



Avaliação experimental e numérica de estruturas sandwich compósitas

MIGUEL JOSÉ RODRIGUES DE QUEIRÓS

outubro de 2021

AVALIAÇÃO EXPERIMENTAL E NUMÉRICA DE ESTRUTURAS *SANDWICH* COMPÓSITAS

Miguel José Rodrigues de Queirós

1160909

2020/2021

Instituto Superior de Engenharia do Porto

Departamento de Engenharia Mecânica

AVALIAÇÃO EXPERIMENTAL E NUMÉRICA DE ESTRUTURAS *SANDWICH* COMPÓSITAS

Miguel José Rodrigues de Queirós

1160909

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 Mestre Paulo Jorge Roque de Oliveira Nóvoa.

2020/2021

Instituto Superior de Engenharia do Porto

Departamento de Engenharia Mecânica

JÚRI

Presidente

Doutor Francisco José Gomes da Silva

Professor Coordenador com Agregação, ISEP

Orientador

Doutor Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho

Professor Adjunto, ISEP

Coorientador

Mestre Paulo Jorge Roque de Oliveira Nóvoa

Assistente Convidado, ISEP

Arguente

Doutor António Joaquim Mendes Ferreira

Professor Catedrático, FEUP

AGRADECIMENTOS

- Ao Professor Doutor Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho, meu orientador, por todo o suporte que providenciou e pela disponibilidade que, sempre que necessário, demonstrou, ao longo dos últimos meses;
- Ao Professor Paulo Jorge Roque de Oliveira Nóvoa, meu coorientador, pelo auxílio na interpretação dos resultados experimentais;
- Aos meus pais, pelas excelentes condições que me proporcionaram e pelo apoio que sempre tive presente;
- À minha família, por tudo aquilo que nos une e, em especial, aos meus avós, por serem um grande exemplo de vida;
- À Ana Isabel, por todos os momentos passados e por todos aqueles que estão por vir, para os quais não poderia desejar melhor companhia;
- Aos meus amigos, pelo convívio e boa disposição com que, frequentemente, me brindam;
- A todos os professores e colegas de grupo que, ao longo dos últimos cinco anos, contribuíram para o desenvolvimento do meu percurso académico;

PALAVRAS CHAVE

Estruturas *sandwich*; Modelação numérica; Método de elementos finitos; Modelo *crushable foam*; Critérios de falha.

RESUMO

As estruturas *sandwich* apresentam uma muito interessante combinação de boas propriedades mecânicas e baixo peso. Esta combinação leva a que estas sejam cada vez mais procuradas em vários setores industriais, com diversas aplicações. Muitas delas possuem elevado grau de exigência, pelo que é crucial conhecer, *a priori*, com elevado grau de fiabilidade, o comportamento destas estruturas em serviço.

Neste trabalho, analisam-se experimental e numericamente quatro configurações de estrutura *sandwich*, com diferentes núcleos (espumas de polimetacrilimida (PMI) e politetileno tereftalato (PET)) e empilhamento das peles (laminados em material compósito). São realizados ensaios de flexão em três e quatro pontos para avaliar o comportamento das estruturas, através de curvas força-deslocamento e outros parâmetros, como a carga máxima de ensaio. Relativamente à análise numérica, utiliza-se o método dos elementos finitos para simular os ensaios de flexão, sendo empregues critérios de falha específicos para os diferentes constituintes da estrutura. Esta potencialidade do método é muito importante na análise de estruturas *sandwich*, uma vez que peles, núcleo e adesivo possuem comportamentos bastante distintos e, assim, é possível simular e validar a rotura dos constituintes.

Globalmente, a análise numérica revela boa concordância com os ensaios experimentais e foi possível prever o comportamento linear e não-linear das estruturas *sandwich* com boa precisão. Além disso, a técnica utilizada prevê adequadamente os modos de rotura e a capacidade de carga (com pequenas variações) dos provetes testados, pelo que pode ser utilizada, com confiança, no projeto destas estruturas.

KEYWORDS

Sandwich structures; Numerical modelling; Finite element method; Crushable foam model; Failure criteria.

ABSTRACT

Sandwich structures present a very interesting combination of good mechanical properties and low weight. This combination leads to a growing demand of such structures, in multiple industry sectors, with distinct applications. Many of these possess a high degree of responsibility, which is why it is crucial to assess, in firsthand, with elevated reliability, the behavior of these structures in service.

In this work, four configurations of sandwich structure, with different cores (PMI and PET foams) and ply stacking sequence, are experimental and numerically analyzed. Three and four point bending tests are performed in order to assess the behavior of the structures, through load-displacement curves and other parameters, such as the maximum load during testing. Regarding the numerical analysis, the finite element method is used to simulate the bending tests, and specific failure criterium are employed for the different constituents of the structure. Such capability is very important in sandwich structures' analysis because skins, core and adhesive have quite different behaviors and, this way, it is possible to simulate and validate the failure of the constituents.

Overall, the numerical analysis shows good agreement with the experimental tests, and it was able to predict the linear and non-linear behavior of the sandwich structures with good precision. Besides, the used technique accurately predicts the failure modes and the maximum load (with small variations) of the tested specimens, and, therefore, can be used, with confidence, in the project of these structures.

LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS

Lista de Abreviaturas

2D	Bidimensional
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
CSB	<i>Cracked-Sandwich Beam</i>
DCB	<i>Double-Cantilever Beam</i>
DTS	<i>Diagonal tension shear</i>
EHSAPT	<i>Extended High-Order Sandwich Panel Theory</i>
ENF	<i>End-Notched Flexure</i>
ENS	<i>End-Notched Sandwich</i>
EPT	Estado plano de tensão
F3P	Flexão em três pontos
F4P	Flexão em quatro pontos
ISO	<i>International Organization for Standardization</i>
LDF	<i>Low density foam</i>
LTS	Leis de tração-separação
MDC	Modelos de Dano Coesivo
MEF	Método de Elementos Finitos
MMB	<i>Mixed-Mode Bending</i>
PET	Polietileno tereftalato
PMI	Polimetacrilimida

TCL	Teoria Clássica dos Laminados
TDCOS	Teorias de Deformação de Corte de Ordem Superior
TDCPO	Teorias de Deformação de Corte de Primeira Ordem
TDG	Teorias de Deformação Global
TDGL	Teorias de Deformação Global Local
TDL	Teorias de Deformação Local
TSD	<i>Tilted Sandwich Debond</i>
TTX	<i>Tilted Train Express</i>

Lista de Unidades

bar	Bar
G	Grama
GPa	Gigapascal
kg	Quilograma
m	Metro
mm	Milímetro
MPa	Megapascal
N	Newton
s	Segundo
ton	Tonelada

Lista de Símbolos

a_e	Vetor de deslocamentos nodais
A	Vetor de deslocamentos global
A_s	Área da secção reta do provete
b	Largura da estrutura <i>sandwich</i>
B	Matriz de deformações
c	Espessura do núcleo
C	Matriz de flexibilidade
d	Espessura da estrutura <i>sandwich</i>
D	Matriz de rigidez
D	Multiplicador da expressão de Cowper-Symonds
D_f	Rigidez da estrutura <i>sandwich</i>
D_f^*	Rigidez específica da estrutura <i>sandwich</i>
E_{coh}	Matriz de rigidez do adesivo
E_c	Módulo de elasticidade longitudinal à compressão
E_f	Módulo de elasticidade longitudinal das fibras
E_t	Módulo de elasticidade longitudinal à tração
f_e	Vetor de forças nodais
F	Vetor de forças global
G	Módulo de elasticidade ao corte
G_{IC}	Taxa crítica de libertação de energia
h	Altura do provete

H	Módulo de endurecimento
k	Módulo de compressibilidade
k_c	Rácio entre a tensão de cedência à compressão e a tensão hidrostática de cedência à compressão
k	Rácio entre a tensão hidrostática de cedência à compressão e a resistência hidrostática à tração
k_{TDCPO}	Fator de correção
k_e	Matriz de rigidez do elemento
K	Matriz de rigidez global
L	Comprimento da viga
$M_{máx}$	Momento fletor máximo
$M_{máx}^*$	Momento fletor máximo específico
N	Matriz de funções de interpolação
n	Expoente da expressão de Cowper-Symonds
P	Carga
p_c	Tensão hidrostática de cedência à compressão
$P_{máx}$	Carga máxima
p_t	Resistência hidrostática à tração
r	Rácio entre tensões de cedência à compressão, a diferentes velocidades de deformação
R	Vetor de reações
T	Matriz de transformação
t_{coh}	Vetor de tração do adesivo
t_p	Espessura da pele

u, v, w	Deslocamentos
u_e	Vetor de deslocamentos do elemento
V	Fração volúmica
α	Coefficiente de elipticidade
δ	Deslocamento experimental
ΔP	Diferença de carga
ε	Vetor de deformações
ε_c	Deformação de compressão
ε_{pc}	Deformação plástica equivalente
$\dot{\varepsilon}'_{pc}$	Velocidade de deformação
ε_u	Deformação de rotura
ν	Coefficiente de Poisson
ρ	Massa volúmica
σ	Vetor de tensões
σ_c	Tensão de compressão
σ_{DF}	Tensão equivalente de Deshpande e Fleck
σ_e	Tensão equivalente de von Mises
σ_f	Tensão de rotura à flexão
σ_m	Tensão hidrostática
σ_{pl}	Tensão de colapso
σ_u	Tensão de rotura
σ_Y	Tensão de cedência
$\tau_{m\acute{a}x}$	Tensão de corte máxima

