0.19625E-3		0.13125 THK, THETA -45	
*SET,S15_ESP9,2E-3		SECDATA,S3_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:
*SET,S15_ESP10,0.1275E-3		0.13125 THK, THETA 45	
*SET,S15_ESP11,0.1275E-3		SECDATA,S3_ESP3,1,0,NPINT	! LAYER 3:
SECTYPE,15,SHELL,,S15		0.13125 THK, THETA 0	
SECDATA,S15_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:	SECDATA,S3_ESP4,1,0,NPINT	! LAYER 4:
0.19625 THK, THETA -45		0.13125 THK, THETA 0	
SECDATA,S15_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:	SECDATA,S3_ESP5,1,0,NPINT	! LAYER 5:
0.19625 THK, THETA 45		0.13125 THK, THETA 0	
SECDATA,S15_ESP3,1,0,NPINT	! LAYER 3:	SECDATA,S3_ESP6,1,0,NPINT	! LAYER 6:
0.19625 THK, THETA 0		0.13125 THK, THETA 0	
SECDATA,S15_ESP4,1,0,NPINT	! LAYER 4:	SECDATA,S3_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:
0.19625 THK, THETA 0		0.13125 THK, THETA 45	
SECDATA,S15_ESP5,1,0,NPINT	! LAYER 5:	SECDATA,S3_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:
0.19625 THK, THETA 0		0.13125 THK, THETA -45	
SECDATA,S15_ESP6,1,0,NPINT	! LAYER 6:	SECDATA,S3_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:
0.19625 THK, THETA 0		0.1275 THK, THETA -45	
SECDATA,S15_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:	SECDATA,S3_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:
0.19625 THK, THETA 45		0.1275 THK, THETA 45	
SECDATA,S15_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:	SECOFFSET,USER,-0.0012	
0.19625 THK, THETA -45		SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1	
SECDATA,S15_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:		
0.1275 THK, THETA -45		! Secção 3.2 – Viga Secundária – Laminado A	
SECDATA,S15_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:	(0.3125) (vai ser a secção 16)	
0.1275 THK, THETA 45			
SECOFFSET,USER,-0.0014		*SET,S16_ESP1,0.13125E-3	
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		*SET,S16_ESP2,0.13125E-3	
		*SET,S16_ESP3,0.13125E-3	
! Secção 3.1 – Viga Secundária – Laminado A		*SET,S16_ESP4,0.13125E-3	
(0.3125)		*SET,S16_ESP5,0.13125E-3	
		*SET,S16_ESP6,0.13125E-3	
*SET,S3_ESP1,0.13125E-3		*SET,S16_ESP7,0.13125E-3	
*SET,S3_ESP2,0.13125E-3		*SET,S16_ESP8,0.13125E-3	
*SET,S3_ESP3,0.13125E-3		*SET,S16_ESP9,2E-3	
*SET,S3_ESP4,0.13125E-3		*SET,S16_ESP10,0.1275E-3	
*SET,S3_ESP5,0.13125E-3		*SET,S16_ESP11,0.1275E-3	
*SET,S3_ESP6,0.13125E-3		SECTYPE,16,SHELL,,S16	
*SET,S3_ESP7,0.13125E-3		SECDATA,S16_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:
*SET,S3_ESP8,0.13125E-3		0.13125 THK, THETA -45	

SECDATA,S16_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:	SECDATA,S4_ESP5,1,45,NPINT	! LAYER 5:
0.13125 THK, THETA 45		0.26125 THK, THETA 45	
SECDATA,S16_ESP3,1,0,NPINT	! LAYER 3:	SECDATA,S4_ESP6,1,-45,NPINT	! LAYER 6:
0.13125 THK, THETA 0		0.26125 THK, THETA -45	
SECDATA,S16_ESP4,1,0,NPINT	! LAYER 4:	SECDATA,S4_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:
0.13125 THK, THETA 0		0.26125 THK, THETA 45	
SECDATA,S16_ESP5,1,0,NPINT	! LAYER 5:	SECDATA,S4_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:
0.13125 THK, THETA 0		0.26125 THK, THETA -45	
SECDATA,S16_ESP6,1,0,NPINT	! LAYER 6:	SECOFFSET,BOT	
0.13125 THK, THETA 0			
SECDATA,S16_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:	! Secção 5 - Viga Secundária - Laminado B	
0.13125 THK, THETA 45		(0.19625)	
SECDATA,S16_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:		
0.13125 THK, THETA -45		*SET,S5_ESP1,0.19625E-3	
SECDATA,S16_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:	*SET,S5_ESP2,0.19625E-3	
0.1275 THK, THETA -45		*SET,S5_ESP3,0.19625E-3	
SECDATA,S16_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:	*SET,S5_ESP4,0.19625E-3	
0.1275 THK, THETA 45		*SET,S5_ESP5,0.19625E-3	
SECOFFSET,USER,-0.00085		*SET,S5_ESP6,0.19625E-3	
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		*SET,S5_ESP7,0.19625E-3	
		*SET,S5_ESP8,0.19625E-3	
! Secção 4 - Viga Secundária - Laminado B		*SET,S5_ESP,S5_ESP1+S5_ESP2+S5_ESP3+S5_ESP	
(0.26125)		4+S5_ESP5+S5_ESP6+S5_ESP7+S5_ESP8	
		SECTYPE,5,SHELL,,S5	
*SET,S4_ESP1,0.26125E-3		SECDATA,S5_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:
*SET,S4_ESP2,0.26125E-3		0.19625 THK, THETA -45	
*SET,S4_ESP3,0.26125E-3		SECDATA,S5_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:
*SET,S4_ESP4,0.26125E-3		0.19625 THK, THETA 45	
*SET,S4_ESP5,0.26125E-3		SECDATA,S5_ESP3,1,-45,NPINT	! LAYER 3:
*SET,S4_ESP6,0.26125E-3		0.19625 THK, THETA -45	
*SET,S4_ESP7,0.26125E-3		SECDATA,S5_ESP4,1,45,NPINT	! LAYER 4:
*SET,S4_ESP8,0.26125E-3		0.19625 THK, THETA 45	
*SET,S4_ESP,S4_ESP1+S4_ESP2+S4_ESP3+S4_ESP		SECDATA,S5_ESP5,1,45,NPINT	! LAYER 5:
4+S4_ESP5+S4_ESP6+S4_ESP7+S4_ESP8		0.19625 THK, THETA 45	
SECTYPE,4,SHELL,,S4		SECDATA,S5_ESP6,1,-45,NPINT	! LAYER 6:
SECDATA,S4_ESP1,1,-45,NPINT	! LAYER 1:	0.19625 THK, THETA -45	
0.26125 THK, THETA -45		SECDATA,S5_ESP7,1,45,NPINT	! LAYER 7:
SECDATA,S4_ESP2,1,45,NPINT	! LAYER 2:	0.19625 THK, THETA 45	
0.26125 THK, THETA 45		SECDATA,S5_ESP8,1,-45,NPINT	! LAYER 8:
SECDATA,S4_ESP3,1,-45,NPINT	! LAYER 3:	0.19625 THK, THETA -45	
0.26125 THK, THETA -45		SECOFFSET,BOT	
SECDATA,S4_ESP4,1,45,NPINT	! LAYER 4:		
0.26125 THK, THETA 45		! Secção 6 - Viga Secundária - Laminado B	
		(0.13125)	

