



Avaliação experimental e numérica de estruturas sandwich compósitas

HELDER GUILHERME DO EIRADO DA SILVA

novembro de 2021

AVALIAÇÃO EXPERIMENTAL E NUMÉRICA DE ESTRUTURAS SANDWICH COMPÓSITAS

Helder Guilherme do Eirado da Silva
1161006

2021

Instituto Superior de Engenharia do Porto
Departamento de Engenharia Mecânica

AVALIAÇÃO EXPERIMENTAL E NUMÉRICA DE ESTRUTURAS SANDWICH COMPÓSITAS

Helder Guilherme do Eirado da Silva

1161006

Dissertação apresentada ao Instituto Superior de Engenharia do Porto para cumprimento dos requisitos necessários à obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica, realizada sob a orientação do Doutor Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho e coorientação do Engenheiro Paulo Jorge Roque de Oliveira Nóvoa.

2021

Instituto Superior de Engenharia do Porto

Departamento de Engenharia Mecânica

JÚRI

Presidente

Doutora Elza Maria Morais Fonseca

Professor Coordenador, ISEP

Orientador

Doutor Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho

Professor Adjunto, ISEP

Coorientador

Mestre Paulo Jorge Roque de Oliveira Nóvoa

Assistente Convidado, ISEP

Arguente

Doutor Albertino José Castanho Arteiro

Professor Auxiliar, FEUP

AGRADECIMENTOS

A elaboração desta dissertação só foi possível com a ajuda das pessoas abaixo mencionadas. Gostaria assim de agradecer a todos aqueles que contribuíram para a finalização deste projeto.

Ao meu orientador, Doutor Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho, e ao meu coorientador, Engenheiro Paulo Jorge Roque De Oliveira Nóvoa, pelo apoio fornecido durante a elaboração da dissertação

Aos meus pais, pela ajuda financeira e confiança depositada no meu percurso académico.

PALAVRAS-CHAVE

Estruturas *sandwich*; Material compósito; Espuma de PMI; Modelação numérica; Modelos de dano coesivo; Flexão em 3 pontos; Flexão em 4 pontos.

RESUMO

A utilização de estruturas *sandwich* tem possibilitado uma melhoria das propriedades de estruturas mecânicas, como resistência e rigidez à flexão e, ao mesmo tempo, uma redução do peso através da combinação de materiais. De facto, ao utilizar um núcleo flexível de elevada espessura entre peles finas de alta rigidez e resistência, é possível obter componentes leves e resistentes, com aplicações na indústria aeronáutica, aeroespacial e outras. Uma vez que estas estruturas apresentam elevada responsabilidade, é necessária a existência de métodos de previsão de resistência que consigam reproduzir o seu comportamento mecânico em serviço, para tornar o seu projeto mais expedito e reduzir a necessidade de realização de ensaios experimentais, com a consequente redução de custos.

No presente trabalho realizou-se um estudo ao comportamento de estruturas *sandwich* nos ensaios de flexão em três e quatro pontos. Este estudo consistiu na realização de ensaios experimentais, dos quais foram obtidos os gráficos de força-deslocamento, e depois comparados com os gráficos obtidos através dos modelos numéricos, realizados no programa Abaqus®. Para tal foram fabricadas duas configurações de estruturas *sandwich*. Os materiais utilizados para as faces foram pré-impregnados de fibra de carbono HS 160 REM e de fibra de vidro EE 330 ET445. Como núcleo utilizou-se espuma de PMI e, para ligar as faces ao núcleo, usou-se o adesivo SikaForce®-7710 L100. A diferença entra estas estruturas está na direção da camada de fibra de vidro, já que numa das configurações a camada de fibra de vidro está a $\pm 45^\circ$, na outra está a $0^\circ/90^\circ$. As camadas de fibra de carbono são unidireccionais e dispostas a 0° e 90° . Nos modelos numéricos utilizaram-se critérios e modelos para simular o comportamento real dos materiais. No adesivo fez-se uso do modelo de dano coesivo, no núcleo empregou-se o modelo de *crushable foam* e nas faces o critério de Tsai-Wu.

No ensaio experimental, os valores obtidos mostram que entre as duas configurações ensaiadas não há uma diferença muito significativa ao alterar a direção de uma camada interior da face. Numericamente. Foi possível reproduzir com precisão os ensaios experimentais.

KEYWORDS

Sandwich structures; Composite material; PMI foam; Numerical modeling; Cohesive zone models; 3-point flexure; 4-point flexure.

ABSTRACT

The use of sandwich structures has enabled an improvement in the properties of mechanical structures, such as flexural strength and stiffness, and at the same time, a reduction in weight through the combination of materials. In fact, by using a flexible core of high thickness between thin skins of high rigidity and resistance, it is possible to obtain light and resistant components, with applications in the aeronautical, aerospace, and other industries. Since these structures have a high responsibility, it is necessary to have resistance prediction methods that can reproduce their mechanical behavior in service, to make your project more expeditious and reduce the need to carry out experimental tests, with the consequent reduction of costs.

In the present work, a study was carried out on the behavior of sandwich structures in the three- and four-point bending tests. This study consisted of carrying out experimental tests, from which the load-displacement curves were obtained, and then compared with those obtained through numerical models, carried out in the Abaqus® program. For this purpose, two configurations of sandwich structures were manufactured. The materials used for the faces were carbon fiber HS 160 REM and glass fiber EE 330 ET445 pre-pregs. As core, PMI foam was used and, to bond the faces to the core, the SikaForce®-7710 L100 adhesive was used. The difference between these structures is in the direction of the fiberglass layer, since in one of the configurations the fiberglass layer is at $\pm 45^\circ$, in the other it is at $0^\circ/90^\circ$. The carbon fiber layers are unidirectional and arranged at 0° and 90° . In the numerical models, criteria and models were used to simulate the real behavior of the materials. For the adhesive, cohesive zone models were used, the crushable foam model was used for the core and the Tsai-Wu criterion for the faces.

In the experimental test, the obtained values show that between the two configurations tested there is not a very significant difference when changing the direction of an inner layer of the face. Numerically, it was possible to accurately reproduce the experimental tests.

LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS

Lista de Abreviaturas

| | |
|-------|--|
| ASTM | <i>American Society for Testing</i> |
| CATIM | Centro de Apoio Tecnológico à Indústria Metalomecânica |
| DCB | <i>Double-Cantilever Beam</i> |
| ENF | <i>End-Notched Flexure</i> |
| ISEP | Instituto Superior de Engenharia do Porto |
| ISO | <i>International Standards Organisation</i> |
| MDC | Modelo de Dano Coesivo |
| MEF | Método dos Elementos Finitos |
| MMB | <i>Mixed-Mode Bending</i> |
| N.a | Não aplicável |
| PEI | Polieterimida |
| PMI | Polimetacrilimida |
| RRIM | <i>Reinforced Reaction Injection Moulding</i> |
| RTM | <i>Resin Transfer Moulding</i> |
| SRIM | <i>Structural Reaction Injection Moulding</i> |
| VARTM | <i>Vacuum Assisted Resin Transfer Moulding</i> |

Lista de Unidades

| | |
|----|-------------|
| cm | Centímetros |
| g | Gramas |

| | |
|-----|-------------|
| GPa | Giga Pascal |
| mm | Milímetros |
| MPa | Mega Pascal |
| N | Newton |

Lista de Símbolos

| | |
|----------------|---|
| A | Área do provete |
| b | Largura do provete |
| c | Espessura do núcleo / Cosseno |
| d | Espessura da estrutura <i>sandwich</i> |
| δ | Deslocamento |
| δ_{rot} | Deslocamento de rotura |
| E | Módulo de elasticidade |
| E_1 | Módulo de elasticidade na direção 1 |
| E_2 | Módulo de elasticidade na direção 2 |
| E_3 | Módulo de elasticidade na direção 3 |
| E_c | Módulo de compressão |
| E_x | Módulo de elasticidade na direção x |
| E_y | Módulo de elasticidade na direção y |
| E_z | Módulo de elasticidade na direção z |
| G | Taxa crítica de libertação de energia / Módulo de corte |
| G_{12} | Módulo de corte no plano 12 |
| G_{13} | Módulo de corte no plano 13 |

| | |
|----------------|--|
| G_{23} | Módulo de corte no plano 23 |
| G_{xy} | Módulo de corte no plano xy |
| G_{xz} | Módulo de corte no plano xz |
| G_{yz} | Módulo de corte no plano yz |
| h_0 | Altura inicial do provete |
| K | Tenacidade à fratura |
| L | Distância entre apoios |
| L_1 | Distância entre apoios no ensaio de flexão em 3 pontos |
| L_2 | Distância entre apoios no ensaio de flexão em 4 pontos |
| P | Força |
| $P_{máx}$ | Carga máxima aplicada |
| S | Declive da zona linear elástica |
| s | Seno |
| s_1 | Declive da zona de deformação elástica do ensaio de 3 pontos |
| s_2 | Declive da zona de deformação elástica do ensaio de 4 pontos |
| σ | Tensão de flexão dos laminados / Resistência à compressão |
| σ_{ut1} | Tensão de rotura à tração na direção 1 |
| σ_{uc1} | Tensão de rotura à compressão na direção 1 |
| σ_{ut2} | Tensão de rotura à tração na direção 2 |
| σ_{uc2} | Tensão de rotura à compressão na direção 2 |
| σ_{u12} | Tensão de rotura ao corte no plano 12 |
| σ_y | Tensão normal na direção y |
| t | Espessura dos laminados |

| | |
|--------------|------------------------------------|
| τ | Tensão de corte do núcleo |
| τ_{xy} | Tensão de corte no plano xy |
| τ_{med} | Tensão de corte média |
| ν | Coeficiente de Poisson |
| ν_{12} | Coeficiente de Poisson no plano 12 |
| ν_{13} | Coeficiente de Poisson no plano 13 |
| ν_{23} | Coeficiente de Poisson no plano 23 |
| ν_{xy} | Coeficiente de Poisson no plano xy |
| ν_{xz} | Coeficiente de Poisson no plano xz |
| ν_{yz} | Coeficiente de Poisson no plano yz |

GLOSSÁRIO DE TERMOS

| | |
|-----------------|---|
| Honeycomb | Estrutura em ninho de abelha |
| Nomex® | Marca registada pela DuPont |
| <i>Peel ply</i> | Camada externa que serve de desmoldante. É utilizada para remover excesso de resina e texturizar a superfície do laminado de forma a promover a adesão. |

ÍNDICE DE FIGURAS

| | |
|--|----|
| Figura 1 - Fuselagem do De Havilland Mosquito [5]..... | 7 |
| Figura 2 - Estrutura <i>sandwich</i> (construção própria)..... | 8 |
| Figura 3 - Conjugações compatíveis para estruturas <i>sandwich</i> [10]..... | 8 |
| Figura 4 - Fabrico do ninho de abelha [4]..... | 9 |
| Figura 5 - Modos de rotura de uma estrutura <i>sandwich</i> [15]..... | 10 |
| Figura 6 - Moldação manual [10]..... | 12 |
| Figura 7 - Representação esquemática da moldação por projeção [4]..... | 12 |
| Figura 8 - Representação esquemática do RTM [17]..... | 13 |
| Figura 9 - Representação esquemática do VARTM [17]..... | 14 |
| Figura 10 - Representação esquemática da laminagem contínua [4]..... | 14 |
| Figura 11 - Representação esquemática de uma ligação adesiva [4]..... | 15 |
| Figura 12 - Estruturas <i>sandwich</i> compósitas no Boeing 787 [10]..... | 16 |
| Figura 13 - <i>Flap</i> do avião [10]..... | 16 |
| Figura 14 - Estrutura de um EC 155 "Dauphin" [18]..... | 17 |
| Figura 15 - Pá do rotor do helicóptero [10]..... | 17 |
| Figura 16 - Caixa contendo Amorim Corecork® [19]..... | 18 |
| Figura 17 - Pá de uma turbina eólica [10]..... | 18 |
| Figura 18 - Estrutura de um <i>ski</i> [10]..... | 19 |
| Figura 19 - Ensaio de tração segundo a norma ASTM D3039 [23]..... | 20 |
| Figura 20 - Ensaio de compressão segundo a norma ASTM D6641 [25]..... | 20 |
| Figura 21 - Ensaio de flexão a quatro pontos [25]..... | 21 |
| Figura 22 - Modos de fratura (a) modo I (b) modo II (c) modo III [20]..... | 21 |
| Figura 23 - Representação esquemática do ensaio DCB [4]..... | 22 |
| Figura 24 - Representação esquemática do ensaio ENF [4]..... | 22 |
| Figura 25 - Representação esquemática do ensaio MMB [4]..... | 23 |
| Figura 26 - Exemplo de um ensaio de tração [28]..... | 23 |
| Figura 27 - Representação esquemática do ensaio de compressão [27]..... | 24 |

| | |
|--|----|
| Figura 28 - Exemplo de compressão do núcleo [30] | 24 |
| Figura 29 - Representação esquemática do ensaio de corte do núcleo [27] | 25 |
| Figura 30 - Ensaio de flexão em três pontos [31] | 25 |
| Figura 31 - Indentação num provete <i>sandwich</i> [27]..... | 26 |
| Figura 32 - Exemplo de uma análise estrutural [38]..... | 29 |
| Figura 33 - Exemplo de uma análise modal [39] | 29 |
| Figura 34 - Elementos coesivos para simular os caminhos de falha [45] | 30 |
| Figura 35 - Lei triangular [54] | 31 |
| Figura 36 - Exemplo da geometria <i>sandwich</i> a analisar | 41 |
| Figura 37 - Configuração do ensaio de flexão em 3 pontos | 42 |
| Figura 38 - Configuração do ensaio de flexão em 4 pontos | 42 |
| Figura 39 - Configuração do ensaio de compressão..... | 43 |
| Figura 40 - Processo de empilhamento e colagem das peles a) colagem dos pré-impregnados b) remoção das bolhas de ar c) repetição de a) | 46 |
| Figura 41 - Colocação de tecido e plástico protetor a) colocação do filme desmoldante b) colocação do <i>peel ply</i> c) sobreposição dos laminados..... | 46 |
| Figura 42 - Colocação dos laminados na prensa de pratos quentes | 47 |
| Figura 43 - Ciclo de cura dos laminados | 47 |
| Figura 44 - Laminados após o tratamento de cura: a) laminados pós cura e b) separação dos laminados | 48 |
| Figura 45 - Corte dos laminados na serra circular | 48 |
| Figura 46 - Núcleo PMI | 48 |
| Figura 47 - Mistura do adesivo | 49 |
| Figura 48 - Aplicação do adesivo | 50 |
| Figura 49 - Estrutura após a colagem | 50 |
| Figura 50 - Retificação da estrutura e corte dos provetes | 51 |
| Figura 51 - Ensaio de compressão | 52 |
| Figura 52 - Ensaio de flexão em três pontos | 52 |
| Figura 53 – Posicionamento dos apoios e punção para ensaio de flexão em três pontos..... | 53 |
| Figura 54 - Ensaio de flexão em quatro pontos..... | 53 |
| Figura 55 - Posicionamento dos apoios e punção para ensaio de flexão em quatro pontos..... | 53 |

| | |
|--|----|
| Figura 56 - Gráfico do ensaio de compressão do núcleo..... | 55 |
| Figura 57 – Curva $P-\delta$ do ensaio de flexão em 3 pontos do provete 4 da configuração 1 | 56 |
| Figura 58 - Curva $P-\delta$ do ensaio de flexão em 3 pontos do provete 6 da configuração 1 | 57 |
| Figura 59 - Curva $P-\delta$ do ensaio de flexão em 3 pontos do provete 2 da configuração 2 | 57 |
| Figura 60 - Curva $P-\delta$ do ensaio de flexão em 3 pontos do provete 6 da configuração 2 | 58 |
| Figura 61 - Curva $P-\delta$ do ensaio de flexão em 4 pontos do provete 2 da configuração 1 | 59 |
| Figura 62 - Curva $P-\delta$ do ensaio de flexão em 4 pontos do provete 3 da configuração 1 | 60 |
| Figura 63 - Curva $P-\delta$ do ensaio de flexão em 4 pontos do provete 4 da configuração 2 | 60 |
| Figura 64 - Curva $P-\delta$ do ensaio de flexão em 4 pontos do provete 5 da configuração 2 | 61 |
| Figura 65 - Definição geométrica dos provetes..... | 64 |
| Figura 66 - Esquema das partições criadas..... | 64 |
| Figura 67 - Divisão da camada <i>Pele</i> | 64 |
| Figura 68 - Informação para a criação das secções | 67 |
| Figura 69 - Janela do gestor de secções estabelecidas..... | 67 |
| Figura 70 - Localização dos punções para flexão em 3 pontos em a) e flexão em quatro pontos em b) ... | 68 |
| Figura 71 - Valores utilizados na incrementação da simulação estática | 68 |
| Figura 72 - Interação entre o provete e o punção..... | 69 |
| Figura 73 - Seleção das faces..... | 69 |
| Figura 74 - Propriedades do contacto | 70 |
| Figura 75 - Condição fronteira dos apoios..... | 70 |
| Figura 76 - Condição fronteira do punção de carregamento | 71 |
| Figura 77 - Representação da malha utilizada em cada secção | 72 |
| Figura 78 – Propriedades (a) para danos <i>quads</i> do adesivo (b) elásticas do adesivo | 73 |
| Figura 79 - Evolução do dano para o adesivo | 73 |
| Figura 80 - Curvas experimentais e numéricas do comportamento do núcleo..... | 74 |
| Figura 81 - Valores do rácio..... | 75 |
| Figura 82 - Curvas das tensões de corte no adesivo para o ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 1 | 77 |
| Figura 83 - Curvas das tensões de corte no adesivo para o ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 1 | 77 |

| | |
|---|----|
| Figura 84 - Curvas das tensões de corte no adesivo para o ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 2 | 78 |
| Figura 85 - Curvas das tensões de corte no adesivo para o ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 2 | 78 |
| Figura 86 - Curvas das tensões de arrancamento no adesivo para o ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 1 | 79 |
| Figura 87 - Curvas das tensões de arrancamento no adesivo para o ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 1 | 80 |
| Figura 88 - Curvas das tensões de arrancamento no adesivo para o ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 2 | 80 |
| Figura 89 - Curvas das tensões de arrancamento no adesivo para o ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 2 | 81 |
| Figura 90 – Tensões de von Mises no laminado no ensaio de flexão em 3 pontos para a configuração 1 | 82 |
| Figura 91 - Tensões de von Mises no laminado no ensaio de flexão em 4 pontos para a configuração 1. | 82 |
| Figura 92 – Tensões de von Mises no laminado no ensaio de flexão em 3 pontos para a configuração 2 | 82 |
| Figura 93 – Tensões de von Mises no laminado no ensaio de flexão em 4 pontos para a configuração 2 | 83 |
| Figura 94 - Dano no adesivo no ensaio de flexão em 3 pontos para a configuração 1 | 83 |
| Figura 95 - Dano no adesivo no ensaio de flexão em 4 pontos para a configuração 1 | 84 |
| Figura 96 - Dano no adesivo no ensaio de flexão em 3 pontos para a configuração 2 | 84 |
| Figura 97 - Dano no adesivo no ensaio de flexão em 4 pontos para a configuração 2 | 84 |
| Figura 98 - Critério de Tsai-Wu nas peles para o estudo da flexão em 3 pontos na configuração 1..... | 85 |
| Figura 99 – Tensões de corte no núcleo da configuração 1 para o ensaio de flexão em 3 pontos | 85 |
| Figura 100 - Critério de Tsai-Wu nas peles para o estudo da flexão em 4 pontos na configuração 1..... | 86 |
| Figura 101 – Tensões de corte no núcleo da configuração 1 para o ensaio de flexão em 4 pontos | 86 |
| Figura 102 - Critério de Tsai-Wu nas peles para o estudo da flexão em 3 pontos na configuração 2..... | 86 |
| Figura 103 – Tensões de corte no núcleo da configuração 2 para o ensaio de flexão em 3 pontos | 87 |
| Figura 104 - Critério de Tsai-Wu nas peles para o estudo da flexão em 4 pontos na configuração 2..... | 87 |
| Figura 105 - Tensões de corte no núcleo da configuração 2 para o ensaio de flexão em 4 pontos..... | 87 |
| Figura 106 - Curvas P - δ do ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 1 | 88 |
| Figura 107 - Curvas P - δ do ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 1 | 89 |
| Figura 108 - Curvas P - δ do ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 2 | 89 |
| Figura 109 - Curvas P - δ do ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 2 | 90 |

| | |
|---|----|
| Figura 110 - Gráfico de comparação de $P_{máx}$ para o ensaio de flexão em 3 pontos | 92 |
| Figura 111 - Gráfico de comparação de δ para o ensaio de flexão em 3 pontos | 92 |
| Figura 112 - Gráfico de comparação de $P_{máx}$ para o ensaio de flexão em 4 pontos | 93 |
| Figura 113 - Gráfico de comparação de δ para o ensaio de flexão em 4 pontos | 93 |
| Figura 114 - Modos de rotura para o ensaio de flexão em 3 pontos (a) LBL (b) BFRP-LBL (c) PBSL (d) BFRP-PBSL [34] | 94 |
| Figura 115 - Modo de rotura do ensaio de flexão em 4 pontos [68]..... | 95 |

ÍNDICE DE TABELAS

| | |
|---|----|
| Tabela 1 - Ensaios de estruturas <i>sandwich</i> | 26 |
| Tabela 2 - Modelação de estruturas <i>sandwich</i> | 35 |
| Tabela 3 - Propriedades dos materiais | 43 |
| Tabela 4 - Empilhamento das configurações..... | 44 |
| Tabela 5 - Propriedades do adesivo | 44 |
| Tabela 6 - Propriedades do núcleo..... | 45 |
| Tabela 7 - Cálculos para os componentes do adesivo | 49 |
| Tabela 8 - Medidas dos provetes do núcleo..... | 52 |
| Tabela 9 - Valores geométricos dos provetes | 54 |
| Tabela 10 – Resultados dos ensaios de compressão do núcleo | 56 |
| Tabela 11 - Valores obtidos pelo ensaio de flexão em 3 pontos..... | 58 |
| Tabela 12 - Valores obtidos pelo ensaio de flexão em 4 pontos..... | 61 |
| Tabela 13 – Resultados da combinação de dados de ensaios de flexão em 3 e 4 pontos | 62 |
| Tabela 14 - Propriedades obtidas pelo Heliuss Composite..... | 65 |
| Tabela 15 - Valores do endurecimento do núcleo | 74 |
| Tabela 16 - Resultados experimentais e numéricos do cálculo das propriedades mecânicas para flexão em 3 pontos..... | 90 |
| Tabela 17 - Resultados experimentais e numéricos do cálculo das propriedades mecânicas para flexão em 4 pontos..... | 91 |

ÍNDICE

| | | |
|---------|--|----|
| 1 | INTRODUÇÃO | 3 |
| 1.1 | Contextualização | 3 |
| 1.2 | Objetivos | 3 |
| 1.3 | Organização da dissertação | 3 |
| 2 | REVISÃO BIBLIOGRÁFICA..... | 7 |
| 2.1 | Introdução às estruturas <i>sandwich</i> | 7 |
| 2.1.1 | Descrição geral | 7 |
| 2.1.2 | Materiais constituintes..... | 8 |
| 2.1.3 | Modos de rotura | 10 |
| 2.1.4 | Métodos de fabrico | 11 |
| 2.1.4.1 | Moldação manual | 11 |
| 2.1.4.2 | Moldação por projecção..... | 12 |
| 2.1.4.3 | Moldação por injeção a baixa pressão e transferência | 12 |
| 2.1.4.4 | Laminagem contínua | 14 |
| 2.1.4.5 | Ligação adesiva | 15 |
| 2.1.5 | Aplicações..... | 15 |
| 2.1.5.1 | Aeroespacial e aeronáutica..... | 16 |
| 2.1.5.2 | Naval | 18 |
| 2.1.5.3 | Outras áreas..... | 18 |
| 2.2 | Ensaio mecânicos..... | 19 |
| 2.2.1 | Ensaio de constituintes isolados | 19 |
| 2.2.1.1 | Ensaio de tração/compressão | 19 |
| 2.2.1.2 | Ensaio de flexão | 21 |
| 2.2.1.3 | Ensaio de fratura | 21 |
| 2.2.2 | Ensaio de estruturas <i>sandwich</i> | 23 |

| | | |
|---------|---|----|
| 2.2.2.1 | Ensaio de tração..... | 23 |
| 2.2.2.2 | Ensaio de compressão lateral | 24 |
| 2.2.2.3 | Ensaio de compressão do núcleo..... | 24 |
| 2.2.2.4 | Ensaio de corte do núcleo..... | 25 |
| 2.2.2.5 | Ensaio de flexão | 25 |
| 2.2.3 | Estado-da-arte em ensaios de estruturas <i>sandwich</i> | 26 |
| 2.3 | Modelação numérica de estruturas..... | 28 |
| 2.3.1 | MEF aplicado ao projeto de estruturas | 28 |
| 2.3.2 | Modelos de dano coesivo..... | 30 |
| 2.3.3 | Modelação numérica de estruturas <i>sandwich</i> | 33 |
| 2.3.4 | Estado da arte na modelação de estruturas <i>sandwich</i> | 34 |
| 3 | DESENVOLVIMENTO | 41 |
| 3.1 | Trabalho experimental..... | 41 |
| 3.1.1 | Geometria <i>sandwich</i> a analisar | 41 |
| 3.1.2 | Tipos de ensaios realizados | 41 |
| 3.1.3 | Materiais constituintes..... | 43 |
| 3.1.3.1 | Peles e sequência de empilhamento | 43 |
| 3.1.3.2 | Adesivo | 44 |
| 3.1.3.3 | Núcleo | 45 |
| 3.1.4 | Processo de fabrico | 45 |
| 3.1.4.1 | Fabrico das peles | 45 |
| 3.1.4.2 | Fabrico da estrutura <i>sandwich</i> | 48 |
| 3.1.4.3 | Preparação dos provetes para ensaio..... | 51 |
| 3.1.5 | Ensaios realizados..... | 51 |
| 3.1.5.1 | Compressão do núcleo | 51 |
| 3.1.5.2 | Flexão em 3 pontos..... | 52 |
| 3.1.5.3 | Flexão em 4 pontos..... | 53 |
| 3.1.6 | Resultados e discussão..... | 54 |
| 3.1.6.1 | Compressão do núcleo | 55 |

| | | |
|------------|---|------------|
| 3.1.6.2 | Flexão em 3 pontos..... | 56 |
| 3.1.6.3 | Flexão em 4 pontos..... | 59 |
| 3.2 | Trabalho numérico..... | 63 |
| 3.2.1 | Condições da análise numérica..... | 63 |
| 3.2.1.1 | Criação dos modelos numéricos..... | 63 |
| 3.2.1.2 | Critérios de dano/rotura utilizados..... | 72 |
| 3.2.1.3 | Modelo de dano coesivo triangular..... | 75 |
| 3.2.2 | Análise dos esforços..... | 76 |
| 3.2.2.1 | Tensões de corte no adesivo..... | 76 |
| 3.2.2.2 | Tensões de arrancamento no adesivo..... | 79 |
| 3.2.2.3 | Tensões nas peles..... | 81 |
| 3.2.3 | Análise de dano no adesivo..... | 83 |
| 3.2.3.1 | Configuração 1..... | 83 |
| 3.2.3.2 | Configuração 2..... | 84 |
| 3.2.4 | Comparação de modos de rotura..... | 84 |
| 3.2.4.1 | Configuração 1..... | 85 |
| 3.2.4.2 | Configuração 2..... | 86 |
| 3.2.5 | Previsão da resistência..... | 88 |
| 3.2.5.1 | Configuração 1..... | 88 |
| 3.2.5.2 | Configuração 2..... | 89 |
| 3.2.6 | Análise dos resultados obtidos..... | 91 |
| 3.2.7 | Comparação com resultados da literatura..... | 93 |
| 4 | CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS..... | 99 |
| 4.1 | Conclusões..... | 99 |
| 4.2 | Propostas de trabalhos futuros..... | 100 |
| 5 | BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO..... | 103 |

INTRODUÇÃO

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contextualização

As estruturas *sandwich* possibilitam a utilização de diferentes materiais, consoante as necessidades do projeto. Geralmente são compostas por camadas exteriores finas e rígidas sobrepostas a uma camada de espessura superior com menor rigidez e baixo peso específico. O campo de aplicação das estruturas *sandwich* é muito variado. Estas podem ser utilizadas desde a indústria aeronáutica e aeroespacial como por exemplo, a asa de um avião ou a cápsula da missão Apollo 11 até ser utilizado nas pás de uma turbina eólica ou em navios. Estes campos de aplicação revelam o quão versáteis são as estruturas *sandwich* e como podem ser empregues, também revelam a necessidade da redução de peso das estruturas que traz vantagens, das quais, a nível económico. Desta forma, é necessário realizar um estudo, criando um método numérico que possa prever o comportamento de estruturas *sandwich* com laminados híbridos. Método este que será confirmado através de ensaios experimentais.

1.2 Objetivos

O principal objetivo deste trabalho é realizar um estudo experimental e numérico de estruturas *sandwich* compósitas, sujeitas a carregamentos de flexão em três e quatro pontos. Com isto pretende-se verificar a influência que diferentes parâmetros materiais e geométricos possam ter na resistência à flexão destas estruturas. De forma a atingir este objetivo irão ser fabricadas diferentes estruturas *sandwich* com diferentes direções de empilhamento das camadas, sendo depois realizados os ensaios práticos tendo em vista a obtenção de valores de referência. Adiante será realizada uma comparação com os valores obtidos pelo método numérico. O estudo numérico terá por base o Método de Elementos Finitos onde, serão utilizados modelos de dano coesivo para a modelação do adesivo, modelos de esmagamento para o núcleo e o critério de Tsai-Wu como meio de simular os modos de rotura dos compósitos. Sendo assim pretende-se criar um método numérico para projetar estas estruturas.

1.3 Organização da dissertação

O presente trabalho encontra-se dividido em cinco capítulos.

No capítulo 1 apresenta-se o tema deste trabalho relacionada com as estruturas *sandwich*, contextualiza-se o trabalho, define-se os objetivos que levaram à escrita deste trabalho e é feita uma descrição do conteúdo de cada capítulo.

O capítulo 2 é dedicado na sua integra à revisão bibliográfica. Este capítulo encontra-se dividido em três partes.

No capítulo 2.1. é feita uma breve descrição de uma estrutura *sandwich*, depois é apresentado os materiais mais usado para este tipo de estruturas. Depois é abordado os principais modos de rotura nestas estruturas. Em seguida é apresentado os métodos de fabrico e para concluir este subcapítulo são mostradas algumas aplicações deste tipo de estrutura.

No capítulo 2.2 é dedicado a explicar os ensaios mecânicos realizados para os materiais isolados e para a estrutura *sandwich*.

No capítulo 2.3 aborda-se o Método de Elementos Finitos aplicado ao projeto de estruturas, os modelos de dano coesivo e a modelação numérica de estruturas.

O capítulo 3 compreende os trabalhos experimentais e numéricos realizados. No trabalho experimental é explicado como foram fabricados os provetes que foram posteriormente ensaiados mecanicamente para obter os gráficos força-deslocamento. No trabalho numérico é demonstrado o programa utilizado e os passos tomados para replicar os ensaios de flexão num mundo virtual que permite fazer inúmeras simulações.

O capítulo 4 é composto pelas conclusões tiradas na elaboração deste trabalho.

No capítulo 5 está presente toda a bibliografia utilizada para a elaboração do presente trabalho.

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Introdução às estruturas *sandwich*

2.1.1 Descrição geral

O conceito de estrutura *sandwich* data de já algum tempo devido às vantagens que trazia a utilização de faces a operarem conjuntamente, separadas por uma distância. Este conceito foi discutido por Duleau em 1820 e posteriormente por Fairbairn [1]. Apesar de este conceito ser anterior, só no século passado, na altura das Guerras Mundiais, é que se começou a utilizar estas estruturas em aviões. O bombardeiro Mosquito (Figura 1) ficou conhecido pela utilização deste tipo de estrutura nas asas e na fuselagem. Uma das razões para isto acontecer foi devido ao desenvolvimento e aceitação dos adesivos estruturais, o que permitiu fabricar estruturas *sandwich* compósitas coladas. Outros exemplos de aplicação são na missão Apollo 11, onde fizeram a cápsula e a proteção térmica leves mas resistentes, de forma a suportar as acelerações de arranque e entrada na atmosfera, na indústria naval, seja para reduzir o peso acima da linha da água, manter o barco a flutuar em caso de emergência ou evitar corrosão [2-4].

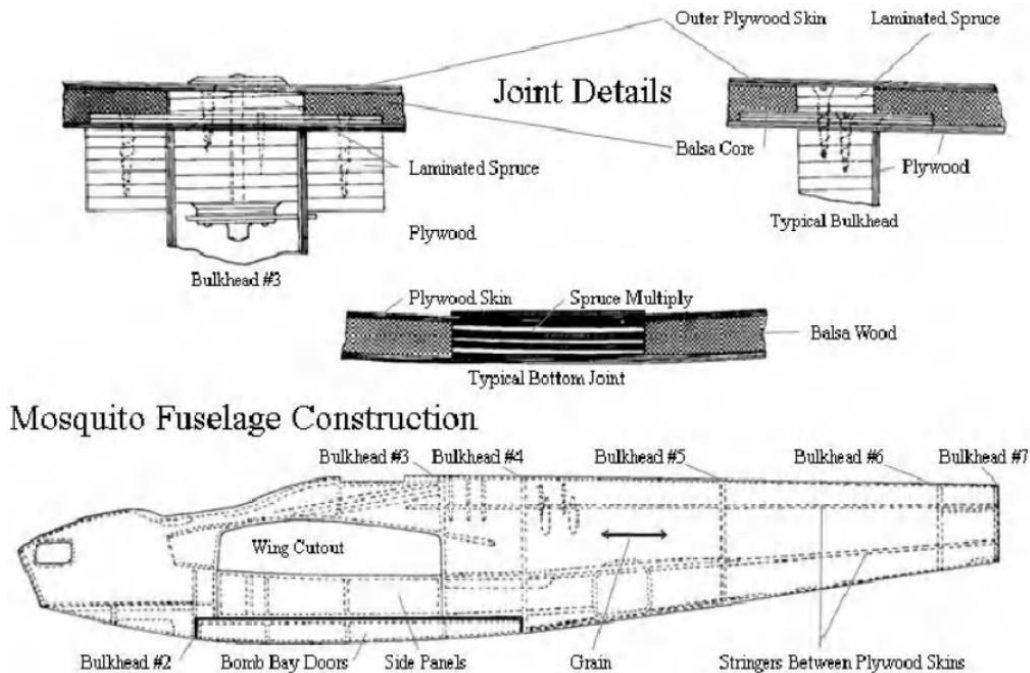


Figura 1 - Fuselagem do De Havilland Mosquito [5]

As estruturas *sandwich* (Figura 2) são elementos compostos por várias camadas. Geralmente estes elementos apresentam um número de camadas finas (peles), mas rígidas e capazes de suportar grandes forças, que irão cobrir uma camada mais espessa, pensada de forma a resistir a esforços transversos. Esta é denominada de núcleo e constitui um elemento de baixo peso específico e rigidez [6-8].

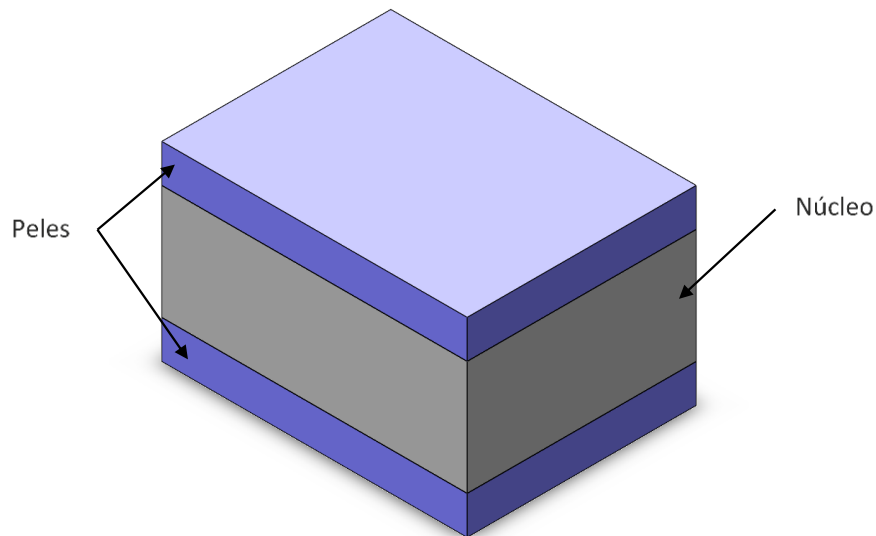


Figura 2 - Estrutura *sandwich* (construção própria)

Esta estrutura traz vantagens como alta rigidez e resistência específica, é resistente à corrosão e tem baixa condutividade térmica e acústica [6, 9]. Também permite conjugar diferentes materiais de forma a enquadrá-los nos requisitos do projeto.

2.1.2 Materiais constituintes

As estruturas *sandwich* permitem fazer a conjugação de diversos materiais para as peles e núcleo. A Figura 3 apresenta algumas conjugações entre materiais.

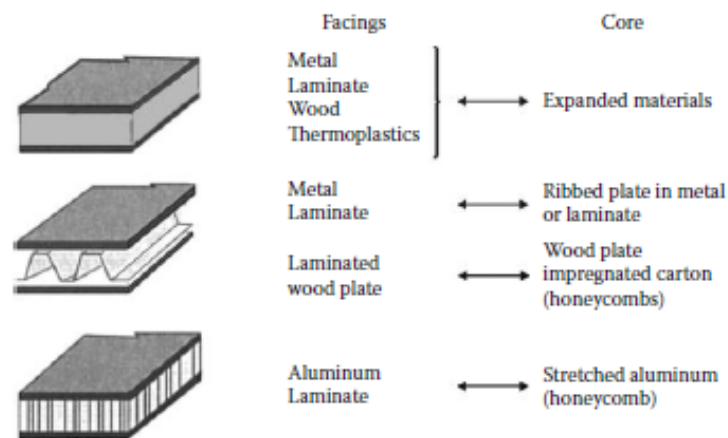


Figura 3 - Conjugações compatíveis para estruturas *sandwich* [10]

Na Figura 3 podem-se distinguir quatro tipos de materiais para as faces, sendo estes metais, laminados, madeiras e termoplásticos. Para os tipos de núcleo, geralmente utilizam-se espumas, painel corrugado (*ribbed plate*) e *honeycomb*.

Peles

As peles, concretamente os laminados, podem ser feitos utilizando pré-impregnados. Os pré-impregnados são um conjunto de várias fibras de um dado material, como por exemplo a fibra de vidro, a que é adicionada uma matriz. A matriz permite manter o arranjo das fibras e transmitir os esforços para elas. A título de exemplo, existem fibras de vidro, fibras de carbono, fibras de aramida e fibras de boro. Estas fibras poderão ter uma matriz, de origem polimérica, cerâmica ou metálica. Para ter matriz polimérica, as fibras são embebidas em resina termoplástica ou termoendurecível. Para obter matriz metálica, o metal é reforçado pelas fibras. Na matriz cerâmica, as fibras são embebidas em material cerâmico monolítico [4, 10-12].

Núcleo

Existem vários tipos de núcleos, podem ser espumas de policloreto de vinilo (PVC), de poliuretano (PUR), de polimetacrilimida (PMI) e de poliestireno (PS). Para *honeycomb* utiliza-se alumínio, fibra de vidro impregnada ou fibra de aramida, que pode ser denominada por Nomex®. Outro material que pode ser usado para produzir este tipo de núcleo é o papel Kraft. O núcleo corrugado também pode ser fabricado com os mesmos materiais que o de ninho de abelha, uma vez que o fabrico do painel corrugado é uma etapa do fabrico do ninho de abelha, como se pode ver na Figura 4 [4].