τ_u	Tensão de rotura ao corte
ϕ	Rotação em torno do plano médio

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1- Esquema de uma estrutura sandwich	7
Figura 2- Exemplo de evolução de propriedades de estruturas sandwich com o aumento da espessura do núcleo [1]	7
Figura 3- Modos de rotura de uma estrutura <i>sandwich</i> (adaptado de [10]).....	9
Figura 4- Utilização de estruturas <i>sandwich</i> num Boeing 787 [13]	10
Figura 5- TTX [19]	10
Figura 6- Ponte de trânsito de veículos (a) [21] e ponte pedonal (b) [22]	11
Figura 7- Moldação por compressão: (a) processo não-Isotérmico e (b) processo isotérmico [27]	12
Figura 8- Moldação por vácuo [29]	12
Figura 9- Laminagem contínua [31]	13
Figura 10- Provete para ensaio de tração com insertos colados.....	14
Figura 11- Configuração do ensaio de tração a materiais compósitos [44]	15
Figura 12- Configuração do ensaio F3P [47]	16
Figura 13- Provetes ensaio DCB (a) cargas aplicadas a blocos e (b) cargas aplicadas a dobradiças.....	16
Figura 14- Configuração do Ensaio MMB [51]	17
Figura 15- Comparação do comportamento de espumas poliméricas em ensaio uniaxial de tração e compressão [55]	18
Figura 16- Configuração do ensaio de compressão lateral e modo de falha de estruturas testadas [62] ..	20
Figura 17- Configuração do ensaio de corte do núcleo [65]	21
Figura 18- Ensaio TSD [72]	22
Figura 19- Elemento Finito baseado na EHSAPT [97]	27
Figura 20- Comparação de deslocamentos w normalizados, no plano médio da pele superior [97]	28
Figura 21- Tensão axial do núcleo normalizada, ao longo da espessura [97]	28
Figura 22- Tensões normais transversais do núcleo normalizadas, ao longo da espessura [97]	28
Figura 23- Tensões de corte transversal do núcleo normalizadas, ao longo da espessura [97]	29
Figura 24- Lei triangular (adaptado de [117]).....	35
Figura 25- Lei trapezoidal (adaptado de [118])	36

Figura 26- Configuração das estruturas <i>sandwich</i> analisadas	43
Figura 27- Configuração do ensaio de F4P modificado [134]	46
Figura 28- Mapa de falha de estruturas <i>sandwich</i> com núcleo Rohacell® WF71 [135]	46
Figura 29- Configuração do ensaio DTS: (a) geometria deformada (b) equilíbrio de forças [137]	48
Figura 30- Colocação dos laminados no equipamento de fabrico	50
Figura 31- Superfície rugosa obtida devido à utilização da camada de <i>peel ply</i>	50
Figura 32- Aplicação do adesivo nas peles	51
Figura 33- Provetes para ensaios de flexão	51
Figura 34- Configuração do ensaio de compressão do núcleo	52
Figura 35- Configuração do ensaio de F3P diagrama de esforços transversos(a) s (b) diagrama de momentos fletores	53
Figura 36- Configuração do ensaio de F3P (a) diagrama de esforços transversos (b) diagrama de momentos fletores	54
Figura 37- Curvas $\sigma_c - \varepsilon_c$ resultantes dos ensaios de compressão do núcleo	56
Figura 38- Curvas $P - \delta$ dos ensaios de F3P com empilhamento $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$	57
Figura 39- Curvas $P - \delta$ dos ensaios de F4P com empilhamento $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$	57
Figura 40- Curvas $P - \delta$ dos ensaios de F3P com empilhamento $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$	58
Figura 41- Curvas $P - \delta$ dos ensaios de F4P com empilhamento $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$	58
Figura 42- Curvas $P - \delta$ dos ensaios de F3P, com núcleo em espuma de PMI	60
Figura 43- Curvas $P - \delta$ dos ensaios de F3P, com núcleo em espuma de PET	60
Figura 44- Curvas $P - \delta$ dos ensaios de F4P, com núcleo em espuma de PMI	61
Figura 45- Curvas $P - \delta$ dos ensaios de F4P, com núcleo em espuma de PET	61
Figura 46- Esquema das partições efetuadas no modelo numérico, para carregamento de F3P	66
Figura 47- Geometria dos roletes	67
Figura 48- Modelo geométrico para F3P assembled	67
Figura 49- Modelo geométrico para F4P assembled	67
Figura 50- Condições fronteira para carregamento de F3P	68
Figura 51- Condições fronteira para carregamento de F4P	69
Figura 52- Associação de arestas com diferentes dimensões de elemento a diferentes cores e indicação das direções de refinamento da malha	70
Figura 53- Elipses de falha das espumas de PMI e PET, utilizadas pelo modelo <i>crushable foam</i>	78

Figura 54- Comparação das curvas $P-\delta$ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PMI e empilhamento das peles $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ (F3P)	84
Figura 55- Comparação das curvas $P-\delta$ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PMI e empilhamento das peles $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ (F3P)	84
Figura 56- Comparação das curvas $P-\delta$ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PET e empilhamento das peles $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ (F3P)	85
Figura 57- Comparação das curvas $P-\delta$ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PET e empilhamento das peles $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ (F3P)	85
Figura 58- Comparação das curvas $P-\delta$ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PMI e empilhamento das peles $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ (F4P)	86
Figura 59- Comparação das curvas $P-\delta$ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PMI e empilhamento das peles $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ (F4P)	86
Figura 60- Comparação das curvas $P-\delta$ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PET e empilhamento das peles $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ (F4P)	87
Figura 61- Comparação das curvas $P-\delta$ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PET e empilhamento das peles $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ (F4P)	87
Figura 62- Simulação da rotura das estruturas <i>sandwich</i> com núcleo em espuma de PMI, em F3P	88
Figura 63- Simulação da rotura das estruturas <i>sandwich</i> com núcleo em espuma de PET, em F3P	88
Figura 64- Simulação da rotura das estruturas <i>sandwich</i> com núcleo em espuma de PMI, em F4P	88
Figura 65- Simulação da rotura das estruturas <i>sandwich</i> com núcleo em espuma de PET, em F4P	88
Figura 66- Distribuição das tensões σ_{11} nas peles (zona de contacto)	89
Figura 67- Distribuição das tensões σ_{11} no núcleo	89
Figura 68- Distribuição das tensões τ_{12} nas peles (zona de contacto)	89
Figura 69- Distribuição das tensões τ_{12} no núcleo	90
Figura 70- Evolução das tensões ao longo da espessura das peles em compressão com empilhamento $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$	90
Figura 71- Evolução das tensões ao longo da espessura das peles em tração com empilhamento $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$	91
Figura 72- Evolução das tensões ao longo da espessura das peles em compressão com empilhamento $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$	91
Figura 73- Evolução das tensões ao longo da espessura das peles em tração com empilhamento $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$	92
Figura 74- Distribuição das tensões σ_{22}	92

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 1- Propriedades do pré-impregnado HS 160 REM	44
Tabela 2- Propriedades da espuma Rohacell® WF71	45
Tabela 3- Propriedades da espuma AIREX®T92.100.....	47
Tabela 4- Propriedades adesivo Sikaforce®-7710 L100.....	49
Tabela 5- Parâmetros de processamento das peles.....	49
Tabela 6- Parâmetros de cura das estruturas com núcleo AIREX®T92.100.....	50
Tabela 7- Dimensões dos provetes para ensaio de compressão do núcleo	52
Tabela 8- Dimensões dos provetes para ensaios de flexão (núcleo em espuma de PMI).....	54
Tabela 9- Dimensões dos provetes para ensaios de flexão (núcleo em espuma de PMI).....	55
Tabela 10- Valores de $M_{máx}$ e $M_{máx}^*$ obtidos nos ensaios de flexão	63
Tabela 11- Valores de D_f e D_f^* obtidos nos ensaios de flexão	63
Tabela 12- Valores de $\tau_{máx}$ obtidos nos ensaios de flexão	64
Tabela 13- Dimensões dos elementos da malha criada para os modelos 2D	70
Tabela 14- Propriedades elásticas a introduzir no modelo <i>engineering constants</i>	74
Tabela 15- Valores das resistências das camadas do laminado a utilizar no critério de Tsai-Wu	76
Tabela 16- Valores utilizados na obtenção dos rácios a introduzir no modelo <i>crushable foam</i>	77
Tabela 17- Valores obtidos de p_c , p_t , k_c e k_t	77
Tabela 18- Dados numéricos da evolução de σ_c e ε_{pc} a utilizar no modelo <i>crushable foam</i>	79
Tabela 19- Valores de σ_{yc} e ε'_{pc} para obtenção de D e n	80
Tabela 20- Propriedades elásticas para a modelação do adesivo Sikaforce® 7710	81
Tabela 21- Valores de resistência das componentes do vetor t_{coh} para a modelação do adesivo Sikaforce® 7710	82
Tabela 22- Taxas críticas de libertação de energia para a modelação do adesivo Sikaforce® 7710	82
Tabela 23- Comparação de valores numéricos e experimentais de $P_{máx}$	94
Tabela 24- Comparação de valores numéricos e experimentais de D_f	94
Tabela 25- Comparação de valores de $P_{máx}$ e P ($\tau_{12} = \tau_u$)	95