*SET,S6_ESP1,0.13125E-3	SECDATA,S7_ESP3,5,0,NPINT	! LAYER 3: 8
*SET,S6_ESP2,0.13125E-3	THK, THETA (?)	
*SET,S6_ESP3,0.13125E-3	SECDATA,S7_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:
*SET,S6_ESP4,0.13125E-3	0.1275 THK, THETA 45	
*SET,S6_ESP5,0.13125E-3	SECDATA,S7_ESP5,2,-45,NPINT	! LAYER 5:
*SET,S6_ESP6,0.13125E-3	0.1275 THK, THETA -45	
*SET,S6_ESP7,0.13125E-3	SECOFFSET,BOT	
*SET,S6_ESP8,0.13125E-3	! Secção 8 – Casca + Laminado C + Laminado E (1)	
*SET,S6_ESP,S6_ESP1+S6_ESP2+S6_ESP3+S6_ESP		
4+S6_ESP5+S6_ESP6+S6_ESP7+S6_ESP8	*SET,S8_ESP1,0.1275E-3	
SECTYPE,6,SHELL,,S6	*SET,S8_ESP2,0.1275E-3	
SECDATA,S6_ESP1,1,-45,NPINT	*SET,S8_ESP3,8E-3	
0.13125 THK, THETA -45	*SET,S8_ESP4,0.1275E-3	
SECDATA,S6_ESP2,1,45,NPINT	*SET,S8_ESP5,0.1275E-3	
0.13125 THK, THETA 45	*SET,S8_ESP6,0.1925E-3	
SECDATA,S6_ESP3,1,-45,NPINT	*SET,S8_ESP7,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA -45	*SET,S8_ESP8,0.1925E-3	
SECDATA,S6_ESP4,1,45,NPINT	*SET,S8_ESP9,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA 45	*SET,S8_ESP10,0.1925E-3	
SECDATA,S6_ESP5,1,45,NPINT	*SET,S8_ESP11,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA 45	*SET,S8_ESP12,0.1925E-3	
SECDATA,S6_ESP6,1,-45,NPINT	*SET,S8_ESP13,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA -45	*SET,S8_ESP14,9.3E-3	
SECDATA,S6_ESP7,1,45,NPINT	*SET,S8_ESP15,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA 45	*SET,S8_ESP16,0.1925E-3	
SECDATA,S6_ESP8,1,-45,NPINT	*SET,S8_ESP17,0.1925E-3	
0.13125 THK, THETA -45	*SET,S8_ESP18,0.1925E-3	
SECOFFSET,BOT	*SET,S8_ESP19,0.1925E-3	
! Secção 7 – Casca	*SET,S8_ESP20,0.1925E-3	
	*SET,S8_ESP21,0.1925E-3	
	*SET,S8_ESP22,0.1925E-3	
*SET,S7_ESP1,0.1275E-3	SECTYPE,8,SHELL,,S8	
*SET,S7_ESP2,0.1275E-3	SECDATA,S8_ESP22,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S7_ESP3,8E-3	22: 0.1925 THK, THETA -45	
*SET,S7_ESP4,0.1275E-3	SECDATA,S8_ESP21,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S7_ESP5,0.1275E-3	21: 0.1925 THK, THETA 45	
*SET,S7_ESP,S7_ESP1+S7_ESP2+S7_ESP3+S7_ESP	SECDATA,S8_ESP20,2,-45,NPINT	! LAYER
4+S7_ESP5	20: 0.1925 THK, THETA -45	
SECTYPE,7,SHELL,,S7	SECDATA,S8_ESP19,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S7_ESP1,2,-45,NPINT	19: 0.1925 THK, THETA 45	
0.1275 THK, THETA -45	SECDATA,S8_ESP18,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S7_ESP2,2,45,NPINT	18: 0.1925 THK, THETA 45	
0.1275 THK, THETA 45		