Figura 4 - Fabrico do ninho de abelha [4]

Os núcleos mais utilizados são as espumas de poliuretano, *honeycombs* em Nomex® ou alumínio pois apresentam baixo peso e são capazes de sofrer elevada deflexão [13, 14].

2.1.3 Modos de rotura

Na Figura 5 apresentam-se os possíveis modos de falha de uma estrutura *sandwich* [15].

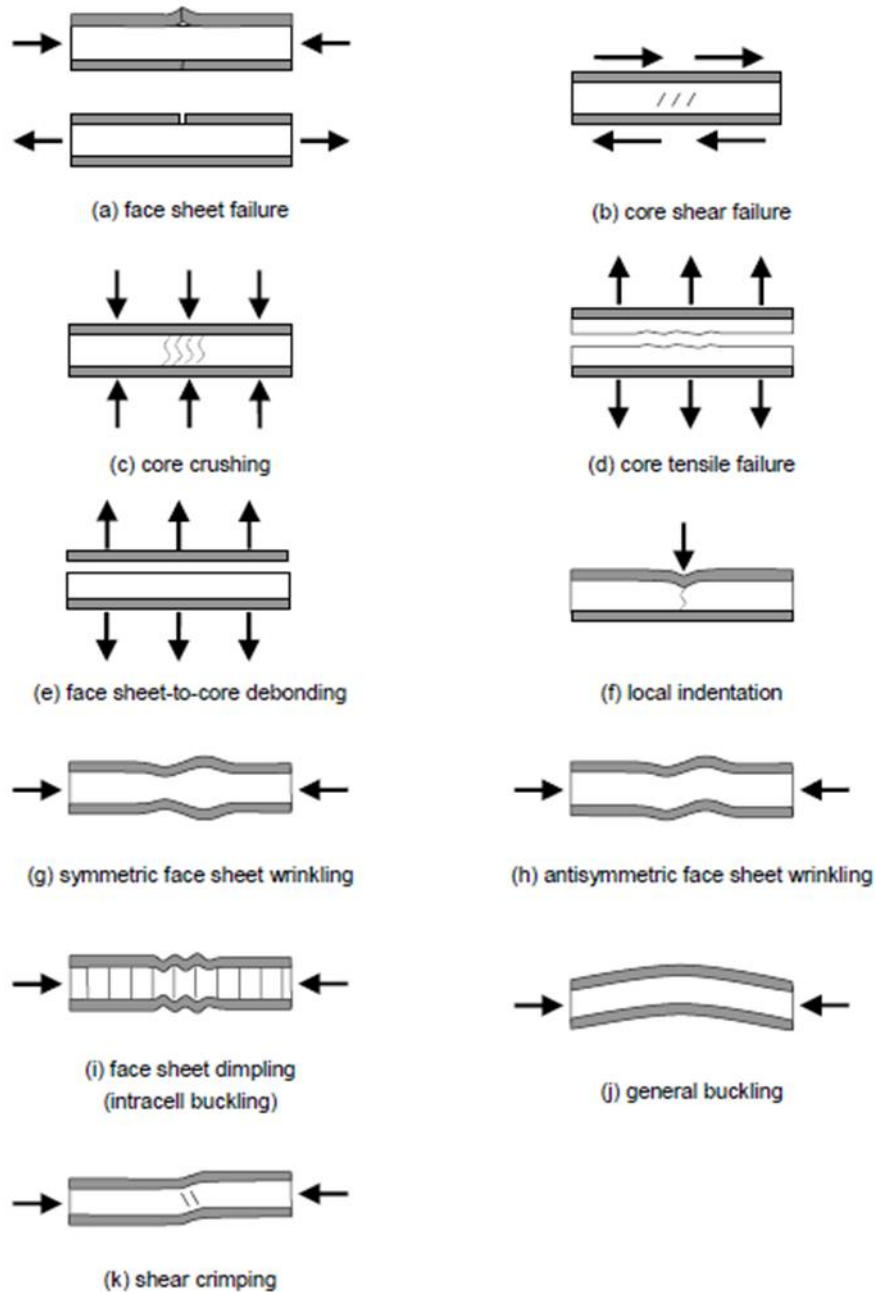


Figura 5 - Modos de rotura de uma estrutura *sandwich* [15]

Os modos de rotura apresentados na Figura 5 são:

- a) Rotura das peles. Uma das peles cedeu enquanto a outra fraturou. Isto acontece quando o material excede o valor de tensão ou deformação permitido;

- b) Falha por corte do núcleo. Esta falha acontece quando o núcleo está sujeito a esforços transversos;
- c) Esmagamento do núcleo. Ocorre quando as faces, sob influência de cargas de flexão ou cargas paralelas à espessura do componente, movem-se em direção uma à outra;
- d) Rotura do núcleo, acontece quando é ultrapassada a resistência à tração;
- e) Descolamento da face do núcleo. Esta falha dá-se quando a ligação entre a face e o núcleo não tem resistência à tração, corte ou arrancamento suficiente;
- f) Indentação localizada, isto acontece quando há concentração de tensões num ponto;
- g) Enrugamento. Causado pela encurvadura das faces que, por vezes é acompanhado por esmagamento do núcleo ou descolagem do núcleo e da pele. Esta falha acontece em estruturas com faces finas e núcleos menos densos;
- h) É o mesmo que em g) mas o enrugamento é antissimétrico;
- i) Instabilidade local. É caracterizada pela encurvadura das peles;
- j) Encurvadura da estrutura *sandwich*. É similar à encurvadura vista em pilares;
- k) Fenómeno de ondulação. É caracterizado pela falha ao corte do núcleo e um deslocamento lateral das peles [15].

2.1.4 Métodos de fabrico

Os métodos de fabrico são formas de obtenção de peças ou componentes. O desenvolvimento dos métodos de fabrico permitiu que fosse possível automatizar a produção, e assim fabricar peças de maior complexidade. Em alguns casos, no desenvolvimento de alguns componentes, é possível diminuir o número de elementos a fabricar, ou seja, diminuir a complexidade.

2.1.4.1 Moldação manual

A moldação manual (Figura 6) é bastante flexível, tendo poucas restrições de geometria, e o investimento é baixo. Contudo, a cadência de produção é reduzida e a qualidade do produto final depende da técnica do operador [16].

O fabrico através da moldação manual consiste em empilhar e impregnar manualmente as fibras de reforço, com uma mistura de resina e acelerador. Estas fibras de reforço já impregnadas e empilhadas são compactadas com auxílio de um rolo de forma a retirar qualquer zona que contenha bolhas de ar. Findo este processo, o laminado é deixado a curar durante algum tempo. Este tempo varia consoante a quantidade de acelerador e a temperatura do ambiente em que o laminado se encontra a curar [10, 16].

A utilização deste método tanto permite produzir estruturas pequenas e de complexidade reduzida como estruturas maiores e mais complexas. Também é possível fazer reparações em estruturas *sandwich* danificadas [16].

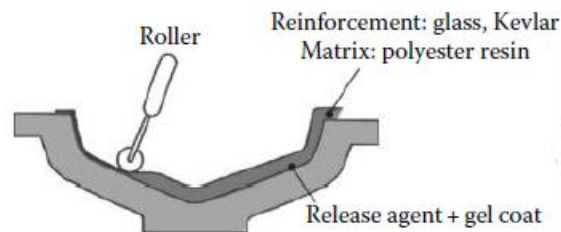


Figura 6 - Moldagem manual [10]

2.1.4.2 Moldagem por projeção

A moldagem por projeção (Figura 7) consiste na projeção de fibras misturadas com resina num molde. Esta mistura de fibras com resina pode ser combinada com materiais colocados no molde, o que permite fabricar uma estrutura *sandwich*. Este processo poderá recorrer aos rolos, mencionados na moldagem manual, para eliminar eventuais bolhas de ar [4, 16].

As propriedades mecânicas deste processo, comparativamente à moldagem manual, são inferiores. Isto deve-se ao menor teor de fibras depositadas e à sua orientação aleatória [4, 16].

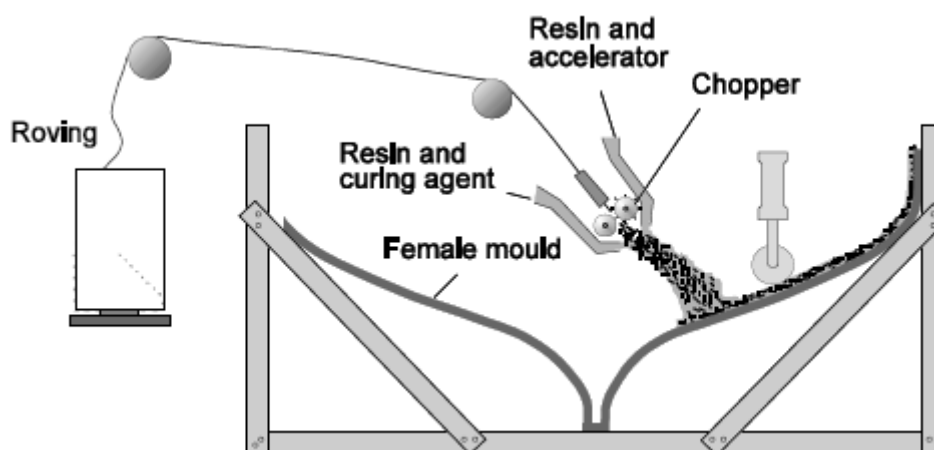


Figura 7 - Representação esquemática da moldagem por projeção [4]

2.1.4.3 Moldagem por injeção a baixa pressão e transferência

A moldagem por injeção a baixa pressão e transferência constitui um processo de fabrico de compósitos de matriz termoendurecível. Este processo executa o reforço por fibras contínuas, o que conduz à melhoria das propriedades e possibilita o fabrico

de peças de maior dimensão. As peças obtidas por este processo apresentam bom acabamento superficial e são facilmente reproduzíveis.

A moldação por injeção a baixa pressão e transferência contém várias variantes. Algumas destas variantes são o RTM (Figura 8), SRIM e o RRIM. Destas variantes ainda existem variantes como o VARTM, que é um processo idêntico ao RTM, mas com algumas diferenças que serão abordadas mais adiante [16].

Para esta moldação, o reforço, constituído por camadas de mantas ou tecido, é colocado na parte inferior do molde. Este processo permite que seja colocado um núcleo juntamente com os reforços, sendo assim possível fabricar uma estrutura *sandwich*. De seguida o molde é fechado, e tem início a injeção de resina para o interior do molde. Este processo de injeção termina quando a resina estiver a transbordar para fora do molde [4, 17].

As diferenças entre as várias variantes desta moldação são principalmente o tipo de resina, moldes e técnicas de impregnação. Por exemplo, as resinas usadas em SRIM são altamente reativas. Antes de se dar a injeção tem de se misturar os dois componentes da resina. Por outro lado as resinas para RTM não têm esse problema [4].

A indústria automóvel tem algum interesse por estes processos, uma vez que estes permitem produções de pequena média e alta escala e é possível obter peças complexas em um passo. A indústria aeroespacial também tem interesse, uma vez que estes por vezes conseguem competir em termos monetários com o processo de autoclave [4, 16].

Em termos de produção, é possível ter componentes complexos que possam levar cerca de duas horas para fabricar. Já em componentes mais pequenos é possível obter peças em três minutos. Com esta moldação é possível obter um valor de fibras de cerca de 50% [16].

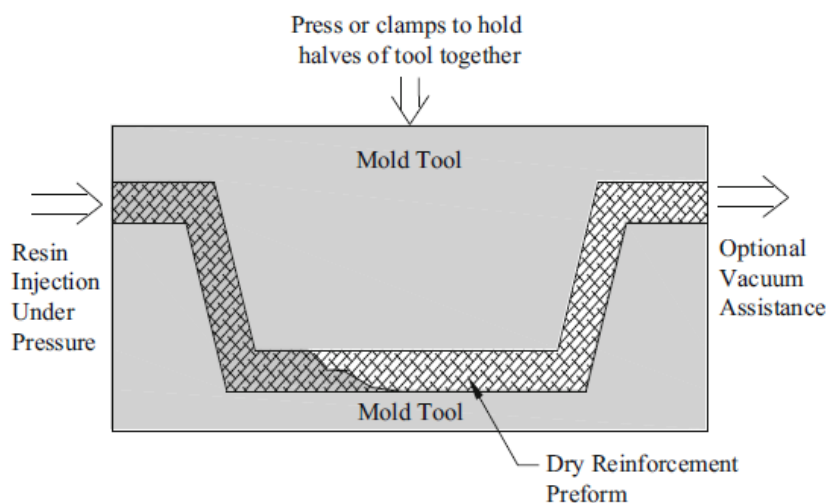


Figura 8 - Representação esquemática do RTM [17]

O VARTM (Figura 9) é uma versão do RTM que utiliza vácuo para que haja uma transferência e impregnação mais eficiente do reforço. Com este processo é possível evitar a formação de vazios. Assim, é possível obter peças com maior concentração de fibras (cerca de 70%) e uma melhor adesão entre as camadas da estrutura *sandwich* [16, 17].

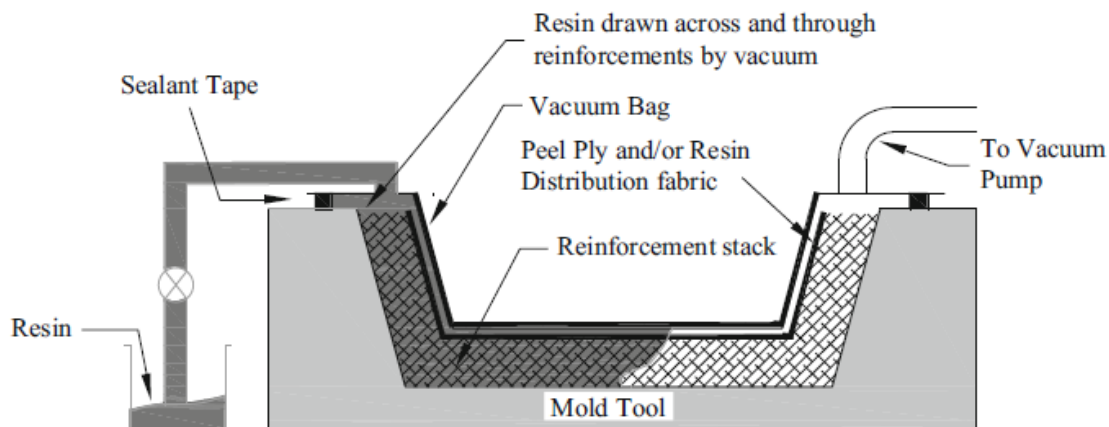


Figura 9 - Representação esquemática do VARTM [17]

2.1.4.4 Laminagem contínua

A laminagem contínua (Figura 10) constitui um dos processos mais económicos quando se pretende fabricar continuamente, um painel *sandwich* por exemplo. Este processo consiste em fazer passar os materiais pelas duas correias de uma prensa. Os materiais das faces são fornecidos em rolos daí, ser necessários desenrolá-los e guiá-los. O núcleo, também é guiado para a prensa com o adesivo previamente aplicado. Para que haja ligação entre os materiais, estes estarão sujeitos à aplicação de pressão e temperatura, e depois são arrefecidos sob pressão para formar a estrutura [4].

A laminagem contínua permite inserir blocos de qualquer material entre as faces. Contudo, isto traz a preocupação de possíveis ocorrências de descolamentos do núcleo. Uma forma de evitar isto será através da injeção do material entre as faces e posterior expansão do mesmo como é o caso do PUR. Outra forma é aplicar um flime de um termoplástico polimérico que, quando derreter com o aquecimento da prensa vai preencher os vazios entre as faces [4].

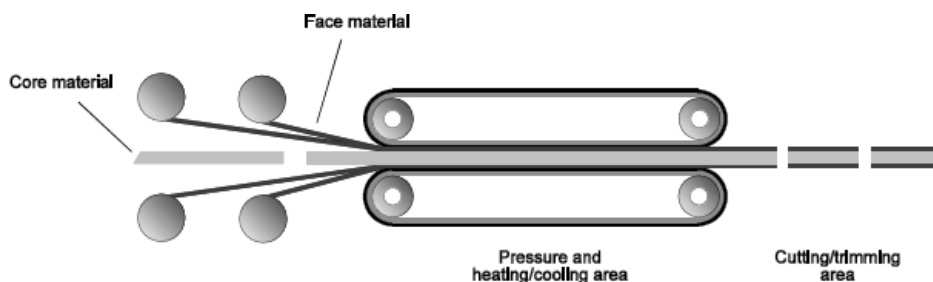


Figura 10 - Representação esquemática da laminagem contínua [4]

2.1.4.5 Ligação adesiva

A ligação adesiva é uma forma não dispendiosa para fabricar componentes em *sandwich*. Por vezes é utilizado este método por nem sempre ser possível o fabrico de uma estrutura numa só operação. Este processo permite que sejam efetuadas ligações entre diferentes materiais. A Figura 11 é uma representação deste tipo de ligação.

O processo para efetuar uma ligação adesiva é bastante simples, e consiste na aplicação do adesivo à face ou ao núcleo e depois promover o contacto entre os dois. Depois aplica-se pressão e temperatura que é requerida pelo fabricante do adesivo para iniciar o processo de cura do adesivo, e deixa-se curar o conjunto durante o tempo aconselhado. Este processo pode ser acompanhado por um saco de vácuo e autoclave para situações em que é necessário alto desempenho da estrutura. Caso contrário, basta colocar pesos ou utilizar uma prensa [4].

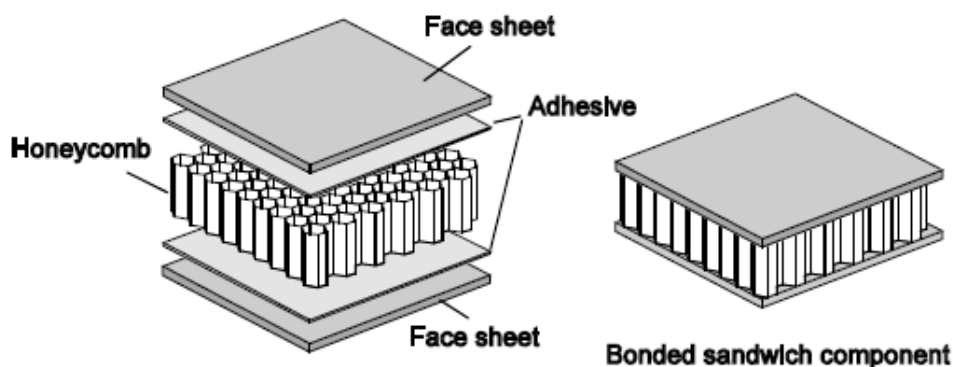


Figura 11 - Representação esquemática de uma ligação adesiva [4]

Os materiais mais usados para as peles são os pré-impregnados e os compósitos laminados obtidos através de qualquer técnica de fabrico. Também podem ser usados chapas metálicas. Dependendo do grau das aplicações, as peles poderão ser de resina epóxida reforçada com fibra e o núcleo pode ser *honeycomb* em Nomex® ou alumínio, ou em espuma de alto desempenho e resistência a altas temperaturas, como é o exemplo do PMI e PEI. Os adesivos podem estar na forma líquida ou em filme. Os adesivos mais usados são os termoendurecíveis, embora também se possa usar adesivos termoplásticos [4].

2.1.5 Aplicações

Hoje em dia é possível encontrar estruturas *sandwich* em diversas áreas. Estas áreas podem ir desde o transporte de passageiros até à produção de energia. Neste capítulo são apresentados alguns exemplos de aplicações destas estruturas.

2.1.5.1 Aeroespacial e aeronáutica

Na Figura 12 apresentam-se alguns dos componentes do Boeing 787 que são fabricados em estrutura *sandwich*. Na Figura 13 está detalhado um componente constituinte do avião que contém os materiais utilizados no seu fabrico.

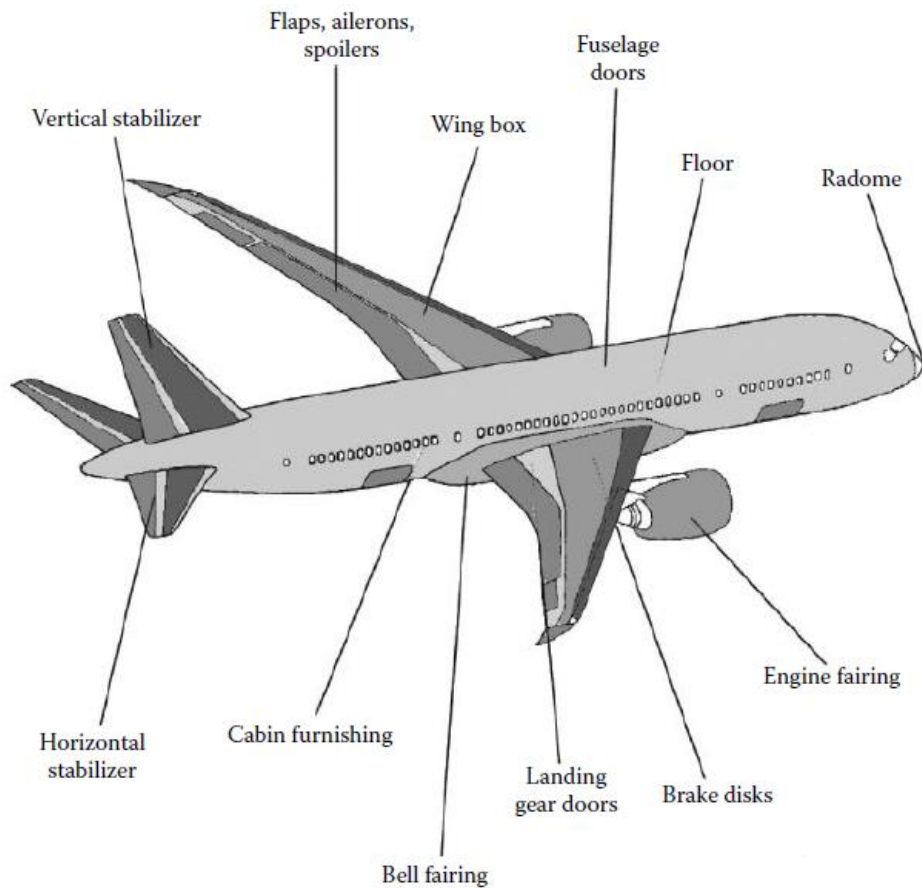


Figura 12 - Estruturas *sandwich* compósitas no Boeing 787 [10]

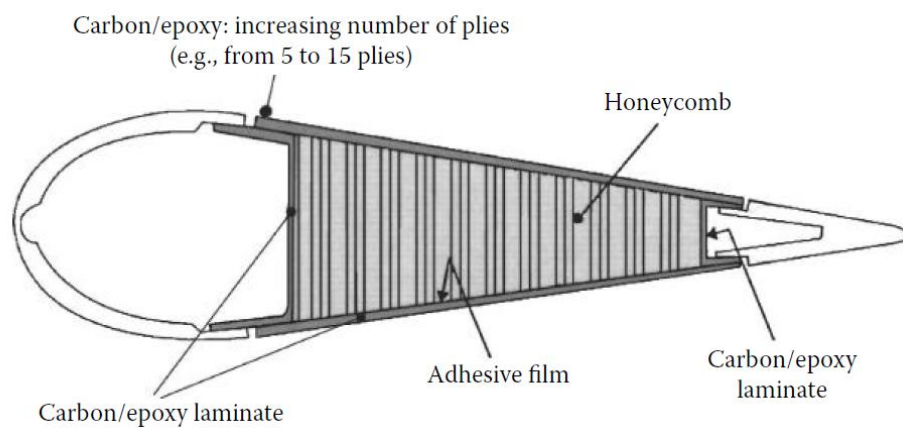


Figura 13 - Flap do avião [10]

As estruturas *sandwich* também podem ser encontradas nos helicópteros (Figura 14). Para estes, as estruturas *sandwich* estão presentes em alguns elementos estruturais (componentes a amarelo na Figura 14), e em algumas partes mecânicas e nas pás do rotor (Figura 15) [10, 18].

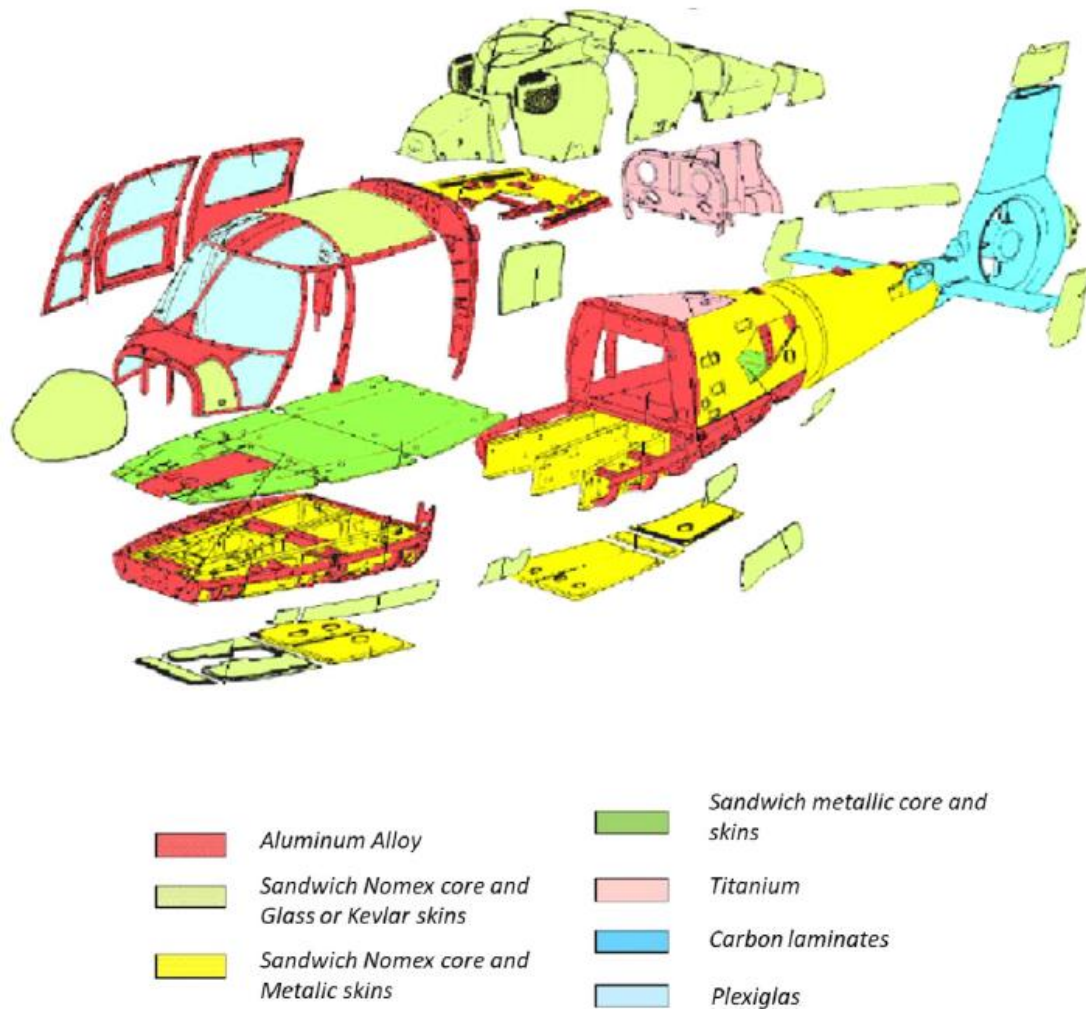


Figura 14 - Estrutura de um EC 155 "Dauphin" [18]

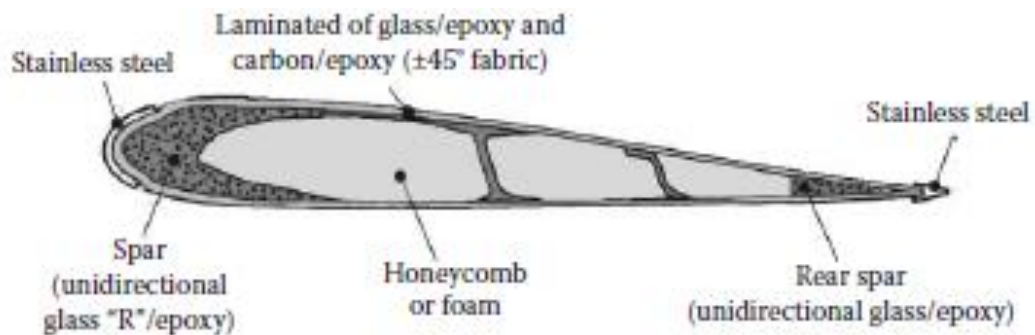


Figura 15 - Pá do rotor do helicóptero [10]

2.1.5.2 Naval

Na área naval, utilizam-se as estruturas *sandwich* em navios, caiaques (Figura 16), pranchas de *surf* e catamarãs [10, 19]. Nos navios recorre-se à utilização de estruturas *sandwich* para os cascos.

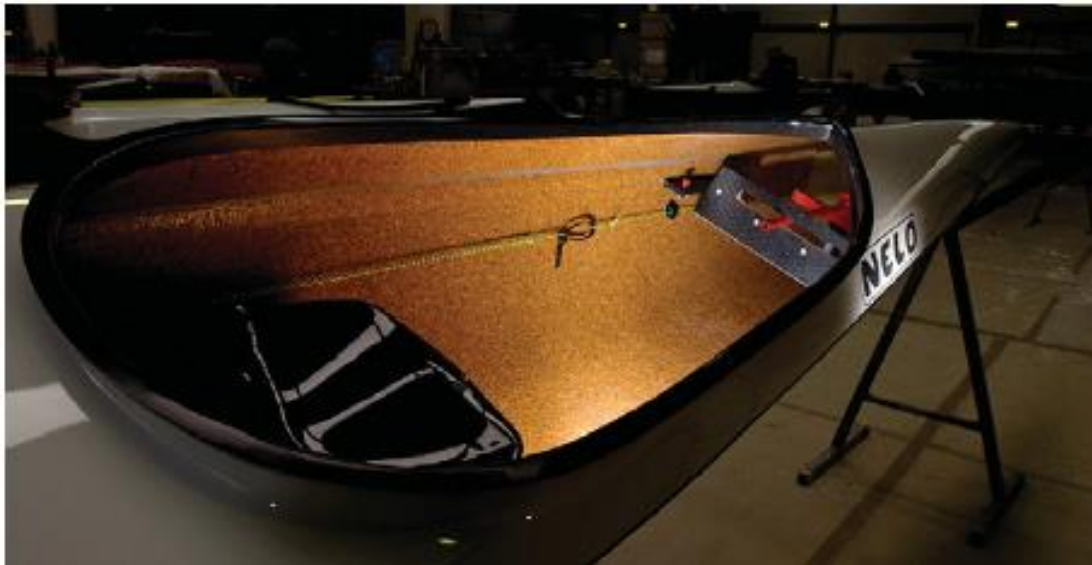


Figura 16 - Caiaque contendo Amorim Corecork® [19]

2.1.5.3 Outras áreas

As turbinas eólicas são dispositivos importantes para a produção de energia renovável. Estas são constituídas por três pás (Figura 17), um rotor, uma nacela e uma torre. As pás são estruturas *sandwich*, enquanto a nacela é feita em material compósito e a torre é feita em metal [10].

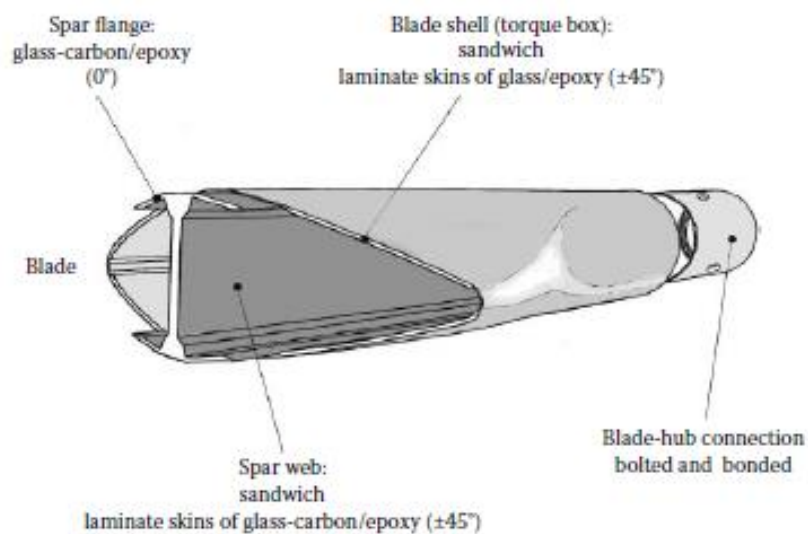


Figura 17 - Pá de uma turbina eólica [10]

Outras aplicações de estruturas *sandwich* surgem em raquetes de ténis e de ténis de mesa, *skis* (Figura 18) e botijas de gás [2, 10].

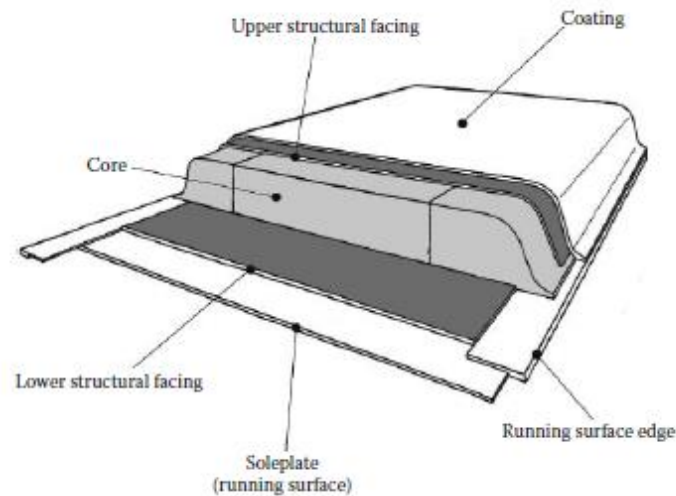


Figura 18 - Estrutura de um *ski* [10]

2.2 Ensaios mecânicos

Os ensaios mecânicos constituem uma parte importante no processo de concepção e verificação estrutural de qualquer componente. Estes ensaios permitem que sejam obtidas as propriedades mecânicas dos materiais. Os ensaios constituem um dos métodos mais credíveis. Por outro lado, o conhecimento destas propriedades é relevante para realizar corretamente o projeto e análise de qualquer elemento mecânico ou estrutural [4].

Neste capítulo os ensaios mecânicos foram divididos em 2.2.1 onde será abordado os ensaios de constituintes isolados e em 2.2.2 os ensaios de estruturas *sandwich*.

2.2.1 Ensaio de constituintes isolados

2.2.1.1 Ensaios de tração/compressão

O ensaio de tração (Figura 19) consiste na aplicação de carga nas extremidades de um provete, expandindo o mesmo. Estes ensaios estão sujeitos a normas para que a obtenção de valores seja mais coerente. Para materiais compósitos (alinhamento de fibras unidirecional) é utilizada a norma ASTM D3039 ou ISO 527 e, para estruturas *sandwich* ou para o núcleo destas estruturas, é usada a norma ASTM C297 [20, 21]. No decorrer do ensaio, estão a ser monitorizados e registados os valores de força e deslocamento que serão demonstrados em forma de gráfico. Com este gráfico é possível obter os valores do módulo de elasticidade longitudinal, coeficiente de Poisson, a tensão de cedência, a tensão máxima e a tensão de rotura [22].



Figura 19 - Ensaio de tração segundo a norma ASTM D3039 [23]

O ensaio de compressão (Figura 20) é mais complicado do que o ensaio de tração. Neste ensaio surge um problema que não consta no ensaio mencionado anteriormente. Ao ensaiar o provete à compressão, caso as cargas estejam desalinhadas, poderá ocorrer encurvadura levando a que haja uma menor resistência à compressão. Existem essencialmente três normas para testar compósitos à compressão. Estas normas são a ASTM D3410, ASTM D5467 e ASTM D6641 para elementos em material compósito e a norma ASTM C365 para estruturas *sandwich* ou para o núcleo destas estruturas [20, 24].

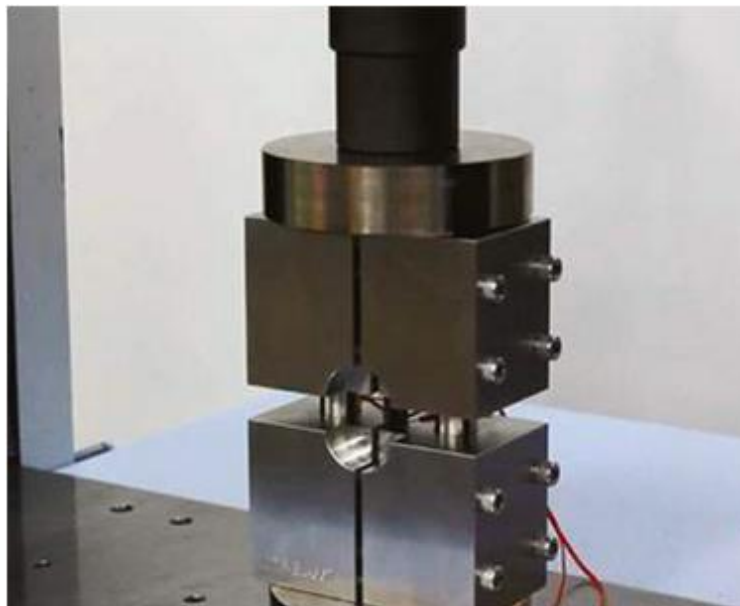


Figura 20 - Ensaio de compressão segundo a norma ASTM D6641 [25]

2.2.1.2 Ensaios de flexão

O ensaio de flexão (Figura 21) em materiais compósitos serve para obter as propriedades de flexão. Este ensaio pode ser realizado usando os métodos de três ou quatro pontos segundo a norma ASTM D7264 [24, 26].

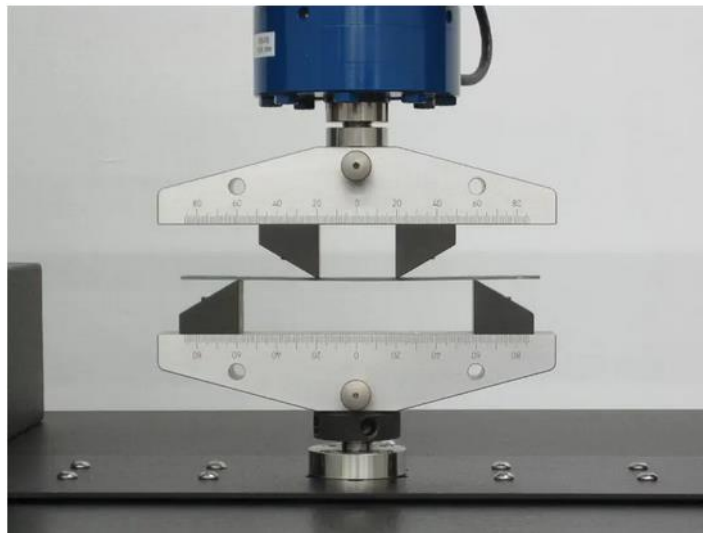


Figura 21 - Ensaio de flexão a quatro pontos [25]

2.2.1.3 Ensaios de fratura

A delaminação é um dos maiores problemas em estruturas compósitas. De forma a poder contornar é necessário ter conhecimento acerca da resistência do material à fratura interlaminar. Para o efeito são realizados os ensaios de fratura, que possibilitam a obtenção dos valores de tenacidade à fratura (K) e da taxa crítica de libertação de energia (G). Os ensaios para obtenção destes valores são realizados a laminados unidirecionais, para os quais a propagação da fenda ocorre na direção paralela ao carregamento. Nos laminados multidirecionais poderá ocorrer ramificação da fenda. A fissuração pode ocorrer através de três modos, representados na Figura 22. O modo I, é o modo de abertura, enquanto os modos II e III, são os modos de corte. Nas estruturas *sandwich* e compósitas, os modos mais críticos são o modo I, o modo II e o modo misto I-II [4, 24, 26].