ÍNDICE

1	INTRODUÇÃO	3
1.1	Contextualização	3
1.2	Objetivos	3
1.3	Organização da dissertação	3
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	7
2.1	Estruturas <i>sandwich</i>	7
2.1.1	Definição de estrutura <i>sandwich</i>	7
2.1.2	Modos de rotura	8
2.1.3	Aplicações.....	9
2.1.4	Métodos de fabrico	11
2.2	Ensaio mecânicos.....	13
2.2.1	Ensaio de constituintes isolados	13
2.2.1.1	Peles (laminados em material compósito de matriz polimérica)	13
2.2.1.1.1	Ensaio de tração/compressão.....	14
2.2.1.1.2	Ensaio de flexão	15
2.2.1.1.3	Ensaio de fratura	16
2.2.1.2	Núcleo (espumas poliméricas)	17
2.2.1.2.1	Ensaio de tração/compressão.....	18
2.2.1.2.2	Ensaio de corte.....	18
2.2.1.2.3	Ensaio de flexão	19
2.2.2	Ensaio de estruturas <i>sandwich</i>	19
2.2.2.1	Ensaio de tração.....	19
2.2.2.2	Ensaio de compressão lateral	19
2.2.2.3	Ensaio de compressão do núcleo.....	20

2.2.2.4	Ensaio de corte do núcleo.....	20
2.2.2.5	Ensaio de flexão	21
2.2.2.6	Ensaaios de fratura	22
2.3	Previsão do comportamento de estruturas <i>sandwich</i>	23
2.3.1	Métodos analíticos	23
2.3.1.1	Teoria clássica dos laminados.....	23
2.3.1.2	Teorias de deformação de corte de primeira ordem.....	24
2.3.1.3	Teorias de deformação de corte de ordem superior	24
2.3.2	Métodos numéricos	26
2.3.2.1	Método de elementos finitos	26
2.3.2.2	Modelos de falha para materiais compósitos.....	29
2.3.2.2.1	Critério de Tsai-Hill.....	29
2.3.2.2.2	Critério de Tsai-Wu	30
2.3.2.2.3	Critério de Hashin-Rotem.....	31
2.3.2.2.4	Critério de Puck-Schürmann	32
2.3.2.3	Modelos de falha para espumas poliméricas	33
2.3.2.4	Modelos de dano coesivo	35
2.3.3	Estado da arte na modelação de estruturas <i>sandwich</i>	36
2.4	Conclusões	38
3	DESENVOLVIMENTO	43
3.1	Trabalho experimental.....	43
3.1.1	Materiais	43
3.1.1.1	Peles.....	44
3.1.1.2	Núcleo	44
3.1.1.2.1	Espuma de PMI	45
3.1.1.2.2	Espuma de PET	47
3.1.1.3	Adesivo	48
3.1.2	Processo de fabrico	49

3.1.3	Preparação e configuração dos ensaios	51
3.1.3.1	Ensaio de compressão do núcleo	51
3.1.3.2	Ensaio de flexão	53
3.1.4	Resultados e discussão	55
3.1.4.1	Ensaio de compressão do núcleo	55
3.1.4.2	Ensaio de flexão	56
3.1.4.2.1	Efeito do núcleo	56
3.1.4.2.2	Efeito do empilhamento das peles	59
3.1.4.2.3	Propriedades das estruturas	62
3.2	Trabalho numérico	65
3.2.1	Metodologia de modelação	65
3.2.1.1	Geometrias	65
3.2.1.2	Interações	67
3.2.1.3	Condições fronteira	68
3.2.1.4	Malha	69
3.2.1.5	Modelos constitutivos e de falha	70
3.2.1.5.1	Peles	71
3.2.1.5.2	Núcleo	76
3.2.1.5.3	Adesivo	80
3.2.1.6	Simulação	82
3.2.2	Análise de resultados	83
3.2.2.1	Curvas P- δ	83
3.2.2.2	Análise de tensões	89
3.2.2.3	Propriedades das estruturas	93
4	CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS	99
4.1	Conclusões	99
4.2	Proposta de trabalhos futuros	100
5	BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO	103

6	ANEXOS.....	115
6.1	Anexo 1- Ficha técnica peles	115
6.2	Anexo 2- Ficha técnica espuma de PMI	117
6.3	Anexo 3- Ficha técnica espuma de PET	119
6.4	Anexo 4- Ficha técnica adesivo	121

INTRODUÇÃO

1.1.CONTEXTUALIZAÇÃO

1.2.OBJETIVOS

1.3.ORGANIZAÇÃO DA DISSERTAÇÃO

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contextualização

A utilização de estruturas *sandwich* tem vindo a aumentar nas últimas décadas, com tendência para continuar a crescer no futuro. Fruto das suas boas propriedades mecânicas e baixo peso, serão cada vez mais procuradas como alternativa a materiais tradicionais, em aplicações nas quais se exija a maior leveza possível, como a indústria aeronáutica ou automóvel. Nestas indústrias, a utilização de estruturas mais leves tem como efeito a redução dos consumos de combustível. Daí se percebe a importância que a utilização de estruturas *sandwich* pode atingir num futuro próximo. No entanto, as indústrias referidas são de elevado grau de exigência. Assim, é necessário estudar, prever e conhecer o comportamento destas estruturas para que a sua utilização seja viável.

1.2 Objetivos

O principal objetivo da dissertação é a análise experimental e numérica do comportamento à flexão de estruturas *sandwich* compósitas. No domínio experimental, utilizam-se ensaios de flexão em três e quatro pontos para caracterização das mesmas. Ao nível da modelação numérica, pretende-se simular, através do método de elementos finitos, a resposta das estruturas, utilizando diferentes critérios para os seus diferentes constituintes. Espera-se que os resultados numéricos apresentem boa concordância com os resultados experimentais, devendo a simulação prever a evolução do comportamento das estruturas testadas, bem como modos de rotura ou valores de rigidez e carga máxima que, na prática, se verifiquem.

1.3 Organização da dissertação

A presente dissertação encontra-se dividida em cinco capítulos, os quais abordam as seguintes temáticas:

- O primeiro capítulo contém a introdução ao tema, sendo justificada a necessidade de o mesmo existir e mencionados os objetivos que se procura atingir;
- O segundo capítulo diz respeito à revisão bibliográfica das matérias relacionadas com o tópico em estudo e subdivide-se em quatro subcapítulos principais. No

subcapítulo 2.1, faz-se uma breve introdução às estruturas *sandwich*. O subcapítulo 2.2 aborda os ensaios mecânicos mais utilizados para caracterizar este tipo de estrutura, bem como os seus constituintes. No subcapítulo 2.3, mencionam-se metodologias e modelos existentes para previsão do comportamento mecânico de estruturas *sandwich*. Finalmente, o subcapítulo 2.4 contém uma breve análise crítica aos subcapítulos anteriores;

- O desenvolvimento do tema está contido no terceiro capítulo, que se subdivide em vertente experimental (subcapítulo 3.1) e vertente numérica (subcapítulo 3.2);
- No quarto capítulo são apresentadas as conclusões a que se chega e indicadas algumas propostas de trabalhos futuros relacionados com o tema;
- Por último, o quinto capítulo contém as referências bibliográficas utilizadas ao longo de todo o trabalho.

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. DEFINIÇÃO DE ESTRUTURA *SANDWICH*

2.2. ENSAIOS MECÂNICOS

2.3. PREVISÃO DO COMPORTAMENTO DE ESTRUTURAS *SANDWICH*

2.4. CONCLUSÕES

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Estruturas *sandwich*

Neste subcapítulo é realizada uma breve introdução ao tema das estruturas *sandwich*. Inicialmente faz-se uma descrição deste tipo de estrutura, seguindo-se uma abordagem relativamente aos seus modos de rotura, aplicações e processos de fabrico atualmente conhecidos.

2.1.1 Definição de estrutura *sandwich*

Uma estrutura *sandwich* consiste na união de duas placas finas e de elevada rigidez (peles) a um material espesso e de baixa densidade (núcleo), geralmente através de um adesivo, como ilustrado na Figura 1.

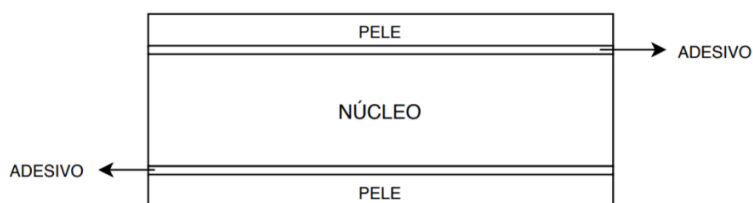


Figura 1- Esquema de uma estrutura *sandwich*

Atendendo à configuração de estrutura *sandwich* apresentada na Figura 1, constata-se que a elevada espessura do núcleo permite o afastamento das peles do eixo neutro da secção resistente da estrutura (localizado a meio da espessura), o que se traduz num aumento significativo da rigidez à flexão da mesma. Em contraste, uma vez que a densidade do núcleo é reduzida, o aumento de peso é pouco expressivo. Verifica-se, então, que as estruturas *sandwich* apresentam um elevado rácio rigidez à flexão/peso, que tende a aumentar com o aumento da espessura do núcleo, como pode ser observado na Figura 2 [1].

			
Relative Bending Stiffness	1	7.0	37
Relative Bending Strength	1	3.5	9.2
Relative Weight	1	1.03	1.06

Figura 2- Exemplo de evolução de propriedades de estruturas *sandwich* com o aumento da espessura do núcleo [1]

Atendendo ao anteriormente dito, facilmente se entende que uma estrutura *sandwich* é, tipicamente, concebida para suportar carregamentos de flexão. Assim, estas estruturas podem estar sujeitas, em serviço, a esforços internos como momentos fletores ou esforços transversos. Os momentos fletores originam tensões normais que, em grande maioria, são suportadas pelas peles, enquanto os esforços transversos dão lugar ao aparecimento de tensões de corte, em grande parte suportadas pelo núcleo. Além do rácio rigidez à flexão/peso, uma estrutura *sandwich* apresenta boas propriedades de absorção de energia e isolamento térmico [2].