SECDATA,S8_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP7,0.1925E-3	
17: 0.1925 THK, THETA -45		*SET,S9_ESP8,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP9,0.1925E-3	
16: 0.1925 THK, THETA 45		*SET,S9_ESP10,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP11,0.1925E-3	
15: 0.1925 THK, THETA -45		*SET,S9_ESP12,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP14,3,0,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP13,0.1925E-3	
14: 9.3 THK, THETA 0		*SET,S9_ESP14,6.2E-3	
SECDATA,S8_ESP13,2,-45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP15,0.1925E-3	
13: 0.1925 THK, THETA -45		*SET,S9_ESP16,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP12,2,45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP17,0.1925E-3	
12: 0.1925 THK, THETA 45		*SET,S9_ESP18,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP11,2,-45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP19,0.1925E-3	
11: 0.1925 THK, THETA -45		*SET,S9_ESP20,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP10,2,45,NPINT	! LAYER	*SET,S9_ESP21,0.1925E-3	
10: 0.1925 THK, THETA 45		*SET,S9_ESP22,0.1925E-3	
SECDATA,S8_ESP9,2,45,NPINT	! LAYER 9:	SECTYPE,9,SHELL,,S9	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S9_ESP22,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER	22: 0.1925 THK, THETA -45	
8: 0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S9_ESP21,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER 7:	21: 0.1925 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S9_ESP20,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER	20: 0.1925 THK, THETA -45	
6: 0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S9_ESP19,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP5,2,-45,NPINT	! LAYER	19: 0.1925 THK, THETA 45	
5: 0.1275 THK, THETA -45		SECDATA,S9_ESP18,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:	18: 0.1925 THK, THETA 45	
0.1275 THK, THETA 45		SECDATA,S9_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP3,5,0,NPINT	! LAYER 3:	17: 0.1925 THK, THETA -45	
8 THK, THETA (?)		SECDATA,S9_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER 2:	16: 0.1925 THK, THETA 45	
0.1275 THK, THETA 45		SECDATA,S9_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S8_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER	15: 0.1925 THK, THETA -45	
1: 0.1275 THK, THETA -45		SECDATA,S9_ESP14,3,0,NPINT	! LAYER
SECOFFSET,USER,0.001935		14: 6.2 THK, THETA 0	
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		SECDATA,S9_ESP13,2,-45,NPINT	! LAYER
		13: 0.1925 THK, THETA -45	
! Secção 9 – Casca + Laminado C + Laminado E (2)		SECDATA,S9_ESP12,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S9_ESP1,0.1275E-3		12: 0.1925 THK, THETA 45	
*SET,S9_ESP2,0.1275E-3		SECDATA,S9_ESP11,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S9_ESP3,8E-3		11: 0.1925 THK, THETA -45	
*SET,S9_ESP4,0.1275E-3		SECDATA,S9_ESP10,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S9_ESP5,0.1275E-3		10: 0.1925 THK, THETA 45	
*SET,S9_ESP6,0.1925E-3			

SECDATA,S9_ESP9,2,45,NPINT	! LAYER 9:	SECTYPE,10,SHELL,,S10	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S10_ESP22,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S9_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER	22: 0.13 THK, THETA -45	
8: 0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S10_ESP21,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S9_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER 7:	21: 0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S10_ESP20,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S9_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER	20: 0.13 THK, THETA -45	
6: 0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S10_ESP19,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S9_ESP5,2,-45,NPINT	! LAYER	19: 0.13 THK, THETA 45	
5: 0.1275 THK, THETA -45		SECDATA,S10_ESP18,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S9_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:	18: 0.13 THK, THETA 45	
0.1275 THK, THETA 45		SECDATA,S10_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S9_ESP3,5,0,NPINT	! LAYER 3:	17: 0.13 THK, THETA -45	
8 THK, THETA (?)		SECDATA,S10_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S9_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER	16: 0.13 THK, THETA 45	
2: 0.1275 THK, THETA 45		SECDATA,S10_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER
SECDATA,S9_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER	15: 0.13 THK, THETA -45	
1: 0.1275 THK, THETA -45		SECDATA,S10_ESP14,3,0,NPINT	! LAYER
SECOFFSET,USER,0.000385		14: 6.2 THK, THETA 0	
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1		SECDATA,S10_ESP13,2,-45,NPINT	! LAYER
! Secção 10 – Casca + Laminado C + Laminado E (3)		13: 0.13 THK, THETA -45	
		SECDATA,S10_ESP12,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP1,0.1275E-3		12: 0.13 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP2,0.1275E-3		SECDATA,S10_ESP11,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP3,8E-3		11: 0.13 THK, THETA -45	
*SET,S10_ESP4,0.1275E-3		SECDATA,S10_ESP10,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP5,0.1275E-3		10: 0.13 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP6,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP9,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP7,0.13E-3		9: 0.13 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP8,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP9,0.13E-3		8: 0.13 THK, THETA -45	
*SET,S10_ESP10,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP11,0.13E-3		7: 0.13 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP12,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP13,0.13E-3		6: 0.13 THK, THETA -45	
*SET,S10_ESP14,3.1E-3		SECDATA,S10_ESP5,2,-45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP15,0.13E-3		5: 0.1275 THK, THETA -45	
*SET,S10_ESP16,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP17,0.13E-3		4: 0.1275 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP18,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP3,5,0,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP19,0.13E-3		3: 8 THK, THETA (?)	
*SET,S10_ESP20,0.13E-3		SECDATA,S10_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER
*SET,S10_ESP21,0.13E-3		2: 0.1275 THK, THETA 45	
*SET,S10_ESP22,0.13E-3			

SECDATA,S10_ESP1,2,-45,NPINT ! LAYER
1: 0.1275 THK, THETA -45
SECOFFSET,USER,-0.001665
SECCONTROL,0,0,0, 0, 1, 1, 1

! Secção 11.1 - Viga Principal - Laminado D
(0.1925)

*SET,S11_ESP1,0.1925E-3

*SET,S11_ESP2,0.1925E-3

*SET,S11_ESP3,0.1925E-3

*SET,S11_ESP4,0.1925E-3

*SET,S11_ESP5,0.1925E-3

*SET,S11_ESP6,0.1925E-3

*SET,S11_ESP7,0.1925E-3

*SET,S11_ESP8,0.1925E-3

*SET,S11_ESP9,8E-3

*SET,S11_ESP10,0.1925E-3

*SET,S11_ESP11,0.1925E-3

*SET,S11_ESP12,0.1925E-3

*SET,S11_ESP13,0.1925E-3

*SET,S11_ESP14,0.1925E-3

*SET,S11_ESP15,0.1925E-3

*SET,S11_ESP16,0.1925E-3

*SET,S11_ESP17,0.1925E-3

SECTYPE,11,SHELL,,S11

SECDATA,S11_ESP1,2,-45,NPINT ! LAYER 1:
0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S11_ESP2,2,45,NPINT ! LAYER 2:
0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S11_ESP3,2,-45,NPINT ! LAYER 3:
0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S11_ESP4,2,45,NPINT ! LAYER 4:
0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S11_ESP5,2,45,NPINT ! LAYER 5:
0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S11_ESP6,2,-45,NPINT ! LAYER 6:
0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S11_ESP7,2,45,NPINT ! LAYER 7:
0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S11_ESP8,2,-45,NPINT ! LAYER 8:
0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S11_ESP9,5,0,NPINT ! LAYER 9: 8
THK, THETA (?)