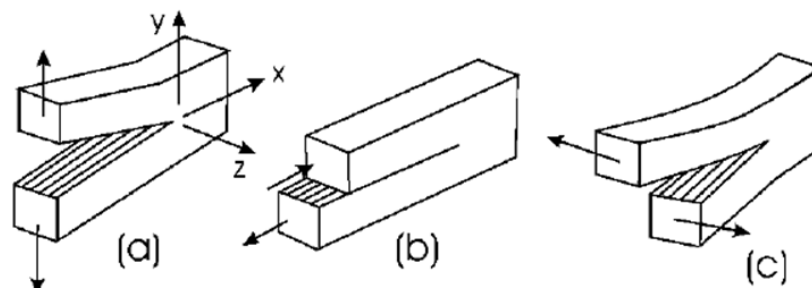


Figura 22 - Modos de fratura (a) modo I (b) modo II (c) modo III [20]

Para o modo I recorre-se, usualmente ao teste DCB seguindo a norma ASTM D5528 [24]. Na Figura 23 está representada uma das formas como poderá ser feito o ensaio DCB. Neste ensaio é aplicada uma carga perpendicular à direção longitudinal do provete (direção x) na extremidade com pré-fenda. Esta carga é contínua até que se atinja um valor específico de expansão da fenda que está descrito na norma [4, 27].

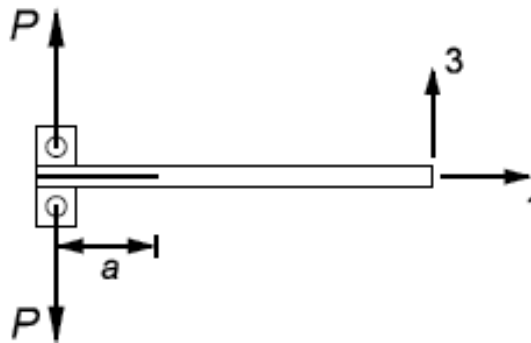


Figura 23 - Representação esquemática do ensaio DCB [4]

Para o modo II é comumente usado o ENF seguindo a norma ASTM D7905 [24]. Na Figura 24 está representado esquematicamente o ensaio ENF. Neste ensaio o provete é colocado da mesma forma como se fosse para realizar um ensaio de flexão em três pontos. A diferença é que neste provete está induzida uma fenda numa das extremidades do provete [4, 27].

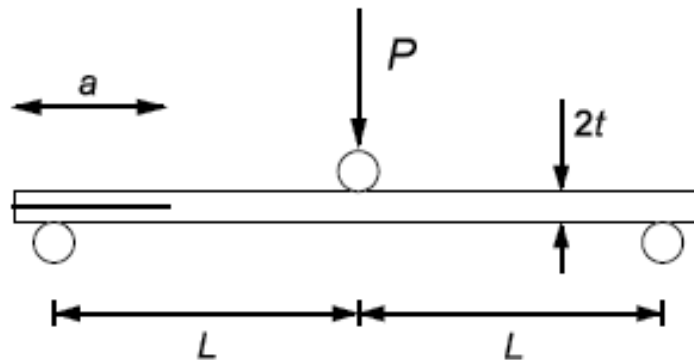


Figura 24 - Representação esquemática do ensaio ENF [4]

O modo misto I-II não está representado na Figura 22. Contudo, é possível dizer que é uma mistura entre o modo I e II. Este modo de rotura pode ser ensaiado através do ensaio MMB segundo a norma ASTM D6671 [24]. Neste ensaio (Figura 25) pretende-se obter o valor do rácio entre o G do modo I e o G do modo II, o que é conseguido através da alteração do ponto de aplicação da carga (distância c representada na Figura 25) [4, 27].

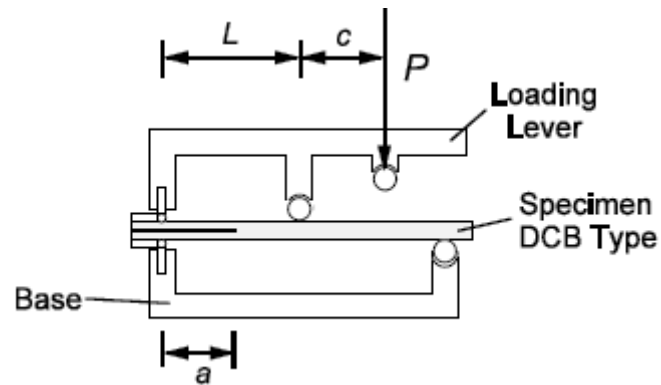


Figura 25 - Representação esquemática do ensaio MMB [4]

2.2.2 Ensaio de estruturas *sandwich*

Com os ensaios às estruturas *sandwich* pretende-se avaliar a qualidade do processo de fabrico bem como a ligação entre as faces e o núcleo.

2.2.2.1 Ensaio de tração

De maneira a determinar a resistência à tração da estrutura *sandwich* ou do núcleo, utiliza-se o ensaio de tração. Este ensaio também serve para avaliar as ligações entre o núcleo e as peles. Neste ensaio (Figura 26) é aplicada uma força de tração na direção da espessura do provete. Esta força será aplicada a uns blocos colados á face do provete ou diretamente ao núcleo. Como referido em 2.2.1.1, este ensaio é realizado segundo a norma ASTM C297 [4, 27].



Figura 26 - Exemplo de um ensaio de tração [28]

2.2.2.2 Ensaio de compressão lateral

Na Figura 27 apresenta-se o ensaio de compressão que lateral que possibilita determinar a resistência à compressão do painel *sandwich* quando carregado uniaxialmente. Neste ensaio, a estrutura está sujeita à encurvadura, que pode ser responsável pela rotura do provete. As faces poderão ficar enrugadas, levando a que o núcleo siga a mesma tendência. Neste ensaio utiliza-se a norma ASTM C364 [4, 27].

Neste ensaio, o provete é colocado na vertical e as suas extremidades são apertadas pelas garras da máquina de ensaio. A carga terá de ser distribuída de forma igual em toda a face.

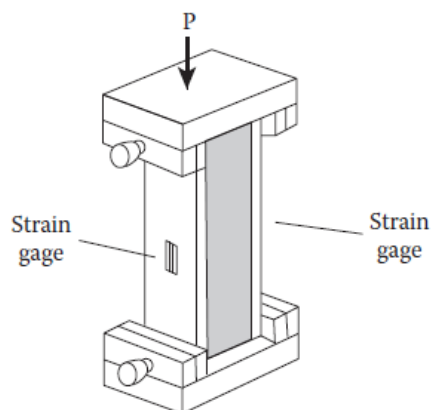


Figura 27 - Representação esquemática do ensaio de compressão [27]

2.2.2.3 Ensaio de compressão do núcleo

Com o ensaio de compressão do núcleo (Figura 28) pretende-se obter uma das propriedades que estão relacionadas com o modo de falha a ocorrer em estruturas *sandwich* [27]. A resistência à compressão do núcleo caracteriza-se por ser a carga máxima a que ocorre a falha da estrutura [29]. Para este ensaio existe a norma ASTM C365 que descreve a metodologia deste teste para obter as propriedades mecânicas do núcleo quando sujeito a um esforço compressivo [27]. Como foi referido em 2.2.1.1, este ensaio tanto pode ser realizado para o núcleo como para a estrutura *sandwich*.

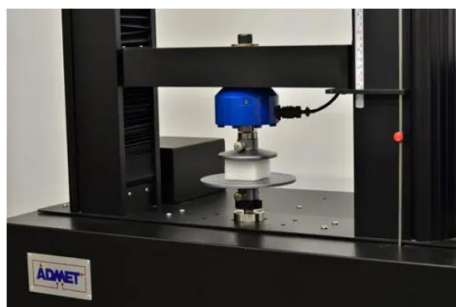


Figura 28 - Exemplo de compressão do núcleo [30]

2.2.2.4 Ensaio de corte do núcleo

O ensaio de corte do núcleo (Figura 29) possibilita que sejam obtidas as principais propriedades de uma estrutura *sandwich*, sendo elas a resistência ao corte e o módulo ao corte. A função do núcleo é transmitir o esforço de corte entre as peles, nos casos em que o desempenho do núcleo é inferior, o que pode levar à falha da estrutura. Para este ensaio recorre-se à norma ASTM C273, que diz respeito ao ensaio de estruturas *sandwich* ou de núcleos isoladamente. Nesta norma são abordadas duas formas de realizar o ensaio. Os valores de resistência ao corte podem ser obtidos aplicando uma força de tração ou de compressão. É de salientar que as dimensões dos provetes são as mesmas [27].

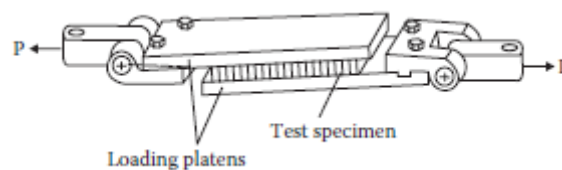


Figura 29 - Representação esquemática do ensaio de corte do núcleo [27]

2.2.2.5 Ensaio de flexão

O ensaio de flexão (Figura 30) é usado para determinar as propriedades ao corte da estrutura *sandwich*. Estas propriedades são a resistência ao corte e o módulo ao corte do núcleo, e a rigidez à flexão e corte da estrutura. Este ensaio também permite obter a resistência à tração ou compressão das peles. Também é possível realizar o controle de qualidade do processo de fabrico através deste teste. Ao solicitar a estrutura é vantajoso que a falha ocorra no núcleo. Caso esta ocorra entre a ligação face-núcleo, considera-se que o processo produtivo não foi corretamente realizado [4, 27].

Para a realização de um ensaio de flexão existem dois procedimentos segundo a norma ASTM C393, nomeadamente o ensaio de flexão em três e quatro pontos.

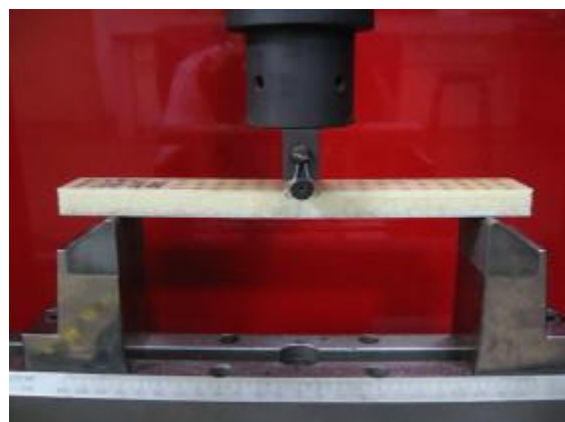


Figura 30 - Ensaio de flexão em três pontos [31]

No ensaio de flexão em três pontos, como a aplicação da carga só se dá no centro da distância entre apoios, isto pode levar a que haja indentação localizada na zona de aplicação da carga (Figura 31). Este efeito é agravado em núcleos corrugados caso esta carga esteja aplicada numa zona onde não há suporte deste tipo de núcleo. Por outro lado, este fenómeno é mais gravoso na flexão em três pontos, uma vez que na flexão em quatro pontos não existe uma concentração de tensões numa zona específica. A indentação ocorre no centro da peça porque, na zona dos apoios, a carga é metade daquela aplicada pela máquina de ensaio. Caso se esteja a esperar que haja deformação localizada, a norma ASTM C393 recomenda a colocação de calços com cerca de 25 mm de largura e 3 mm de espessura entre o punção da máquina e a zona onde vai ser aplicada a carga [27].

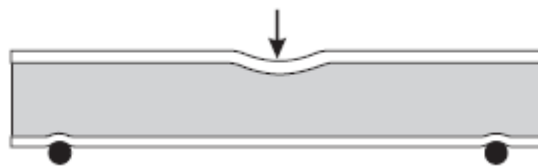


Figura 31 - Indentação num provete *sandwich* [27]

2.2.3 Estado-da-arte em ensaios de estruturas *sandwich*

Na Tabela 1 estão presentes alguns trabalhos realizados em que se utilizaram ensaios mecânicos em estruturas *sandwich*, acompanhado por uma breve descrição de algumas características do trabalho.

Tabela 1 - Ensaio de estruturas *sandwich*

| Referências Bibliográficas | Descrição do trabalho |
|----------------------------|---|
| Ge et al. [32] | Neste trabalho os autores estudaram experimentalmente uma estrutura <i>sandwich</i> com núcleo corrugado bidirecional que foi desenhado e fabricado através de impressão 3D. O estudo realizado focou-se mais na resposta à compressão e nos modos de falha desta estrutura. Esta resposta foi obtida através dos ensaios de compressão plana e compressão lateral. No ensaio de compressão plana, os principais modos de falha são por encurvadura e fratura do núcleo. Na compressão lateral não se observou falha porque o carregamento é suportado pelas peles. Ficou assim provado que a deformação por alongamento é dominante na compressão plana enquanto na compressão lateral, as ondulações paralelas ao eixo de carregamento são os principais suportes de carga. |

-
- Kumar et al. [33] Este trabalho avalia experimentalmente a diferença entre espessuras diferentes do núcleo numa estrutura *sandwich*. Para o efeito, foram utilizados vários ensaios, entre os quais os ensaios de tração e flexão. Estes ensaios foram realizados a provetes com núcleo *honeycomb* em Kevlar® e laminados compósitos de fibra de carbono e fibra de basalto. As estruturas fabricadas tinham núcleos com espessura de 3 mm e 5 mm. As propriedades mecânicas foram obtidas utilizando as normas ASTM/ISO. Ao realizar este trabalho concluíram que com o aumento da espessura do núcleo, as resistências à tração e à flexão dos provetes aumentam.
-
- Thiagarajan e Munusamy [29] Este artigo apresenta o estudo experimental e numérico de painéis *sandwich* compósitos sujeitos a ensaios de compressão quasi-estáticos. As faces da estrutura foram ensaiadas à tração e à flexão e a estrutura foi ensaiada à compressão plana e lateral. No ensaio de flexão, ocorreu delaminação numa das camadas da face de carga. Porém, o provete estava intacto depois da falha. No ensaio de tração, antes de ocorrer falha, houve delaminação nas faces da estrutura. No ensaio de compressão lateral ocorreu delaminação no lado que está sujeito a tensões de tração, enquanto no plano central do provete formava-se uma fenda. Na compressão plana não registaram qualquer falha.
-
- Yang et al. [34] Neste artigo os autores estudaram uma estrutura *sandwich* com laminados de fibra de basalto e núcleo de madeira de bambu. Com este estudo, pretende-se aferir a melhoria obtida em comparação com o bambu industrial que tem propriedades inferiores. Para o efeito, foram realizados ensaios de tração, compressão, flexão e corte para obter as propriedades mecânicas desta estrutura e compararam com o bambu industrial. Os provetes ensaiados tinham dois tipos de madeira, bambu laminado e bambu de vertente paralela. Ao comparar os valores obtidos observou-se um aumento de 15,1% e 16,5%, para os diferentes tipos de madeira, respetivamente, na capacidade de suportar esforços à tração. A capacidade de suportar esforços à compressão aumentou em 39,9% e 21,8%. A capacidade de suportar esforços ao corte aumentou em 44% e 22%. Também concluíram que a capacidade de suportar cargas à flexão e a capacidade de deformar foram melhoradas. O modo de falha observado foi a descolagem da face com o núcleo ao invés de ser fratura do núcleo.
-

Wei et al. [35]

O estudo apresentado investiga de forma analítica e experimental, os mecanismos de falha de vigas *sandwich* compósitas através de ensaios de flexão em três pontos. As propriedades mecânicas das vigas *sandwich* foram obtidas analiticamente sendo mais tarde confirmadas pela realização do ensaio experimentalmente. Ao comparar os valores, chegou-se à conclusão de que estes estão em concordância. Para além das propriedades, os autores fizeram um mapa com os mecanismos de falha gerado através dos critérios de fratura. Este estudo fornece uma perspectiva na influência das dimensões na propriedade de flexão da estrutura e aumenta o leque de aplicação do mapa do mecanismo de falha através do aumento do dimensionamento analítico. Os autores conseguiram criar um mapa tridimensional com os mecanismos de falha, confirmar experimentalmente os modos de falha e ainda discutem um método para encontrar a geometria que suporta a maior carga em relação ao peso da estrutura.

2.3 Modelação numérica de estruturas

O MEF é considerado de grande utilidade por ter um campo de aplicação vasto, e existem atualmente diversos trabalhos científicos que descrevem este método [12].

2.3.1 MEF aplicado ao projeto de estruturas

O MEF consiste na divisão de qualquer elemento em partes mais pequenas. Estas partes são denominadas de elementos finitos. O comportamento destes elementos é representado através de equações diferenciais. Quando se define, as condições fronteira e de carga, estas equações diferenciais podem ser resolvidas, conseguindo-se assim obter uma solução numérica [36].

O desenvolvimento do MEF contribuiu para a determinação de tensões. Este método encontra-se em diversos problemas complexos da engenharia e da física. Atualmente o MEF está integrado em *softwares* de simulação, o que torna mais fácil efetuar modelações e simulações e permite que se possa visualizar, analisar e projetar qualquer estrutura de uma forma mais rápida e eficiente, ao invés de utilizar cálculos manualmente. Isto é devesas importante uma vez que permite melhorar possíveis falhas que o modelo possa ter e prever o desempenho dessa alteração de forma menos dispendiosa, tornando-se uma mais valia para o desenvolvimento sistemas de engenharia mais avançado e complexos [36, 37].

No projeto de estruturas, o MEF permite efetuar diversas análises. Estas podem ser estruturais, transferências de calor, escoamentos. De seguida encontram-se exemplos de aplicações do MEF para estruturas [36].

Análise estrutural (Figura 32): Faz-se uma análise estrutural para determinar as tensões e deformações para casos estáticos e dinâmicos de carga. Esta análise pode ser linear ou não linear. Uma análise linear considera que o material está no regime elástico e não tem deformação plástica. Na análise não linear, a deformação plástica entra em consideração.

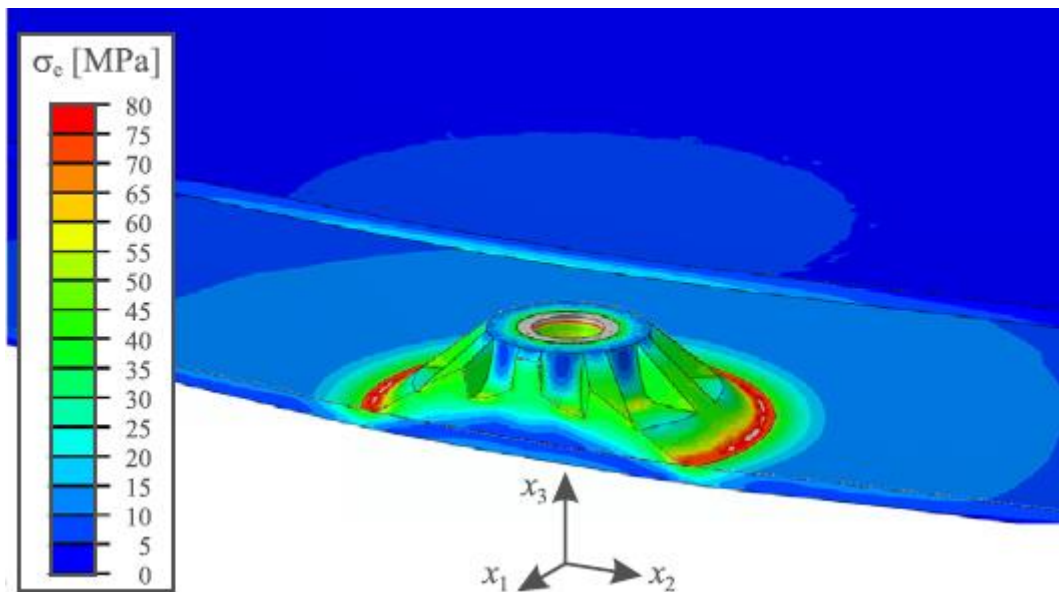


Figura 32 - Exemplo de uma análise estrutural [38]

Análise modal (Figura 33): Nesta análise são avaliadas as frequências naturais e o modo de vibração da estrutura. Para as frequências, caso exista uma excitação externa com valor próximo a uma das frequências naturais, considera-se que existe o fenómeno de ressonância.

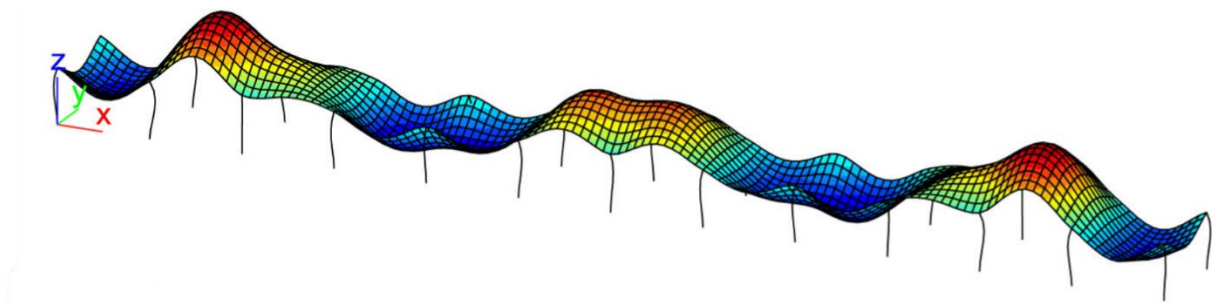


Figura 33 - Exemplo de uma análise modal [39]

Análise do modo de falha: Permite determinar a razão da falha da estrutura ou componente. Na conceção de produto, nem sempre é possível eliminar todas as falhas

existentes num produto. Isto é especialmente verdade em produtos fabricados em pequenas séries em pequenas ou médias empresas.

2.3.2 Modelos de dano coesivo

O conceito de zona coesiva foi proposto por Barenblatt [40, 41] e Dugdale [42] de forma a especificar o dano para carregamentos estáticos na zona de início da fenda. Desde então, os modelos de dano coesivo foram trabalhados e testados e atualmente permitem simular o início de uma fenda e a sua propagação quando ocorre falha coesiva e interfacial ou delaminação de compósitos.

Estes modelos consistem na possibilidade de introduzir artificialmente nas estruturas uma ou várias zonas de fratura onde existe um crescimento do dano causado pelo aparecimento de descontinuidades no campo de deslocamentos. Isto corresponde à utilização das leis de tração-separação para modelar interfaces entre materiais adjacentes ou zonas sólidas de materiais.

As leis de tração-separação também são conhecidas como leis do modelo de dano coesivo ou leis MDC. Estas podem ser utilizadas para ligar nós de elementos de diferentes materiais ou laminados, no caso dos compósitos. Assim, é possível simular uma interface de espessura zero (método local; Figura 34 a; [43]) ou pode ser utilizada para simular uma camada entre dois materiais (método contínuo; Figura 34 b; [44]).

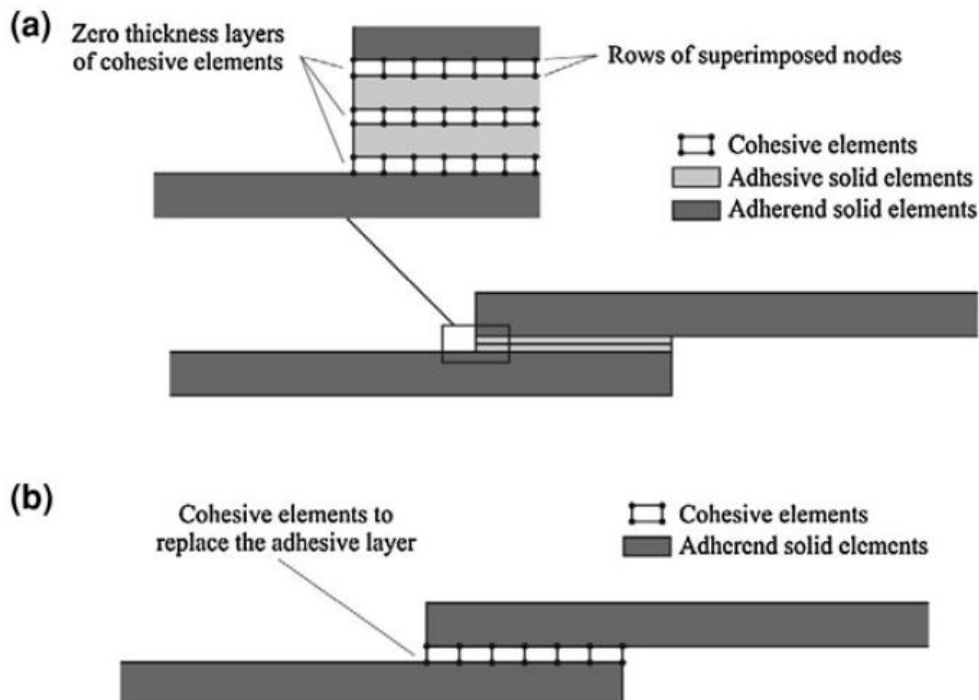


Figura 34 - Elementos coesivos para simular os caminhos de falha [45]

O método local serve para simular a dissipação plástica da ligação adesiva com recurso a elementos finitos sólidos. Em contrapartida, os elementos coesivos são somente

usados para a simulação do crescimento do dano. As leis MDC costumam apresentar uma rigidez inicial elevada a fim de não afetar a rigidez global da estrutura [46].

No método contínuo, o MDC é usado para simular a ligação adesiva fazendo a substituição desta por uma fila de elementos coesivos que irão caracterizar o seu comportamento [47, 48]. Neste método, a rigidez inicial dos elementos representa a rigidez da camada adesiva para cada modo de carregamento. Este método é o mais desejado dado a que é simples e permite obter valores mais acertados [49]. Contudo tem algumas limitações como por exemplo, nas separações coesivas reais, ocorre deformação plástica ao longo da camada o que não é possível simular. Outra limitação é a dependência geométrica do MDC. Esta limitação afeta a zona da fratura e a plasticidade à volta da fenda, tornando as leis MDC dependentes da espessura dos aderentes e do adesivo [50].

O MDC reproduz, macroscopicamente, o dano ao longo de um caminho para o qual não considera o fenómeno microscópico na origem da rotura, através de uma resposta do tipo tração-deslocamentos relativos (t - δ). Esta resposta é dada por pares de nós localizados nas faces opostas ao caminho da fenda, através da especificação dos parâmetros G_n^c , G_s^c e G_t^c que regulam o crescimento da fenda [51]. Desta forma, o MDC simula a evolução da resistência e amaciamento até à rotura, considerando assim a degradação gradual das propriedades do material. As leis de tração-separação podem-se caracterizar por relações lineares em cada fase do carregamento [52, 53], embora em alguns casos estas possam ser definidas de modo diferente para a representar o comportamento real do material. A Figura 35 representa a lei MDC triangular, em 2D, que se encontra implementada no programa Abaqus®.

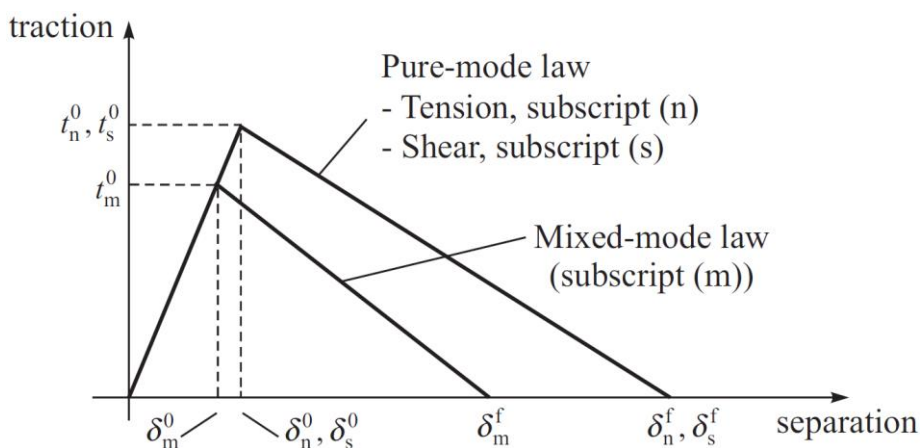


Figura 35 - Lei triangular [54]

Os índices n e s representam a direção normal e a direção transversa. t_n e t_s são as tensões coesivas à tração e ao corte, respetivamente, e δ_n e δ_s são os deslocamentos atuais. O MDC requer os valores de G_n e G_s ao longo dos caminhos de fratura e os respetivos valores críticos (G_n^c e G_s^c) bem como a definição das resistências coesivas (t_n^0 para tensão normal e t_s^0 para tensão de corte), correspondentes ao início do dano,

ou seja, cancelamento do comportamento elástico e início da diminuição das tensões. δ_n^0 e δ_s^0 são os deslocamentos para a força máxima, e δ_n^f e δ_s^f os deslocamentos de rotura. Os valores de δ_n^f e δ_s^f são definidos por G_n^c ou G_s^c , pois estes últimos representam a área abaixo das leis MDC. Quanto à lei MDC do modo misto (Figura 35), t_m^0 é a força coesiva do modo misto, δ_m^0 é o deslocamento respetivo e δ_m^f o deslocamento de rotura em modo misto.

No modo puro de carregamento o início do dano, corresponde à redução da rigidez do elemento coesivo, corresponde à força coesiva máxima (t_n^0 ou t_s^0). Depois de correr o processo de amaciamento e quando os valores de t forem anulados a fenda propaga-se aos nós adjacentes ao caminho da falha, o que provoca a propagação da mesma. Em modo misto, recorre-se aos critérios de tensão e energia para combinar as leis do modo simples para simular o comportamento deste modo inerente a estruturas ligadas por adesivos [55]. A determinação dos parâmetros da lei coesiva pode ser realizada através de diferentes técnicas de redução de dados que têm variados graus de complexidade e precisão. Estas técnicas podem ser a técnica de determinação individual das propriedades, o método direto e o método inverso [56-58].

O MDC constitui uma extensão dos conceitos da mecânica dos meios contínuos, através da inclusão de uma zona de descontinuidade. Para o efeito, esta técnica recorre a parâmetros da mecânica dos meios contínuos para prever o início do dano e parâmetros de energia da fratura para a propagação [59, 60]. Desta forma, o CZM tem maior utilidade do que a mecânica da fratura convencional, pois permite simular o início e o crescimento não semelhante do dano. Ao contrário da mecânica da fratura, não é necessária a intervenção do utilizador ou estar dependente de um defeito inicial. Quando comparado com a mecânica dos meios contínuos, o MDC é independente da malha desde que os elementos de integração na zona da fenda, sujeitos ao amaciamento, sejam suficientes [61, 62].

Em modo misto, o amaciamento de um conjunto de elementos coesivos leva ao início da degradação do material. A degradação do material leva a uma redução de tensões e consequentemente a uma redistribuição destas pelos elementos vizinhos. Caso este fenómeno ocorra de forma suave e através de pequenos incrementos de carga, tem-se uma propagação estável e consegue-se evitar a dependência do tamanho da malha. A simulação do comportamento de estruturas até à rotura tem sido um dos motivos para a utilização do MDC, porque permite incluir várias hipóteses de rotura no modelo numérico, em diferentes regiões dos materiais e nas suas interfaces como é o caso das ligações adesivas. Para o MDC, as regiões de dano não constituem um parâmetro de entrada fundamental, uma vez que o MDC efetua uma pesquisa global dos locais propensos à iniciação do dano com recurso a caminhos que satisfaçam os critérios estabelecidos. Contudo, é necessário que nos possíveis locais de iniciação do dano existam elementos coesivos. No entanto, nalguns casos, não é tão fácil de prever onde ocorrerá o dano. Apesar de os caminhos de rotura do MDC serem utilizados para

simular diferentes fraturas [49], não é viável introduzir elementos coesivos entre cada elemento de campo, mesmo até em malhas de tamanho reduzido. Todavia, em ligações adesivas a propagação de dano encontra-se limitada a planos bem definidos, como por exemplo, perto das interfaces do adesivo/aderente, entre o adesivo e o aderente ou de forma coesiva na ligação adesiva, o que permite ultrapassar esta limitação do método [48]. As leis MDC têm diferentes formas, e as mais usadas para previsão das resistências dos materiais são a triangular, a exponencial e a trapezoidal. Para a lei trapezoidal, δ_n^s e δ_s^s são os deslocamentos correspondentes ao início da redução de tensão [45].

2.3.3 Modelação numérica de estruturas *sandwich*

A modelação numérica de estruturas *sandwich* varia consoante o que se pretende estudar. Para modelar numericamente uma estrutura pode-se utilizar o ABAQUS [63], o ANSYS [64] ou o LS-DYNA [29]. Também é possível criar o elemento a estudar num programa de CAD e importá-lo para um dos programas, como é o caso do trabalho com a referência [6].

Segundo Farrokhhabadi et al. [65], o primeiro passo a dar na modelação numérica de estruturas *sandwich* é a definição de geometrias. Geometrias estas que no caso de um ensaio de flexão em 3 ou 4 pontos são as dos laminados, do adesivo, do núcleo e dos apoios/punções. Os laminados e o núcleo podem ser modelados como elementos sólidos [29] ou elementos de casca [13], e o mesmo acontece para os apoios/punções. Ao definir a malha destes elementos, podem-lhes ser atribuídos vários tipos de elementos que, dependendo dos programas utilizados, podem ter nomenclaturas diferentes. No caso do ABAQUS, na modelação da malha do núcleo e dos laminados podem ser utilizados elementos de casca de 4 ou 8 nós [13] ou hexaédricos sólidos [14]. Na referência [66], os autores realizaram um estudo a uma estrutura *sandwich* de metal/polímero/metal onde os elementos de malha atribuídos à estrutura foram elementos hexaédricos de 20 nós. Aos apoios/punções foram atribuídos elementos rígidos de 4 nós. O modelo numérico deste estudo foi feito em 3D.

Os materiais apresentam comportamentos diferentes quando sujeitos a esforços. Para fazer corresponder o modelo numérico ao que acontece na realidade, utiliza-se critérios de dano para simular o comportamento destes materiais. Por exemplo, em materiais cerâmicos, os autores Wang et al. [67] recorreram ao critério *brittle cracking*, para as espumas, e os autores Mostafa et al. [68] aplicaram o critério *crushable foam*. Para simular o comportamento do adesivo, os autores Thiagarajan e Munusamy [29] empregaram o MDC.

Os critérios de falha utilizados para os laminados podem ser o critério de Hashin para modelar a falha das fibras, o de Puck para modelar a falha da matriz [63] e o de Tsai-Wu para a camada.

O critério de Hashin baseia-se nas tensões de tração na direção das fibras (σ_{1t}), e nas tensões de corte no plano paralelo (σ_{12}) e no plano perpendicular (σ_{13}) à direção das fibras. Para o cálculo também são necessários os valores máximos destas tensões, representados por S_{1t} , S_{12} e S_{13} . Para realizar o cálculo do critério nas fibras à compressão, é necessário conhecer o valor da tensão de compressão na direção das fibras e o seu valor máximo, representados por σ_{1c} e S_{1c} , respetivamente.

Para falha das fibras à tração:

$$\left\{\frac{\sigma_{1t}}{S_{1t}}\right\}^2 + \left\{\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right\}^2 + \left\{\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right\}^2 = \begin{cases} \geq 1 \rightarrow \text{Há falha} \\ \leq 1 \rightarrow \text{Não há falha} \end{cases} \quad (1)$$

Para falha das fibras à compressão:

$$\left\{\frac{\sigma_{1c}}{S_{1c}}\right\}^2 = \begin{cases} \geq 1 \rightarrow \text{Há falha} \\ \leq 1 \rightarrow \text{Não há falha} \end{cases} \quad (2)$$

O critério de Puck tem por base as mesmas tensões que o critério de Hashin mas acrescenta o esforço transversal σ_{22} , as tensões máximas de tração S_{2t} e compressão S_{2c} na direção transversal, mas não considera a tensão de corte no plano perpendicular à direção das fibras, σ_{13} .

$$\left\{\frac{\sigma_{11}}{2S_{1t}}\right\}^2 + \left\{\frac{\sigma_{22}^2}{|S_{2t}S_{2c}|}\right\} + \left\{\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right\}^2 \sigma_{22} \left\{\frac{1}{S_{2t}} + \frac{1}{S_{2c}}\right\} = \begin{cases} \geq 1 \rightarrow \text{Há falha} \\ \leq 1 \rightarrow \text{Não há falha} \end{cases} \quad (3)$$

O critério de Tsai-Wu é baseado em tensões de tração limite na direção das fibras X_t e na direção transversal Y_t , em tensões de compressão limite nas direções das fibras X_c e transversas Y_c , bem como no esforço de corte no plano das fibras S_p . Ao utilizar este critério, se o valor obtido for igual ou superior a 1 significa que ocorre falha, enquanto abaixo de 1 não ocorre falha [21].

$$I_F = F_1\sigma_{11} + F_2\sigma_{22} + F_{11}\sigma_{11}^2 + F_{22}\sigma_{22}^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} < 1 \quad (4)$$

Os coeficientes F do critério de Tsai-Wu são os seguintes:

$$F_1 = \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c}, F_2 = \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c}, F_{11} = \frac{1}{X_t X_c}, F_{22} = \frac{1}{Y_t Y_c}, F_{66} = \frac{1}{S_p^2}, F_{12} = f^* \sqrt{F_{11} F_{22}} \quad (5)$$

2.3.4 Estado da arte na modelação de estruturas *sandwich*

Na Tabela 2 descrevem-se alguns trabalhos científicos relevantes que focam a modelação de estruturas *sandwich*, e cujos objetivos, métodos de análise e principais conclusões são apresentados.

Tabela 2 - Modelação de estruturas *sandwich*

| Referências Bibliográficas | Descrição do trabalho |
|----------------------------|--|
| Farrokhbabadi et al. [65] | <p>Neste estudo, os autores apresentam de forma experimental e numérica o comportamento de um painel com estrutura <i>sandwich</i> multicamada com laminados de tecido de fibra de vidro e núcleo corrugado.</p> <p>Nas propriedades dos materiais, utilizaram-se os critérios de Hashin-Puck's e Puck e Schurmann para prever o início do dano como forma de ter em consideração a resposta não linear dos materiais devido a fraturas nas fibras e na matriz. Depois, para obter o impacto da formação do dano nas propriedades mecânicas da estrutura utilizou-se uma função de dano proposta por Singh e Mahajan [69]. A separação entre as peles e o núcleo foi modelada através de um modelo de dano coesivo triangular. Selecionou-se um tamanho do elemento de 0,1 mm, para a malha, com base no teste de convergência realizado.</p> <p>Com a simulação numérica, conseguiu-se obter valores que estão em concordância com os valores experimentais, o que permitiu assim utilizar a simulação para estudar vários tipos de carregamento e simular a nível micromecânico todas as falhas.</p> |
| Gao et al. [13] | <p>Neste estudo, investigou-se estruturas <i>sandwich</i> com laminados de polipropileno reforçado com fibra de vidro contínua e com núcleo de polipropileno. O objetivo principal do trabalho consistiu em estudar a aplicabilidade de estruturas termoplásticas em diferentes áreas.</p> <p>Os laminados foram modelados através de elementos de casca de oito nós. O núcleo, juntamente com os apoios e o punção, foram modelados por elementos de casca de quatro nós.</p> <p>Começou-se por confirmar os dados obtidos através do ensaio experimental de flexão em 3 pontos, que foi realizado aos laminados de polipropileno e fibra de vidro. Para isso utilizou-se o critério de falha de Hashin. A malha utilizada foi de 3x3 mm. Como meio de prevenir a oscilação causada por mudanças no carregamento, foi utilizada a função <i>Smooth step</i> no ABAQUS. Recorreu-se ao <i>penalty contact</i> para evitar interseções e penetrações, por parte dos apoios e do punção, no provete.</p> <p>De seguida, foi criado o modelo para ensaiar os provetes de</p> |

polipropileno à tração, e realizar o ensaio de compressão do núcleo *honeycomb* de polipropileno. Nos provetes de polipropileno, na zona das garras utilizou-se um tamanho dos elementos da malha de 1x1 mm, enquanto nas restantes áreas este foi de 0,5x0,5 mm. Os elementos do núcleo tinham uma área de 1,5x1,5 mm. No ensaio de compressão considerou-se as placas como corpo rígido. A placa onde assenta o provete foi encastrada. Também se utilizou a função *Smooth step*.