As peles de uma estrutura *sandwich* são, na maioria dos casos, chapas metálicas ou laminados em material compósito. Já o núcleo poderá ser uma estrutura celular, como um ninho de abelha ou uma espuma, polimérica ou metálica, ou ainda um perfil ondulado [3].

2.1.2 Modos de rotura

A rotura de uma estrutura *sandwich* pode ocorrer devido a falhas individuais nos seus constituintes ou nas ligações pele-núcleo. O modo de rotura que se verifica depende das propriedades dos materiais, da geometria e do carregamento aplicado à estrutura [4–6] Triantafyllou e Gibson [4] estudaram os modos de rotura em vigas *sandwich*, com peles em alumínio e núcleo em espuma de poliuretano, sujeitas à flexão. Verificou-se que, predominantemente, a falha da estrutura se deve a rotura das peles, encurvadura local na pele em compressão e rotura do núcleo em corte [4]. Foi, ainda, elaborado um mapa de falha, considerando a densidade relativa do núcleo e o rácio entre espessura das peles (t_p) e comprimento da viga (L). Nota-se que a rotura das peles ocorre quando a densidade do núcleo tende para a densidade do material que o constitui (densidade relativa próxima de um) e o rácio t_p/L é reduzido. A rotura do núcleo em corte ocorre para rácios t_p/L superiores e densidades relativas do núcleo inferiores. Já a encurvadura local da pele em compressão necessita que os dois fatores mencionados apresentem baixos valores, para que se verifique. Petras e Sutcliffe [7] mapearam as falhas de uma estrutura *sandwich* com peles em material compósito e núcleo em ninho de abelha. Os materiais constituintes de peles e núcleo possuem comportamento frágil, ao contrário do sucedido na análise de Triantafyllou e Gibson [4], onde os materiais escolhidos apresentam comportamento dúctil. Petras e Sutcliffe [7] analisaram igualmente carregamentos de flexão e identificaram a existência de falhas por esmagamento do núcleo, devido a indentação. Estas falhas ocorrem em estruturas com rácios t_p/L elevados e densidades relativas na ordem dos 0,1. Os restantes modos de rotura verificados por Petras e Sutcliffe [7] são os identificados por Triantafyllou e Gibson [4] e localizam-se em regiões semelhantes dos mapas elaborados pelos diferentes autores. Daniel *et al.* [8] analisaram os modos de rotura de estruturas *sandwich* sob carregamentos de compressão e flexão pura. Os autores concluíram que a falha da estrutura se deve à rotura das peles, se a rigidez do núcleo for suficientemente elevada,

ou à encurvadura local das mesmas, no caso da rigidez do núcleo ser baixa [8]. Flores-Johnson e Li [9] estudaram a indentação de estruturas *sandwich* com peles em CFRP e núcleo em espuma PMI. Os ensaios realizados revelam que a resposta das estruturas à indentação é fortemente dependente da geometria do indentador e da densidade do núcleo, tendo-se verificado como modos de rotura falhas nas peles, núcleo e na adesão peles-núcleo [9]. Gdoutos e Daniel [6] constataram, através de ensaios de flexão a estruturas *sandwich* com peles em CFRP e núcleo em espuma de PVC, a interação entre diferentes falhas na estrutura. A carga necessária para provocar a encurvadura local da pele em compressão sofre uma redução significativa, se, previamente, ocorrer deformação plástica do núcleo [6].

A Figura 3 ilustra os referidos modos de rotura de uma estrutura *sandwich* [10].

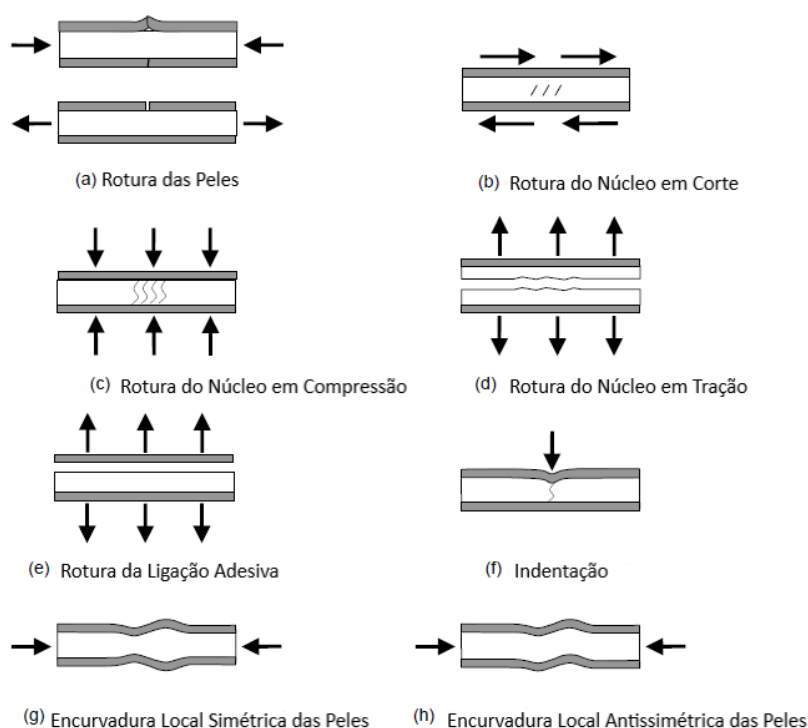


Figura 3- Modos de rotura de uma estrutura *sandwich* (adaptado de [10])

2.1.3 Aplicações

Devido às suas características, as estruturas *sandwich* possuem aplicações em vários setores. Na indústria aeronáutica é comum encontrarem-se estruturas *sandwich* em componentes das asas, fuselagem e cauda de aviões, ou ainda em partes interiores como os painéis do chão [11,12]. A título de exemplo, na Figura 4, são indicadas (a azul) as partes de um avião comercial, no caso, um Boeing 787, onde são empregues estruturas *sandwich* [13].



Figura 4- Utilização de estruturas *sandwich* num Boeing 787 [13]

Na indústria automóvel a disseminação das estruturas *sandwich* é de menor dimensão comparativamente à indústria aeronáutica. Ainda assim, vários trabalhos publicados propõe a utilização de estruturas *sandwich* em elementos estruturais dos veículos, evidenciando as suas potencialidades em termos de redução de peso e, consequentemente, dos consumos de combustível [14–16]. Devido à sua capacidade de absorção de energia, as estruturas *sandwich* podem ainda constituir uma alternativa aos materiais tradicionalmente utilizados no fabrico de pára-choques [17]. No que toca aos transportes ferroviários, destaca-se o *Tilted Train Express* (TTX). O TTX foi desenvolvido na Coreia do Sul e a incorporação de estruturas *sandwich* na construção do veículo permitiu uma redução de 28% no seu peso total [18]. Um exemplar TTX é ilustrado na Figura 5.



Figura 5- TTX [19]

Outro setor relevante, com aplicação das estruturas *sandwich*, é o setor da energia eólica, mais concretamente em componentes das pás de turbinas eólicas. A tendência crescente deste setor traduz-se na necessidade de utilização de turbinas eólicas de maior dimensão. Assim, as estruturas *sandwich* poderão ser, cada vez mais, a solução ideal para evitar a rotura de componentes críticos das pás que, com o aumento da sua dimensão, serão sujeitos a maiores esforços [20]. Na construção civil, além das

tradicionais coberturas de edifícios em painéis *sandwich*, existem, nos dias de hoje, pontes, quer para trânsito pedonal quer para trânsito de veículos, construídas a partir de estruturas *sandwich*. Na Figura 6 é apresentado um exemplo de cada tipo de ponte referido. As pontes ilustradas localizam-se em Bex (a) e Bissone (b), localidades suíças.



Figura 6- Ponte de trânsito de veículos (a) [21] e ponte pedonal (b) [22]

Cascos, convés e divisórias de navios são igualmente exemplos de aplicação destas estruturas. Estima-se que a sua utilização, nos componentes referidos, permita uma redução até 15% no peso total de um navio [23]. Ainda em aplicações marítimas, está estudada a possibilidade de serem substituídas tubagens convencionais de aço por tubagens *sandwich* mais leves e de mais fácil instalação, em profundidades na ordem dos 1500 m [24]. Por último, estudos recentes indicam a possibilidade de aliar estruturas *sandwich* a baterias de lítio para veículos elétricos, utilizando o conceito de material multifuncional que, neste caso, desempenha funções estruturais e de armazenamento de energia [19,20].

2.1.4 Métodos de fabrico

O fabrico de uma estrutura *sandwich* pode ser realizado através de um só processo que permita a obtenção da estrutura final ou ser dividido em várias etapas. Grande parte dos processos utilizados no fabrico de materiais compósitos permite simultaneamente a consolidação e adesão das peles ao núcleo, não contemplando, contudo, o fabrico deste último. São exemplos o processo de moldação manual, moldação por compressão, moldação em vácuo ou laminagem contínua. O processo de moldação manual consiste em empilhar o reforço fibroso de cada pele e o núcleo num molde aberto e, manualmente, impregnar a resina no reforço. Trata-se de um processo simples, de custo reduzido e que permite o fabrico de qualquer geometria, desde que a execução do molde seja possível. No entanto, este processo não é adequado à produção de grandes séries e é fortemente dependente da perícia do operador.

No processo de moldação por compressão, inicialmente efetua-se o empilhamento de peles e núcleo e, posteriormente, dá-se a consolidação da estrutura *sandwich* numa prensa. As peles podem ou não ser pré-aquecidas, como mostra a Figura 7 [27].