SECDATA,S11_ESP10,2,-45,NPINT ! LAYER 10:
0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S11_ESP11,2,45,NPINT ! LAYER 11:
0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S11_ESP12,2,-45,NPINT ! LAYER 12:
0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S11_ESP13,2,45,NPINT ! LAYER 13:
0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S11_ESP14,2,45,NPINT ! LAYER 14:
0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S11_ESP15,2,-45,NPINT ! LAYER 15:
0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S11_ESP16,2,45,NPINT ! LAYER 16:
0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S11_ESP17,2,-45,NPINT ! LAYER 17:
0.1925 THK, THETA -45

SECOFFSET,MID

! Secção 11.2 - Viga Principal - Laminado D
(0.1925) (vai ser a secção 19 da continuação da
alma)

*SET,S19_ESP1,1.0625E-3

*SET,S19_ESP2,1.0625E-3

*SET,S19_ESP3,1.0625E-3

*SET,S19_ESP4,1.0625E-3

*SET,S19_ESP5,1.0625E-3

*SET,S19_ESP6,1.0625E-3

*SET,S19_ESP7,1.0625E-3

*SET,S19_ESP8,1.0625E-3

*SET,S19_ESP9,8E-3

*SET,S19_ESP10,1.0625E-3

*SET,S19_ESP11,1.0625E-3

*SET,S19_ESP12,1.0625E-3

*SET,S19_ESP13,1.0625E-3

*SET,S19_ESP14,1.0625E-3

*SET,S19_ESP15,1.0625E-3

*SET,S19_ESP16,1.0625E-3

*SET,S19_ESP17,1.0625E-3

SECTYPE,19,SHELL,,S19

SECDATA,S19_ESP1,2,-45,NPINT ! LAYER 1:
0.1925 THK, THETA -45

SECDATA,S19_ESP2,2,45,NPINT ! LAYER 2:
0.1925 THK, THETA 45

SECDATA,S19_ESP3,2,-45,NPINT	! LAYER 3:	*SET,S12_ESP12,0.13E-3	
0.1925 THK, THETA -45		*SET,S12_ESP13,0.13E-3	
SECDATA,S19_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:	*SET,S12_ESP14,0.13E-3	
0.1925 THK, THETA 45		*SET,S12_ESP15,0.13E-3	
SECDATA,S19_ESP5,2,45,NPINT	! LAYER 5:	*SET,S12_ESP16,0.13E-3	
0.1925 THK, THETA 45		*SET,S12_ESP17,0.13E-3	
SECDATA,S19_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER 6:	SECTYPE,12,SHELL,,S12	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER 1:
SECDATA,S19_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER 7:	0.13 THK, THETA -45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S12_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER 2:
SECDATA,S19_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER 8:	0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP3,2,-45,NPINT	! LAYER 3:
SECDATA,S19_ESP9,5,0,NPINT	! LAYER 9: 8	0.13 THK, THETA -45	
THK, THETA (?)		SECDATA,S12_ESP4,2,45,NPINT	! LAYER 4:
SECDATA,S19_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:	0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP5,2,45,NPINT	! LAYER 5:
SECDATA,S19_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:	0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S12_ESP6,2,-45,NPINT	! LAYER 6:
SECDATA,S19_ESP12,2,-45,NPINT	! LAYER 12:	0.13 THK, THETA -45	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP7,2,45,NPINT	! LAYER 7:
SECDATA,S19_ESP13,2,45,NPINT	! LAYER 13:	0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S12_ESP8,2,-45,NPINT	! LAYER 8:
SECDATA,S19_ESP14,2,45,NPINT	! LAYER 14:	0.13 THK, THETA -45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S12_ESP9,5,0,NPINT	! LAYER 9: 8
SECDATA,S19_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER 15:	THK, THETA (?)	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP10,2,-45,NPINT	! LAYER 10:
SECDATA,S19_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER 16:	0.13 THK, THETA -45	
0.1925 THK, THETA 45		SECDATA,S12_ESP11,2,45,NPINT	! LAYER 11:
SECDATA,S19_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER 17:	0.13 THK, THETA 45	
0.1925 THK, THETA -45		SECDATA,S12_ESP12,2,-45,NPINT	! LAYER 12:
		0.13 THK, THETA -45	
! Secção 12 – Viga Principal – Laminado D (0.13)		SECDATA,S12_ESP13,2,45,NPINT	! LAYER 13:
		0.13 THK, THETA 45	
*SET,S12_ESP1,0.13E-3		SECDATA,S12_ESP14,2,45,NPINT	! LAYER 14:
*SET,S12_ESP2,0.13E-3		0.13 THK, THETA 45	
*SET,S12_ESP3,0.13E-3		SECDATA,S12_ESP15,2,-45,NPINT	! LAYER 15:
*SET,S12_ESP4,0.13E-3		0.13 THK, THETA -45	
*SET,S12_ESP5,0.13E-3		SECDATA,S12_ESP16,2,45,NPINT	! LAYER 16:
*SET,S12_ESP6,0.13E-3		0.13 THK, THETA 45	
*SET,S12_ESP7,0.13E-3		SECDATA,S12_ESP17,2,-45,NPINT	! LAYER 17:
*SET,S12_ESP8,0.13E-3		0.13 THK, THETA -45	
*SET,S12_ESP9,8E-3		SECOFFSET,MID	
*SET,S12_ESP10,0.13E-3			
*SET,S12_ESP11,0.13E-3		! Secção 13.1 – Bordo de fuga	