Por fim, iniciou-se a simulação do comportamento da estrutura à flexão em 3 pontos. Aos laminados atribuiu-se um tamanho da malha 2,5x2,5 mm na zona de maior deformação. Na zona de menor deformação o tamanho da malha foi de 6x6 mm. A funcionalidade *penalty contact* foi usada entre a placa de carregamento e o laminado superior, e entre a placa fixa e o laminado inferior para evitar interseções.

Assim, os autores conseguiram simular a evolução da distribuição da carga durante o processo de flexão. Ao mesmo tempo conseguiram validar os modelos através de ensaios experimentais e ainda demonstraram que, com os corretos parâmetros geométricos, estruturas *sandwich* termoplásticas podem ser utilizadas na indústria automóvel e ferroviária.

Os autores estudaram uma estrutura *sandwich* com núcleo treliçado reforçado por fibra de vidro, focando-se na influência geométrica do núcleo treliçado na estrutura *sandwich*.

Primeiro ensaiaram-se experimentalmente os componentes da estrutura sendo depois utilizado o critério de Hashin para modelar numericamente o comportamento dos materiais reforçados com fibras contínuas (as peles e os conectores das peles). Posteriormente comparou-se os valores experimentais com os numéricos.

Djama et al.
[70]

Os elementos das peles e os seus conectores, foram modelados como elementos de casca contínuos de oito nós com três pontos de integração de Gauss. Estes elementos utilizam o modelo de Hashin sem recurso a sub-rotinas. O núcleo não foi considerado para o estudo numérico porque o interesse deste estudo assenta nos conectores sendo assim ignorada a contribuição da espuma de poliuretano.

Na comparação dos valores obtidos experimentalmente nos ensaios de compressão, corte e flexão, foram estimados erros na rigidez de

13,02%, 6,06% e 12,35% respetivamente. Ao utilizar o critério de falha de Hashin, foi possível prever diferentes falhas e simular a rotura da estrutura.

Com a validação do modelo foi possível, aos autores, utilizarem-no para estudar os efeitos dos parâmetros geométricos do núcleo no comportamento global da estrutura.

O trabalho corresponde a uma simulação tridimensional no ABAQUS. Neste trabalho estudou-se, quanto à flexão, uma estrutura *sandwich* com laminados de alumínio de 1 mm de espessura e núcleo *honeycomb* de alumínio com 23 mm de espessura. Sobre esta estrutura colou-se um azulejo de 5 mm de espessura.

O alumínio foi considerado como material plástico enquanto para o azulejo aplicou-se o modelo linear-elástico. No azulejo também se aplicou o critério de falha de *brittle cracking*, que permite simular a falha que ocorre em materiais frágeis. O punção e os apoios foram modelados como elementos rígidos.

Wang et al.
[67]

Na malha do núcleo foram empregues elementos de casca de quatro nós com integração reduzida (S4R). Nas peles e no azulejo utilizaram-se elementos sólidos de oito nós com integração reduzida (C3D8R). Quanto ao tamanho destes elementos, às peles e ao núcleo foi-lhes atribuído 2 mm, para o azulejo foi dada uma malha em gradiente na qual o elemento mais pequeno é de 0,2 mm, localizado na região central da camada. A malha mais fina foi dada ao azulejo por ser neste que ocorre fratura. Os punções/apoios foram modelados como elementos rígidos.

Na realização do ensaio considerou-se uma distância entre apoios de 120 mm para o qual o provete foi simplesmente apoiado. No ABAQUS inseriram-se três contactos *surface-to-surface* entre a *sandwich* e o punção. À restante estrutura foi aplicado contacto geral. De forma a reduzir o tempo na simulação, utilizou-se uma velocidade de carregamento de 1m/s.

Com este trabalho, os autores concluíram que a utilização de um azulejo em estruturas *sandwich* traz um aumento das propriedades mecânicas do conjunto. Contudo, o comportamento da estrutura é dependente da espessura do azulejo utilizado, e quanto maior for a espessura maior é o peso associado.

DESENVOLVIMENTO

3 DESENVOLVIMENTO

O presente capítulo corresponde ao desenvolvimento do tema deste trabalho nomeadamente a avaliação experimental e numérica. Para tal dividiu-se em dois subcapítulos, trabalho experimental e trabalho numérico.

3.1 Trabalho experimental

3.1.1 Geometria *sandwich* a analisar

Neste trabalho foram estudadas duas configurações diferentes de estrutura *sandwich* utilizando os mesmos materiais, mas com peles correspondendo a laminados com sequências de empilhamento distintas. Inicialmente fabricaram-se painéis *sandwich* quadrangulares com 300 mm de lado, que foram cortados de forma a obter provetes de 250 mm de comprimento e 36 mm de largura, cumprindo o requisito da norma ($b > 2 \times h$). A Figura 36 representa as dimensões dos diversos elementos nas estruturas *sandwich*.

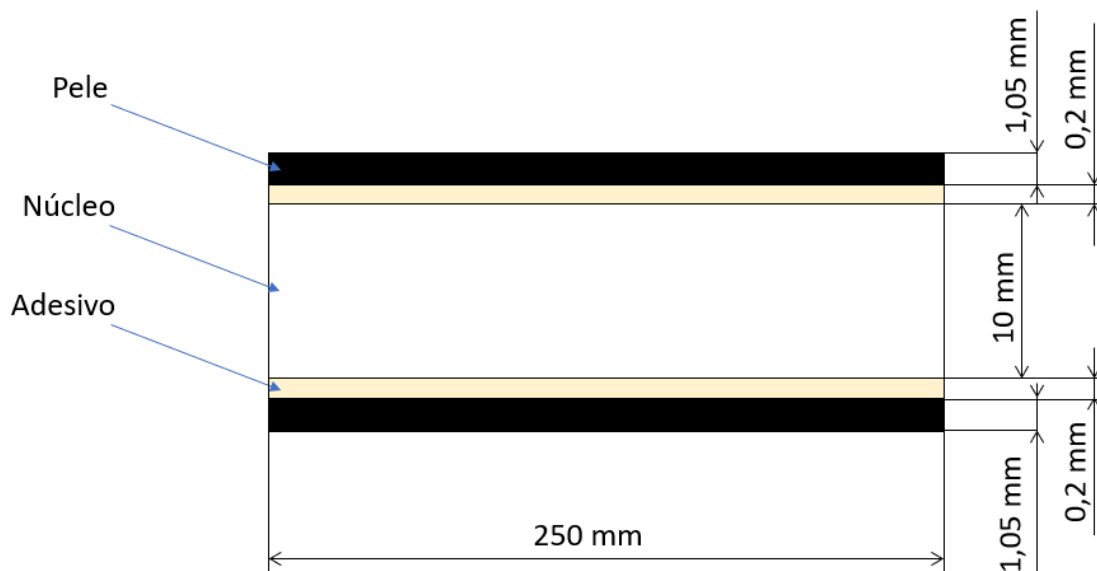


Figura 36 - Exemplo da geometria *sandwich* a analisar

3.1.2 Tipos de ensaios realizados

Os ensaios realizados foram do tipo destrutivo, correspondendo a ensaios de flexão em 3 pontos (Figura 37), flexão em 4 pontos (Figura 38) e compressão do núcleo.

O ensaio de flexão consiste em aplicar uma carga constante numa face de um provete bi-apoiado. Na Figura 37 encontra-se a configuração utilizada para o ensaio de flexão em 3 pontos, de acordo com os critérios estabelecidos pela norma ASTM C393.

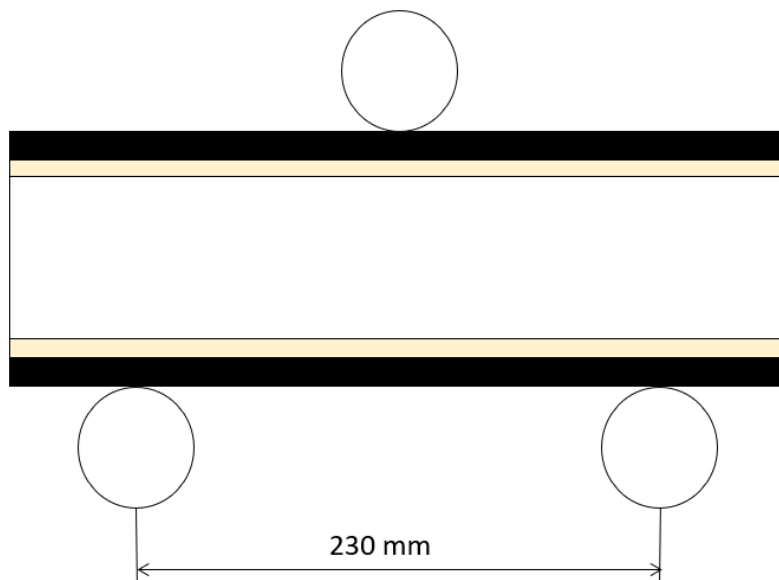


Figura 37 - Configuração do ensaio de flexão em 3 pontos

A Figura 38 demonstra a configuração utilizada no ensaio de flexão em 4 pontos segundo os critérios da norma ASTM C393.

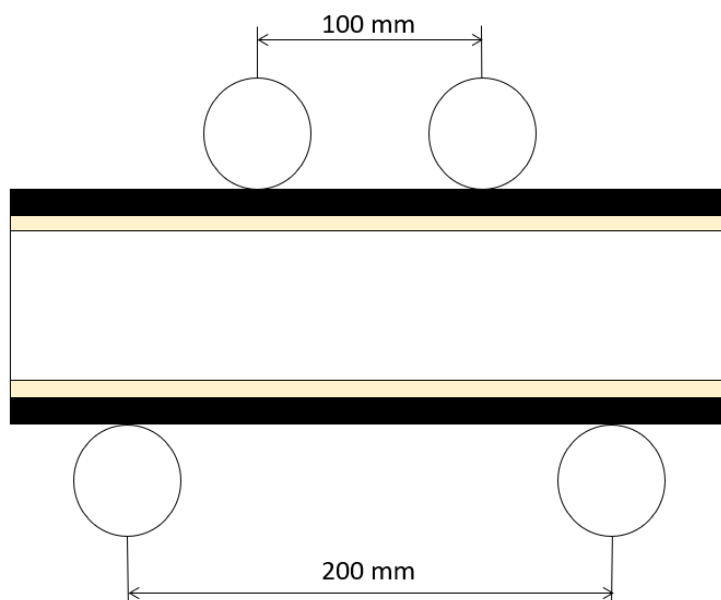


Figura 38 - Configuração do ensaio de flexão em 4 pontos

O ensaio de compressão (Figura 39) consiste na aplicação de uma carga compressiva a um provete no plano normal à sua face. O ensaio é realizado recorrendo à norma ASTM C365.

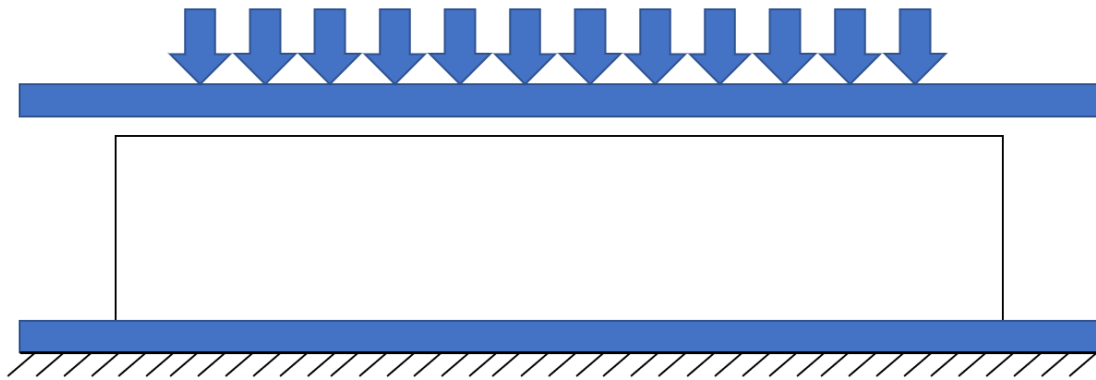


Figura 39 - Configuração do ensaio de compressão

3.1.3 Materiais constituintes

3.1.3.1 Peles e sequência de empilhamento

No fabrico dos laminados, recorreu-se a pré-impregnados unidirecionais (UD) de fibra de carbono (HS 160 REM) e bidirecionais equilibrados ($0^\circ/90^\circ$) de fibra de vidro (EE300 ET445) da empresa CIT - Composite Materials (Itália). As matrizes de ambos os materiais, REM e ET445, são matrizes de resinas de epóxico. Na Tabela 3 indicam-se as propriedades dos materiais, obtidas através da ficha de produto do fabricante, relevantes para este trabalho.

Tabela 3 - Propriedades dos materiais

| | Pré-impregnado UD de fibra de carbono | Pré-impregnado $0^\circ/90^\circ$ de fibra de vidro |
|---|--|--|
| Teor de fibras | 64% | 57% |
| Módulo de elasticidade (E_1) [GPa] | 126 | 29,8 |
| Módulo de elasticidade (E_2) [GPa] | 7,22 | 29,8 |
| Coefficiente de Poisson (ν_{12}) | 0,264 | 0,294 |
| Módulo ao corte (G_{12}) [GPa] | 3,80 | 3,07 |

Com vista a atingir o objetivo deste trabalho foram fabricadas duas configurações com diferentes empilhamentos dos pré-impregnados. A Tabela 6 mostra os dois empilhamentos considerados.

Tabela 4 - Empilhamento das configurações

| Orientação do material de reforço | Configuração 1 | Configuração 2 |
|-----------------------------------|----------------|----------------|
| Fibra de carbono | 0° | 0° |
| Fibra de vidro | ±45° | 0°/90° |
| Fibra de carbono | 90° | 90° |
| Fibra de carbono | 90° | 90° |
| Fibra de vidro | ±45° | 0°/90° |
| Fibra de carbono | 0° | 0° |

3.1.3.2 Adesivo

Na ligação das peles ao núcleo, utilizou-se o adesivo SikaForce® -7710 L100, que é constituído por dois componentes. O componente A é o SikaForce® -7710 L100 e tem como base química o polioli. O componente B, SikaForce® 7010, tem como base química derivados de isocianato, formando assim um adesivo à base de poliuretano. Este adesivo foi escolhido devido à sua cura à temperatura ambiente, é isento de solventes e possui um tempo de manuseamento elevado conjugando a possibilidade de se conseguirem tempos de cura através de prensagem a temperaturas mais elevadas. Isto torna-o adequado para o fabrico de painéis *sandwich*. Na Tabela 5 encontram-se algumas propriedades do adesivo, retiradas da ficha de produto do fabricante.

Tabela 5 - Propriedades do adesivo

| Propriedade | Valor |
|-----------------------------------|-------|
| Resistência à tração [MPa] | 13 |
| Resistência ao arrancamento [MPa] | 9 |
| Alongamento à rotura [%] | 8 |
| Dureza Shore [D] | 80 |

3.1.3.3 Núcleo

O núcleo usado foi uma espuma rígida de células fechadas, à base de poliimida (PMI) da ROHACELL® com a referência 71WF. O PMI da ROHACELL® (Evonik Industries AG, Alemanha) é utilizado principalmente na indústria aeroespacial. Este núcleo permite fabricar estruturas *sandwich* num só passo, o que conduz a um tempo de produção reduzido. Este PMI é capaz de suportar temperaturas de cura de 130°C e pressões até 0,7 MPa, tornando-o adequado para usar em autoclave, RTM e VARTM. Uma característica interessante do PMI, que traz vantagens ao nível da produção, é a possibilidade de termo formar ou maquinar.

A Tabela 6 dispõe as propriedades do núcleo, extraídas da ficha de produto do fabricante.

Tabela 6 - Propriedades do núcleo

| Propriedades | Valor |
|-------------------------------------|-------|
| Massa volúmica [kg/m ³] | 75 |
| <i>E</i> [MPa] | 105 |
| Coeficiente de Poisson (<i>v</i>) | 0,25 |
| Resistência à compressão [MPa] | 1,7 |
| Resistência à tração [MPa] | 2,2 |
| Resistência ao corte [MPa] | 1,3 |

3.1.4 Processo de fabrico

3.1.4.1 Fabrico das peles

Os pré-impregnados são fornecidos pela CIT em rolo, pelo que foi necessário desenrolar uma parte de forma a cortar as camadas necessárias para formar o laminado. As camadas cortadas têm uma área de 300x300 mm². Depois de cortar as camadas, realizou-se o empilhamento pretendido e verificou-se visualmente se estava correto. Só então se retirou a película protetora das camadas para empilhar. Nesta fase é possível que bolhas de ar fiquem aprisionadas entre camadas. Assim sendo, para eliminá-las recorreu-se a uma espátula (Figura 40 (b)), para comprimir o laminado após adição de cada camada (Figura 40).

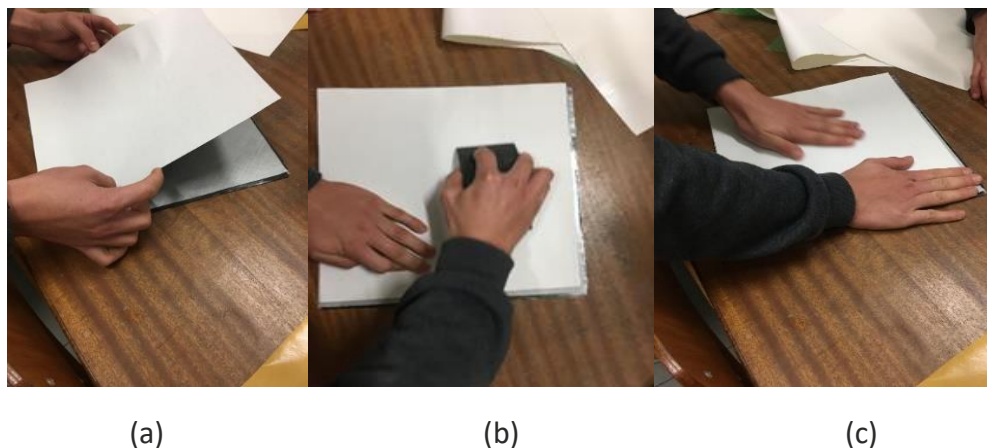


Figura 40 - Processo de empilhamento e colagem das peles a) colagem dos pré-impregnados b) remoção das bolhas de ar c) repetição de a)

Após terminado o empilhamento, foi necessário cortar duas camadas de filme desmoldante e uma de *peel ply* para cada face dos laminados. Estas camadas servirão para facilitar a desmoldagem, absorver excesso de resina e conferir acabamento superficial, respetivamente, depois do processo de cura (Figura 41).

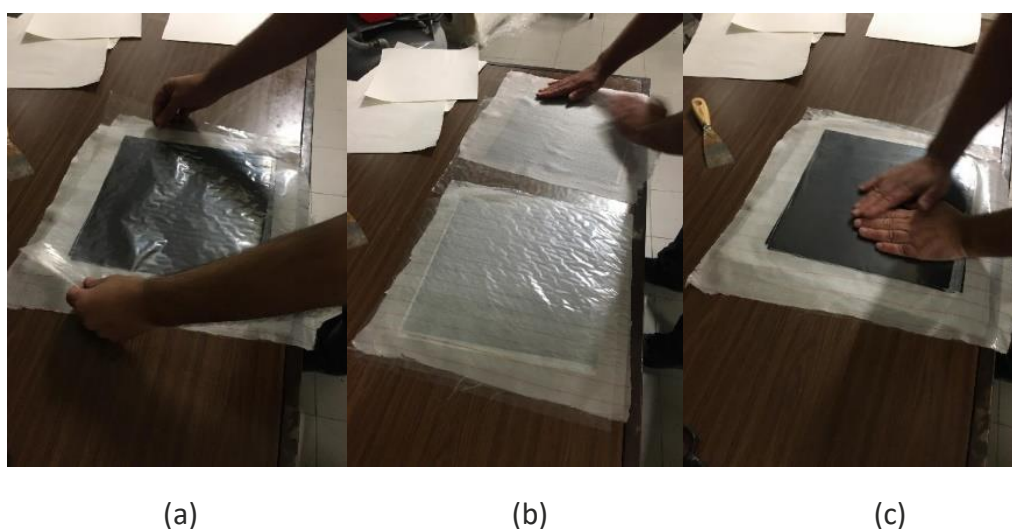


Figura 41 - Colocação de tecido e plástico protetor a) colocação do filme desmoldante b) colocação do *peel ply* c) sobreposição dos laminados

Utilizou-se o seguinte processo para produzir dois laminados em simultâneo. Uma camada de filme desmoldante foi colocada na face dos laminados, isto é, a que ficará em contacto com os pratos da prensa e corresponderá à face exterior na estrutura *sandwich*. A outra foi colocada depois duma camada de *peel ply*, na face interior, isto é, aquela onde vai ser aplicado o adesivo para ligação ao núcleo. A camada de *peel ply* também introduz rugosidade e desta forma favorece o processo de adesão.

Os laminados foram colocados ao mesmo tempo, um sobreposto ao outro com uma camada de filme desmoldante entre as camadas de *peel ply*, na prensa de pratos, quentes para realizar a cura (Figura 42). A Figura 43 apresenta o ciclo de cura utilizado.



Figura 42 - Colocação dos laminados na prensa de pratos quentes

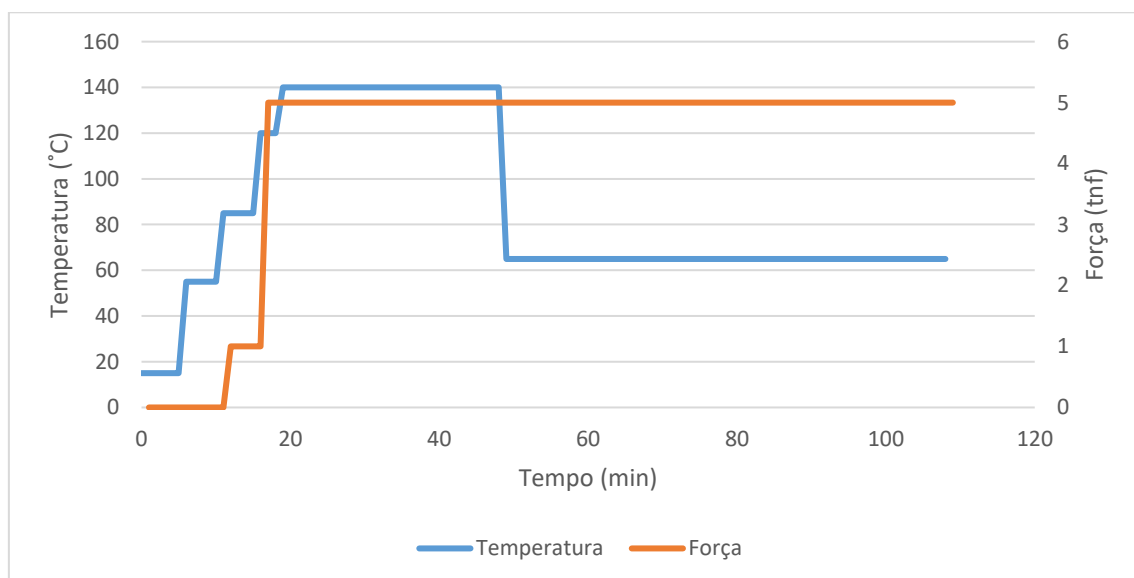


Figura 43 - Ciclo de cura dos laminados

Findo o processo de cura, podem-se remover os laminados da prensa e separar as peles utilizando a camada central de filme desmoldante como meio de separação, demonstrado na Figura 44 (b).

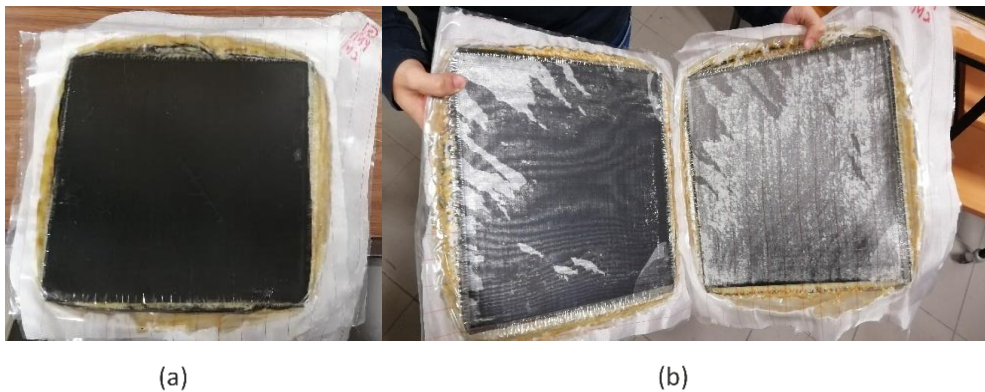


Figura 44 - Laminados após o tratamento de cura: a) laminados pós cura e b) separação dos laminados

Com os laminados curados, foi necessário corrigir a geometria da secção de forma a garantir as dimensões corretas para fabricar a estrutura. Para isso utilizou-se uma serra circular (Figura 45) no corte do excedente.



Figura 45 - Corte dos laminados na serra circular

3.1.4.2 *Fabrico da estrutura sandwich*

No fabrico da estrutura *sandwich* foi preciso cortar um quadrado com aresta de 300 mm de PMI (Figura 46), fazendo coincidir com as dimensões dos laminados.



Figura 46 - Núcleo PMI

Depois de ter o núcleo preparou-se o adesivo (Figura 47). O adesivo escolhido é constituído por dois componentes, sendo essencial misturá-los numa relação de peso de 100 do componente A para 19 do componente B.



Figura 47 - Mistura do adesivo

Para obter os valores do componente A e B a misturar, considerou-se uma espessura para o adesivo de 0,3 mm. Assim sendo, calculou-se um volume de adesivo total que compreende ambas as faces onde se irá espalhar o adesivo. Ao multiplicar o volume de adesivo pela massa volúmica fornecida pelo fabricante, de 1,5 g/cm³, chegou-se a uma massa de adesivo calculada. Todavia, como existem perdas, decidiu-se majorar em 20%. Os valores do componente A e B a utilizar estão na Tabela 7.

Tabela 7 - Cálculos para os componentes do adesivo

| | Valores |
|-----------------------------|---|
| Área da placa | $25 \times 24 = 600 \text{ cm}^2$ |
| Espessura do adesivo | 0,030 cm |
| Volume de adesivo | $600 \times 0,03 = 36 \text{ cm}^3$ |
| Massa volúmica do adesivo | 1,5 g/cm ³ |
| Massa do adesivo calculada | $36 \times 1,5 = 54 \text{ g}$ |
| Massa do adesivo a preparar | $54 \times 1,2 = 65 \text{ g}$ |
| Massa do componente A | $65 \times \frac{100}{119} = 54,62 \text{ g}$ |
| Massa do componente B | $65 \times \frac{19}{119} = 10,38 \text{ g}$ |

Assim, foram utilizados 54,6 g e 10,4 g para os componentes A e B, respetivamente, na montagem de cada estrutura *sandwich*.

Com o processo da mistura terminado deu-se início ao espalhamento do adesivo pelos dois laminados, recorrendo a uma espátula, de maneira a ficar aproximadamente a mesma quantidade em cada face e o mais uniforme possível (Figura 48).

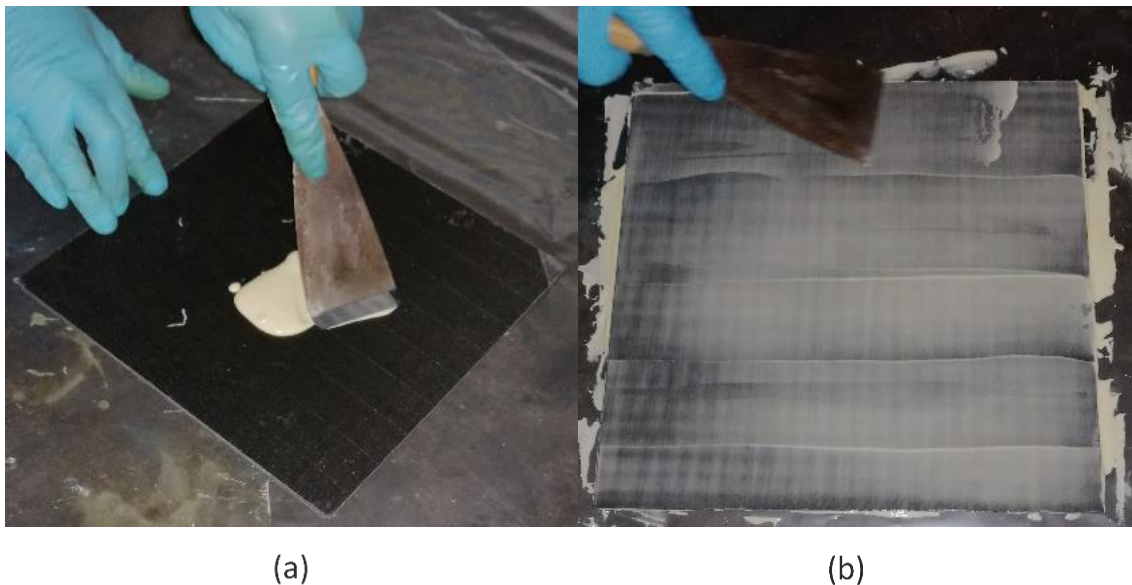


Figura 48 - Aplicação do adesivo

De seguida colocaram-se as peles sobre o núcleo com a direção pretendida (Figura 49). Após esta operação pousou-se uma placa de aço sobre cada estrutura, consolidando a estrutura e expulsando algum excesso de adesivo, e deixou-se curar o conjunto durante uma semana à temperatura ambiente.

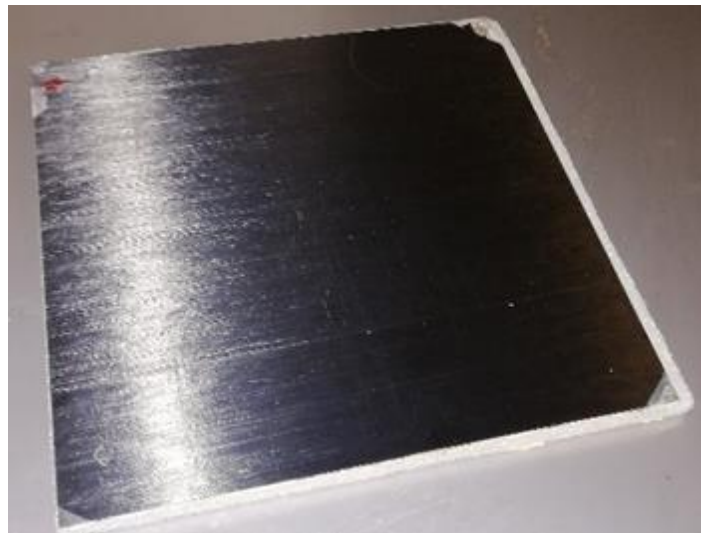


Figura 49 - Estrutura após a colagem

Depois da cura à temperatura ambiente, ambas as estruturas foram colocadas na prensa de pratos quentes durante 6 horas a 60°C para consolidar a cura.

3.1.4.3 Preparação dos provetes para ensaio

Com a estrutura *sandwich* fabricada pode-se iniciar o processo de obtenção dos provetes. No corte dos provetes colocou-se a estrutura na mesa do disco de corte, mediu-se a espessura a cortar, e deslizou-se a mesa em direção à serra para proceder ao corte (Figura 50).



Figura 50 - Retificação da estrutura e corte dos provetes

Com os provetes cortados, obtiveram-se as dimensões de largura e espessura, com auxílio de um paquímetro. Cada dimensão foi registada em três pontos ao longo do comprimento, de modo a obter valores de espessura e largura para cada provete.

3.1.5 Ensaios realizados

Os ensaios foram realizados numa máquina de ensaios universal Shimadzu Autograph AGX 100 kN certificada pelo CATIM. Os parâmetros utilizados nos ensaios de flexão e compressão do núcleo estão apresentados nos subcapítulos que se seguem. Para estes ensaios também foi necessário ter em atenção a humidade e temperatura do laboratório, uma vez que estas afetam as propriedades dos materiais. No ensaio de compressão foram ensaiados três provetes do núcleo. Nos ensaios de flexão foram utilizados quatro provetes para cada ensaio, dos quais dois correspondem à configuração 1 e os outros dois à configuração 2. Nestes ensaios, utilizaram-se calços sob os punções para distribuir a carga e retardar o esmagamento do núcleo. Em ambos os tipos de ensaios, mediu-se a flecha a meio vão com recurso a um comparador analógico.

3.1.5.1 Compressão do núcleo

No ensaio de compressão do núcleo foi utilizada uma prensa de pratos planos com uma velocidade de 0,4 mm/min. A Tabela 8 contempla as medidas dos provetes utilizados para este ensaio.

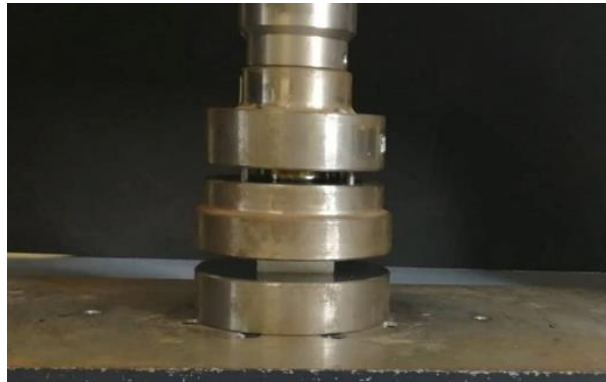


Figura 51 - Ensaio de compressão

Tabela 8 - Medidas dos provetes do núcleo

| | Comprimento (mm) | Largura (mm) | Espessura (mm) |
|-----------|---------------------|--------------|----------------|
| Provete 1 | 38,89 | 38,07 | 9,99 |
| Provete 2 | 39,00 | 38,07 | 10,00 |
| Provete 3 | 39,47 | 38,03 | 9,96 |

3.1.5.2 Flexão em 3 pontos

Na realização do ensaio de flexão em 3 pontos (Figura 52) utilizou-se uma velocidade de 5 mm/min e uma distância entre apoios de 250 mm para as duas configurações.

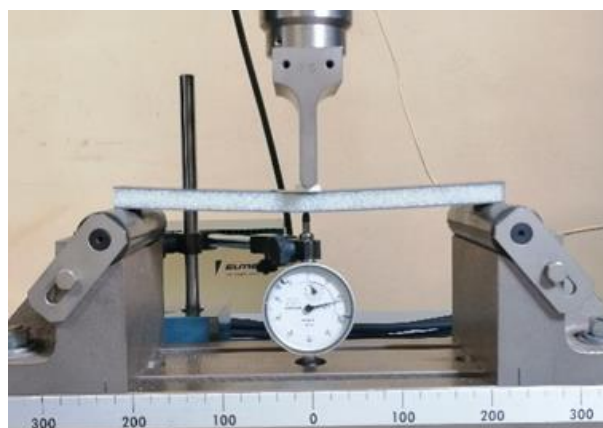


Figura 52 - Ensaio de flexão em três pontos

A distância entre apoios e o ponto de aplicação da carga utilizados, cumprem os requisitos da norma ASTM C393 e estão apresentados na Figura 53.

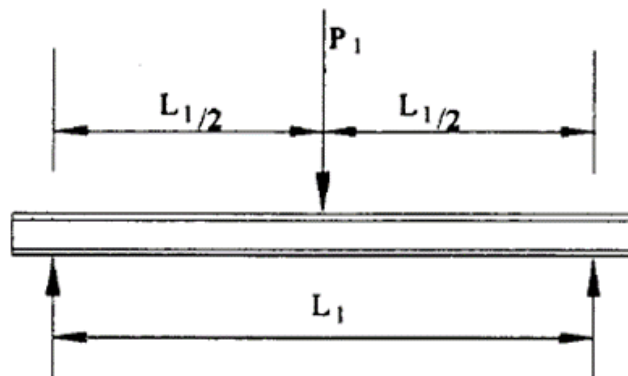


Figura 53 – Posicionamento dos apoios e punção para ensaio de flexão em três pontos

3.1.5.3 Flexão em 4 pontos

No ensaio de flexão em 4 pontos (Figura 54) foi igualmente utilizada uma velocidade de 5 mm/min, uma distância entre os pontos de aplicação da carga de 100 mm e uma distância entre apoios de 200 mm.

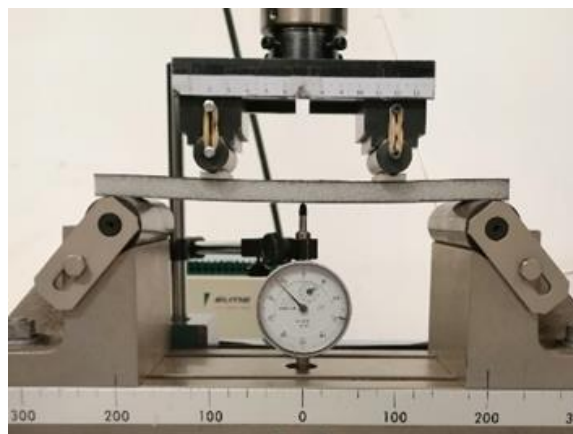


Figura 54 - Ensaio de flexão em quatro pontos

A distância entre apoios e o ponto de aplicação da carga utilizados correspondem a uma configuração de acordo com a norma, sendo a Figura 55 o esquema utilizado.

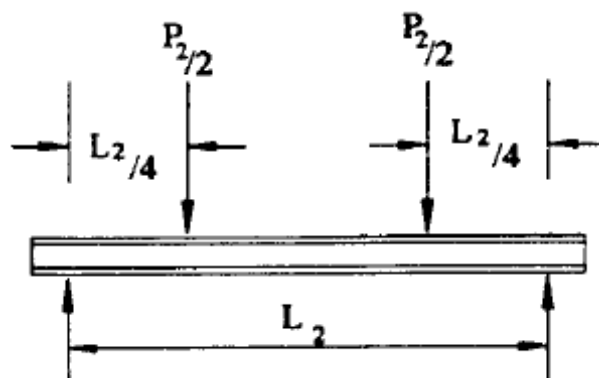


Figura 55 - Posicionamento dos apoios e punção para ensaio de flexão em quatro pontos

3.1.6 Resultados e discussão

Neste capítulo são apresentadas, graficamente, as curvas força-deslocamento dos ensaios de compressão do núcleo, e também dos ensaios de flexão em 3 e 4 pontos à estrutura *sandwich*. Através destes gráficos é possível retirar os valores de carga máxima exercida nos provetes, que servirão para efetuar os cálculos das tensões de corte no núcleo (6) e de flexão nas peles, para os ensaios de três (7) e quatro (8) pontos, e do módulo de corte do núcleo (9). Estes valores calculados estão apresentados sobre a forma de tabela.

$$\tau = \frac{P}{(d + c) \times b} \quad (6)$$

$$\sigma = \frac{P \times L}{2 \times t \times (d + c) \times b} \quad (7)$$

$$\sigma = \frac{P \times L}{4 \times t \times (d + c) \times b} \quad (8)$$

$$G = \frac{s_1 \times L_1 \times c \times \left[\left(\frac{8 \times L_1^2}{11 \times L_2^2} \right) - 1 \right]}{b \times (d + c)^2 \times \left[\left(\frac{16 \times s_1 \times L_1^3}{11 \times s_2 \times L_2^3} \right) - 1 \right]} \quad (9)$$

Na Tabela 9 constam os valores geométricos necessários para o cálculo.