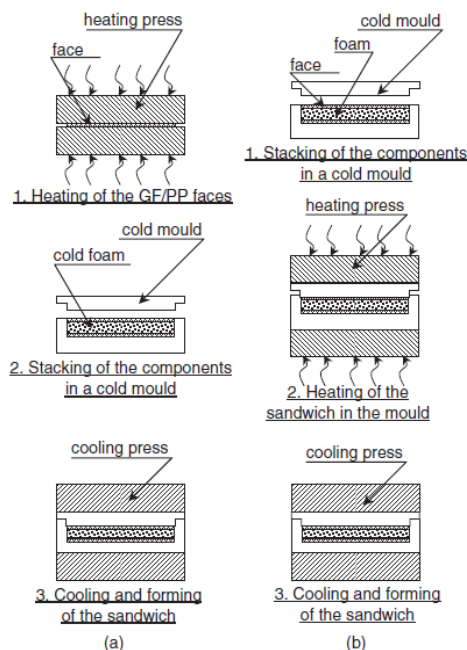


Figura 7- Moldagem por compressão: (a) processo não-Isotérmico e (b) processo isotérmico [27]

Skawinski *et al.* [27] e Passaro *et al.* [28] analisaram as diferenças entre os processos de compressão isotérmica e compressão não-isotérmica. Resultados experimentais evidenciam melhor qualidade na adesão pele-núcleo utilizando compressão isotérmica [27,28]. No entanto, as estruturas obtidas pelo processo não-isotérmico apresentam melhor comportamento à flexão [28].

O processo de moldagem por vácuo é semelhante à moldagem por compressão. No entanto, após o fecho do molde, é evacuado o ar existente no seu interior com o auxílio de uma bomba de vácuo. A Figura 8 ilustra esquematicamente o processo referido [29].

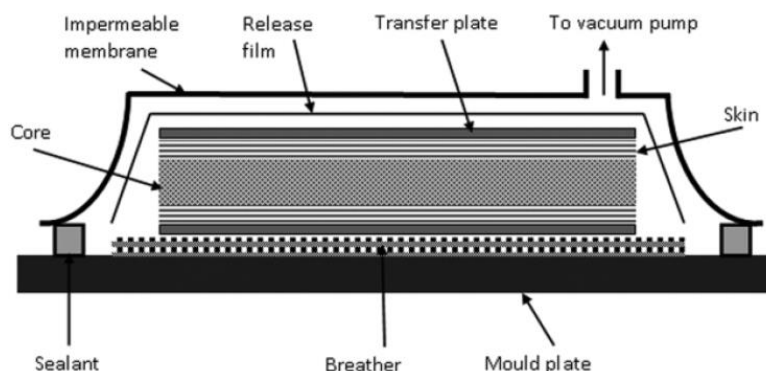


Figura 8- Moldagem por vácuo [29]

O processo de moldagem por vácuo é, geralmente, não-isotérmico, dada a elevada probabilidade de danificação do núcleo, devido às temperaturas mais elevadas a que este é sujeito durante o processo isotérmico [29]. Os parâmetros mais relevantes deste processo são a temperatura de pré-aquecimento das peles, a temperatura do molde, o tempo de moldagem e a pressão de vácuo aplicada [29].

O processo de laminagem contínua possui as vantagens de poder ser totalmente automatizado e permitir elevadas cadências de produção [30]. O processo consiste, inicialmente, no empilhamento de peles e núcleo que, de seguida, são sujeitos a um ciclo de aquecimento para fusão dos elementos e, posteriormente, de arrefecimento para solidificação da estrutura. Na Figura 9 é ilustrado o processo de laminagem contínua de estruturas *sandwich* [31].

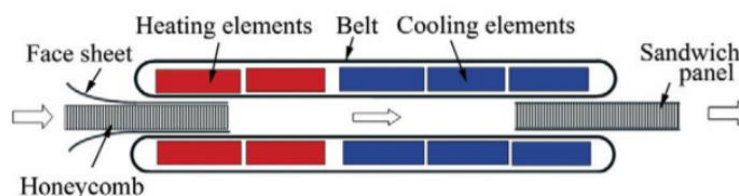


Figura 9- Laminagem contínua [31]

O fabrico de estruturas *sandwich* numa só operação está limitado a estruturas em que o núcleo é uma espuma. Peles e núcleo, que numa fase inicial é constituído por um filme envolvido num agente de expansão químico, são empilhados e colocados numa prensa. Após fecho da mesma, é aplicado um ciclo de pressão e temperatura que promove a fusão das peles ao filme. Entretanto, devido ao calor gerado, o agente de expansão é ativado e tem início a formação da espuma. Para que o processo de expansão prossiga, é necessária uma abertura do molde. O grau de abertura define a espessura e densidade da espuma [29]. Após arrefecimento, obtém-se a estrutura *sandwich* consolidada.

2.2 Ensaios mecânicos

Neste subcapítulo é abordada a temática dos ensaios mecânicos relacionados com as estruturas *sandwich*. Os ensaios mecânicos podem ter como objetivo a determinação de propriedades mecânicas dos constituintes da estrutura *sandwich* ou avaliar o comportamento da estrutura sob determinado carregamento.

2.2.1 Ensaio de constituintes isolados

Os ensaios individuais a peles e núcleo possibilitam a obtenção das suas propriedades mecânicas. O conhecimento das mesmas é um dado de elevada importância no projeto e conceção de estruturas *sandwich*.

2.2.1.1 Peles (laminados em material compósito de matriz polimérica)

Uma das características mais importantes dos materiais compósitos é o seu comportamento anisotrópico. Deste modo, possuem diferentes propriedades mecânicas em diferentes direções. Tipicamente, procura-se conhecer as suas propriedades na direção das fibras e na direção perpendicular às mesmas.

2.2.1.1.1 Ensaio de tração/compressão

Os ensaios longitudinais de tração permitem a determinação de propriedades como módulo de elasticidade (E_t), coeficiente de Poisson (ν) ou tensão de rotura (σ_{ut}), na direção segundo a qual é realizada o ensaio. De modo geral, são caracterizados por este tipo de ensaio laminados unidirecionais, com o intuito de se obter as propriedades citadas, quer segundo a direção das fibras (E_{t1} , σ_{ut1} e ν_{12}), quer segundo a direção perpendicular às mesmas (E_{t2} , σ_{ut2}) [30]. Não obstante, as normas ASTM D 3039 [32] e EN ISO 527-4 [33] referem a possibilidade de ensaiar qualquer laminado, desde que balanceado e simétrico em relação ao eixo de aplicação da carga. Os provetes ensaiados devem possuir secção retangular constante. No entanto, podem ser colados insertos nas suas extremidades através de um adesivo estrutural, como mostra a Figura 10.



Figura 10- Provette para ensaio de tração com insertos colados

A utilização destes insertos evita a transferência de carga diretamente da máquina de ensaio para o provete, o que poderia conduzir a uma rotura prematura por esmagamento das fibras na zona de contacto [34]. O seu comprimento mínimo deve ser calculado de modo a impedir a rotura da ligação adesiva com o provete.

É ainda de particular interesse a realização de ensaios de tração com a direção das fibras orientada a 45° com a direção da carga. Estes ensaios permitem caracterizar o comportamento ao corte, no plano, do material do provete e realizam-se de acordo com a norma ISO 14129 [35] ou a norma ASTM D 3518 [36]. As propriedades obtidas por este método são a tensão de rotura ao corte no plano (τ_{u12}) e o módulo de elasticidade ao corte (G_{12}). A norma ASTM D 3518 [36] refere a possibilidade de ocorrência de não linearidades no comportamento do material durante o ensaio, geralmente devidas a fissuração da matriz ou delaminações. Já a norma ISO 14129 [35] recomenda considerar, para o cálculo das propriedades referidas, no máximo, valores correspondentes a deformações de corte de 0,05.

Os ensaios de compressão são maioritariamente realizados para determinar a tensão de rotura à compressão (σ_{uc}) do material testado, na direção de ensaio. Além disso, estes ensaios possibilitam o cálculo do módulo de elasticidade à compressão (E_c). No entanto, as diferenças entre E_c e E_t são consideradas menos significativas do que as diferenças entre σ_{uc} e σ_{ut} [34]. Não obstante, vários estudos ressaltam a necessidade de contemplar o comportamento bimodular dos materiais ($E_t \neq E_c$) em certas análises [37–39]. O grande desafio dos ensaios de compressão a laminados compósitos é evitar fenómenos de encurvadura que dificultem a obtenção de resultados fiáveis [40]. Para tal, normas como

a ASTM D 695 [41], ASTM D3410 [42] ou ASTM D 6641 [43] preveem a utilização de insertos semelhantes aos da Figura 10.

De seguida, a Figura 11 ilustra a configuração de um ensaio de tração a um provete em material compósito, sendo possível observar a utilização de insertos.



Figura 11- Configuração do ensaio de tração a materiais compósitos [44]

2.2.1.1.2 Ensaio de flexão

Para avaliar o comportamento de laminados em material compósito à flexão, realizam-se ensaios de flexão em três e/ou quatro pontos, seguindo normas como a ISO 14125 [45] ou a ASTM D 790 [46]. Nestes ensaios, os provetes consistem em vigas simplesmente apoiadas, de secção retangular constante, aos quais é aplicada uma carga transversal através de roletes. Os ensaios diferem no modo de aplicação da carga. No ensaio de flexão em três pontos (F3P), aplica-se diretamente uma carga concentrada a meio vão, enquanto no ensaio de flexão em quatro pontos (F4P), a carga transversal divide-se e é transmitida ao provete por dois roletes, que distam entre si um terço ou metade da distância entre os suportes da viga. Com a realização de ensaios de flexão, pretende-se determinar o módulo de elasticidade à flexão (E_f) e a tensão de rotura à flexão (σ_f) do material em estudo. Contudo, o provete não é sujeito a um carregamento de flexão pura, podendo coexistir tensões de flexão, tensões de corte e tensões de compressão. No entanto, as normas preveem elevados rácios entre comprimento e espessura do provete para diminuir o efeito do corte transversal, bem como curvaturas dos roletes suficientes para minimizar os efeitos de concentração de tensões [45,46].