*SET,S13_ESP1,0.1275E-3		SECDATA,S18_ESP6,2,-45	! LAYER 6: 0.1925
*SET,S13_ESP2,0.1275E-3		THK, THETA -45	
SECTYPE,13,SHELL,,S13		SECDATA,S18_ESP7,2,45	! LAYER 7: 0.1925
SECDATA,S13_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER 1:	THK, THETA 45	
0.1275 THK, THETA -45		SECDATA,S18_ESP8,2,-45	! LAYER 8: 0.1925
SECDATA,S13_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER 2:	THK, THETA -45	
0.1275 THK, THETA 45		SECOFFSET, TOP	
SECOFFSET, USER, -0.002385			
SECCONTROL, 0, 0, 0, 0, 1, 1, 1			! Atribuição dos atributos a cada uma das áreas correspondentes
! Secção 13.2 – Bordo de fuga (vai ser a secção 17)		FLST,5,4,5,ORDE,4	
		FITEM,5,26	
*SET,S17_ESP1,0.1275E-3		FITEM,5,103	
*SET,S17_ESP2,0.1275E-3		FITEM,5,111	
SECTYPE,17,SHELL,,S17		FITEM,5,122	
SECDATA,S17_ESP1,2,-45,NPINT	! LAYER 1:	ASEL,S,,P51X	
0.1275 THK, THETA -45		AATT,,,1,11,1	
SECDATA,S17_ESP2,2,45,NPINT	! LAYER 2:	ALLSEL, ALL	
0.1275 THK, THETA 45		FLST,5,4,5,ORDE,4	
SECOFFSET, USER, -0.00087		FITEM,5,79	
SECCONTROL, 0, 0, 0, 0, 1, 1, 1		FITEM,5,107	
		FITEM,5,118	
! Secção 18 – Rib de fecho		FITEM,5,129	
		ASEL,S,,P51X	
*SET,S18_ESP1,0.5E-3		AATT,,,1,11,14	
*SET,S18_ESP2,0.5E-3		ALLSEL, ALL	
*SET,S18_ESP3,0.5E-3		ASEL,S,,,26	
*SET,S18_ESP4,0.5E-3		ASEL,A,,,103	
*SET,S18_ESP5,0.5E-3		ASEL,A,,,111	
*SET,S18_ESP6,0.5E-3		ASEL,A,,,122	
*SET,S18_ESP7,0.5E-3		ASEL,A,,,79	
*SET,S18_ESP8,0.5E-3		ASEL,A,,,107	
SECTYPE,18,SHELL,,S18		ASEL,A,,,118	
SECDATA,S18_ESP1,2,-45	! LAYER 1: 0.1925	ASEL,A,,,129	
THK, THETA -45		AMESH, ALL	
SECDATA,S18_ESP2,2,45	! LAYER 2: 0.1925	FLST,5,4,5,ORDE,3	
THK, THETA 45		FITEM,5,6	
SECDATA,S18_ESP3,2,-45	! LAYER 3: 0.1925	FITEM,5,159	
THK, THETA -45		FITEM,5,-161	
SECDATA,S18_ESP4,2,45	! LAYER 4: 0.1925	ASEL,S,,P51X	
THK, THETA 45		AATT,,,1,11,4	
SECDATA,S18_ESP5,2,45	! LAYER 5: 0.1925	AMESH, ALL	
THK, THETA 45		/REPLO	

FLST,5,17,2,ORDE,2	ASEL,A,,,176
FITEM,5,154	ASEL,A,,,177
FITEM,5,-170	ASEL,A,,,180
ENSYM, , , ,P51X	ASEL,A,,,181
EPLOT	ASEL,A,,,183
FLST,5,6,5,ORDE,6	ASEL,A,,,185
FITEM,5,34	ASEL,A,,,187
FITEM,5,47	ASEL,A,,,189
FITEM,5,56	ASEL,A,,,191
FITEM,5,58	ASEL,A,,,193
FITEM,5,66	ASEL,A,,,195
FITEM,5,91	ASEL,A,,,149
ASEL,S, , ,P51X	ASEL,A,,,148
AATT,,,1,11,2	ASEL,A,,,152
AMESH,ALL	ASEL,A,,,15
ASEL,S,,,94	ASEL,A,,,206
ASEL,A,,,83	ASEL,A,,,154
ASEL,A,,,70	ASEL,A,,,209
ASEL,A,,,62	ASEL,A,,,155
ASEL,A,,,50	ASEL,A,,,10
ASEL,A,,,37	ASEL,A,,,151
AATT,,,1,11,15	ASEL,A,,,205
AMESH,ALL	ASEL,A,,,199
ASEL,A,,,18	ASEL,A,,,201
AATT,,,1,11,3	ASEL,A,,,196
AMESH,ALL	ASEL,A,,,197
ASEL,A,,,23	ASEL,A,,,192
AATT,,,1,11,16	ASEL,A,,,194
AMESH,ALL	ASEL,A,,,188
ASEL,S,,,162	ASEL,A,,,190
ASEL,A,,,163	ASEL,A,,,184
ASEL,A,,,164	ASEL,A,,,186
ASEL,A,,,165	ASEL,A,,,179
ASEL,A,,,166	ASEL,A,,,182
ASEL,A,,,167	ASEL,A,,,175
AATT,,,1,11,5	ASEL,A,,,178
AMESH,ALL	ASEL,A,,,171
ASEL,A,,,168	ASEL,A,,,174
AATT,,,1,11,6	ASEL,A,,,51
AMESH,ALL	ASEL,A,,,75
ASEL,S,,,54	AATT,,,1,11,7
ASEL,A,,,64	AMESH,ALL
ASEL,A,,,172	ASEL,S,,,9
ASEL,A,,,173	ASEL,A,,,30

ASEL,A,,,31	ASEL,A,,,198
ASEL,A,,,42	ASEL,A,,,146
ASEL,A,,,132	ASEL,A,,,202
ASEL,A,,,169	ASEL,A,,,200
AATT,,,1,11,8	ASEL,A,,,153
AMESH,ALL	ASEL,A,,,204
ASEL,S,,,40	ASEL,A,,,210
ASEL,A,,,46	ASEL,A,,,208
ASEL,A,,,86	AATT,,,1,11,10
ASEL,A,,,87	AMESH,ALL
ASEL,A,,,133	ASEL,S,,,41
ASEL,A,,,170	ASEL,A,,,123
AATT,,,1,11,8	ASEL,A,,,112
AMESH,ALL	ASEL,A,,,101
ASEL,S,,,125	ASEL,A,,,12
ASEL,A,,,135	ASEL,A,,,52
ASEL,A,,,114	AATT,,,1,11,11
ASEL,A,,,138	AMESH,ALL
ASEL,A,,,102	ASEL,S,,,45
ASEL,A,,,141	ASEL,A,,,14
AATT,,,1,11,9	ASEL,A,,,16
AMESH,ALL	ASEL,A,,,8
ASEL,S,,,134	ASEL,A,,,2
ASEL,A,,,136	AATT,,,1,11,12
ASEL,A,,,137	AMESH,ALL
ASEL,A,,,139	ASEL,S,,,4
ASEL,A,,,140	ASEL,A,,,24
ASEL,A,,,142	ASEL,A,,,39
AATT,,,1,11,9	ASEL,A,,,59
AMESH,ALL	ASEL,A,,,71
ASEL,S,,,144	ASEL,A,,,84
ASEL,A,,,13	ASEL,A,,,95
ASEL,A,,,147	ASEL,A,,,97
ASEL,A,,,53	ASEL,A,,,108
ASEL,A,,,150	ASEL,A,,,119
ASEL,A,,,65	ASEL,A,,,130
ASEL,A,,,25	AATT,,,1,11,13
ASEL,A,,,203	AMESH,ALL
ASEL,A,,,156	ASEL,S,,,5
ASEL,A,,,207	ASEL,A,,,27
AATT,,,1,11,10	ASEL,A,,,44
AMESH,ALL	ASEL,A,,,63
ASEL,S,,,145	ASEL,A,,,72
ASEL,A,,,143	ASEL,A,,,85