Tabela 9 - Valores geométricos dos provetes

| Configuração | Provete | L_1 (mm) | L_2 (mm) | b (mm) | c (mm) | d (mm) |
|--------------|---------|------------|------------|----------|----------|----------|
| 1 | 2 | N.a | 200 | 36,30 | 9,98 | 12,50 |
| | 3 | | | 36,20 | | |
| | 4 | 230 | N.a | 35,60 | | |
| | 6 | | | 35,80 | | |
| | 2 | | | 34,01 | | |
| 2 | 6 | 230 | N.a | 36,00 | 9,50 | 12,23 |
| | 4 | N.a | 200 | 35,08 | | 12,26 |
| | 5 | | | 35,02 | | 12,46 |

No ensaio de compressão do núcleo obtiveram-se os valores de resistência à compressão (10) e o módulo de compressão (11).

$$\sigma_{rot} = \frac{P_{m\acute{a}x}}{A} \quad (10)$$

$$E_c = \frac{S \times h_0}{A} \quad (11)$$

3.1.6.1 Compressão do núcleo

A Figura 56 representa as curvas de força-deslocamento obtidas para o ensaio de compressão do núcleo de PMI.

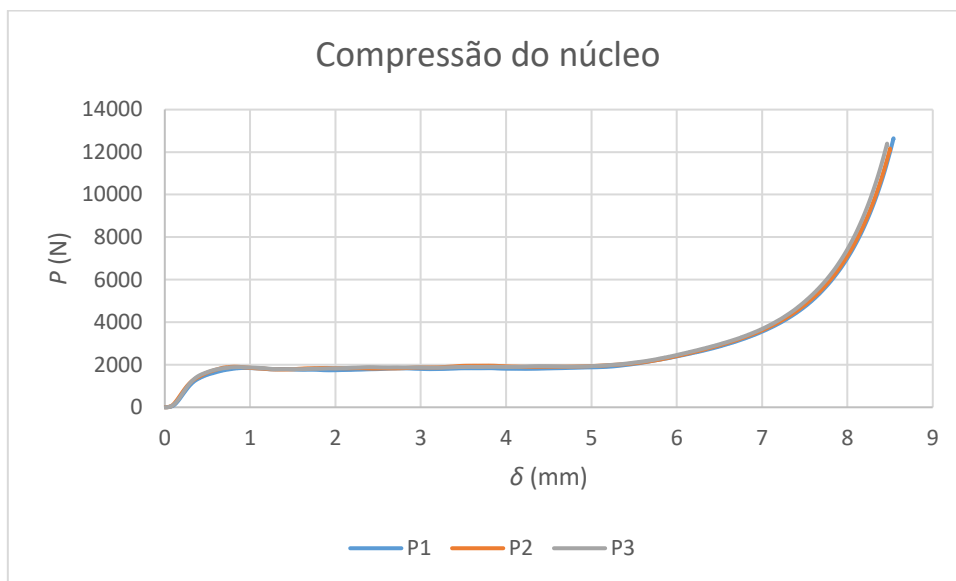


Figura 56 - Gráfico do ensaio de compressão do núcleo

Na Figura 56 estão representadas as curvas correspondentes aos ensaios de compressão do núcleo de espuma ROHACELL® 71WF. Os ensaios foram prolongados muito para além da resistência da espuma de modo a ilustrar as fases elástica e de colapso das células (máximo relativo a $\delta \approx 1$ mm), deformação plástica das paredes das células, e compactação. A resistência e módulo de compressão da espuma, correspondentes ao primeiro máximo, $P_{m\acute{a}x}$, e declive da região elástica, estão apresentados na Tabela 10.

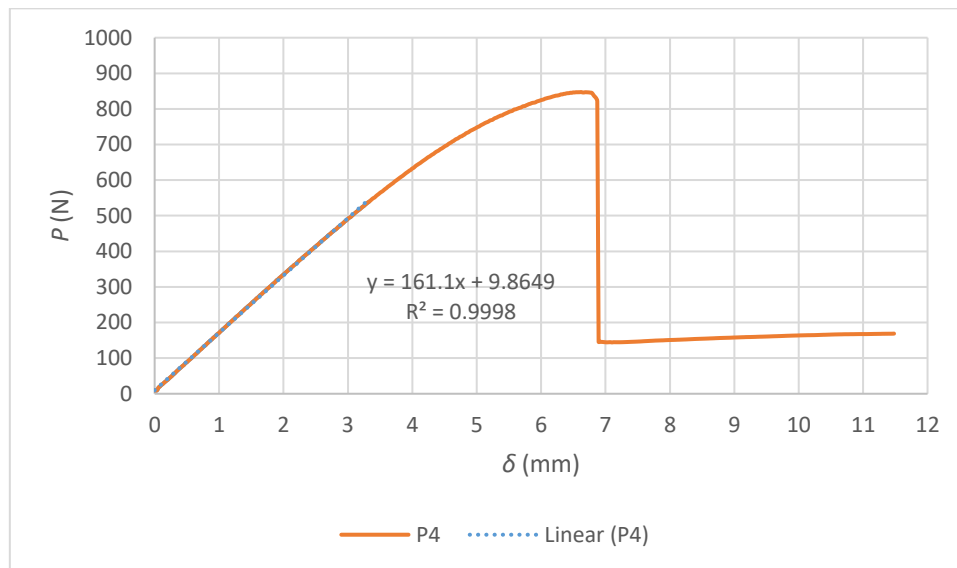
Através da Tabela 10 é possível observar que a média de E_c é de 35,94 MPa com um desvio padrão de 0,85 MPa. Para a resistência à compressão obtiveram-se valores ligeiramente abaixo do anunciado pelo fabricante que é de 1,7 MPa. O valor médio para os três provetes é de 1,263 MPa sendo o valor do desvio padrão de 0,019 MPa.

Tabela 10 – Resultados dos ensaios de compressão do núcleo

| Provete | A (mm ²) | P _{máx} (N) | σ (MPa) | S (N/mm) | E _c (MPa) |
|---------------|----------------------|----------------------|---------|----------|----------------------|
| 1 | 1481 | 1847 | 1,248 | 5181 | 34,96 |
| 2 | 1485 | 1906 | 1,284 | 5418 | 36,49 |
| 3 | 1501 | 1889 | 1,258 | 5480 | 36,36 |
| Valor médio | - | - | 1,263 | - | 35,94 |
| Desvio padrão | - | - | 0,019 | - | 0,85 |

3.1.6.2 Flexão em 3 pontos

Nas seguintes figuras são apresentadas as curvas $P-\delta$ dos provetes ensaiados à flexão em 3 pontos. Nas figuras apresenta-se também a reta e a equação da regressão linear utilizadas para obter o valor de S .

Figura 57 – Curva $P-\delta$ do ensaio de flexão em 3 pontos do provete 4 da configuração 1

A curva apresentada na Figura 57 corresponde ao comportamento do provete 4 da configuração 1 quando sujeito à flexão em 3 pontos. Este provete atingiu um $P_{máx}$ de 847,3 N com um deslocamento respetivo de 6,622 mm.

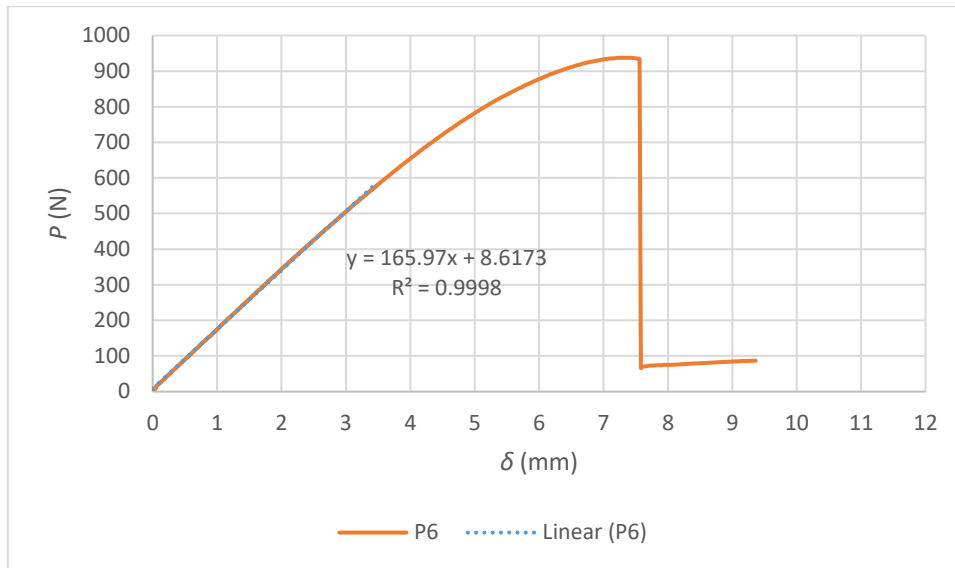


Figura 58 - Curva P - δ do ensaio de flexão em 3 pontos do provete 6 da configuração 1

A Figura 58 mostra a curva de P - δ do provete 6 da configuração 1 para o ensaio de flexão em 3 pontos. A $P_{\text{máx}}$ atingida pelo provete foi de 937,6 N para um deslocamento de 7,289 mm.

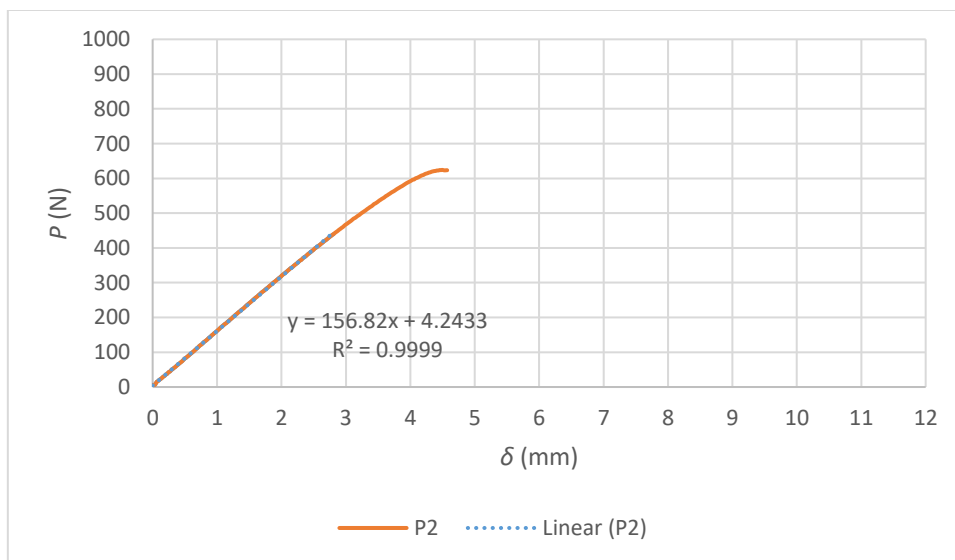


Figura 59 - Curva P - δ do ensaio de flexão em 3 pontos do provete 2 da configuração 2

Na Figura 59 mostra-se a curva P - δ para o ensaio de flexão em 3 pontos do provete 2 da configuração 2. O provete 2 atingiu uma $P_{\text{máx}}$ de 624,4 N com um deslocamento de 4,497 mm. O provete 6 (Figura 60) atingiu um $P_{\text{máx}}$ de 955,5 N para um deslocamento foi de 7,039 mm.

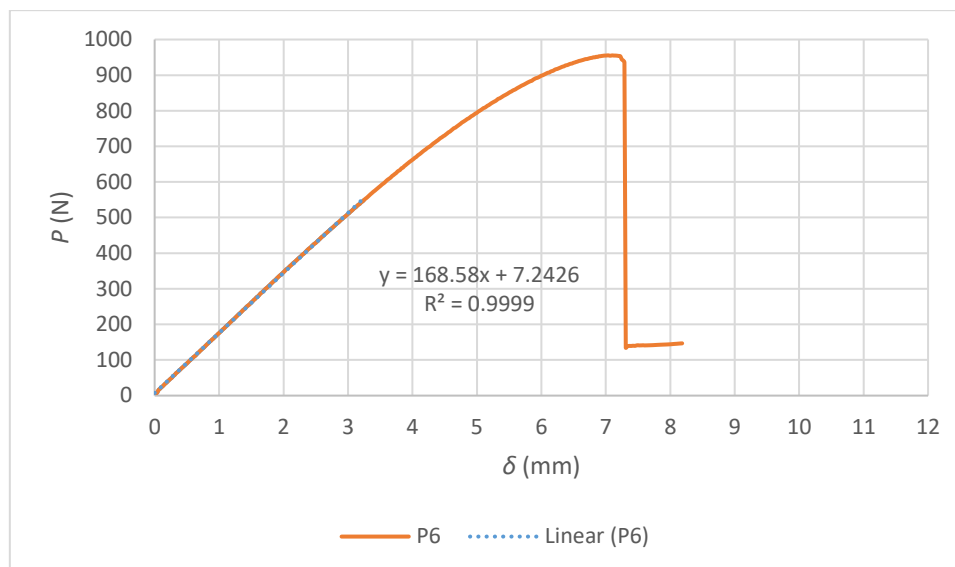


Figura 60 - Curva P - δ do ensaio de flexão em 3 pontos do provete 6 da configuração 2

A Tabela 11 reúne as variáveis mais relevantes dos ensaios, retiradas dos gráficos, e ainda apresenta os valores de τ e σ .

Tabela 11 - Valores obtidos pelo ensaio de flexão em 3 pontos

| Configuração | $P_{m\acute{a}x}$ (N) | τ (MPa) | σ (MPa) | s_1 (N/mm) | Deslocamento para a carga máxima (mm) | |
|---------------|--------------------------|--------------|----------------|-----------------|---|-------|
| 1 | P4 | 847,3 | 1,059 | 113,79 | 161,10 | 6,622 |
| | P6 | 937,6 | 1,165 | 125,21 | 165,97 | 7,289 |
| Valor médio | - | 1,112 | 119,50 | - | - | |
| Desvio padrão | - | 0,0752 | 8,08 | - | - | |
| 2 | P2 | 624,4 | 0,838 | 66,49 | 156,82 | 4,497 |
| | P6 | 955,5 | 1,221 | 102,90 | 168,58 | 7,039 |
| Valor médio | - | 1,030 | 84,70 | - | - | |
| Desvio padrão | - | 0,271 | 25,75 | - | - | |

A média de τ é de 1,112 MPa para a configuração 1 com um desvio padrão de 0,0752 MPa. Na configuração 2 o valor médio foi de 1,030 MPa e o desvio padrão é de 0,271 MPa.

O valor médio obtido para σ , na configuração 1, foi de 119,50 MPa com um desvio padrão de 8,08 MPa. A configuração 2 teve um valor médio de 84,70 MPa e um desvio padrão de 25,750 MPa.

Os provetes da configuração 1 apresentam valores com desvios inferiores aos provetes da configuração 2. Estes desvios são superiores na configuração 2 devido ao provete 2 que apresenta um $P_{\text{máx}}$ e um deslocamento para $P_{\text{máx}}$ inferior em comparação com o provete 6. Na configuração 1 o provete 6 apresenta valores mais altos de $P_{\text{máx}}$, τ e σ que o provete 4, contudo analisando o desvio padrão, a discrepância não é tão elevada quando comparado os desvios da configuração 2. Ao comparar o provete da configuração 2 cujos valores são próximos dos obtidos na configuração 1, tem-se que a configuração 2 possui um τ maior que os provetes da configuração 1, mas um σ menor, ou seja, na configuração 2 o núcleo está a ser solicitado a uma tensão maior por outro lado, na configuração 1 os laminados estão sujeitos a maior tensão.

Pela análise dos dados apresentados, pode-se concluir que, através da realização do ensaio de flexão em 3 pontos, a configuração 1 tem melhores propriedades que a configuração 2. Também se notou que a orientação da camada de fibra de vidro é pouco significativa no comportamento global da estrutura.

3.1.6.3 Flexão em 4 pontos

As figuras que se seguem apresentam as curvas P - δ dos provetes sujeitos à flexão em 4 pontos. Tal como na flexão em 3 pontos, as curvas fazem-se acompanhar da respetiva reta e equação da regressão linear utilizados para obter o valor de S .

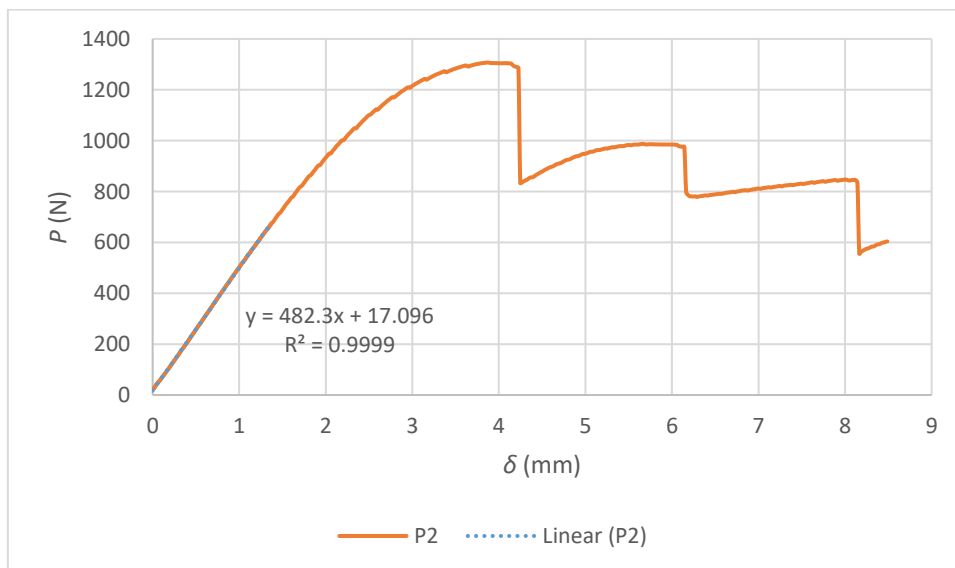


Figura 61 - Curva P - δ do ensaio de flexão em 4 pontos do provete 2 da configuração 1

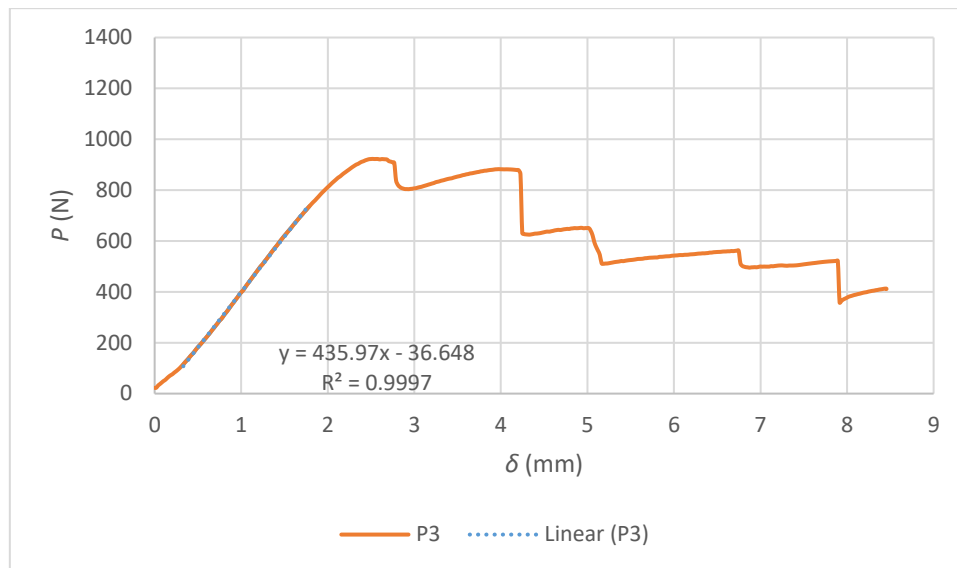


Figura 62 - Curva P - δ do ensaio de flexão em 4 pontos do provete 3 da configuração 1

Na configuração 1, o provete 2 (Figura 61) apresentou uma $P_{m\acute{a}x}$ de 1307,4 N enquanto o provete 3 (Figura 62) atingiu 922,8 N. Na $P_{m\acute{a}x}$, os deslocamentos para os provetes 2 e 3 foram de 3,872 mm e 2,518 mm, respetivamente.

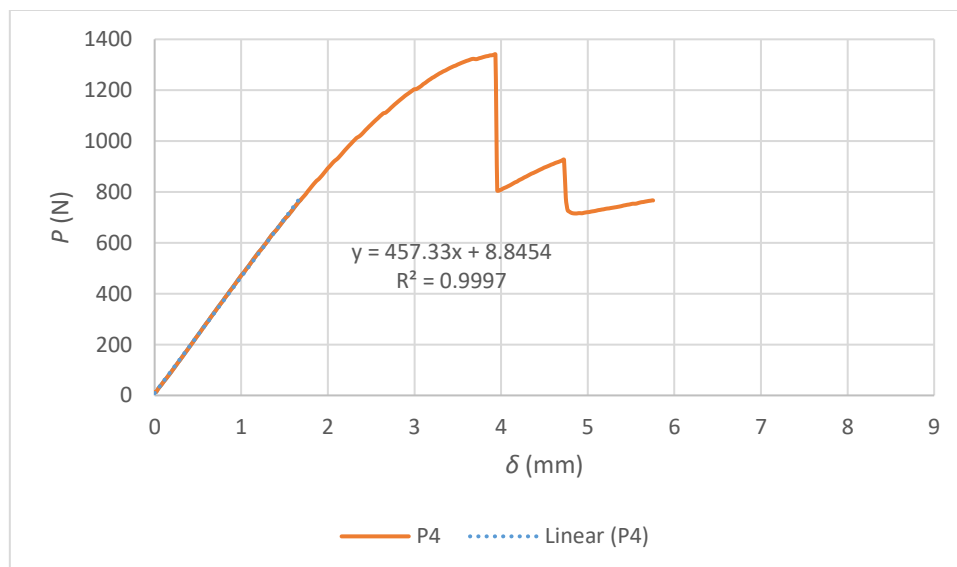


Figura 63 - Curva P - δ do ensaio de flexão em 4 pontos do provete 4 da configuração 2

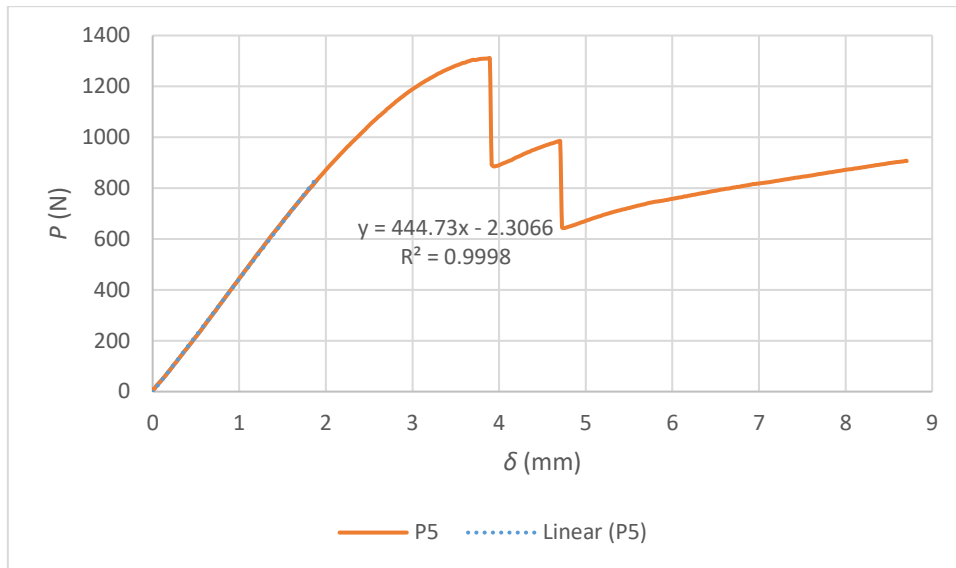


Figura 64 - Curva P - δ do ensaio de flexão em 4 pontos do provete 5 da configuração 2

Os provetes 4 (Figura 63) e 5 (Figura 64) da configuração 2 atingiram uma $P_{m\acute{a}x}$ de 1340,6 N e 1310,3 N respetivamente. Para estes valores de carga, observou-se um deslocamento de 3,935 mm para o provete 4 e 3,893 mm para o provete 5.

Tabela 12 - Valores obtidos pelo ensaio de flexão em 4 pontos

| Configuração | $P_{m\acute{a}x}$ (N) | τ (MPa) | σ (MPa) | s_2 (N/mm) | Deslocamento para a carga máxima (mm) | |
|---------------|-----------------------|--------------|----------------|--------------|---------------------------------------|-------|
| 1 | P2 | 1307,4 | 1,602 | 74,87 | 482,30 | 3,872 |
| | P3 | 922,8 | 1,134 | 52,99 | 435,97 | 2,518 |
| Valor médio | | - | 1,368 | 63,93 | - | - |
| Desvio padrão | | - | 0,331 | 15,47 | - | - |
| 2 | P4 | 1340,6 | 1,756 | 63,63 | 457,33 | 3,935 |
| | P5 | 1310,3 | 1,704 | 57,56 | 444,73 | 3,893 |
| Valor médio | | - | 1,730 | 60,60 | - | - |
| Desvio padrão | | - | 0,0371 | 4,29 | - | - |

A Tabela 12 agrupa os valores de $P_{m\acute{a}x}$, que permitem obter τ e σ . Também se encontra s_2 que, em conjunto com s_1 , permite realizar o cálculo de G .

Na configuração 1 foi obtido um valor médio para τ de 1,368 MPa e um desvio padrão de 0,331 MPa. Já para a configuração 2 o valor médio é de 1,730 MPa e o desvio padrão é de 0,037 MPa.

O valor de σ na configuração 1 teve um valor médio de 63,93 MPa acompanhado por um desvio padrão de 15,471 MPa. Na configuração 2 o valor médio foi de 60,60 MPa e o desvio padrão foi de 4,29 MPa.

Analisando os valores da Tabela 12, os provetes da configuração 2 apresentam menor desvio nos valores calculados em comparação com os valores calculados para os provetes da configuração 1. Isto deve-se ao provete 3, da configuração 1, apresentar um $P_{máx}$ e um deslocamento para $P_{máx}$ muito inferiores ao provete 2. Na configuração 2 o provete 4 apresenta valores mais altos de $P_{máx}$, τ e σ que o provete 5, porém pela análise do desvio padrão, a diferença não é tão elevada em comparação com os desvios da configuração 1. Ao comparar o provete da configuração 1 cujos valores são mais próximos dos obtidos na configuração 2, tem-se que a configuração suporta uma maior tensão no núcleo enquanto a configuração 1 suporta maior tensão nos laminados. Foi verificado que a camada de fibra de vidro não influencia o comportamento global da estrutura.

Tabela 13 – Resultados da combinação de dados de ensaios de flexão em 3 e 4 pontos

| Configuração | Provete | d médio (mm) | b médio (mm) | S (N/mm) | G (MPa) | |
|--------------|---------|----------------|----------------|------------|-----------|-------|
| 1 | P2 | 12,50 | 36,05 | 482,3 | 3,344 | |
| | P6 | | | 166,0 | | |
| | P3 | | 35,90 | 436,0 | 4,263 | |
| | P4 | | | 161,1 | | |
| | P2 | | | 12,43 | | 34,52 |
| P5 | 444,7 | | | | | |
| 2 | P4 | 12,25 | 35,54 | | 457,3 | 4,535 |
| | P6 | | | | 168,6 | |

Para obter o valor de G , através da equação 9, foi necessário obter os valores de s_1 e s_2 . Estes valores são obtidos através do declive da zona linear elástica dos gráficos P - δ dos ensaios de flexão de 3 e 4 pontos, respetivamente. Para o efeito, foi necessário

combinar resultados de ensaios de flexão de provetes da mesma configuração para realizar o cálculo, ou seja, utilizar os valores de um provete para o ensaio de flexão em 3 pontos, e de outro do ensaio de flexão em 4 pontos. Na configuração 1 combinaram-se os provetes 2 e 6 e os provetes 3 e 4. Na configuração 2 fez-se o mesmo para os provetes 2 e 5 e os provetes 4 e 6. A Tabela 13 contém os valores dos termos necessários para realizar o cálculo de G e os resultados obtidos. Os valores de G obtidos para a configuração 2 são superiores aos da configuração 1 contudo, estes valores são muito mais baixos em comparação com o valor do fabricante de 42 MPa. Para justificar esta fraca estimativa de G , podem ser referidas alguns pontos. O método utilizado, baseado na equação 9, é uma via indireta para obter o módulo de corte do núcleo, cuja expressão assume algumas simplificações. Pelo contrário, no método descrito na norma DIN 53294, referido pelo fabricante, ou na norma ASTM C393, o núcleo é solicitado ao corte. Por outro lado, o método de aquisição de dados, baseado em leituras visuais poderá introduzir erros adicionais. Mas lendo a tese verifica-se que no cálculo foram usados declives baseados nas curvas de ensaio em lugar das curvas baseadas nas leituras do comparador como deveria ter sido realizado, sobretudo para o ensaio de flexão em 4 pontos em que os valores dos ficheiros estão obviamente errados como estimativa de rigidez.

3.2 Trabalho numérico

Neste capítulo abordam-se as condições da análise numérica, sendo posteriormente feita uma análise dos esforços aplicados no adesivo e nas peles, e ainda uma análise de dano no adesivo. Depois faz-se uma comparação dos modos de rotura para as duas configurações e prevê-se a sua resistência. Por fim, é feita uma análise dos resultados obtidos, que também são comparados com os resultados da literatura.

3.2.1 Condições da análise numérica

Neste subcapítulo é descrito o processo de criação do modelo numérico na sua íntegra em 3.2.1.1. De seguida, abordam-se os critérios de dano/rotura utilizados para os materiais e as suas propriedades mecânicas. Por fim, caracteriza-se o modelo utilizado para simular numericamente o dano no adesivo, que consiste no modelo de dano coesivo triangular.

3.2.1.1 Criação dos modelos numéricos

CRIAÇÃO DO MODELO

Os modelos numéricos foram criados como partes em duas dimensões. O provete foi modelado como sólido deformável, enquanto os apoios e punções foram modelados como elementos discretos rígidos. Os provetes criados têm as dimensões apresentadas na Figura 65.

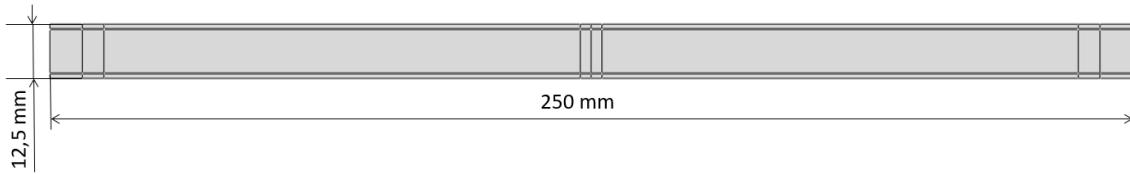


Figura 65 - Definição geométrica dos provetes

Após a definição da geometria dos provetes procedeu-se a particioná-los. Inicialmente o provete foi dividido em cinco partições, que representa as duas peles, as duas camadas de adesivo e o núcleo, para permitir a definição de critérios de dano diferentes. Posteriormente, criaram-se zonas para promover a interação dos apoios ou punções com o provete, sendo que o posicionamento destas zonas varia com os ensaios. A Figura 66 é um esquema da divisão do provete onde é possível ver as peles, o adesivo, o núcleo e a zona onde estará o provete.

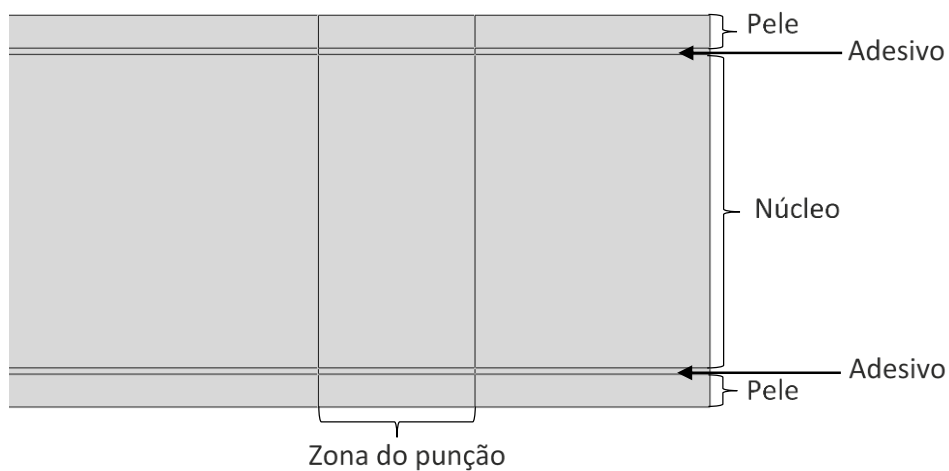
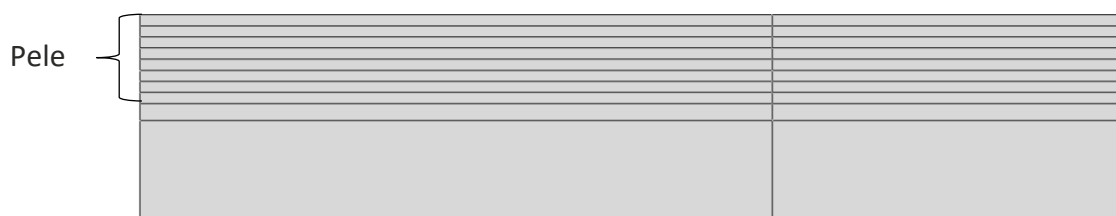


Figura 66 - Esquema das partições criadas

As partições *Pele* foram divididas em oito camadas. Estas oito divisões representam as oito camadas de pré impregnado. Poder-se-ia dividir a modelação de cada pele em apenas seis camadas, uma correspondente a cada camada de empilhamento. No entanto, neste caso seria necessário definir as propriedades de duas camadas com fibras em orientações distintas. Como alternativa, optou-se por modelar cada uma destas camadas como a soma de duas camadas unidireccionais (Figura 67).

Figura 67 - Divisão da camada *Pele*

ATRIBUIÇÃO DAS PROPRIEDADES

A atribuição das propriedades é feita no módulo *Property*. Neste módulo é necessário criar os materiais e as secções, atribuir as secções às partições e orientar os materiais, no caso de utilizar materiais compósitos.

Inicialmente criaram-se seis materiais, sendo estes o adesivo, a fibra de carbono a 0° e a 90°, a fibra de vidro a +45° e -45° ou 0° e 90°, dependendo das configurações, e o núcleo. Nos materiais dos laminados, utilizou-se o comportamento elástico recorrendo às constantes de engenharia de forma a caracterizar cada camada. Foi utilizado o programa Heliuss Composite da Autodesk na determinação destas constantes de engenharia e os valores de rotura para inserir na subopção *Fail stress*.

Na Tabela 14 apresentam-se os valores das camadas de fibra de carbono e vidro a 0°.

Tabela 14 - Propriedades obtidas pelo Heliuss Composite

| Propriedades | Fibra de carbono | Fibra de vidro |
|----------------------|------------------|----------------|
| E_1 (MPa) | 135285 | 40469,6 |
| E_2 (MPa) | 7596,02 | 10066,9 |
| E_3 (MPa) | 7596,02 | 10066,9 |
| G_{12} (MPa) | 3664,10 | 3694,56 |
| G_{13} (MPa) | 3664,10 | 3694,56 |
| G_{23} (MPa) | 2807,03 | 3554,62 |
| ν_{12} | 0,270339 | 0,260412 |
| ν_{13} | 0,270339 | 0,260412 |
| ν_{23} | 0,358875 | 0,416311 |
| σ_{ut1} (MPa) | 3042,00 | 1161,00 |
| σ_{ut2} (MPa) | 68,9359 | 65,1335 |
| σ_{uc1} (MPa) | -1872,00 | -783,001 |
| σ_{uc2} (MPa) | -103,404 | -97,7003 |
| σ_{u12} (MPa) | 92,2078 | 89,7682 |

Os valores das propriedades para as diferentes direções foram obtidos utilizando as seguintes equações [10].

$$E_x(\theta) = \left[\frac{c^4}{E_1} + \frac{s^4}{E_2} + c^2 s^2 \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} \right) \right]^{-1} \quad (12)$$

$$E_y(\theta) = \left[\frac{s^4}{E_1} + \frac{c^4}{E_2} + c^2 s^2 \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} \right) \right]^{-1} \quad (13)$$

$$E_z(\theta) = E_3(\forall \theta) \quad (14)$$

$$G_{xy}(\theta) = \left[4c^2 s^2 \left(\frac{1}{E_1} + \frac{1}{E_2} + \frac{2\nu_{12}}{E_{12}} \right) + \frac{(c^2 - s^2)^2}{G_{12}} \right]^{-1} \quad (15)$$

$$G_{xz}(\theta) = \left[s^2 \frac{2(1 + \nu_{23})}{E_2} + \frac{c^2}{G_{12}} \right]^{-1} \quad (16)$$

$$G_{yz}(\theta) = \left[c^2 \frac{2(1 + \nu_{23})}{E_2} + \frac{s^2}{G_{12}} \right]^{-1} \quad (17)$$

$$\frac{\nu_{xy}}{E_x}(\theta) = \frac{\nu_{12}}{E_1} (c^4 + s^4) - c^2 s^2 \left(\frac{1}{E_1} + \frac{1}{E_2} - \frac{1}{G_{12}} \right) \quad (18)$$

$$\nu_{xz}(\theta) = c^2 \nu_{12} + s^2 \nu_{23} \quad (19)$$

$$\nu_{yz}(\theta) = s^2 \nu_{12} + c^2 \nu_{23} \quad (20)$$

Os critérios de dano/rotura destes materiais serão abordados no subcapítulo 3.2.1.2. Depois de atribuir as propriedades aos materiais, passou-se para a criação das secções do adesivo, do núcleo e dos materiais pertencentes ao laminado nas respectivas orientações anteriormente atribuídas. O adesivo foi criado como sendo do tipo coesivo e com uma resposta do tipo separação à tração. O núcleo e as fibras de carbono e vidro foram criados como sólidos homogêneos. Para a largura das camadas foram utilizados os maiores valores de b presentes na Tabela 9, para cada ensaio e configuração. A Figura 68 apresenta a informação necessária de forma simplificada. Para as fibras, o processo de edição da secção é análogo ao do núcleo.