Na Figura 12 é representada a configuração de um ensaio de flexão, no caso, F3P [47].



Figura 12- Configuração do ensaio F3P [47]

2.2.1.1.3 Ensaio de fratura

A propriedade mais utilizada para caracterizar o comportamento à fratura de laminados compósitos é a taxa crítica de libertação de energia (G_{IC}) [30,48], que indica a energia necessária para que uma fenda se propague no material. G_{IC} pode ser estudado para três modos de carregamento puro, modo I, modo II e modo III, ou para modos mistos, que resultam de combinações dos modos anteriores. Os modos de carregamento mais estudados experimentalmente são o modo I, o modo II e o modo misto I/II. O ensaio mais utilizado para o estudo do modo I é o ensaio *Double Cantilever Beam* (DCB), que se encontra normalizado, quer pela norma ISO 15024 [49], quer pela norma ASTM D 5528 [50]. Ambas as normas indicam a utilização de um filme de PTFE ou PI, a meio da espessura. O objetivo da colocação deste filme é criar uma zona de iniciação de fenda [49,50]. Tratando-se de um ensaio que pretende estudar a fratura do provete em modo I, são aplicadas cargas de modo a promover a abertura da fenda. Estas cargas podem ser aplicadas a blocos ou a dobradiças, unidos ao provete por ligação adesiva, como mostra a Figura 13.

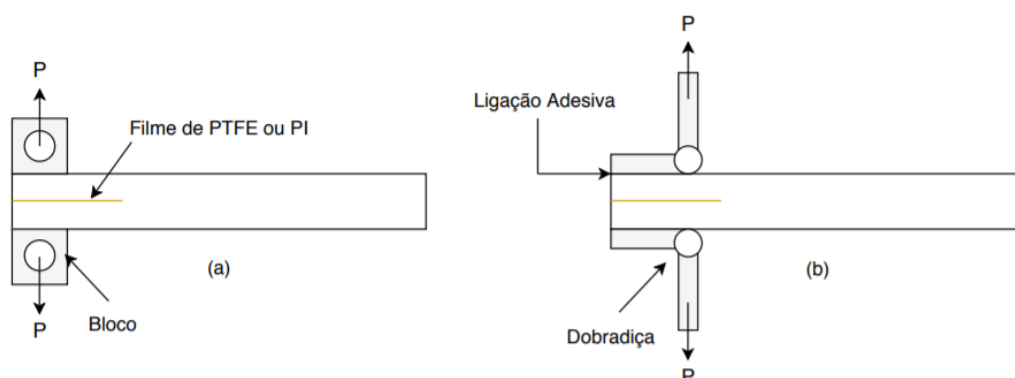


Figura 13- Provete ensaio DCB (a) cargas aplicadas a blocos e (b) cargas aplicadas a dobradiças

Para avaliar o comportamento à fratura em modo II, utiliza-se, maioritariamente, o ensaio *End-Notched Flexure* (ENF). O ensaio ENF tem uma configuração muito próxima à do ensaio de F3P, com a particularidade da existência de uma pré fenda numa das extremidades do provete, a meio da espessura. Embora se trate de um ensaio relativamente simples, a iniciação do dano tende a ocorrer de forma instável, pelo que outros métodos, como o ensaio *End-Loaded Split* ou o ensaio *Four Point End-Notched Flexure*, foram desenvolvidos de modo a suplantar esta lacuna [30].

A fratura em modo misto I/II pode ser estudada pelo ensaio *Mixed Mode Bending* (MMB), cuja configuração é ilustrada na Figura 14 [51]. O rácio entre modo I e modo II depende das dimensões c e L ilustradas na Figura 14 e é um fator importante para que a propagação da fenda ocorra estavelmente [51]. Este rácio pode ser facilmente modificado variando a distância c . Atualmente, o ensaio MMB encontra-se normalizado pela norma ASTM D 6671 [52].

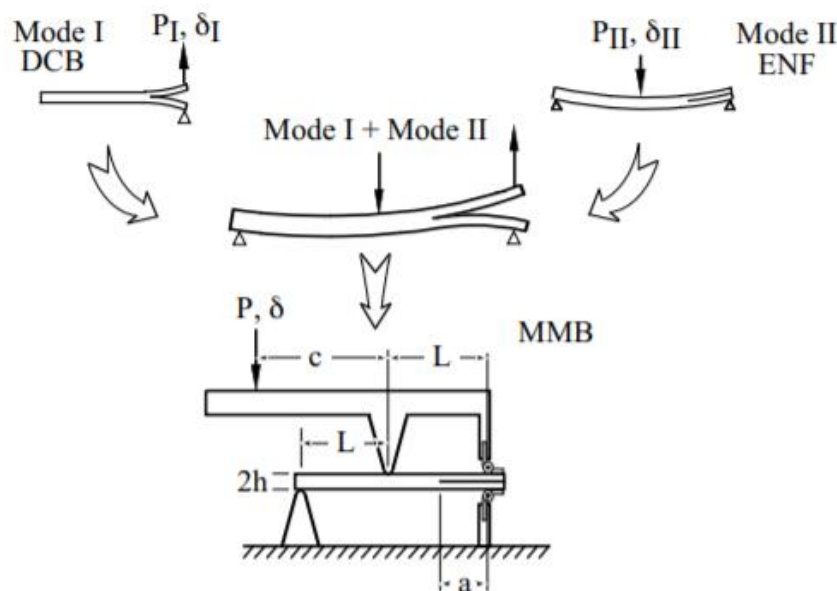


Figura 14- Configuração do Ensaio MMB [51]

2.2.1.2 Núcleo (espumas poliméricas)

As espumas poliméricas enquadram-se na categoria dos materiais celulares. Estes materiais consistem em aglomerados de células formadas por barras ou placas sólidas, que correspondem, respetivamente, às arestas e faces da célula. A estrutura das espumas pode ser dividida em estruturas de células abertas ou células fechadas. Uma espuma diz-se de células abertas se estas apenas forem constituída por barras. Se estas forem constituídas por barras e placas, que as isolem das células vizinhas, dizem-se espumas de célula fechada [53].

2.2.1.2.1 Ensaio de tração/compressão

O ensaio de tração a espumas poliméricas encontra-se normalizado pela norma BS ISO 1926 [54]. A norma prevê dois cenários relativamente aos provetes. Os provetes são diretamente montados na máquina de ensaios se a sua resistência à compressão permitir a transferência direta de carga da máquina de ensaio para o provete. Caso contrário, são unidas placas metálicas ao provete, por ligação adesiva, sendo a carga de ensaio transmitida às placas referidas. O ensaio permite estimar a tensão de rotura e tensão na rotura da espuma.

O comportamento à compressão de uma espuma polimérica é mais complexo do que o comportamento à tração e pode ser dividido em três fases. A primeira fase corresponde a uma região linear elástica em que as células se deformam devido à flexão dos seus elementos. A segunda fase inicia-se após se atingir a tensão de cedência da espuma e corresponde a um patamar de tensão aproximadamente constante, ao longo do qual as células vão plastificando. A terceira e última fase é denominada de densificação. A densificação da espuma tem início quando, devido às elevadas deformações, células adjacentes entram em contacto, e traduz-se num aumento da tensão até à rotura.

Na Figura 15 podem ser observadas curvas típicas de ensaios de tração e compressão uniaxial a espumas poliméricas [55].

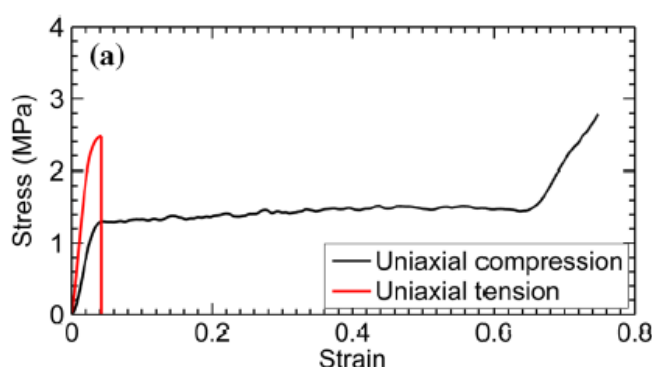


Figura 15- Comparação do comportamento de espumas poliméricas em ensaio uniaxial de tração e compressão [55]

Ensaio de compressão a espumas poliméricas podem ser realizados de acordo com a norma ISO 844 [56]. Aos provetes de ensaio, cuja secção transversal é retangular e constante, é aplicada uma carga axial de compressão até à rotura. A norma define o cálculo de propriedades como resistência à compressão, deformação relativa, tensão a 10% de deformação relativa e módulo de elasticidade à compressão.

2.2.1.2.2 Ensaio de corte

O ensaio de corte a espumas poliméricas realiza-se de acordo com a norma ISO 1922 [57]. Neste ensaio, são unidas, por ligação adesiva, placas de aço ao provete. A rotura das ligações adesivas é indesejável, devendo ser garantido que tal não acontece,

selecionando adesivos capazes de aguentar esforços de corte superiores aos da espuma [57]. As cargas de ensaio são aplicadas a cada uma das placas, na mesma direção e em sentidos opostos, o que permite criar um estado de tensão de corte na espuma. Através deste ensaio é possível calcular a resistência ao corte e módulo de elasticidade ao corte da espuma testada.