ASEL,A,,,96
 ASEL,A,,,99
 ASEL,A,,,109
 ASEL,A,,,120
 ASEL,A,,,131
 AATT,,,1,11,17
 AMESH,ALL

! As áreas seguintes correspondem às áreas de fecho no bordo de ataque

ASEL,S,,,74
 ASEL,A,,,124
 ASEL,A,,,113
 ASEL,A,,,98
 ASEL,A,,,89
 ASEL,A,,,80
 ASEL,A,,,67
 ASEL,A,,,57
 ASEL,A,,,38
 ASEL,A,,,11
 AATT,,,1,11,7
 AMESH,ALL

! Vamos proceder a algumas alterações do que já estava criado

APLOT
 FLST,5,19,5,ORDE,14
 FITEM,5,3
 FITEM,5,6
 FITEM,5,26
 FITEM,5,31
 FITEM,5,40
 FITEM,5,-42
 FITEM,5,46
 FITEM,5,51
 FITEM,5,54
 FITEM,5,64
 FITEM,5,74
 FITEM,5,-79
 FITEM,5,97
 FITEM,5,99
 ASEL,S,, ,P51X

APLOT
 ACLEAR,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,19,5,ORDE,9
 FITEM,5,30
 FITEM,5,86
 FITEM,5,121
 FITEM,5,-124
 FITEM,5,126
 FITEM,5,-131
 FITEM,5,159
 FITEM,5,169
 FITEM,5,-174
 ASEL,S,, ,P51X
 ACLEAR,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,5,19,5,ORDE,14
 FITEM,5,3
 FITEM,5,6
 FITEM,5,26
 FITEM,5,31
 FITEM,5,40
 FITEM,5,-42
 FITEM,5,46
 FITEM,5,51
 FITEM,5,54
 FITEM,5,64
 FITEM,5,74
 FITEM,5,-79
 FITEM,5,97
 FITEM,5,99
 ASEL,S,, ,P51X
 KWPAVE,5
 WPOFF,0.004,0,0
 WPRO, 90,0,0
 WPRO,0,90,0
 ASBW,ALL
 ALLSEL,ALL
 APLOT
 FLST,2,12,4
 FITEM,2,479
 FITEM,2,430

FITEM,2,435	!Voltamos a atribuir elementos às áreas que foram
FITEM,2,437	limpas e as que foram criadas
FITEM,2,464	
FITEM,2,457	FLST,5,18,5,ORDE,12
FITEM,2,454	FITEM,5,157
FITEM,2,460	FITEM,5,-158
FITEM,2,462	FITEM,5,211
FITEM,2,427	FITEM,5,-218
FITEM,2,439	FITEM,5,220
FITEM,2,441	FITEM,5,223
AL,P51X	FITEM,5,225
FLST,2,6,4	FITEM,5,227
FITEM,2,454	FITEM,5,229
FITEM,2,448	FITEM,5,232
FITEM,2,467	FITEM,5,234
FITEM,2,433	FITEM,5,245
FITEM,2,469	ASEL,S, , P51X
FITEM,2,453	FLST,5,16,4,ORDE,16
AL,P51X	FITEM,5,425
ALLSEL,ALL	FITEM,5,-426
APLOT	FITEM,5,428
	FITEM,5,-429
! Criação da parte nova – Criação das aberturas	FITEM,5,431
para os pinos no Rib	FITEM,5,-432
	FITEM,5,434
KWPAVE,111	FITEM,5,436
WPOFF,0,-0.0165,0	FITEM,5,438
WPOFF,0.015,0,0	FITEM,5,440
FLST,3,1,8	FITEM,5,446
FITEM,3,-0.312937576214E-	FITEM,5,-447
01,0.266339151189,0.79676354207E-02	FITEM,5,451
K, ,P51X	FITEM,5,-452
CYL4,0,0,0.008	FITEM,5,456
ASBA,3,26	FITEM,5,459
KWPAVE,113	LSEL,S, , P51X
WPOFF,0,0.055197,0	LESIZE,ALL, , ,4, ,1, , ,0,
WPOFF,-0.01751,0,0	FLST,5,18,4,ORDE,11
FLST,3,1,8	FITEM,5,449
FITEM,3,-0.187935356106E-01,-	FITEM,5,-450
0.37309021335,0.444804801594E-02	FITEM,5,455
K, ,P51X	FITEM,5,458
CYL4,0,0,0.008	FITEM,5,461
ASBA,6,3	FITEM,5,463
	FITEM,5,465