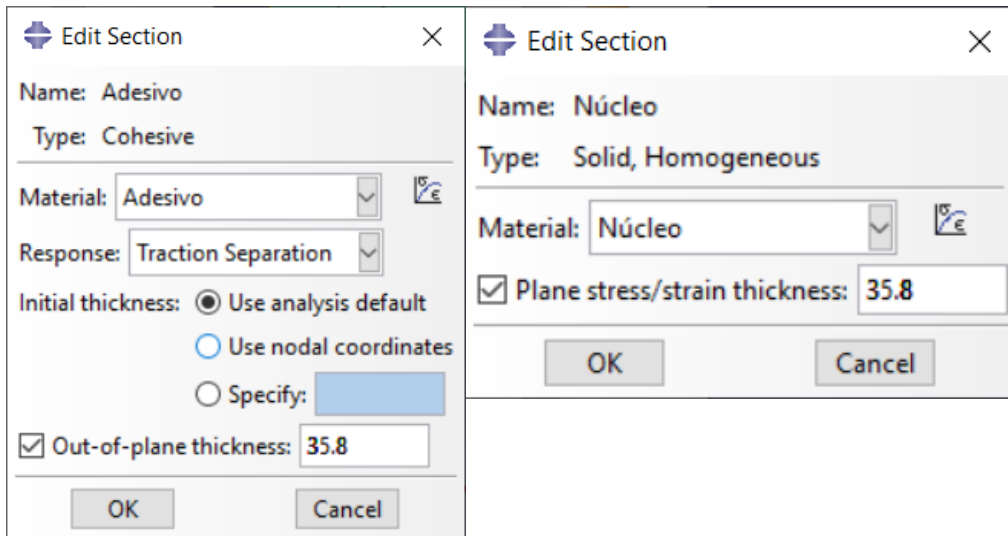


Figura 68 - Informação para a criação das secções

Após as secções criadas, estas foram atribuídas às partições estabelecidas anteriormente.

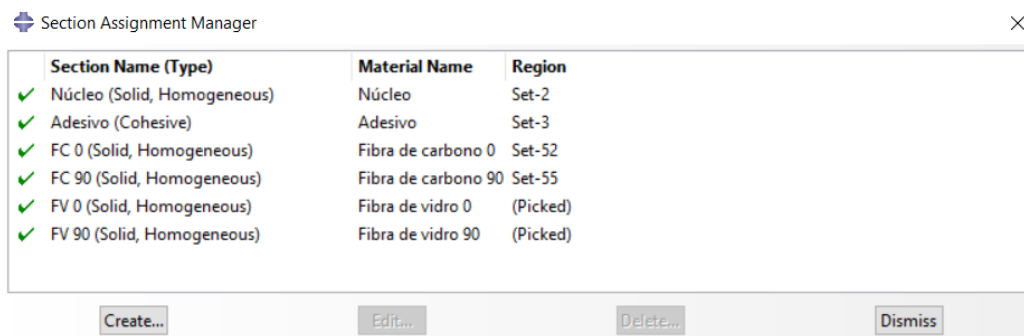


Figura 69 - Janela do gestor de secções estabelecidas

Para concluir esta etapa, foi necessário definir a orientação das peles. Para este efeito, as partições do modelo correspondentes às peles foram associadas ao sistema de eixos original do programa, ou seja, eixo x ao longo do comprimento do provete. Por outro lado, nas camadas a 90°, optou-se por introduzir as propriedades ortotrópicas já nas direções das fibras, ou seja, introduzindo o E mais elevado na direção 3.

MONTAGEM DO CONJUNTO

Na montagem do conjunto, foi indispensável criar uma instância para colocar os elementos. No ABAQUS, o primeiro elemento a ser colocado fica por defeito fixo no espaço de trabalho, para este efeito selecionou-se o provete. Depois, na colocação dos apoios e punções bastou selecionar a opção de *auto-offset* e escolher o respetivo modelo. Com recurso ao botão aplicar, foi possível inserir o número desejado de punções para replicar os ensaios experimentais e facilitar a inserção destes no ambiente de trabalho do conjunto. Posteriormente posicionaram-se os punções nas

zonas de contacto definidas anteriormente, que correspondem à medida do ensaio experimental (Figura 70).

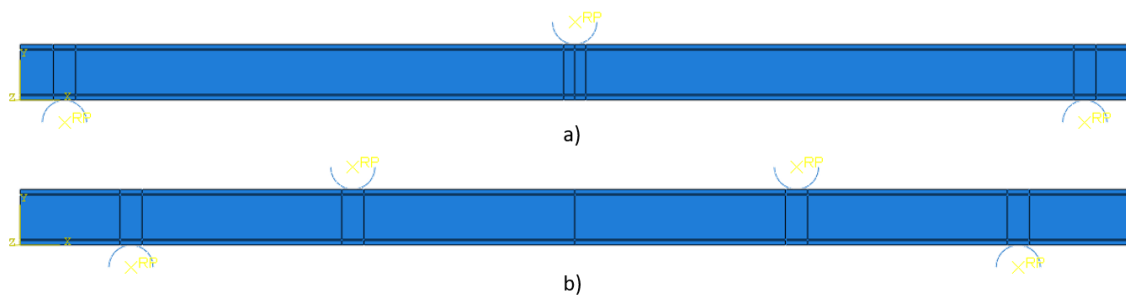


Figura 70 - Localização dos punções para flexão em 3 pontos em a) e flexão em quatro pontos em b)

Com recurso ao comando de translação foi possível mover os punções para a respetiva zona. Esta função requer a escolha do elemento que vai sofrer translação, o ponto de partida, tendo-se escolhido o ponto a meio da face do punção, e o ponto de chegada, que se encontra a meio do comprimento da aresta da zona criada para o punção. Na colocação dos apoios foi necessário utilizar a função de rotação. Esta função solicita a escolha do elemento, o ponto de referência à rotação e o ângulo de rotação.

PARÂMETROS DE COMPUTAÇÃO

Para a simulação dos ensaios das estruturas *sandwich*, foi realizada uma análise estática com a opção de não linearidade geométrica. Os parâmetros de incrementação são compostos pelo número máximo de incrementos da análise, bem como o valor inicial e os valores mínimos e máximos de cada incremento. A Figura 71 demonstra os valores utilizados para os modelos deste trabalho.

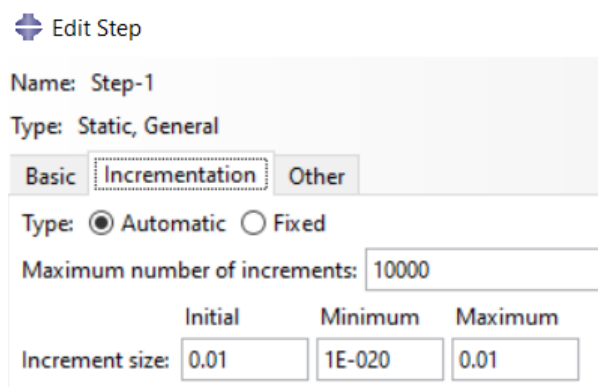


Figura 71 - Valores utilizados na incrementação da simulação estática

INTERAÇÃO ENTRE PARTES

No modelo a estudar foi necessário definir a interação entre componentes de forma a garantir o apoio sem atrito nem interpenetração dos punções com os provetes. Para isso foi criada uma interação do tipo *surface to surface* entre os punções e as faces das peles, como se pode observar na Figura 72.

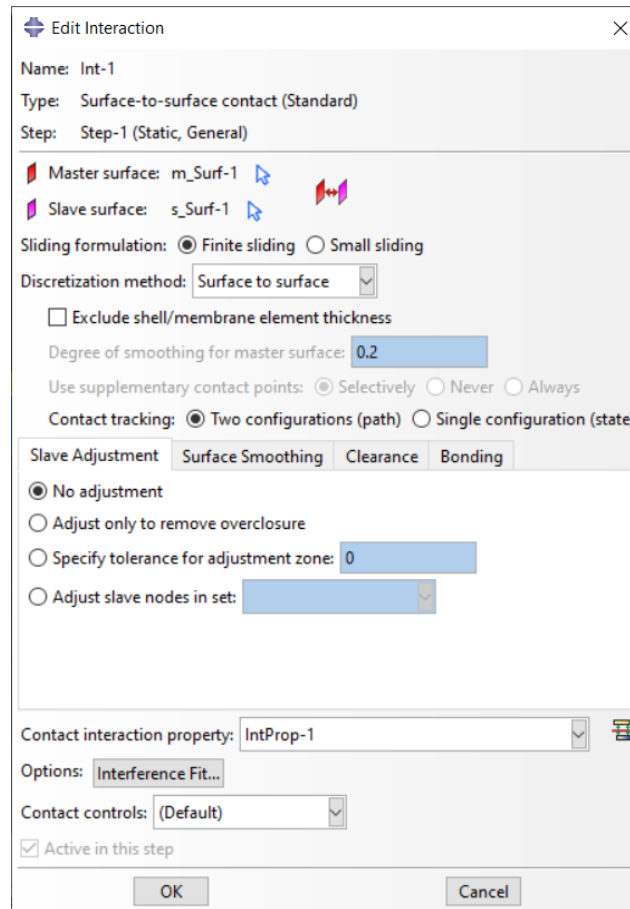


Figura 72 - Interação entre o provete e o punção

Para definir esta interação foi necessário definir a face mestra (Figura 73) como a face exterior do punção. A seguir foi necessário escolher a face *slave*. Neste caso considerou-se a face da estrutura que está em contacto com o punção. Contudo, como o modelo foi dividido em secções, deve-se escolher a aresta que está diretamente em contacto e as duas arestas vizinhas.

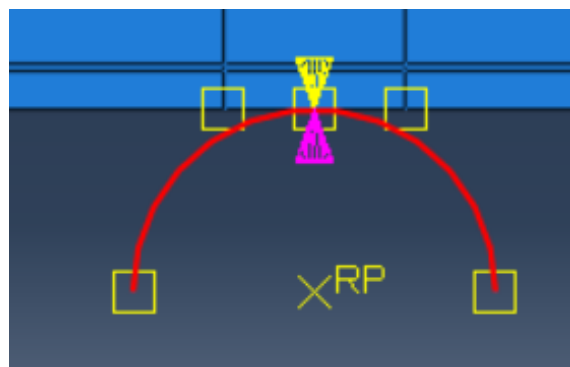


Figura 73 - Seleção das faces

A propriedade de interação de contacto (Figura 74) foi criada como tendo um comportamento tangencial sem atrito e um comportamento normal *hard contact*.

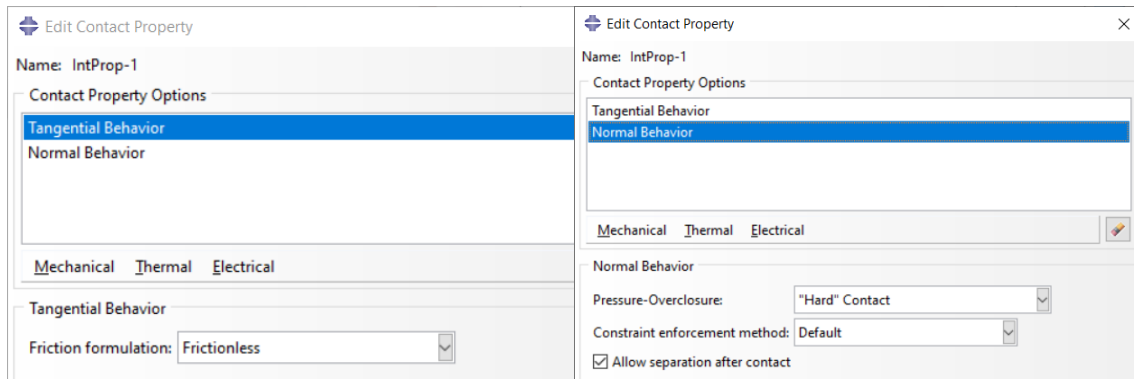


Figura 74 - Propriedades do contacto

CONDIÇÕES FRONTEIRA

Tanto no ensaio de flexão em três pontos como quatro pontos foram utilizadas as mesmas condições fronteira. A diferença entre os dois tipos de ensaio diz respeito à existência de um punção adicional no ensaio de flexão em quatro pontos.

Nos ensaios foi considerado que os apoios se encontram encastrados. O encastramento é definido no ponto de referência dos apoios (Figura 75).

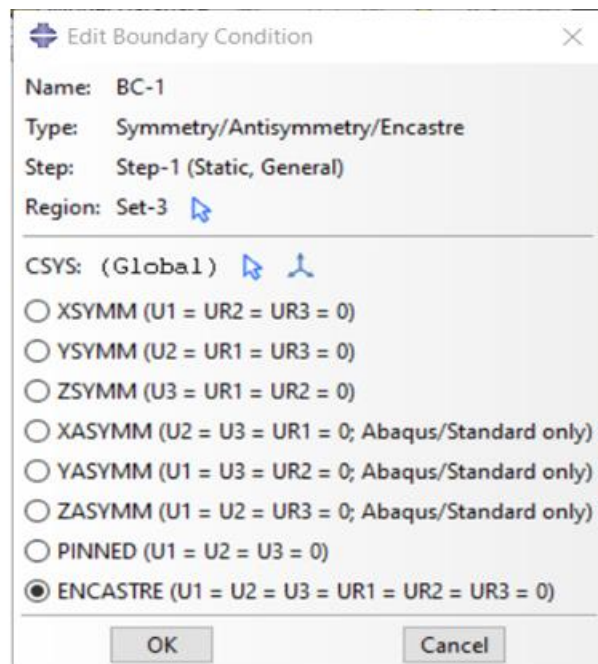
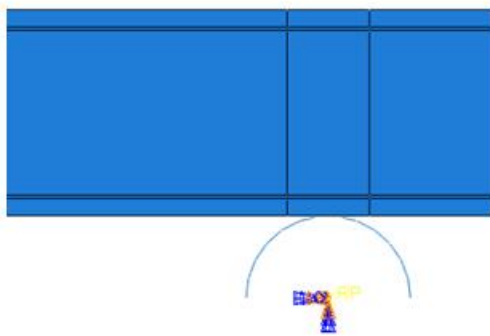


Figura 75 - Condição fronteira dos apoios

Por outro lado, considerou-se que os punções de carregamento têm um deslocamento em y negativo, e movimento restringido nos eixos x e z como representado na Figura 76. Mais uma vez, estes valores foram definidos no ponto de referência. Também se considerou um ponto a meio do provete como tendo deslocamento em x nulo para evitar o seu movimento de corpo rígido na horizontal.

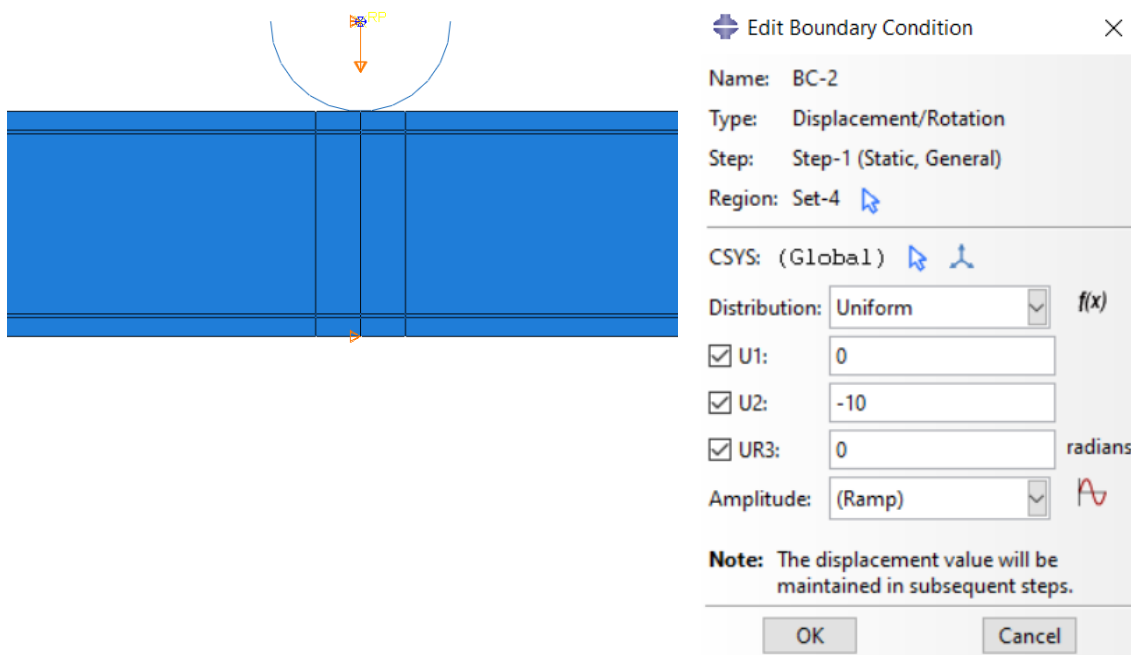


Figura 76 - Condição fronteira do punção de carregamento

MALHA

No ABAQUS o processo de criação da malha segue três etapas. A primeira é designar os controlos da malha. Os controlos de malha foram designados por camadas, primeiro foram selecionados as peles e o núcleo, escolheu-se a forma *Quad* e a técnica *structured*. Depois, para o adesivo manteve-se a forma *Quad*, mas utilizou-se a técnica *sweep*. Ao escolher esta técnica é necessário ter em atenção para que a direção associada a este controlo de malha reflita a orientação dos nós homólogos dos elementos coesivos, ou seja, que ligue as interfaces inferior e superior da camada de adesivo com os materiais adjacentes (peles e núcleo).

A segunda etapa consiste na definição do tipo de elementos. Inicialmente atribuiu-se um tipo de elementos da família de estado plano de deformação às peles e ao núcleo, com a designação CPE4R que constitui um elemento de 4 nós com integração reduzida. Ao adesivo foram atribuídos elementos coesivos com a designação COH2D4 (elementos coesivos bidimensionais com 4 nós).

O refinamento da malha (terceira etapa) constitui uma parte importante do estudo numérico, já que permite a obtenção de valores com maior ou menor rigor. Idealmente, seria favorável utilizar uma malha mais fina, contudo o aumento dos elementos da malha aumenta o tempo de processamento do modelo numérico. Tendo isto em consideração, utilizou-se os seguintes valores para o número de elementos e os seus tamanhos:

- Na espessura do núcleo foi utilizado o método *By size* com *Double Bias* de tamanho mínimo de 0,05 e máximo de 1;

- Na espessura das peles também se recorreu ao método *By size* sem *Bias* com tamanho de 1;
- Para a espessura do adesivo foi utilizado o método *By number* sendo o valor de 1;
- No comprimento do provete exceto a zona dos punções, usou-se o método *By size* sem *Bias* com um tamanho de 1;
- Nos punções, ao longo do comprimento do provete, colocou-se o método *By size* sem *Bias* com um tamanho de 0,05.

É importante realçar que, para inserir estes dados de forma que não haja erros, no processo de seleção das zonas foram selecionadas todas as retas correspondente às espessuras e aos comprimentos. A Figura 77 representa os valores mencionados em cima para cada camada.

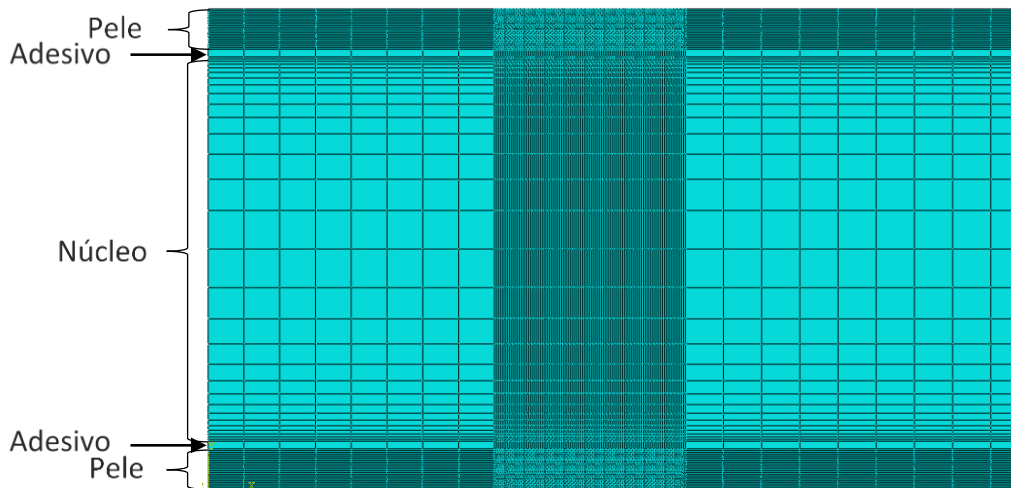


Figura 77 - Representação da malha utilizada em cada secção

SIMULAÇÃO

Tendo completado os passos anteriores criou-se um *Job* e deu-se início à submissão começando assim o estudo numérico. Para acelerar o processo podem ser alocados mais recursos do computador, o tempo de realização do processamento está dependente das especificações do computador. Para este estudo alocou-se 4 núcleos e 90% da memória do computador.

3.2.1.2 Critérios de dano/rotura utilizados

Os critérios de dano/rotura pretendem reproduzir o comportamento dos materiais tal como num ensaio experimental.

O adesivo foi modelado por elementos coesivos com lei triangular, que inclui dois comportamentos, o elástico e o plástico. O comportamento elástico utilizado é do tipo tração. O comportamento até à rotura foi especificado por leis de dano à tração e corte, com critério *quads* de início de dano, e um critério energético linear para aferir a

rotura dos elementos. A Figura 78 e a Figura 79 apresenta os campos necessários para preenchimento, e os valores utilizados para o adesivo. Estes valores foram retirados dos modelos numéricos realizados por Macedo [71].

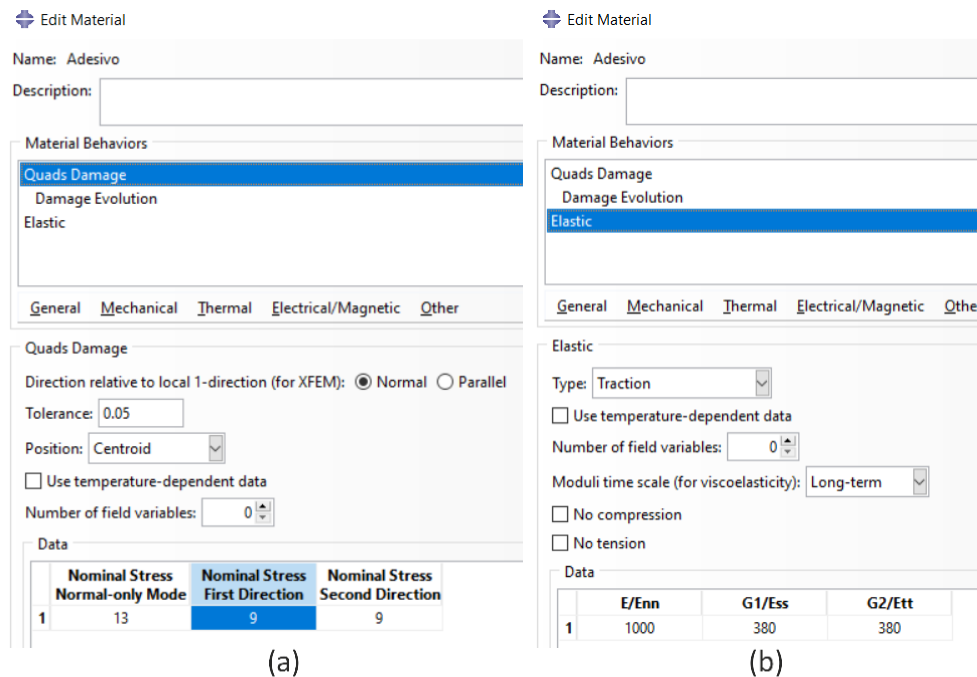


Figura 78 – Propriedades (a) para danos *quads* do adesivo (b) elásticas do adesivo

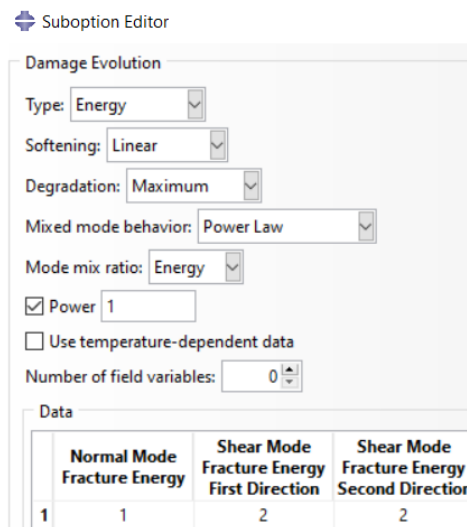


Figura 79 - Evolução do dano para o adesivo

Para o núcleo recorreu-se aos comportamentos elástico e plástico. O comportamento plástico do núcleo foi do tipo *crushable foam* com endurecimento isotrópico, utilizando os valores do rácio de compressão de um, e o Poisson plástico de zero. Para o *crushable foam* utilizaram-se as subopções de endurecimento (*foam hardening*) e comportamento da espuma dependente da taxa de deformação (*rate dependent*).

Na subopção do endurecimento foram colocados os valores apresentados na Tabela 15. Estes valores foram retirados dos gráficos do ensaio de compressão do núcleo. Inicialmente fez-se uma compensação dos valores iniciais por existir uma região que não é representativa da propriedade do material. Posteriormente analisou-se a zona de deformação plástica e escolheram-se os valores capazes de representar a curva da deformação do material na zona plástica. A Figura 80 representa as curvas experimentais do ensaio de compressão do núcleo, acompanhadas da curva numérica cujos valores foram utilizados para modelar o endurecimento do núcleo.

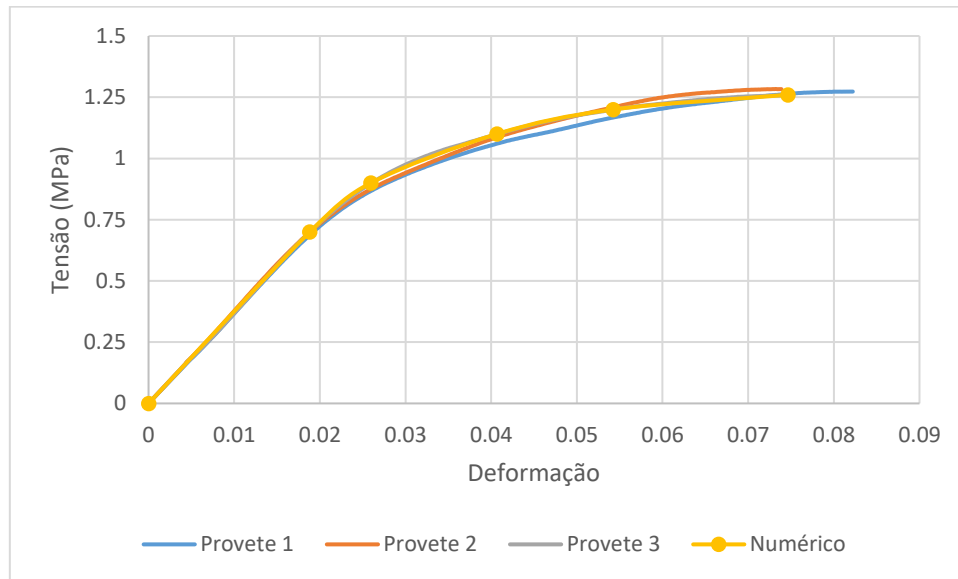


Figura 80 - Curvas experimentais e numéricas do comportamento do núcleo

Tabela 15 - Valores do endurecimento do núcleo

| Tensão (MPa) | Deformação plástica uniaxial |
|--------------|------------------------------|
| 0,7 | 0 |
| 0,9 | 0,00175 |
| 1,1 | 0,00111 |
| 1,2 | 0,02196 |
| 1,26 | 0,04076 |

Para a caracterização do comportamento da espuma dependente da taxa de deformação, foram utilizados os valores da Figura 81.

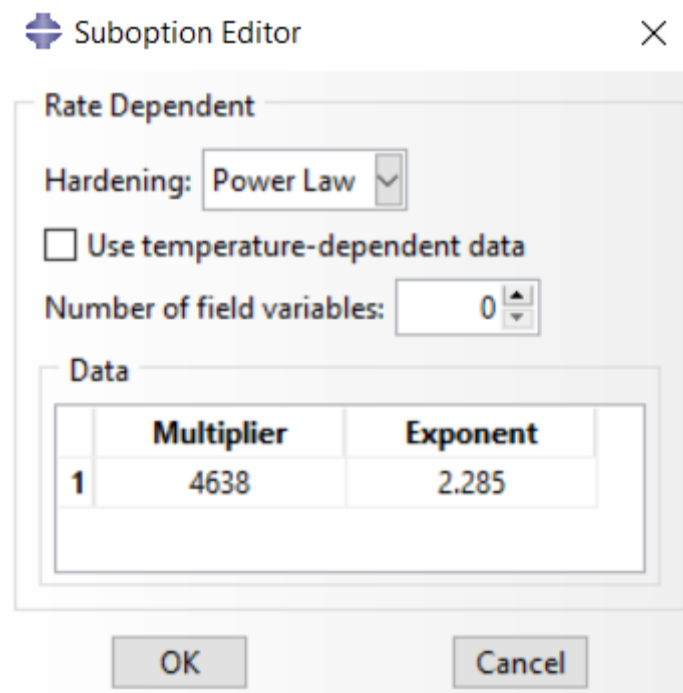


Figura 81 - Valores do rácio

3.2.1.3 Modelo de dano coesivo triangular

A lei triangular constitui uma lei simples e capaz de obter resultados considerados aceitáveis para as condições reais, tornando-a assim a mais utilizada [58]. A forma da lei coesiva pode ser ajustada para se conformar ao comportamento de diferentes materiais ou interfaces a simular, para obter resultados mais precisos [49].

Presume-se que os elementos coesivos estejam sobre ação de uma deformação normal e uma deformação transversa, as quais são modeladas através da cinética do elemento. Assume-se que as tensões de membrana são nulas, o que corresponde a uma aproximação adequada para ligações adesivas finas entre aderentes rígidos. A evolução da tensão é definida por uma matriz que relaciona tensões e deformações nas direções normais e transversas (índices n e s, respetivamente) entre os elementos coesivos [54].

$$\mathbf{t} = \begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & K_{ns} \\ K_{ns} & K_{ss} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_n \\ \varepsilon_s \end{Bmatrix} = \mathbf{K}_{COH} \boldsymbol{\varepsilon} \quad (21)$$

A matriz \mathbf{K}_{COH} é a matriz de rigidez da ligação adesiva. Dependendo do método utilizado, os valores podem não ser obtidos da mesma forma. No método local os valores da matriz são extremamente elevados de forma a evitar interferência entre os elementos coesivos e a deformação da estrutura [46]. No método contínuo, utiliza-se $K_{nn} = E$, $K_{ss} = G$ e $K_{ns} = 0$ [54] sendo assim possível reproduzir a deformação da ligação adesiva. Existem alguns modelos [48] que permitem obter a equação 21 nos

termos de $t\text{-}\delta$, o que permite definir K_{nn} e K_{ss} como função do rácio entre E ou G e a espessura do adesivo.

No modo de carregamento misto a iniciação do dano pode ser detalhada por diferentes critérios, um dos que já foi previamente testado relativamente à sua precisão é [49, 54]

$$\left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 = 1. \quad (22)$$

$\langle \rangle$ são os parêntesis de Macaulay, que salientam que uma tensão puramente de compressão que não induz dano [72]. Com a obtenção de t_m^0 através da equação 22 tem início o processo de amaciamento do material, o qual é simulado pela libertação de energia na zona coesiva próxima da zona da fenda. A região da fenda fica sujeita a dano de diferentes formas, como por exemplo microfraturas, plasticidade e pontes de fibras (*fiber bridging*) no caso dos compósitos [73]. Estes danos são implementados de forma numérica utilizando um parâmetro de dano cujos valores variam entre zero e um, à medida que o material se deteriora. Para este parâmetro de dano, o valor zero representa ausência de dano e um corresponde à perda total de rigidez. A separação total é prevista recorrendo a uma lei de potência linear das energias requeridas na falha em modo puro [54]

$$\frac{G_n}{G_n^c} + \frac{G_s}{G_s^c} = 1. \quad (23)$$

3.2.2 Análise dos esforços

Neste subcapítulo faz-se uma análise das tensões de corte e arrancamento do adesivo, e as tensões nas peles. Os valores apresentados nos gráficos das tensões de corte no adesivo são valores normalizados. No eixo das ordenadas tem-se a tensão de corte no plano xy normalizada à tensão média de corte. No eixo das abcissas tem-se a posição dos valores normalizada ao comprimento do provete. Para as tensões de arrancamento, o eixo das ordenadas é a tensão normal normalizada pela tensão de corte média. O eixo das abcissas é o mesmo que nas tensões de corte no adesivo.

3.2.2.1 Tensões de corte no adesivo

As figuras apresentadas constituem as curvas das tensões de corte no adesivo para a camada da face superior e para a camada da face inferior da estrutura *sandwich*.

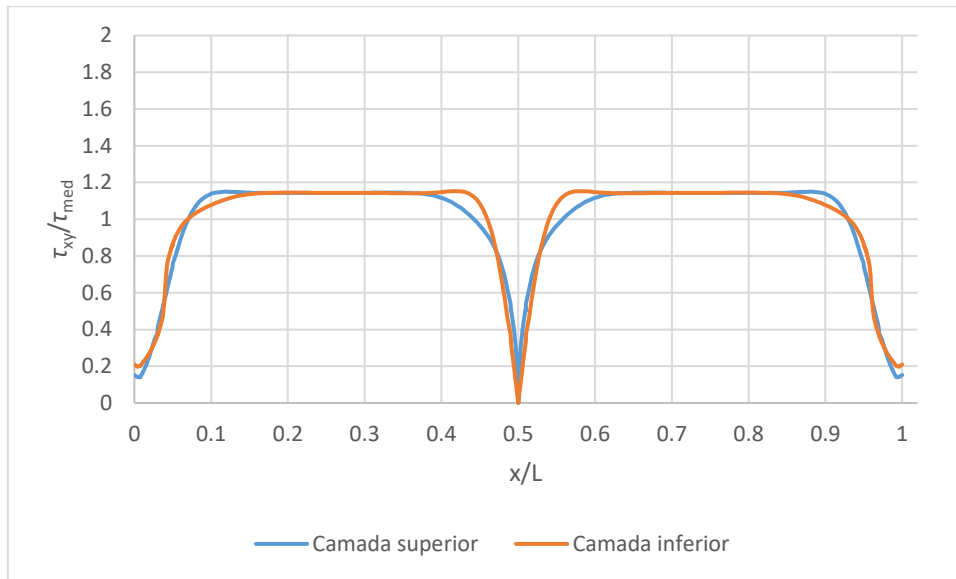


Figura 82 - Curvas das tensões de corte no adesivo para o ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 1

A Figura 82 corresponde às curvas de tensões de corte no adesivo na configuração 1 para o ensaio de flexão em 3 pontos.

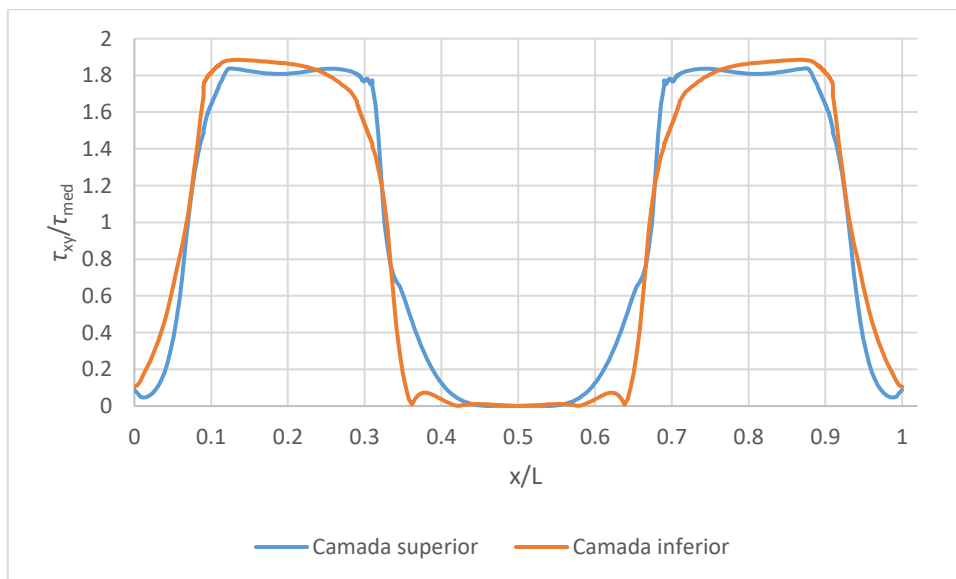


Figura 83 - Curvas das tensões de corte no adesivo para o ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 1

Na Figura 83 apresentam-se as curvas de tensões de corte no adesivo para a configuração 1 no ensaio de flexão 4 pontos.

Na configuração 1, observou-se que as maiores tensões de corte do adesivo ocorreram a 20,5 mm do punção para a camada inferior e a 94,5 mm para a camada superior no ensaio de flexão a 3 pontos (Figura 82). No ensaio de flexão a 4 pontos (Figura 83), os valores máximos para as camadas superiores e inferiores foram observados a 93,5 mm e 90,5 mm do punção, respetivamente.

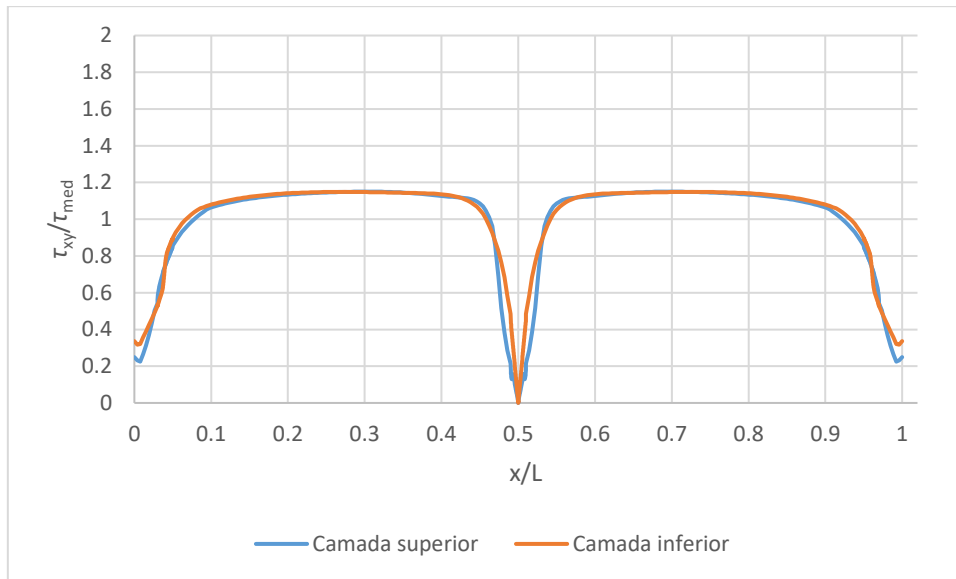


Figura 84 - Curvas das tensões de corte no adesivo para o ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 2

Na Figura 84 pode-se ver as curvas de tensões de corte nas camadas do adesivo para a configuração 2 no ensaio de flexão em 3 pontos.

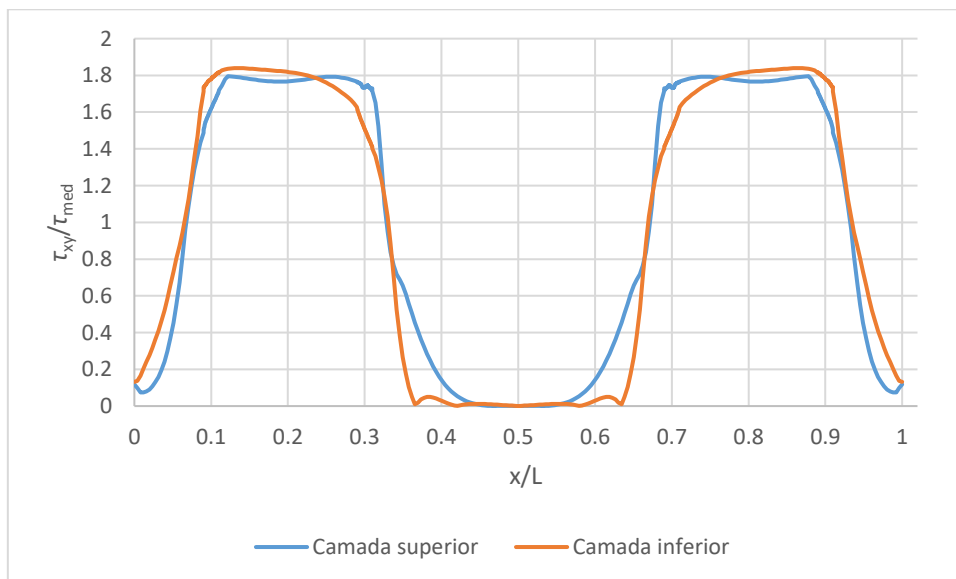


Figura 85 - Curvas das tensões de corte no adesivo para o ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 2

A Figura 85 representa as curvas de tensão de corte no adesivo na configuração 2 para o ensaio de flexão em 4 pontos.