2.2.1.2.3 Ensaio de flexão

A norma ISO 1209-1 [58] e a norma ISO 1209-2 [59] descrevem a metodologia do ensaio de flexão a espumas poliméricas. Trata-se de um ensaio de F3P a provetes de secção retangular constante, que permite determinar a tensão de rotura à flexão e o módulo de elasticidade aparente da espuma. O cálculo das propriedades deve ser realizado a partir da força registada aquando da rotura do provete. No entanto, caso esta não se verifique até então, o cálculo realiza-se a partir da força registada para um deslocamento de 20 mm.

2.2.2 Ensaio de estruturas *sandwich*

O ensaio de estruturas *sandwich* permite avaliar o comportamento real da estrutura testada. Existem ensaios especificamente desenhados para promover modos de rotura nos diferentes constituintes da estrutura, bem como nas ligações pele-núcleo. Deste modo, é possível obter propriedades dos diferentes constituintes no contexto da estrutura.

2.2.2.1 Ensaio de tração

Os ensaios de tração a estruturas *sandwich* são realizados de acordo com a norma ASTM C 297/C 297M [60]. Blocos rígidos são ligados, através de um adesivo, às peles ou núcleo da estrutura, sendo neles aplicado o esforço de tração, perpendicular ao plano do provete a ensaiar. Os resultados destes ensaios são válidos desde que não se verifique a rotura da ligação adesiva entre os blocos e o provete, podendo fornecer informação sobre a resistência à tração do núcleo ou das ligações entre peles e núcleo [60]. Não é expectável que ocorra rotura das peles durante o ensaio de tração de estruturas *sandwich*.

2.2.2.2 Ensaio de compressão lateral

O ensaio de compressão lateral às estruturas *sandwich* consiste na aplicação de cargas de compressão paralelamente ao plano das peles e encontra-se normalizado pela ASTM C364/C364M [61]. A falha do provete neste ensaio poderá ocorrer tanto nas peles, quer por rotura quer por encurvadura, como no núcleo, quer por rotura em compressão quer por rotura em corte. No entanto, se a rotura ocorrer nas extremidades do provete, os resultados não devem ser validados [61].

Na Figura 16 pode-se observar a configuração do ensaio de compressão lateral a estruturas *sandwich*. Pode-se, ainda, verificar que a falha das estruturas testadas se deve a encurvadura das peles [62].

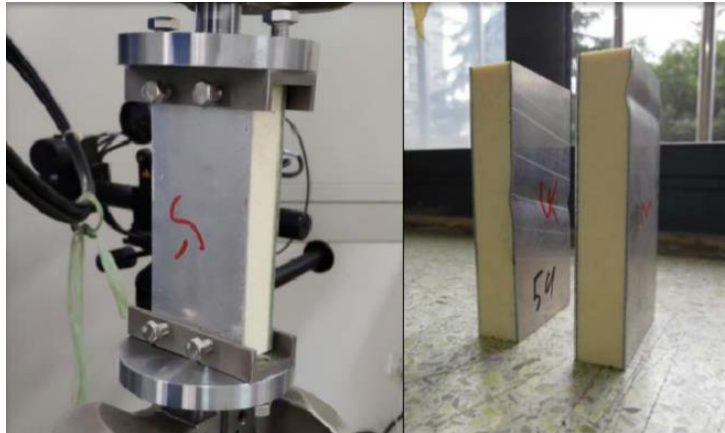


Figura 16- Configuração do ensaio de compressão lateral e modo de falha de estruturas testadas [62]

2.2.2.3 Ensaio de compressão do núcleo

O ensaio de compressão do núcleo rege-se pela norma ASTM C365/C65M [63] e consiste em aplicar uma carga de compressão normal ao plano das peles da estrutura *sandwich* ensaiada, permitindo a caracterização da resistência e módulo à compressão da mesma. A carga é aplicada ao provete através de pratos que se encontram ligados à máquina de ensaio. É comum, sobretudo em estruturas com núcleo em ninho de abelha, estabilizar os planos de carregamento com finas camadas de resina ou peles, de modo a prevenir o esmagamento do núcleo, modo de rotura que não traduziria o comportamento em compressão pura da estrutura *sandwich* [63].

2.2.2.4 Ensaio de corte do núcleo

O comportamento de uma estrutura *sandwich* ao corte pode ser estudado por ensaios normalizados pela norma ASTM C 273 [64]. Placas em aço são ligadas às peles da estrutura através de ligação adesiva. Às placas é aplicada uma carga de tração ou compressão, sendo que o seu comprimento deve permitir que a linha de ação das cargas atravesse cantos opostos da estrutura [64]. A configuração deste ensaio não assegura um carregamento de corte puro. No entanto, o desenho dos provetes limita o efeito de outras tensões [64]. Através destes ensaios poderão ser estimados o módulo de elasticidade ao corte (G_N) e resistência ao corte (τ_{uN}) do núcleo.

A configuração de um ensaio de corte do núcleo é ilustrada na Figura 17 [65].



Figura 17- Configuração do ensaio de corte do núcleo [65]

2.2.2.5 Ensaio de flexão

Tal como aos laminados em material compósito, também às estruturas sandwich são realizados ensaios de F3P e F4P, normalizados por documentos como a norma ASTM C393/C393M [66], a norma ASTM D7249/D7249M [67] ou a norma ASTM D7250/D7250M [68]. Os ensaios segundo a norma ASTM C393/C393M focam-se na determinação de propriedades ao corte de núcleos de estruturas *sandwich* sujeitas a flexão. De modo a validar os resultados destes ensaios, a norma admite apenas a rotura por corte do núcleo ou das ligações adesivas entre peles e núcleo [66]. Para tal, a geometria dos provetes deve garantir que não ocorre rotura por compressão do núcleo. A norma ASTM D7249/D7249M fornece orientações para a caracterização da resistência das peles de estruturas *sandwich* em flexão. Assim, roturas relacionadas com as peles são as admissíveis para se processarem os cálculos definidos pela norma [67]. O vão utilizado nestes ensaios é significativamente superior ao que se verifica nos ensaios segundo a ASTM C393/C393M e a ASTM D7250/D7250M. A ASTM D7249/D7249M define 560 mm de vão, especificando ainda um conjunto de condições que devem ser satisfeitas com o intuito de evitar qualquer falha associada ao núcleo [67]. Finalmente, a norma ASTM D7250/D7250M detalha os procedimentos a adotar para obter a rigidez à flexão e ao corte de estruturas *sandwich*, a partir dos ensaios realizados pelas normas ASTM C393/C393M e ASTM D7249/D7249M. A norma ASTM D7250/D7250M estabelece ainda um método para determinar G_N , embora ressalve a maior fiabilidade da ASTM C 273 para o efeito [68].

2.2.2.6 Ensaios de fratura

Vários métodos para caracterizar a fratura de estruturas *sandwich* foram desenvolvidos por diversos autores, não existindo, contudo, uma norma que regule cada um deles. Carlsson [69] concebeu o ensaio *Cracked Sandwich Beam* (CSB), semelhante ao ensaio *ENF*, colocando a fenda inicial na interface entre a pele superior e o núcleo. Verificou-se que, para um correto funcionamento do ensaio, isto é, para que a fenda propague sem que se verifique outro tipo de falha, é desejável elevada espessura do núcleo, bem como elevada rigidez de peles e núcleo [69]. Ao aumentar a espessura do núcleo, aumenta também a carga necessária à propagação da fissura. Este aumento pode gerar a rotura do núcleo por compressão, pelo que Carlsson [69] sugere a aplicação de reforços localizados no ponto de aplicação da carga ou a utilização de indentadores de maior diâmetro. Adams *et al.* [70] desenvolveram o ensaio *End Notched Sandwich* (ENS). O ensaio ENS é muito semelhante ao ensaio CSB. A diferença na configuração destes ensaios reside na colocação, no ensaio ENS, de um cabo tensionado entre as superfícies pré-separadas, com o intuito de as manter afastadas durante o ensaio. Assim, elimina-se a possibilidade de se desenvolverem forças de atrito entre ambas [70]. Resultados experimentais indicam ser desejável comprimentos de fenda inicial mais elevados, bem como rácios comprimento/largura dos provetes iguais a quatro para propagação estável da fenda [70]. Li e Carlsson [71] propuseram o ensaio *Tilted Sandwich Debond* (TSD) para caracterizar a fratura em modo misto I/II de estruturas *sandwich*. Neste ensaio, o provete é ligado a uma chapa de aço, por sua vez montada num plano inclinado. Na extremidade da fenda inicial, localizada entre a pele superior e o núcleo, é aplicada uma carga vertical, que pode ser dividida numa componente normal (modo I) e tangencial (modo II) à estrutura. Na Figura 18 é ilustrada a configuração do ensaio TSD [72]

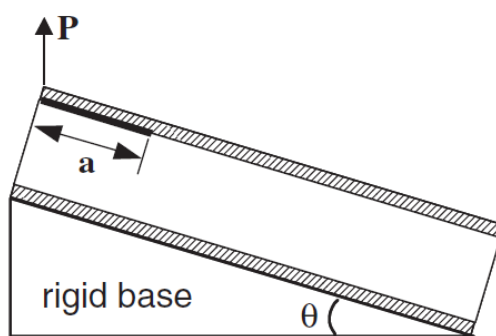


Figura 18- Ensaio TSD [72]

A inclinação do provete em relação à carga aplicada é um parâmetro relevante para a correta realização do ensaio. Inclinações inferiores a um ângulo crítico, a determinar experimentalmente, levam à propagação da fenda no núcleo ao invés desta se propagar na interface, como desejável [71]. O ângulo crítico referido é tendencialmente menor à medida que se aumenta o comprimento da fenda inicial [71]. Já a resiliência exibida pela

estrutura aparenta ser pouco sensível a este parâmetro, notando-se, contudo, aumentos no seu valor com o aumento do ângulo de inclinação [71].