FITEM,5,-466	AMESH,ALL
FITEM,5,468	
FITEM,5,470	! Banzo Superior e inferior – Secção 8
FITEM,5,-478	
LSEL,S,,P51X	ASEL,S,,,169
LESIZE,ALL,,16,1,,0,	ASEL,A,,,30
FLST,5,18,4,ORDE,8	ASEL,A,,,224
FITEM,5,1	ASEL,A,,,219
FITEM,5,67	ASEL,A,,,223
FITEM,5,-68	ASEL,A,,,218
FITEM,5,74	AATT,,,1,11,8
FITEM,5,319	AMESH,ALL
FITEM,5,-330	ASEL,S,,,225
FITEM,5,387	ASEL,A,,,220
FITEM,5,-388	ASEL,A,,,226
LSEL,S,,P51X	ASEL,A,,,231
LESIZE,ALL,,16,1,,0,	ASEL,A,,,170
	ASEL,A,,,86
! Começamos pela Casca	AATT,,,1,11,8
	AMESH,ALL
ASEL,S,,,172	
ASEL,A,,,173	! Secção 4 – Viga Secundária – Laminado B
ASEL,A,,,124	(0.26125)
ASEL,A,,,238	
ASEL,A,,,233	ASEL,S,,,245
ASEL,A,,,230	ASEL,A,,,246
ASEL,A,,,229	ASEL,A,,,159
ASEL,A,,,232	AATT,,,1,11,4
ASEL,A,,,211	AMESH,ALL
ASEL,A,,,227	ASEL,S,,,159
ASEL,A,,,234	ESLA,S
ASEL,A,,,228	ENSYM,, ,ALL
ASEL,A,,,235	EPLOT
ASEL,A,,,174	ALLSEL,ALL
ASEL,A,,,171	
AATT,,,1,11,7	! Secção 1.1 – Viga Secundária – Laminado A
AMESH,ALL	(0.26125)
! Viga Principal – Laminado D (0.19..)	ASEL,S,,,158
	ASEL,A,,,237
ASEL,S,,,123	ASEL,A,,,122
ASEL,A,,,222	AATT,,,1,11,1
ASEL,A,,,221	AMESH,ALL
AATT,,,1,11,11	

! Secção 1.2 - Viga Secundária - Laminado A
(0.26125) = Secção 14

ASEL,S,,,215
ASEL,A,,,242
ASEL,A,,,129
AATT,,,1,11,14
AMESH,ALL

!Secção 13 e 17 - Bordo de fuga

ASEL,S,,,216
ASEL,A,,,243
ASEL,A,,,130
AATT,,,1,11,13
AMESH,ALL
ASEL,S,,,217
ASEL,A,,,244
ASEL,A,,,131
AATT,,,1,11,17
AMESH,ALL

! Rib de fecho (aqui mudamos a numeração das
áreas porque em cima como criamos as aberturas
as áreas mudaram de numeração)

ASEL,S,,,31
ASEL,A,,,26
AATT,,,1,11,18
AMESH,ALL

! Garantido o mesmo nº de nós acima, procedemos
à ligação da Viga Secundária à casca

LSEL,S,,,428
LSEL,A,,,472
LSEL,A,,,321
LSEL,A,,,298
LSEL,A,,,278
LSEL,A,,,252
LSEL,A,,,217
LSEL,A,,,206
LSEL,A,,,183
LSEL,A,,,162

LSEL,A,,,133
LSEL,A,,,49
NSLL,S,1
NNODE=0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NU
MBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
NNODE=NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIM,NOS_SUP2,ARRAY,NNODE,2
II_NODE=1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NU
MBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
NOS_SUP2(II_NODE,1)=I_NODE
NOS_SUP2(II_NODE,2)=NZ(I_NODE)
II_NODE=II_NODE+1
*ENDIF
*ENDDO
ALLSEL,ALL
LSEL,S,,,436
LSEL,A,,,465
LSEL,A,,,324
LSEL,A,,,301
LSEL,A,,,277
LSEL,A,,,202
LSEL,A,,,177
LSEL,A,,,199
LSEL,A,,,165
LSEL,A,,,142
LSEL,A,,,24
LSEL,A,,,52
NSLL,S,1
NNODE=0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NU
MBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN


```

NNODE=NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIM,NOS_INF2,ARRAY,NNODE,2
II_NODE=1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUM
BER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
    NOS_INF2(II_NODE)=I_NODE
    NOS_INF2(II_NODE,2)=NZ(I_NODE)
    II_NODE=II_NODE+1
*ENDIF
*ENDDO
TROCAS=1
*DOWHILE, TROCAS
TROCAS=-1
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1
*IF,NOS_SUP2(I_NODE,2),GT,NOS_SUP2(I_NODE+1
,2),THEN
    AAAA=NOS_SUP2(I_NODE,2)
    NOS_SUP2(I_NODE,2)=NOS_SUP2(I_NOD
E+1,2)
    NOS_SUP2(I_NODE+1,2)=AAAA
    AAAA=NOS_SUP2(I_NODE,1)
    NOS_SUP2(I_NODE,1)=NOS_SUP2(I_NOD
E+1,1)
    NOS_SUP2(I_NODE+1,1)=AAAA
    TROCAS=1
*ENDIF
*ENDDO
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1
*IF,NOS_INF2(I_NODE,2),GT,NOS_INF2(I_NODE+1,
2),THEN
    AAAA=NOS_INF2(I_NODE,2)
    NOS_INF2(I_NODE,2)=NOS_INF2(I_NODE
+1,2)
    NOS_INF2(I_NODE+1,2)=AAAA
    AAAA=NOS_INF2(I_NODE,1)
    NOS_INF2(I_NODE,1)=NOS_INF2(I_NODE
+1,1)
    NOS_INF2(I_NODE+1,1)=AAAA
    TROCAS=1

```

```

*ENDIF
*ENDDO
*ENDDO
!TYPE,10
!MAT,10
!SECNUM, 30
*DO,I_NODE,1,NNODE,1
!E, NOS_INF2(I_NODE,1),NOS_SUP2(I_NODE,1)
NSEL,S,,,NOS_INF2(I_NODE,1)
NSEL,A,,,NOS_SUP2(I_NODE,1)
CP,,ALL,ALL
*ENDDO
ALLSEL,ALL
LSEL,S,,,438
LSEL,A,,,475
LSEL,A,,,327
LSEL,A,,,304
LSEL,A,,,281
LSEL,A,,,254
LSEL,A,,,231
LSEL,A,,,210
LSEL,A,,,186
LSEL,A,,,164
LSEL,A,,,135
LSEL,A,,,55
NSLL,S,1
NNODE=0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUM
BER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
    NNODE=NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIM,NOS_SUP3,ARRAY,NNODE,2
II_NODE=1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NUM
BER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
    NOS_SUP3(II_NODE,1)=I_NODE
    NOS_SUP3(II_NODE,2)=NZ(I_NODE)
    II_NODE=II_NODE+1