Na configuração 2, constatou-se que os valores máximos para as tensões de corte do adesivo, no ensaio de flexão em 3 pontos (Figura 84), se registam a 56,5 mm do punção para a camada inferior e a 48,5 mm para a camada superior. No ensaio de flexão a 4 pontos (Figura 85), notou-se que os valores máximos para as camadas

superiores e inferiores foram observados a 94,5 mm e 91,5 mm do punção, respetivamente.

De uma forma geral, notou-se que os valores máximos para a tensão de corte no adesivo no ensaio de flexão em 4 pontos foram registados perto da zona dos punções, de igual forma ao ensaio de flexão em 3 pontos. Nestes ensaios a diferença está nos valores máximos e na extensão dos mesmos. No ensaio de flexão em 3 pontos, o valor da tensão de corte é aproximadamente igual numa extensão em cerca de 75 mm, para cada lado do punção. No ensaio de flexão em 4 pontos, observam-se valores aproximadamente nulos na zona central do provete, e valores mais elevados nas zonas de atuação dos punções. Fazendo uma análise entre configurações, a configuração 1 apresenta valores ligeiramente mais elevados do que a configuração 2.

3.2.2.2 Tensões de arrancamento no adesivo

As figuras apresentadas a seguir representam as curvas das tensões de arrancamento no adesivo para a camada da face superior e para a camada da face inferior.

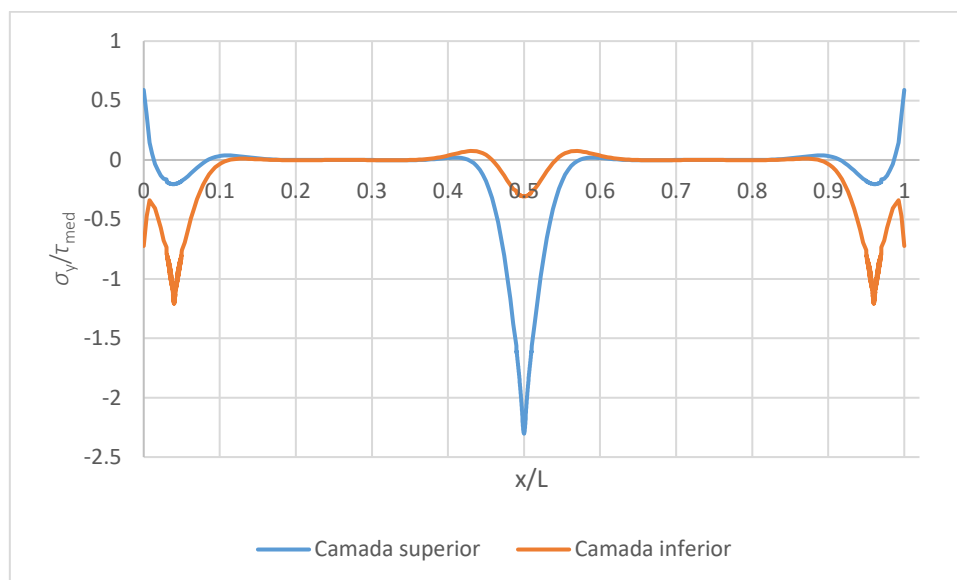


Figura 86 - Curvas das tensões de arrancamento no adesivo para o ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 1

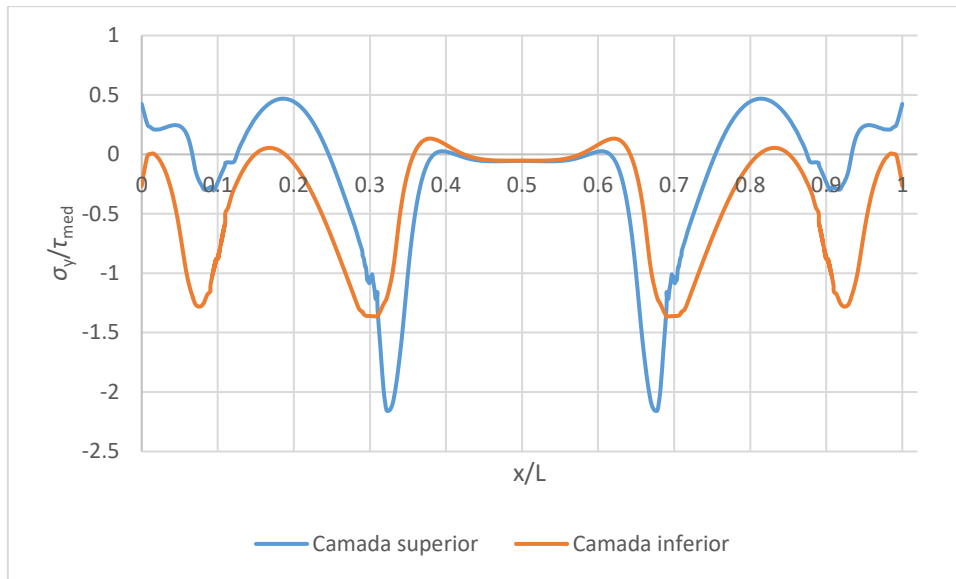


Figura 87 - Curvas das tensões de arrancamento no adesivo para o ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 1

A Figura 86 e a Figura 87 representam de forma gráfica as curvas da tensão de arrancamento para cada camada de adesivo, para a configuração 1, sujeita aos ensaios de flexão em 3 e 4 pontos.

As tensões de arrancamento máximas do adesivo foram registadas na zona do punção para o ensaio de flexão em 3 pontos (Figura 86). No ensaio de flexão em 4 pontos (Figura 87), para a camada superior o ponto máximo foi registado a 43,54 mm e a 47,55 mm para a camada inferior, em relação ao punção.

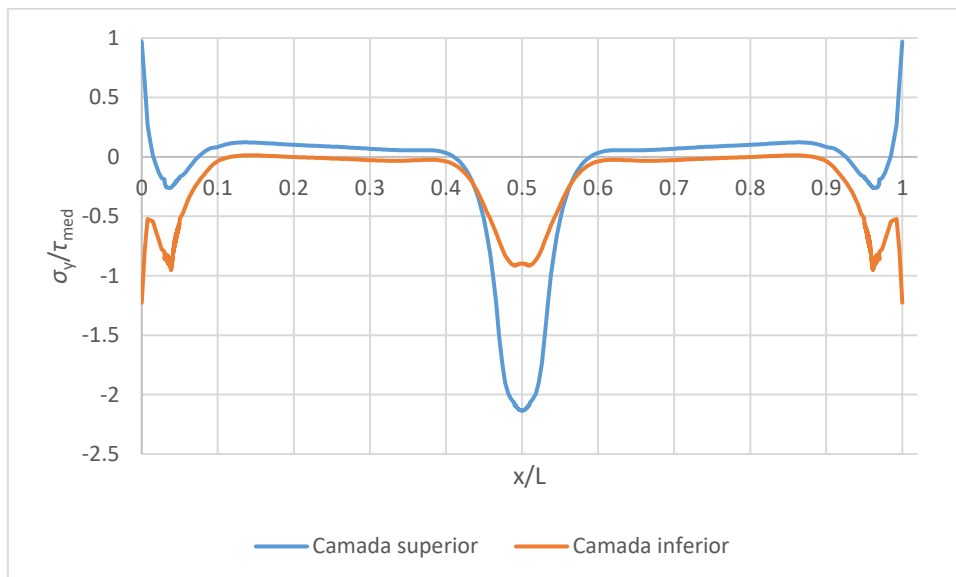


Figura 88 - Curvas das tensões de arrancamento no adesivo para o ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 2

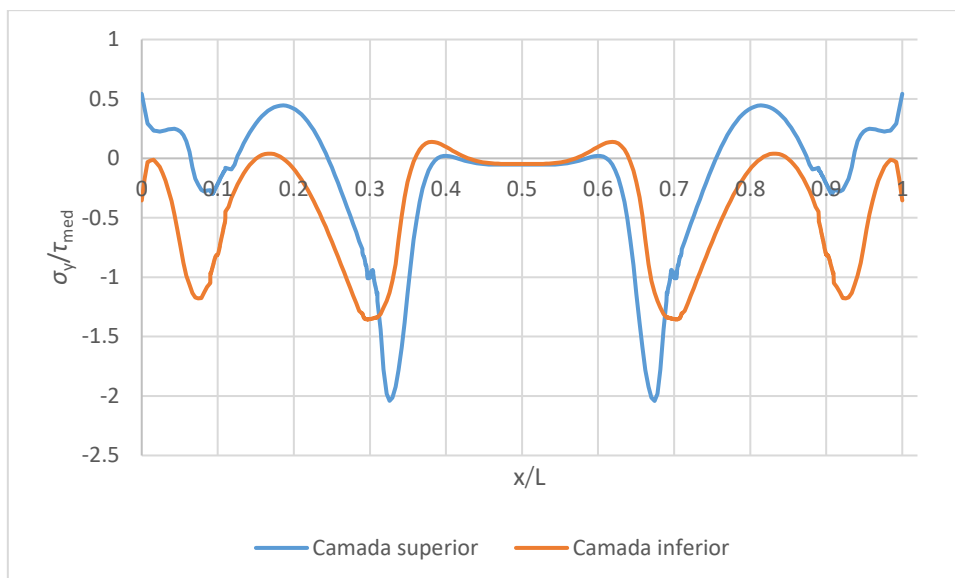


Figura 89 - Curvas das tensões de arrancamento no adesivo para o ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 2

A Figura 88 e Figura 89 representam as curvas das tensões de arrancamento do adesivo para a configuração 2, sujeita aos ensaios de flexão em 3 e 4 pontos.

Os valores máximos das tensões de arrancamento do adesivo foram registados na zona do punção no ensaio de flexão em 3 pontos (Figura 88). No ensaio de flexão em 4 pontos (Figura 89), na camada superior o ponto máximo foi registado, a partir do punção, a 43,54 mm e na camada inferior foi a 50,75 mm.

Observou-se que os valores máximos para a tensão de arrancamento no adesivo encontram-se perto da zona dos punções, tanto no ensaio de flexão em 3 pontos como em 4 pontos. Ao comparar os gráficos obtidos, tem-se que no ensaio de flexão em 3 pontos o valor da tensão de arrancamento é superior ao ensaio de flexão em 4 pontos. Ao comparar as configurações, notou-se que a configuração 1, no geral, atingiu um valor de tensão de arrancamento ligeiramente superior à configuração 2.

3.2.2.3 Tensões nas peles

Nas figuras que se seguem apresenta-se, para cada ensaio e configuração, a distribuição das tensões de von Mises para $P_{m\acute{a}x}$ no laminado sujeito à carga do punção (laminado superior).

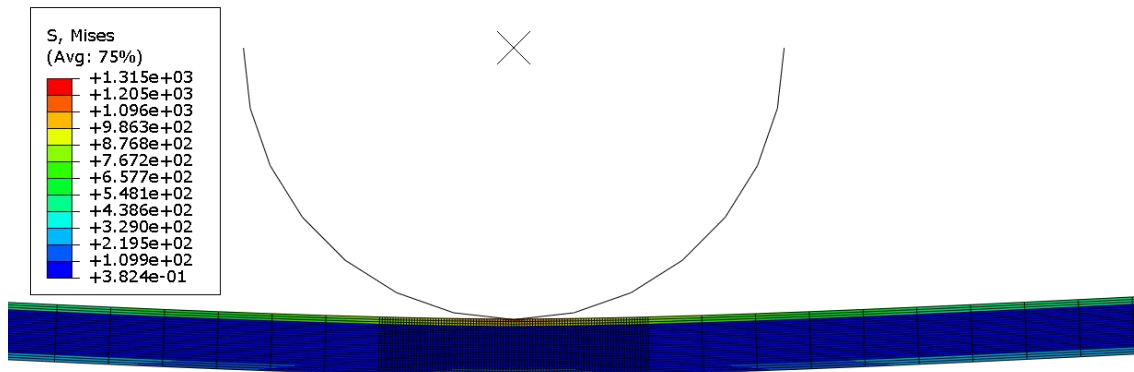


Figura 90 – Tensões de von Mises no laminado no ensaio de flexão em 3 pontos para a configuração 1

A Figura 90 demonstra as tensões de von Mises no laminado superior para o ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 1.

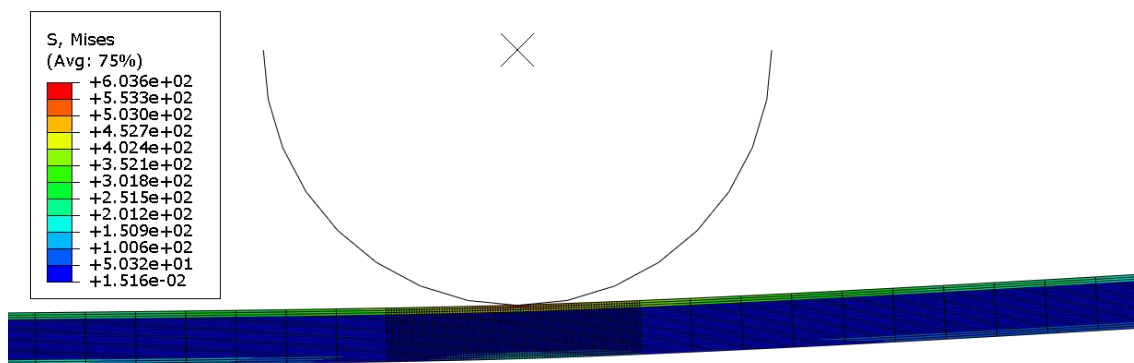


Figura 91 - Tensões de von Mises no laminado no ensaio de flexão em 4 pontos para a configuração 1

Na Figura 91 representam-se as mesmas tensões, mas para o ensaio de flexão a 4 pontos da configuração 1.

A Figura 92 constitui a representação das tensões de von Mises no laminado para o ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 2. A Figura 93 é a representação das tensões de von Mises para o ensaio de flexão em 4 pontos.

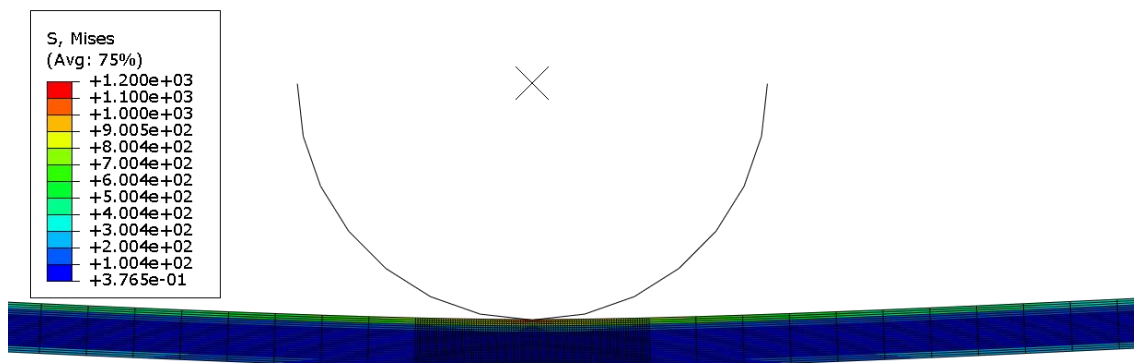


Figura 92 – Tensões de von Mises no laminado no ensaio de flexão em 3 pontos para a configuração 2

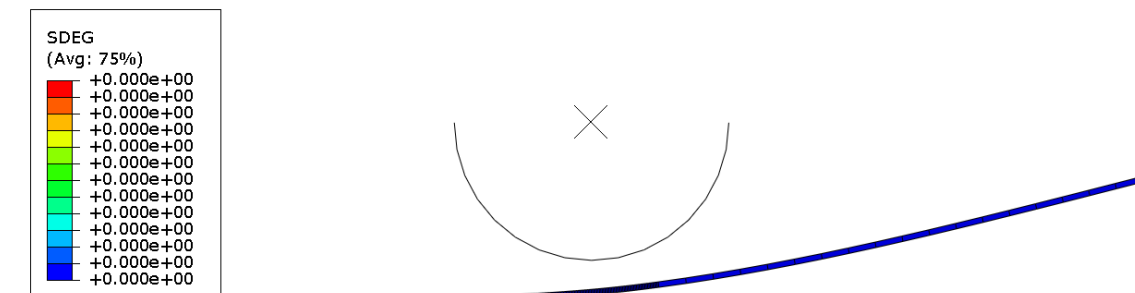


Figura 95 - Dano no adesivo no ensaio de flexão em 4 pontos para a configuração 1

3.2.3.2 Configuração 2

Para os ensaios de flexão em 3 pontos (Figura 96) e 4 pontos (Figura 97) da configuração 2 também não se observou dano no adesivo no instante de $P_{m\acute{a}x}$.

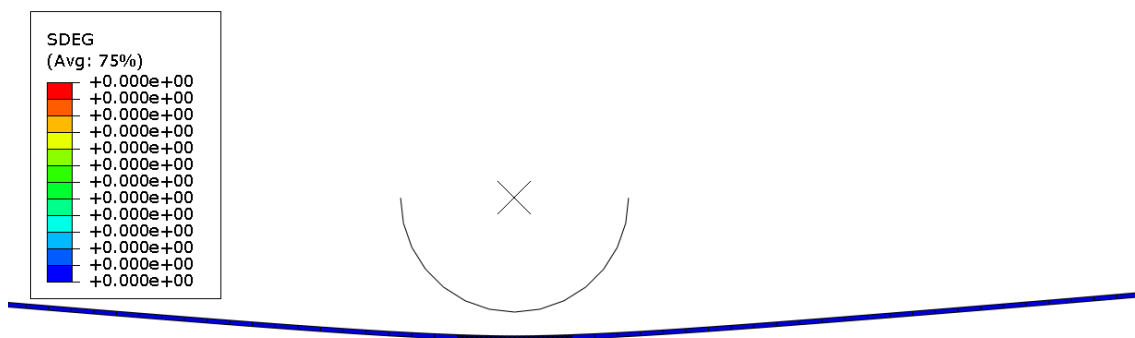


Figura 96 - Dano no adesivo no ensaio de flexão em 3 pontos para a configuração 2

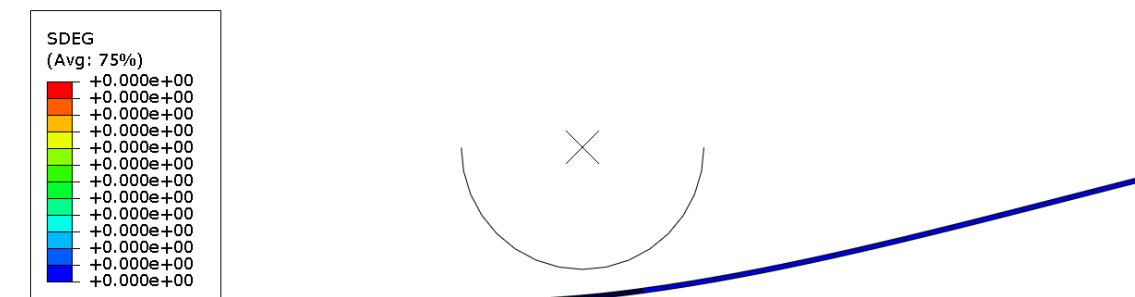


Figura 97 - Dano no adesivo no ensaio de flexão em 4 pontos para a configuração 2

Analisando todas as figuras representativas do dano no adesivo, concluiu-se que não ocorreu dano no adesivo, para qualquer ensaio e configuração testados, no momento de rotura do provete.

3.2.4 Comparação de modos de rotura

No modelo numérico assumiu-se que o ponto de rotura é aquele onde ocorre rotura do núcleo. Para tal procurou-se o incremento onde a tensão de corte do núcleo do

modelo iguala a tensão de compressão média do núcleo, obtida experimentalmente. Neste capítulo, as figuras apresentadas apresentam o critério de Tsai-Wu para as peles e a tensão de corte para o núcleo no incremento de $P_{\text{máx}}$.

3.2.4.1 Configuração 1

As figuras que se seguem apresentam o critério de Tsai-Wu para as peles e a tensão de corte para o núcleo para a configuração 1.

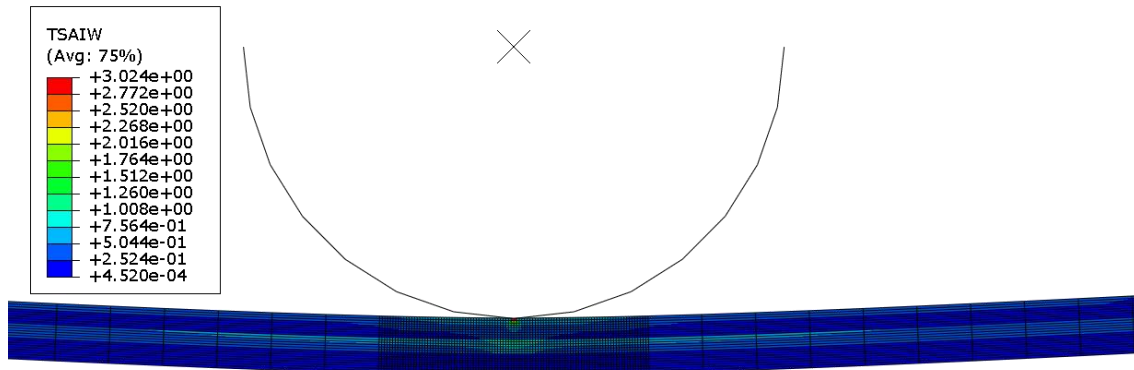


Figura 98 - Critério de Tsai-Wu nas peles para o estudo da flexão em 3 pontos na configuração 1

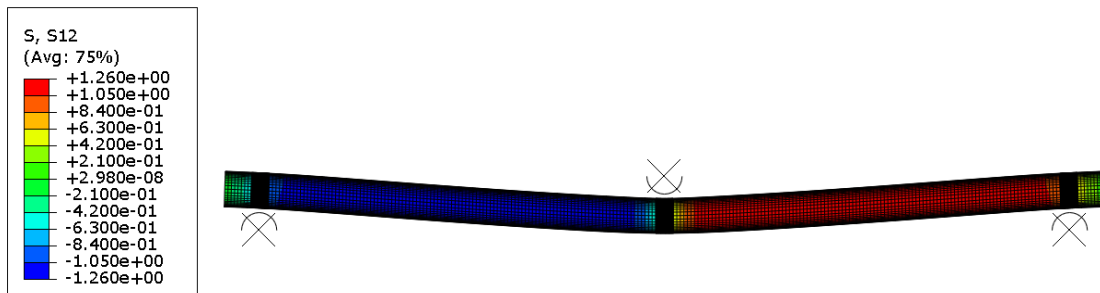


Figura 99 – Tensões de corte no núcleo da configuração 1 para o ensaio de flexão em 3 pontos

No ensaio de flexão em 3 pontos, para a configuração 1 é visível que na zona do punção, através do critério de Tsai-Wu (Figura 98) as camadas do laminado não chegam a atingir, na sua totalidade, valores do critério superiores a 1. O núcleo (Figura 99) atinge o valor da tensão de corte estabelecido anteriormente de 1,26 MPa.

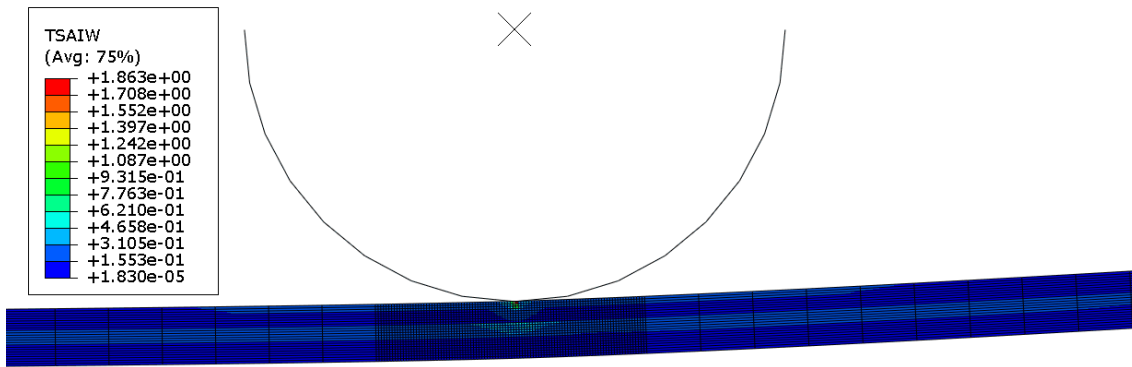


Figura 100 - Critério de Tsai-Wu nas peles para o estudo da flexão em 4 pontos na configuração 1

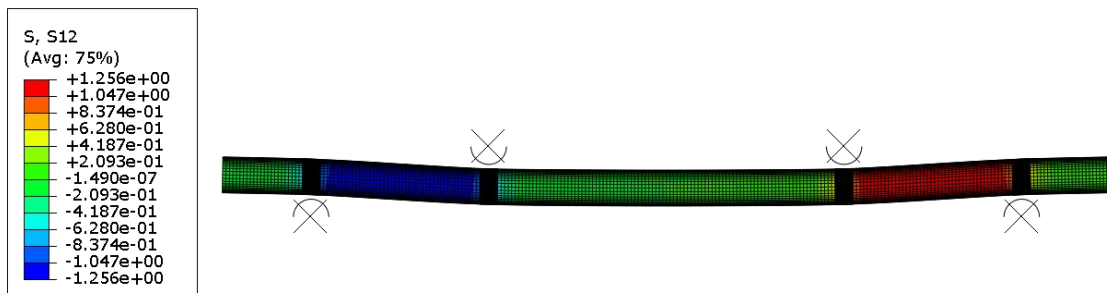


Figura 101 – Tensões de corte no núcleo da configuração 1 para o ensaio de flexão em 4 pontos

Através do critério de Tsai-Wu (Figura 100) é perceptível que no ensaio de flexão em 4 pontos nenhuma das camadas do laminado entra em falha, porém algumas zonas estão próximas do valor de 1. O núcleo (Figura 101) atinge um valor para a tensão de corte de 1,256 MPa, através do modelo numérico retirou-se que é o incremento mais próximo para o qual τ atinge o valor de resistência à compressão de 1,26 MPa.

3.2.4.2 Configuração 2

As seguintes figuras correspondem ao critério de Tsai-Wu para as peles, e tensão de corte para o núcleo nos ensaios de flexão de 3 e 4 pontos da configuração 2.

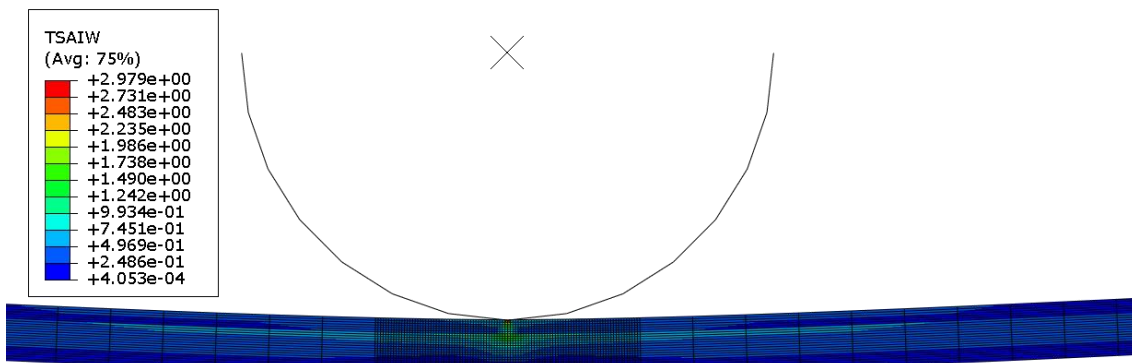


Figura 102 - Critério de Tsai-Wu nas peles para o estudo da flexão em 3 pontos na configuração 2

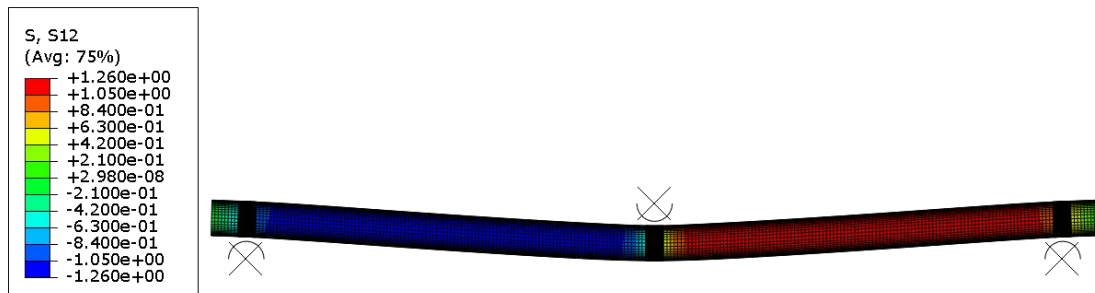


Figura 103 – Tensões de corte no núcleo da configuração 2 para o ensaio de flexão em 3 pontos

No ensaio de flexão em 3 pontos, para a configuração 2 observou-se que no local do punção, no critério de Tsai-Wu (Figura 102), as camadas do laminado, na sua totalidade, não ultrapassam o valor limite para que não haja rotura. No núcleo (Figura 103) verifica-se que ocorre rotura.

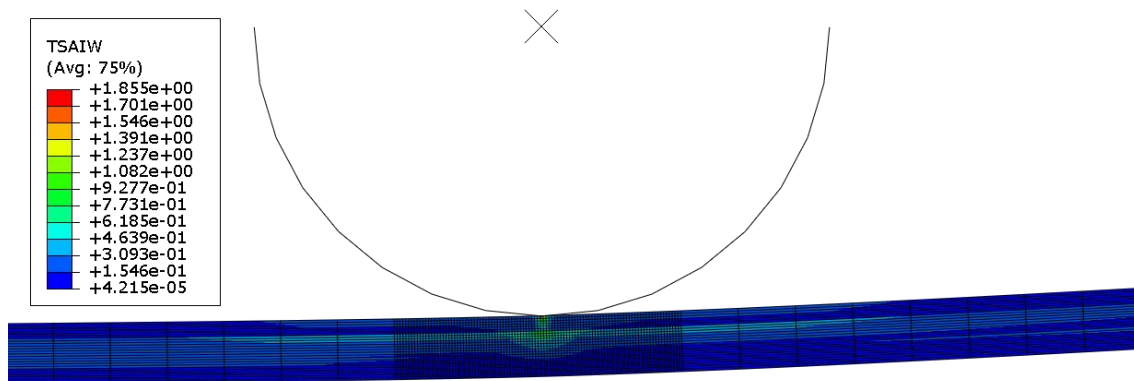


Figura 104 - Critério de Tsai-Wu nas peles para o estudo da flexão em 4 pontos na configuração 2

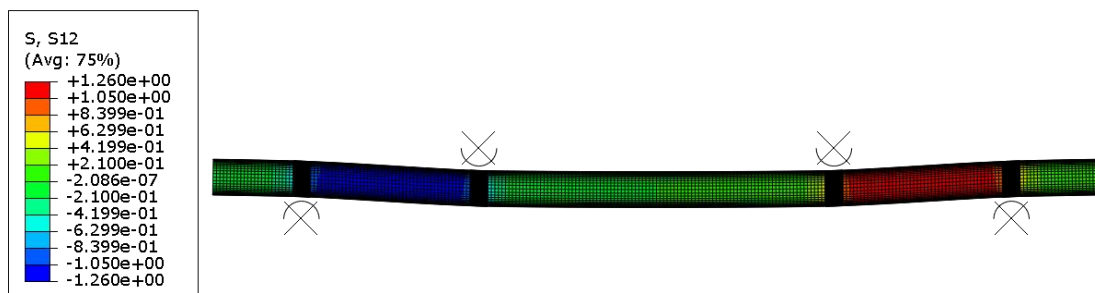


Figura 105 - Tensões de corte no núcleo da configuração 2 para o ensaio de flexão em 4 pontos

Para ensaio de flexão em 4 pontos, da configuração 2, através do critério de Tsai-Wu (Figura 104) observou-se que as camadas do laminado não ultrapassam o valor limite do critério para que não ocorra rotura. No núcleo (Figura 105) é atingido o valor de rotura uma vez que se considerou o ponto de rotura como aquele quando a tensão de corte do núcleo iguala a resistência à compressão.

3.2.5 Previsão da resistência

Através dos modelos numéricos retiraram-se as curvas de cada configuração para cada ensaio. Nas figuras que se seguem é possível visualizar a curva numérica em comparação com as curvas experimentais. O ponto ao qual ocorre falha do provete foi escolhido como sendo o ponto no qual a tensão de corte do núcleo iguala o valor médio da tensão de compressão do núcleo, obtido experimentalmente. Os valores de $P_{\text{máx}}$ estão apresentados nos gráficos, pela ordem de valor do deslocamento e depois força.

3.2.5.1 Configuração 1

Na Figura 106 apresenta-se a curva numérica para o ensaio de flexão em 3 pontos para a configuração 1. Considerou-se como ponto de rotura o ponto da curva com deslocamento de 7,3 mm, correspondente a uma carga de 1039,38 N.

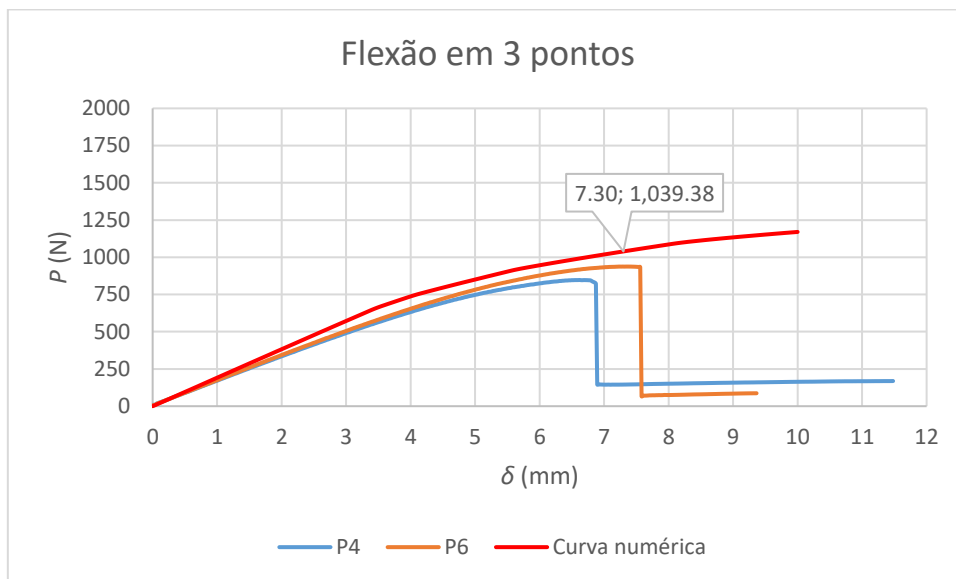


Figura 106 - Curvas P - δ do ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 1

A Figura 107 apresenta a curva numérica para a configuração 1 no ensaio de flexão em 4 pontos. O ponto de rotura corresponde a um deslocamento de 2,8 mm e uma carga de 1113,79 N.

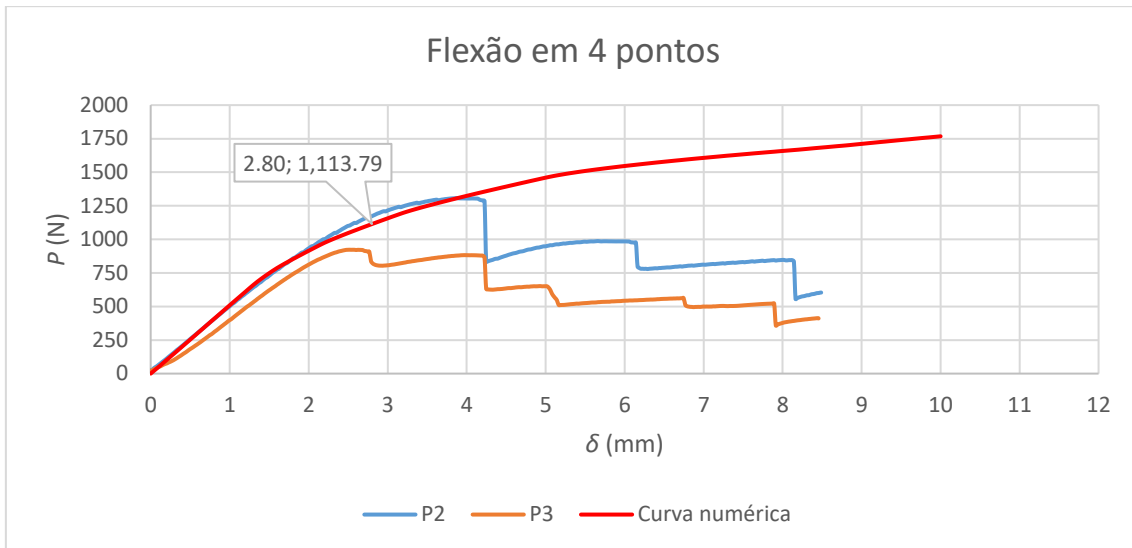


Figura 107 - Curvas P - δ do ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 1

3.2.5.2 Configuração 2

A Figura 108 corresponde à curva numérica do ensaio de flexão em 3 pontos para a configuração 2. O ponto de rotura é atingido para um deslocamento de 6,9 mm, que corresponde a uma força aplicada no punção de carregamento de 1046,53 N.

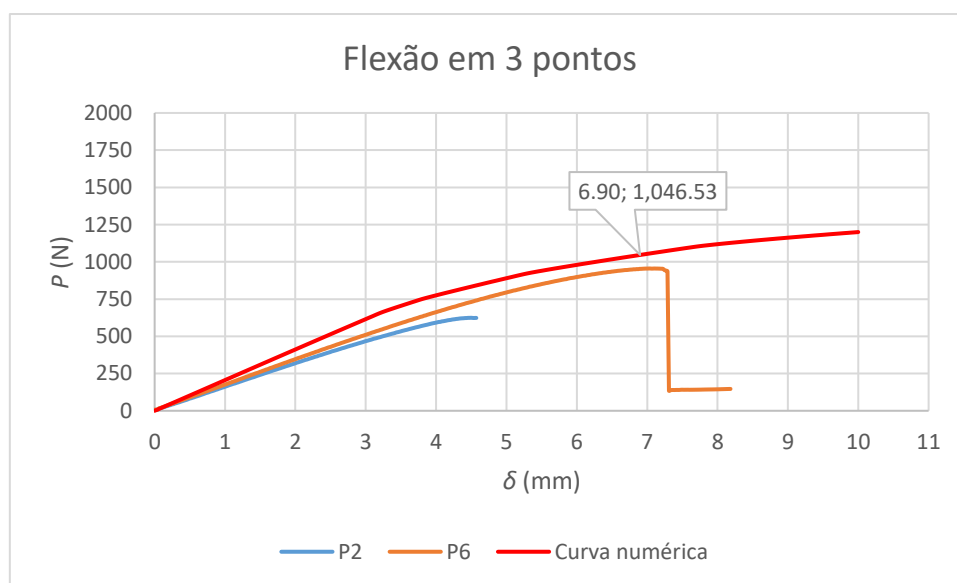


Figura 108 - Curvas P - δ do ensaio de flexão em 3 pontos da configuração 2

O comportamento numérico da configuração 2 à flexão de 4 pontos encontra-se na Figura 109. O ponto de rotura ocorre para um deslocamento de 2,7 mm, que corresponde a uma força de 1088,30 N.

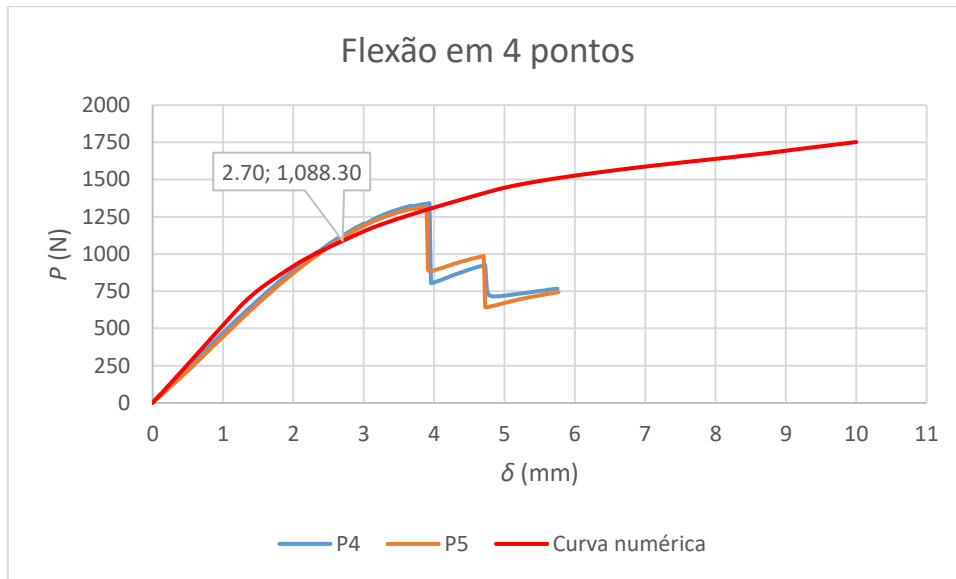


Figura 109 - Curvas P - δ do ensaio de flexão em 4 pontos da configuração 2

Na Tabela 16 apresentaram-se os valores numéricos e experimentais de τ e σ , para cada configuração relativamente ao ensaio de flexão em 3 pontos.

A Tabela 17 agrupa os valores numéricos e experimentais de τ e σ para o ensaio de flexão em 4 pontos relativos a cada configuração.

Tabela 16 - Resultados experimentais e numéricos do cálculo das propriedades mecânicas para flexão em 3 pontos

| Configuração | | τ (MPa) | σ (MPa) |
|--------------|--------------------------|--------------|----------------|
| 1 | Valor numérico | 1,29 | 141,33 |
| | Valor médio experimental | 1,11 | 119,50 |
| | Erro relativo | 13,83% | 15,44% |
| 2 | Valor numérico | 1,29 | 141,51 |
| | Valor médio experimental | 1,03 | 84,70 |
| | Erro relativo | 20,29% | 40,14% |

Na Tabela 16 e Tabela 17 apresentaram-se os valores numéricos e experimentais de τ e σ e o erro relativo entre o numérico e o experimental para o ensaio de flexão em 3 pontos e para o ensaio de flexão em 4 pontos, respetivamente.

Tabela 17 - Resultados experimentais e numéricos do cálculo das propriedades mecânicas para flexão em 4 pontos

| Configuração | | τ (MPa) | σ (MPa) |
|--------------|--------------------------|--------------|----------------|
| 1 | Valor numérico | 1,36 | 64,94 |
| | Valor médio experimental | 1,37 | 63,93 |
| | Erro relativo | 0,32% | 1,56% |
| 2 | Valor numérico | 1,38 | 65,66 |
| | Valor médio experimental | 1,73 | 60,60 |
| | Erro relativo | 25,47% | 7,71% |

3.2.6 Análise dos resultados obtidos

Ao analisar os resultados obtidos, concluiu-se que a configuração 2 é capaz de suportar tensões ligeiramente superiores em comparação com a configuração 1. Os resultados numéricos mostram que a configuração 2, correspondente a peles com camadas de fibra de vidro a $0^\circ/90^\circ$, atingiu valores para τ e σ apenas ligeiramente superiores aos da configuração 1. Desta forma conclui-se que, enquanto a camada a 0° em contacto com o punção não sofrer rotura, a diferença entre a orientação de duas camadas intermédias do laminado não tem uma contribuição significativa para o comportamento global do laminado.

Ao comparar os valores numéricos com os experimentais, é visível que a configuração 1 apresentou uma diferença inferior entre os valores experimentais e numéricos. A configuração 1, para o ensaio de flexão em 3 pontos, teve uma diferença entre os valores analíticos e numéricos de τ e σ de cerca de 13,83% e 15,44%, respetivamente. No ensaio de flexão em 4 pontos obtiveram-se erros relativos de 0,32% e 1,56% entre os valores numéricos e analíticos de τ e σ , respetivamente. Na configuração 2 os erros relativos foram superiores. Entre os valores numéricos e analíticos de τ e σ , para o ensaio de flexão em 3 pontos os erros foram de 20,29% e 40,14%, respetivamente, enquanto para o ensaio de flexão em 4 pontos os erros foram de 25,47% e 7,71%, pela mesma ordem. Ao comparar os valores do critério de Tsai-Wu entre configurações, (Figura 98 e Figura 100 para a configuração 1, e Figura 102 e Figura 104 para a configuração 2) é possível observar que, na configuração 2, o laminado está mais próximo de atingir falha do que na configuração 1. As tensões no núcleo são similares entre as configurações.

Os gráficos que se seguem, mostram de uma forma geral os valores de $P_{m\acute{a}x}$ e δ_{rot} dos ensaios experimentais e numéricos de flexão em 3 e 4 pontos.

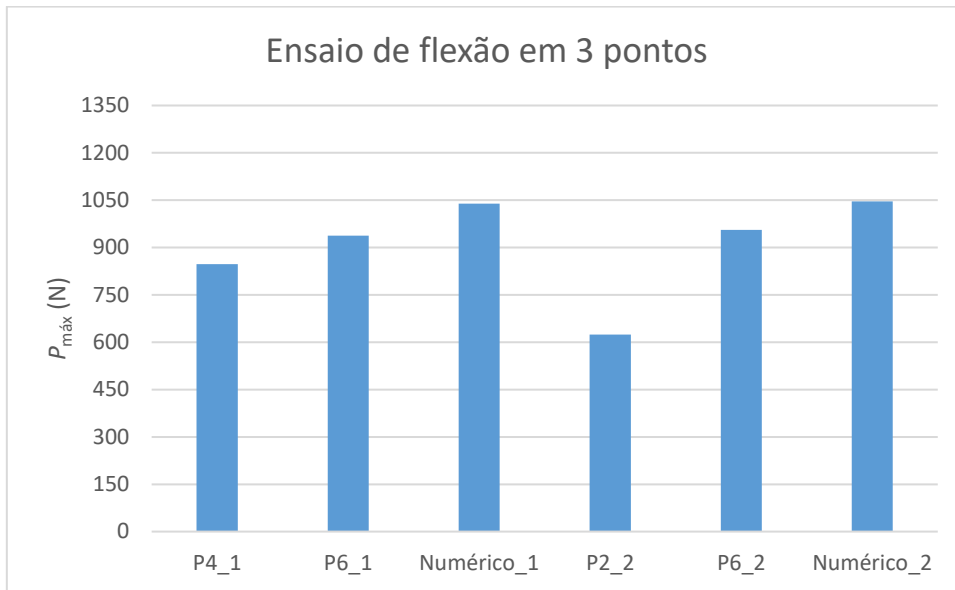


Figura 110 - Gráfico de comparação de $P_{m\acute{a}x}$ para o ensaio de flexão em 3 pontos

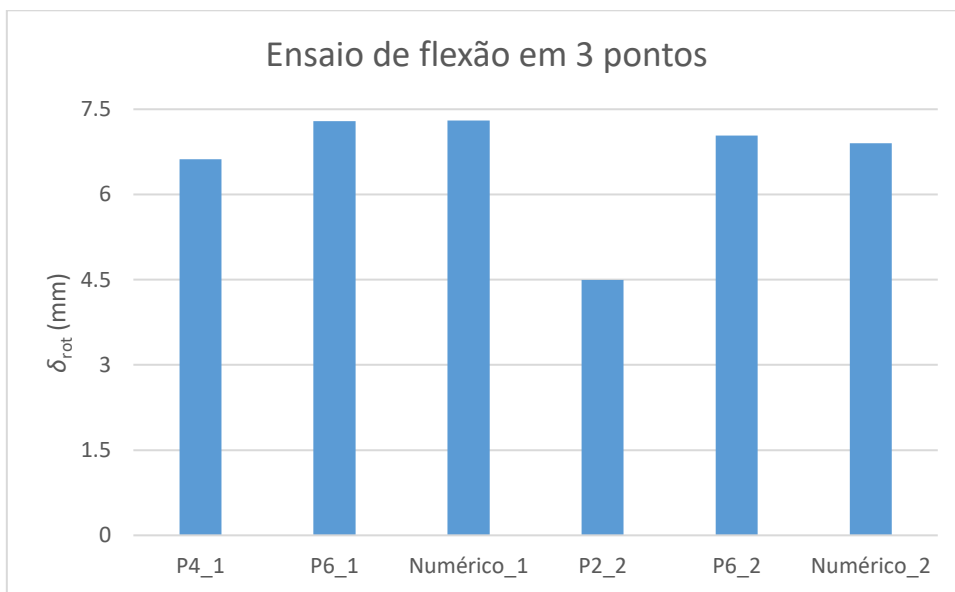


Figura 111 - Gráfico de comparação de δ para o ensaio de flexão em 3 pontos

Pela análise dos gráficos para o ensaio de flexão em 3 pontos, retira-se que os valores experimentais para $P_{m\acute{a}x}$ (Figura 110) ficaram abaixo daqueles obtidos numericamente, apesar de os valores de δ_{rot} (Figura 111) obtidos experimentalmente estarem próximos dos valores numéricos, não tendo em conta o provete 2 da configuração 2 (P2_2).

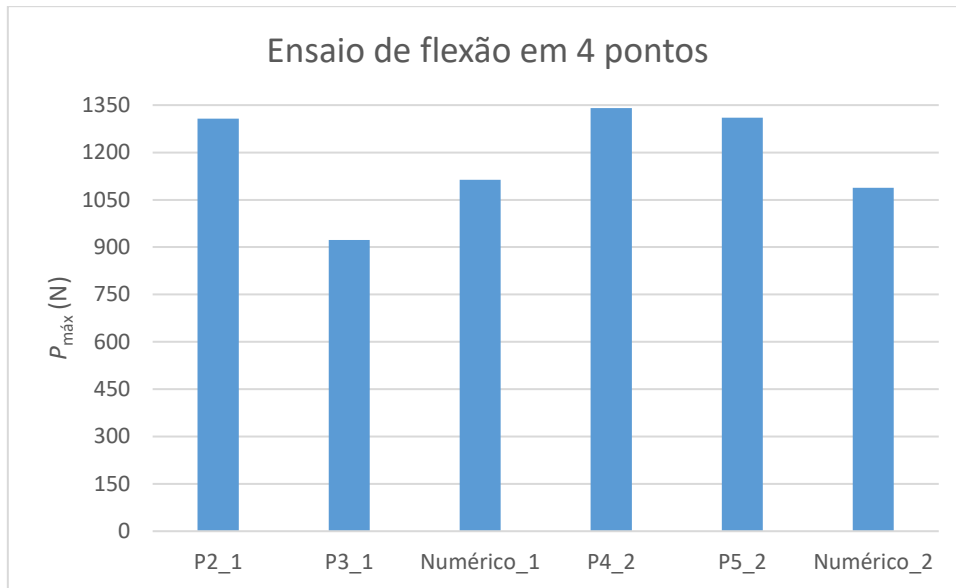


Figura 112 - Gráfico de comparação de $P_{máx}$ para o ensaio de flexão em 4 pontos

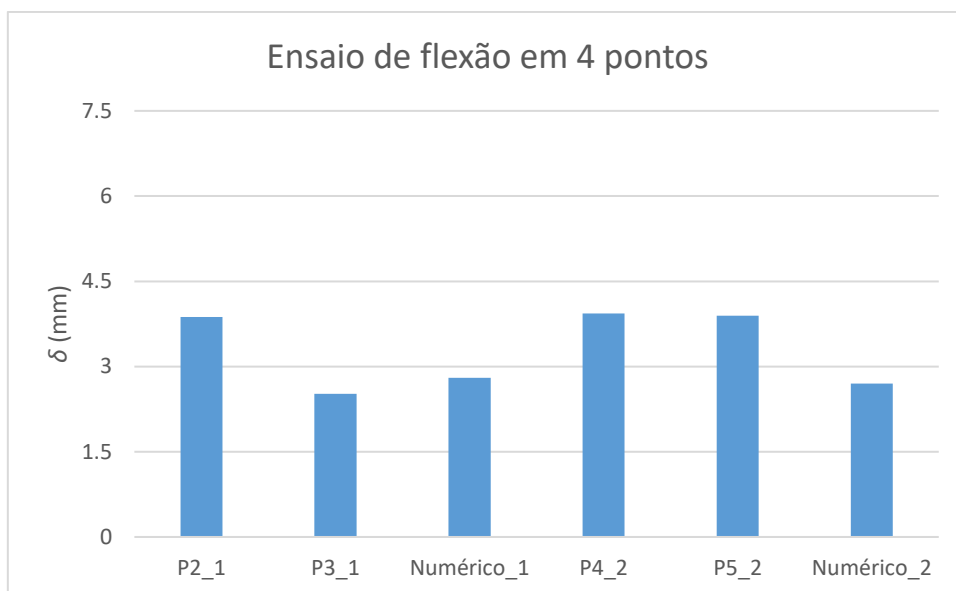


Figura 113 - Gráfico de comparação de δ para o ensaio de flexão em 4 pontos

Nos ensaios de flexão em 4 pontos (Figura 112 e Figura 113) observou-se que, maioritariamente, os valores experimentais para $P_{máx}$ e δ_{rot} foram superiores aos valores numéricos. Apenas se observou uma exceção, nomeadamente o provete 3 da configuração 1 (P3_1) o qual sofreu rotura precoce.

3.2.7 Comparação com resultados da literatura

Neste capítulo são analisados e comparados os modos de rotura, obtidos por via experimental, observados neste trabalho com os modos de rotura obtidos em trabalhos realizados por outros autores.

Os autores Yang et al. [34] estudaram uma estrutura *sandwich* com fibras de basalto compósitas (BFRP) e núcleo de madeira de bambu. Neste estudo, os autores tiveram em consideração dois tipos de madeira, bambu laminado (LBL) e bambu de vertente paralela (PBSL). Para estudar a estrutura os autores realizaram vários ensaios mecânicos, dos quais, o ensaio de flexão em 3 pontos. Neste ensaio, foram realizados dois ensaios para cada tipo de madeira, um apenas para o núcleo e outro para a estrutura. Na Figura 114 apresenta-se os modos de rotura dos provetes para o ensaio de flexão em 3 pontos.

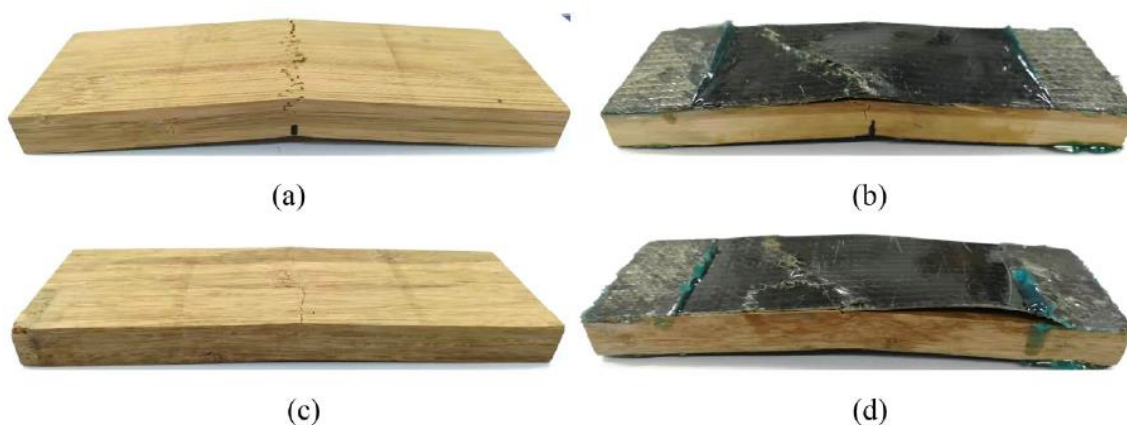


Figura 114 - Modos de rotura para o ensaio de flexão em 3 pontos (a) LBL (b) BFRP-LBL (c) PBSL (d) BFRP-PBSL [34]

Segundo os autores, os provetes LBL iniciaram rotura pela face inferior, sujeita à tração, a meio do comprimento do provete. Estes provetes tiveram uma rotura frágil. Nos provetes BFRP-LBL também se iniciou rotura no núcleo, e com a propagação das fendas, foi-se fraturando camada a camada. A falha do provete deu-se quando ocorreu rotura do laminado de BFRP e a sua descolagem do núcleo.

A madeira PBSL também fraturou da mesma maneira que a LBL, mas registou-se menor deformação na falha e inexistência de delaminação. Na estrutura *sandwich* BFRP-PBSL, o modo de falha foi através da rotura do núcleo e descolagem do laminado. A diferença registada através deste ensaio, entre estas duas madeiras, é a ocorrência de delaminação na LBL.

Ao comparar os modos de rotura das estruturas *sandwich* desta dissertação com as deste artigo, retirou-se que a rotura, nestes casos, ocorreu primeiro no núcleo e só depois passou para os laminados.

Os autores Mostafa et al. [68] realizaram o estudo de uma estrutura *sandwich* com peles compósitas de fibra de vidro e núcleo de poliuretano sujeito a carga estática. No estudo do comportamento, foram realizados vários ensaios mecânicos à estrutura como aos seus constituintes, peles e núcleo, separadamente. O comportamento da estrutura *sandwich* foi estudado através do ensaio de flexão em 4 pontos. Com a realização deste ensaio retiraram que o modo de rotura (Figura 115) foi através da falha do núcleo.

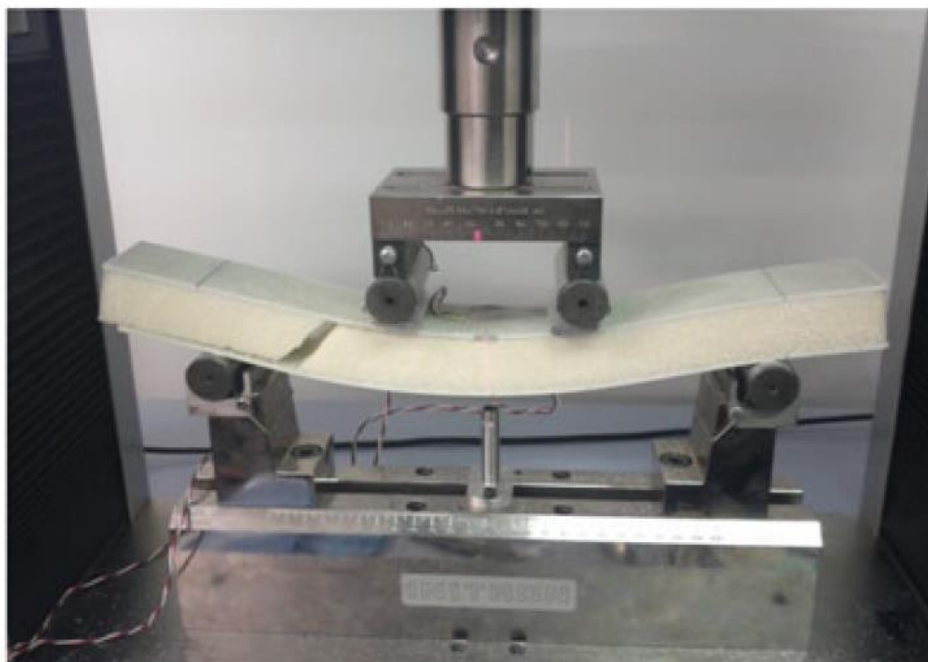


Figura 115 - Modo de rotura do ensaio de flexão em 4 pontos [68]

Com a observação e comparação da Figura 115 com os modos de rotura das estruturas *sandwich* desta dissertação, retirou-se que o modo de rotura predominante no ensaio à flexão de estruturas *sandwich* é a falha do núcleo.

**CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE
TRABALHOS FUTUROS**

4 CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS

4.1 Conclusões

Na presente dissertação, avaliou-se de forma experimental e numérica, por via dos ensaios de flexão de 3 e 4 pontos, duas estruturas *sandwich* de diferentes configurações. Entre estas configurações, a diferença reside na direção das fibras nas camadas intermédias dos laminados que constituem as peles.

Através do trabalho experimental, obteve-se o comportamento das duas configurações ensaiadas. No ensaio de flexão em 3 pontos, ao comparar os valores dos 4 provetes, notou-se que num dos provetes, o valor de $P_{m\acute{a}x}$ é mais baixo do que nos outros provetes, o que levou a que τ e σ sejam inferiores, resultado de um δ_{rot} inferior aos restantes.

Ao comparar valores médios, a configuração 2 teve um menor desempenho do que a configuração 1, mesmo retirando o provete da configuração 2 que não apresenta o comportamento esperado. Na comparação direta dos valores de τ e σ tem-se que na configuração 2, que tem um núcleo de espessura ligeiramente inferior à configuração 1, em cerca de 0,5 mm, o valor de τ suportado é superior aos provetes da configuração 1, sendo o valor de σ inferior.

No ensaio de flexão em 4 pontos constatou-se o mesmo que no ensaio de flexão em 3 pontos, porém foi observado um valor de $P_{m\acute{a}x}$ mais baixo na configuração 1. Isto traduziu-se num valor de τ e σ inferior aos restantes provetes. Na comparação de valores médios, a configuração 1 é a que apresenta melhores propriedades, contudo os desvios padrão mostram que a configuração 1 apresenta maior discrepância entre os valores por causa do provete que obteve menor $P_{m\acute{a}x}$. Desta forma, consegue-se perceber que a direção da orientação das fibras não tem tanta interferência nas propriedades mecânicas da estrutura *sandwich* como tem a espessura do núcleo.

Numericamente, pelo ensaio de flexão em 3 pontos, observou-se que a configuração 1 atingiu 1039,38 N e a configuração 2 atingiu um $P_{m\acute{a}x}$ de 1046,53 N. Os valores de δ_{rot} observados foram de 7,3 mm e 6,9 mm, respetivamente. No ensaio de flexão em 4 pontos, foi a configuração 1 que teve maior valor de $P_{m\acute{a}x}$, de 1113,79 N para um δ_{rot} de 2,8 mm. A configuração 2 teve um $P_{m\acute{a}x}$ de 1088,30 N e um δ_{rot} de 2,7 mm. Estes valores foram obtidos fazendo coincidir a tensão de corte no núcleo com o valor da tensão de compressão médio obtido experimentalmente. Através da análise dos gráficos das tensões de corte e arrancamento no adesivo, observou-se que a

configuração 1 atingiu valores máximos marginalmente superiores à configuração 2. Na análise das tensões nas peles, verificou-se que as peles da configuração 2 encontram-se sobre maior tensão de flexão que as peles da configuração 1. Pelo modelo numérico é demonstrado que, para a mesma espessura de peles, a configuração 2 atinge tensões de flexão superiores. Todavia, no ensaio experimental a espessura das peles dos provetes era superior à da configuração 1 e ao valor utilizado para o modelo numérico, fazendo com que a configuração 2 apresentasse maior τ e menor σ que a configuração 1.

Através da variável de dano SDEG observou-se que, para a conclusão de todos os ensaios do modelo numérico, não se registou dano no adesivo. Através do critério de Tsai-Wu também se observou que nas peles, para nenhuma das camadas definidas, chega a ocorrer rotura. A rotura ocorre no núcleo, o qual se tinha previamente assinalado nos gráficos $P-\delta$, onde se considerou que este ponto é aquele onde a tensão de corte do núcleo atinge o valor limite da tensão de compressão do núcleo obtido experimentalmente.

Com os modelos numéricos conseguiram-se obter valores próximos daqueles resultantes dos ensaios de flexão para ambas configurações. A utilização do modelo numérico permitiu replicar os ensaios com alguma exatidão, algo que se consegue observar pela proximidade das curvas $P-\delta$ numéricas com as curvas experimentais.

4.2 Propostas de trabalhos futuros

Futuramente, seria interessante testar diferentes configurações e até diferentes materiais dos utilizados. Para além de alterar os materiais também seria interessante:

- Estudar o impacto da variação da espessura do núcleo nas propriedades materiais;
- Estudar o impacto da variação da espessura das peles nas propriedades materiais.

**BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES
DE INFORMAÇÃO**

5 BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO

1. Olsson, K.J.P.i.D., *GRP-Sandwich Design and Production in Sweden. Development and Evaluation*. 1987: p. 3.
2. Vinson, J.R., *The behavior of sandwich structures of isotropic and composite materials*. 1999, London: Taylor and Francis Routledge.
3. Allen, H.G., *Analysis and design of structural sandwich panels: the commonwealth and international library: structures and solid body mechanics division*. 1969, London: Pergamon Press Ltd.
4. Zenkert, D., *The handbook of sandwich construction*. 1997: Engineering Materials Advisory Services.
5. Thomsen, O.T., E. Bozhevolnaya, e A. Lyckegaard, *Sandwich Structures 7: Advancing with Sandwich Structures and Materials: Proceedings of the 7th International Conference on Sandwich Structures, Aalborg University, Aalborg, Denmark, 29-31 August 2005*. 2005, Dordrecht, The Netherlands: Springer Science & Business Media.
6. Upreti, S., V.K. Singh, S.K. Kamal, A. Jain, e A. Dixit, *Modelling and analysis of honeycomb sandwich structure using finite element method*. *Materials Today: Proceedings*, 2020. **25**: p. 620-625.
7. Lacy, T.E. e Y. Hwang, *Numerical modeling of impact-damaged sandwich composites subjected to compression-after-impact loading*. *Composite Structures*, 2003. **61**(1-2): p. 115-128.
8. Magnucki, K., J. Lewinski, M. Far, e P. Michalak, *Three-point bending of an expanded-tapered sandwich beam—Analytical and numerical FEM study*. *Mechanics Research Communications*, 2020. **103**: p. 103471.
9. Mohammadkhani, P., S.S. Jalali, e M. Safarabadi, *Experimental and numerical investigation of Low-Velocity impact on steel wire reinforced foam Core/Composite skin sandwich panels*. *Composite Structures*, 2021. **256**: p. 112992.
10. Gay, D., *Composite materials: design and applications*. Third Edition ed. 2014, Florida: CRC press.
11. Chawla, K.K., *Composite materials: science and engineering*. Third Edition ed. 2012, New York: Springer Science & Business Media.
12. Buragohain, M.K., *Composite structures: design, mechanics, analysis, manufacturing, and testing*. First Edition ed. 2017, Boca Raton: CRC press.
13. Gao, X., M. Zhang, Y. Huang, L. Sang, e W. Hou, *Experimental and numerical investigation of thermoplastic honeycomb sandwich structures under bending loading*. *Thin-Walled Structures*, 2020. **155**: p. 106961.
14. Sayahlatifi, S., G.H. Rahimi, e A. Bokaei, *The quasi-static behavior of hybrid corrugated composite/balsa core sandwich structures in four-point bending: Experimental study and numerical simulation*. *Engineering Structures*, 2020. **210**: p. 110361.

15. *Composite Materials Handbook*. Structural Sandwich Composites. SAE International.
16. Moura, M., A. Morais, e A. Magalhães, *Materiais compósitos-Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*.(2005). Vol. 369. Porto: Publindústria.
17. Kar, K.K., *Composite materials: processing, applications, characterizations*. First Edition ed. 2016, Berlin: Springer.
18. Castanie, B., C. Bouvet, e M. Ginot, *Review of composite sandwich structure in aeronautic applications*. Composites Part C: Open Access, 2020. **1**.
19. Stewart, R., *Sandwich structures deliver core benefits*. Reinforced Plastics, 2010. **54**(4): p. 32-37.
20. Carlsson, L.A. e G.A. Kardomateas, *Structural and failure mechanics of sandwich composites*. First Edition ed. Solid Mechanics and Its Applications, ed. J.R. Barber e A. Klarbring. Vol. 121. 2011, Netherlands: Springer Science & Business Media.
21. Mostafa, A., K. Shankar, e E.V. Morozov, *Experimental, Theoretical and Numerical Investigation of the Flexural Behaviour of the Composite Sandwich Panels with PVC Foam Core*. Applied Composite Materials, 2013. **21**(4): p. 661-675.
22. ASTM, *ASTM D3039/D3039M. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*. 2000, ASTM International: United States.
23. INSTRON. *The Definitive Guide to ASTM D3039*. [cited 2021 27/1/2021]; Available from: <https://www.instron.us/testing-solutions/by-standard/astm/multiple-testing-solutions/astm-d3039>.
24. Gibson, R.F., *Principles of composite material mechanics*. Fourth Edition ed. Mechanical Engineering. 2016, Boca Raton: CRC press.
25. SHIMADZU. *ASTM D6641 - Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture* [cited 2021 27/01/2021]; Available from: <https://www.ssi.shimadzu.com/industry/automotive-materials-testing/composites/ASTM-D6641.html>.
26. Kuhn, H. e D. Medlin, *ASM Handbook. Volume 8: Mechanical Testing and Evaluation*. ASM Handbook. 2000, Ohio: ASM International.
27. Carlsson, L.A., D.F. Adams, e R.B. Pipes, *Experimental characterization of advanced composite materials*. Fourth Edition ed. 2014, Boca Raton: CRC press.
28. INSTRON. *Tensile Strength Composite Sandwich Constructions*. [cited 2021 27/01/2021]; Available from: <https://www.instron.us/testing-solutions/by-test-type/tension/sandwich-constructions>.
29. Thiagarajan, S. e R. Munusamy, *Experimental and numerical study of composite sandwich panels for lightweight structural design*. International Journal of Crashworthiness, 2020: p. 1-12.
30. ADMET. *ASTM C365 Sandwich Core Compression Testing*. [cited 2021 27/01/2021]; Available from: <https://www.admet.com/testing-applications/testing-standards/astm-c365-sandwich-core-compression-testing/>.
31. Abdi, B., S. Azwan, M. Abdullah, A. Ayob, Y. Yahya, e L. Xin, *Flatwise compression and flexural behavior of foam core and polymer pin-reinforced*

- foam core composite sandwich panels*. International journal of mechanical sciences, 2014. **88**: p. 138-144.
32. Ge, L., H. Zheng, H. Li, B. Liu, H. Su, e D. Fang, *Compression behavior of a novel sandwich structure with bi-directional corrugated core*. Thin-Walled Structures, 2021. **161**.
 33. Kumar, A., S. Angra, e A.K. Chanda, *Analysis of the effects of varying core thicknesses of Kevlar Honeycomb sandwich structures under different regimes of testing*. Materials Today: Proceedings, 2020. **21**: p. 1615-1623.
 34. Yang, Y., M.F.M. Fahmy, Z. Pan, Y. Zhan, R. Wang, B. Wang, e B. Feng, *Experimental study on basic mechanical properties of new BFRP-bamboo sandwich structure*. Construction and Building Materials, 2020. **264**: p. 120642.
 35. Wei, X., Q. Wu, Y. Gao, e J. Xiong, *Bending characteristics of all-composite hexagon honeycomb sandwich beams: experimental tests and a three-dimensional failure mechanism map*. Mechanics of Materials, 2020. **148**: p. 103401.
 36. Bi, Z., *Finite element analysis applications: A systematic and practical approach*. 2017, United States: Academic Press.
 37. Ebrahimi, F., *Finite Element Analysis: New Trends and Developments*. Second Edition ed. 2012: ExLi4EvA.
 38. Fliegner, S., J. Rausch, e J. Hohe, *Loading points for industrial scale sandwich structures – A numerical and experimental design study*. Composite Structures, 2019. **226**.
 39. Zhang, J., K. Maes, G. De Roeck, E. Reynders, C. Papadimitriou, e G. Lombaert, *Optimal sensor placement for multi-setup modal analysis of structures*. Journal of Sound Vibration, 2017. **401**: p. 214-232.
 40. Barenblatt, G.I., *The formation of equilibrium cracks during brittle fracture. General ideas and hypotheses. Axially-symmetric cracks*. Journal of applied mathematics mechanics of Advanced Materials and Structures, 1959. **23**(3): p. 622-636.
 41. Barenblatt, G.I., *The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fracture*, in *Advances in applied mechanics*. 1962, Elsevier. p. 55-129.
 42. Dugdale, D.S., *Yielding of steel sheets containing slits*. Journal of the Mechanics Physics of Solids, 1960. **8**(2): p. 100-104.
 43. Pardoen, T., T. Ferracin, C. Landis, e F. Delannay, *Constraint effects in adhesive joint fracture*. Journal of the Mechanics Physics of Solids, 2005. **53**(9): p. 1951-1983.
 44. Xie, D. e A.M. Waas, *Discrete cohesive zone model for mixed-mode fracture using finite element analysis*. Engineering fracture mechanics, 2006. **73**(13): p. 1783-1796.
 45. Silva, L.F. e R.D. Campilho, *Advances in numerical modelling of adhesive joints*, in *Advances in numerical modeling of adhesive joints*. 2012, Springer. p. 1-93.
 46. Campilho, R.D., M. De Moura, e J.J. Domingues, *Modelling single and double-lap repairs on composite materials*. Composites Science and Technology, 2005. **65**(13): p. 1948-1958.
 47. Kafkalidis, M. e M. Thouless, *The effects of geometry and material properties on the fracture of single lap-shear joints*. International Journal of Solids and Structures, 2002. **39**(17): p. 4367-4383.

48. Campilho, R.D., M. De Moura, e J. Domingues, *Using a cohesive damage model to predict the tensile behaviour of CFRP single-strap repairs*. International Journal of Solids and Structures, 2008. **45**(5): p. 1497-1512.
49. Campilho, R.D.S.G., M. De Moura, e J. Domingues, *Numerical prediction on the tensile residual strength of repaired CFRP under different geometric changes*. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2009. **29**(2): p. 195-205.
50. Ji, G., Z. Ouyang, G. Li, S. Ibekwe, e S.-S. Pang, *Effects of adhesive thickness on global and local Mode-I interfacial fracture of bonded joints*. International Journal of Solids and Structures, 2010. **47**(18-19): p. 2445-2458.
51. Zhao, X., R. Adams, e L. Silva, *Single lap joints with rounded adherend corners: experimental results and strength prediction*. Journal of Adhesion Science Technology, 2011. **25**(8): p. 837-856.
52. Yang, Q., M. Thouless, e S. Ward, *Elastic-plastic mode-II fracture of adhesive joints*. International Journal of Solids and Structures, 2001. **38**(18): p. 3251-3262.
53. Yang, Q. e M.D. Thouless, *Mixed-mode fracture analyses of plastically-deforming adhesive joints*. International Journal of Fracture, 2001. **110**(2): p. 175-187.
54. Abaqus, V.J.P., RI: Dassault Systems Simulia Corporation, *6.9 Documentation*. 2009.
55. Zhu, Y., K.M. Liechti, e K. Ravi-Chandar, *Direct extraction of rate-dependent traction-separation laws for polyurea/steel interfaces*. International Journal of Solids and Structures, 2009. **46**(1): p. 31-51.
56. Sørensen, B.F. e T.K. Jacobsen, *Determination of cohesive laws by the J integral approach*. Engineering fracture mechanics, 2003. **70**(14): p. 1841-1858.
57. Li, S., M. Thouless, A. Waas, J. Schroeder, P.J.C.S. Zavattieri, e Technology, *Use of mode-I cohesive-zone models to describe the fracture of an adhesively-bonded polymer-matrix composite*. 2005. **65**(2): p. 281-293.
58. Liljedahl, C., A. Crocombe, M. Wahab, e I. Ashcroft, *Damage modelling of adhesively bonded joints*. International journal of fracture, 2006. **141**(1): p. 147-161.
59. Banea, M.D. e L.F. da Silva, *Adhesively bonded joints in composite materials: an overview*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design Applications, 2009. **223**(1): p. 1-18.
60. Chen, Z., R. Adams, e L.F. Da Silva, *Prediction of crack initiation and propagation of adhesive lap joints using an energy failure criterion*. Engineering Fracture Mechanics, 2011. **78**(6): p. 990-1007.
61. Campilho, R.D.S.G., M. Moura, A. Pinto, J. Morais, e J. Domingues, *Modelling the tensile fracture behaviour of CFRP scarf repairs*. Composites Part B: Engineering, 2009. **40**(2): p. 149-157.
62. Campilho, R.D., M.D. Banea, A.M. Pinto, L.F. da Silva, e A. Jesus, *Strength prediction of single-and double-lap joints by standard and extended finite element modelling*. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2011. **31**(5): p. 363-372.
63. Gupta, A.K., R. Velmurugan, e M. Joshi, *Numerical and experimental study of multimode failure phenomena in GFRP laminates of different lay-ups*. International Journal of Crashworthiness, 2017. **23**(1): p. 87-99.

64. Liu, X., G. Du, H. Yan, e S. Cheng, *Failure analysis of adhesive surface damage in sandwich plates under compressed loads*. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2019. **27**(22): p. 1935-1944.
65. Farrokhbadi, A., S. Ahmad Taghizadeh, H. Madadi, H. Norouzi, e A. Ataei, *Experimental and numerical analysis of novel multi-layer sandwich panels under three point bending load*. *Composite Structures*, 2020. **250**.
66. Harhash, M., R.R. Gilbert, S. Hartmann, e H. Palkowski, *Experimental characterization, analytical and numerical investigations of metal/polymer/metal sandwich composites – Part 2: Free bending*. *Composite Structures*, 2020. **232**.
67. Wang, Z., Z. Li, e W. Xiong, *Numerical study on three-point bending behavior of honeycomb sandwich with ceramic tile*. *Composites Part B: Engineering*, 2019. **167**: p. 63-70.
68. Mostafa, A., K. Shankar, e E.V. Morozov, *Behaviour of PU-foam/glass-fibre composite sandwich panels under flexural static load*. *Materials and Structures*, 2014. **48**(5): p. 1545-1559.
69. Singh, H. e P. Mahajan, *Modeling damage induced plasticity for low velocity impact simulation of three dimensional fiber reinforced composite*. *Composite Structures*, 2015. **131**: p. 290-303.
70. Djama, K., L. Michel, E. Ferrier, e A. Gabor, *Numerical modelling of a truss core sandwich panel: Influence of the connectors' geometry and mechanical parameters on the mechanical response*. *Composite Structures*, 2020. **245**.
71. Macedo, P.D.d.S., *Modelação numérica do comportamento à flexão de estruturas sandwich pelo método de elementos finitos*, in *Departamento de Engenharia Mecânica*. 2020, Tese de Mestrado em Engenharia Mecânica. Instituto Superior de Engenharia do Porto. p. 109.
72. Jing, J., F. Gao, J. Johnson, F.Z. Liang, R.L. Williams, e J. Qu. *Simulation of dynamic fracture along solder-pad interfaces using a cohesive zone model*. in *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. 2008.
73. Pereira, A. e A. De Moraes, *Strength of adhesively bonded stainless steel joints*. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2003. **23**(4): p. 315-322.