```

```

*ENDIF
*ENDDO
ALLSEL,ALL
LSEL,S,,,425
LSEL,A,,,463
LSEL,A,,,319
LSEL,A,,,296
LSEL,A,,,275
LSEL,A,,,236
LSEL,A,,,181
LSEL,A,,,205
LSEL,A,,,167
LSEL,A,,,144
LSEL,A,,,25
LSEL,A,,,53
NSLL,S,1
NNODE=0
*GET,MIN_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MIN
*GET,MAX_NODE_NUMBER,NODE,0,NUM,MAX
!CICLO DO
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NU
MBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
    NNODE=NNODE+1
*ENDIF
*ENDDO
*DIM,NOS_INF3,ARRAY,NNODE,2
II_NODE=1
*DO,I_NODE,MIN_NODE_NUMBER,MAX_NODE_NU
MBER,1
*IF,NSEL(I_NODE),EQ,1,THEN
    NOS_INF3(II_NODE)=I_NODE
    NOS_INF3(II_NODE,2)=NZ(I_NODE)
    II_NODE=II_NODE+1
*ENDIF
*ENDDO
TROCAS=1
*DOWHILE, TROCAS
TROCAS=-1
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1

*IF,NOS_SUP3(I_NODE,2),GT,NOS_SUP3(I_NODE+1
,2),THEN
    AAAA=NOS_SUP3(I_NODE,2)

```

```

NOS_SUP3(I_NODE,2)=NOS_SUP3(I_NOD
E+1,2)
NOS_SUP3(I_NODE+1,2)=AAAA
AAAA=NOS_SUP3(I_NODE,1)
NOS_SUP3(I_NODE,1)=NOS_SUP3(I_NOD
E+1,1)
NOS_SUP3(I_NODE+1,1)=AAAA
TROCAS=1
*ENDIF
*ENDDO
*DO,I_NODE,1,NNODE-1,1

*IF,NOS_INF3(I_NODE,2),GT,NOS_INF3(I_NODE+1,
2),THEN
    AAAA=NOS_INF3(I_NODE,2)
    NOS_INF3(I_NODE,2)=NOS_INF3(I_NODE
+1,2)
    NOS_INF3(I_NODE+1,2)=AAAA
    AAAA=NOS_INF3(I_NODE,1)
    NOS_INF3(I_NODE,1)=NOS_INF3(I_NODE
+1,1)
    NOS_INF3(I_NODE+1,1)=AAAA
    TROCAS=1
*ENDIF
*ENDDO
*ENDDO
!TYPE,10
!MAT,10
!SECNUM, 30
*DO,I_NODE,1,NNODE,1
!E, NOS_INF3(I_NODE,1),NOS_SUP3(I_NODE,1)
NSEL,S,,,NOS_INF3(I_NODE,1)
NSEL,A,,,NOS_SUP3(I_NODE,1)
CP,,ALL,ALL
*ENDDO

! Procedemos à seleção dos nós que vão ser fixados
com deslocamento em todas as direções igual a
zero

CSYS,0
NSEL,S,LOC,Z,0

```

! Fixação dos nós apenas da Viga Principal e
respetivos banzos

FLST,2,117,1,ORDE,15

FITEM,2,18692

FITEM,2,19429

FITEM,2,20050

FITEM,2,20967

FITEM,2,22054

FITEM,2,22063

FITEM,2,-22092

FITEM,2,22537

FITEM,2,-22555

FITEM,2,22721

FITEM,2,-22739

FITEM,2,22931

FITEM,2,-22953

FITEM,2,23090

FITEM,2,-23110

!*
/GO

D,P51X,,0,,,ALL,,,,,

! Fixação dos nós, nas aberturas dos pinos,
simulando encastramento dos mesmos

APLOT

FLST,5,2,5,ORDE,2

FITEM,5,26

FITEM,5,31

ASEL,S,,P51X

NSLA,S,1

NPLOT

FLST,2,24,1,ORDE,2

FITEM,2,25159

FITEM,2,-25182

!*
/GO

D,P51X,,0,,,ALL,,,,,

FLST,2,24,1,ORDE,2

FITEM,2,24672

FITEM,2,-24695

!*
/GO

D,P51X,,0,,,ALL,,,,,

! Finalizamos com a aplicação de Pressão constante
de 1500Pa

FLST,2,66,5,ORDE,64

FITEM,2,4

FITEM,2,9

FITEM,2,13

FITEM,2,15

FITEM,2,18

FITEM,2,24

FITEM,2,-25

FITEM,2,30

FITEM,2,34

FITEM,2,39

FITEM,2,47

FITEM,2,53

FITEM,2,56

FITEM,2,58

FITEM,2,-59

FITEM,2,65

FITEM,2,-66

FITEM,2,71

FITEM,2,84

FITEM,2,91

FITEM,2,95

FITEM,2,102

FITEM,2,-103

FITEM,2,108

FITEM,2,111

FITEM,2,114

FITEM,2,119

FITEM,2,122

FITEM,2,125

FITEM,2,130

FITEM,2,132

FITEM,2,135

FITEM,2,138

FITEM,2,141

FITEM,2,144

FITEM,2,147

FITEM,2,-150

FITEM,2,152

```
FITEM,2,154
FITEM,2,156
FITEM,2,169
FITEM,2,172
FITEM,2,-173
FITEM,2,176
FITEM,2,-177
FITEM,2,180
FITEM,2,-181
FITEM,2,183
FITEM,2,185
FITEM,2,187
FITEM,2,189
FITEM,2,191
FITEM,2,193
FITEM,2,195
FITEM,2,203
FITEM,2,206
FITEM,2,-207
FITEM,2,209
FITEM,2,219
FITEM,2,224
FITEM,2,230
FITEM,2,233
FITEM,2,237
FITEM,2,243
/GO
!*
SFA,P51X,1,PRES,1500
!*
ALLSEL,ALL
EPLLOT
```

! Agora realizamos uma análise estática com as condições impostas

```
FINISH
/SOL
!*
ANTYPE,0
/STATUS,SOLU
SOLVE
FINISH
/POST1
```