2.3 Previsão do comportamento de estruturas *sandwich*

Ao longo deste subcapítulo são abordados vários métodos para analisar quer analítica quer numericamente o comportamento de estruturas *sandwich*. São ainda referidos os principais modelos existentes para prever a rotura dos constituintes da estrutura, bem como a separação entre os mesmos.

2.3.1 Métodos analíticos

Os métodos analíticos utilizados na previsão do comportamento de estruturas *sandwich* podem ser divididos em três grupos: as teorias de deformação global (TDG), teorias de deformação global-local (TDGL) e teorias de deformação local (TDL). As TDG ou teorias de camada única equivalente admitem um único campo de deslocamentos para toda a estrutura, enquanto as TDL propõem campos de deslocamentos camada a camada. Já as TDGL, também conhecidas como teorias *zig-zag*, formulam o campo de deslocamentos com componentes globais e termos locais na direção da espessura que descrevem as descontinuidades dos deslocamentos nas interfaces entre camadas. A grande maioria das teorias de seguida mencionadas são TDG.

2.3.1.1 Teoria clássica dos laminados

A Teoria Clássica dos Laminados (TCL) é um dos métodos mais simples utilizados no cálculo de estruturas *sandwich*. Baseando-se em teorias de placas para materiais isotrópicos, esta teoria admite, entre outros aspetos, que secções planas e normais ao plano médio da estrutura permanecem planas e normais ao plano médio após deformação (rotação de corpo rígido) [73]. Admitindo ainda pequenos deslocamentos e placas de espessura fina (desprezando as deformações ϵ_{xz} , ϵ_{yz} e ϵ_{zz}), obtém-se o seguinte campo de deslocamentos [74]:

$$\begin{aligned} u(x, y, z) &= u_0 - z \frac{\partial w}{\partial x} \\ v(x, y, z) &= v_0 - z \frac{\partial w}{\partial y} \\ w(x, y, z) &= w_0, \end{aligned} \tag{1}$$

em que u e v são os deslocamentos no plano xy e w é o deslocamento na direção da espessura (z).

Pagano [75] estudou a fiabilidade da TCL, comparando os seus resultados com os de soluções exatas da Teoria da Elasticidade. Verificou que, no caso de uma estrutura

sandwich, existem discrepâncias significativas entre os resultados, ainda que considere rácios comprimento/espessura elevados [75]. Deste modo, ressaltou a necessidade de considerar as deformações de corte transversal na análise destas estruturas [75].

2.3.1.2 Teorias de deformação de corte de primeira ordem

A aplicação de Teorias de Deformação de Corte de Primeira Ordem (TDCPO) a materiais anisotrópicos, como é o caso das estruturas *sandwich*, foi inicialmente proposta por Yang *et al.* [76], com base nos trabalhos de Reissner [77] e Mindlin [78] para materiais isotrópicos. Ao contrário da TCL, as TDCPO consideram que secções planas e normais ao plano médio da estrutura permanecem planas, mas não normais ao plano médio após deformação. Deste modo, são consideradas as deformações de corte transversal ε_{xz} e ε_{yz} , tidas como constantes ao longo da espessura. O campo de deslocamentos é, então, dado por:

$$\begin{aligned} u(x, y, z) &= u_0 - \phi_x z \\ v(x, y, z) &= v_0 - \phi_y z \\ w(x, y, z) &= w_0, \end{aligned} \quad (2)$$

em que ϕ_x e ϕ_y representam as rotações das normais em torno do plano médio.

Embora esta teoria represente um avanço em relação à TCL, não prevê corretamente a distribuição de tensões de corte τ_{xz} e τ_{yz} . Uma vez que as deformações de corte ε_{xz} e ε_{yz} são consideradas constantes, daí resulta a obtenção de distribuições de tensões de corte τ_{xz} e τ_{yz} igualmente constantes, dado que:

$$\begin{aligned} \tau_{xz} &= G_{xz} \varepsilon_{xz} \\ \tau_{yz} &= G_{yz} \varepsilon_{yz}. \end{aligned} \quad (3)$$

No entanto, Yang *et al.* [76] propuseram tensões de corte τ_{xz} e τ_{yz} nulas nas fronteiras, condição violada pela expressão (3). Deste modo, é necessário aplicar um fator de correção (k_{TDCPO}), que garanta o cumprimento das condições de fronteira. Foram propostos por Chow [79] e Whitney [80] métodos para determinar k_{TDCPO} , em materiais anisotrópicos. Mais tarde, Birman e Bert [81] estabeleceram métodos específicos para a aplicação de k_{TDCPO} a estruturas *sandwich*.

2.3.1.3 Teorias de deformação de corte de ordem superior

As teorias de deformação de corte de ordem superior (TDCOS) admitem que secções planas não permanecem planas após deformação, sendo esta a principal diferença em relação às TDCOS. De modo geral, o campo de deslocamentos de uma TDCOS pode ser descrito por:

$$\begin{aligned}
u(x, y, z) &= u_0 - z\phi_x + f(z) \\
v(x, y, z) &= v_0 - z\phi_y + f(z) \\
w(x, y, z) &= w_0,
\end{aligned} \tag{4}$$

sendo $f(z)$ a função que define a geometria deformada das secções ao longo da espessura.

Reddy [82] propôs uma teoria de terceira ordem, isto é, admitiu $f(z)$ como um polinómio de terceiro grau, que determinou impondo o anulamento de τ_{xz} e τ_{yz} nas superfícies. Com isto, obteve uma distribuição parabólica de ε_{xz} e ε_{yz} e, consequentemente, de τ_{xz} e τ_{yz} , sem necessidade de correções. Além disso, a teoria de Reddy, em comparação com a TDCPO de Whitney e Pagano [83], apresenta resultados mais próximos da solução exata de Pagano [75], utilizando o mesmo número de incógnitas [82]. Além da teoria de Reddy, outras formulações de terceira ordem, como é o caso das apresentadas por Kant e Majunath [84], revelam proximidade de resultados com soluções exatas.

Além das polinomiais, que se estendem até à quinta ordem, existem TDCOS trigonométricas e exponenciais [85]. Touratier [86] desenvolveu uma teoria sinusoidal, tendo obtido resultados mais precisos do que os fornecidos por Reddy [82], por comparação com soluções exatas. Soldatos [87], por sua vez, comparou os resultados obtidos com uma função $f(z)$ polinomial de terceira ordem, sinusoidal e hiperbólica. O autor verificou que a função hiperbólica é a que se traduz em resultados mais próximos da solução exata de Pagano [87,88]. Karama *et al.* [89] introduziram, nas TDCOS, as funções $f(z)$ exponenciais. A função proposta por Karama *et al.* [89] garante a distribuição de deformações e tensões de corte transversal muito próximas de uma distribuição parabólica, cumpre as condições fronteira, e obtém resultados mais assertivos, por comparação com soluções exatas, em relação a Reddy [82] e Touratier [86]. Um campo de deslocamentos com função $f(z)$ exponencial muito semelhante ao de Karama *et al.* [89] foi proposto por Aydogdu [90]. Aydogdu [90] inclui, na sua função exponencial, um coeficiente α cujo valor é selecionado de modo a minimizar a diferença de resultados para uma solução exata (Pagano e Hatfield [91]), o que permite obter resultados mais precisos comparativamente com Karama *et al.* [89].

Existem ainda TDCOS que levam em consideração a deformação ε_{zz} , ao contrário das até aqui mencionadas. Na prática, resulta num campo de deslocamentos ligeiramente diferente do descrito em (4), de seguida enunciado:

$$\begin{aligned}
u(x, y, z) &= u_0 - z\phi_x + f(z) \\
v(x, y, z) &= v_0 - z\phi_y + f(z) \\
w(x, y, z) &= w_0 + g(z),
\end{aligned} \tag{5}$$

sendo $g(z)$ a função que define a deformação ε_{zz} .

Frostig *et al.* [92] justificaram a necessidade de considerar ε_{zz} na análise de estruturas *sandwich* com núcleos de baixa rigidez. A teoria desenvolvida, na referência [92], contempla, para o núcleo, deslocamento u de terceira ordem e deslocamento w parabólico (o deslocamento v não é considerado, uma vez que se analisa uma viga *sandwich*). No entanto, não incorpora as deformações de corte das peles. Mais tarde, Frostig [93] refinou o modelo, tratando o comportamento das peles através de uma TDCPO, modificada com a inclusão de ε_{zz} . Embora estas teorias ([92] e [93]) considerem ε_{zz} , desprezam a tensão σ_{xx} do núcleo. Phan *et al.* [94] desenvolveram o modelo conhecido como *Extendend High-Order Sandwich Panel Theory* (EHSAPT) contemplando esse efeito. A EHSAPT considera os deslocamentos de núcleo e peles de forma semelhante à teoria de Frostig *et al.* [92]. No entanto, consegue resultados de uma exatidão superior em relação a soluções exatas, quer a nível de deslocamentos quer a nível de tensões [94]. A consideração da rigidez do núcleo na EHSAPT permite que a fiabilidade desta teoria se mantenha para diversos rácios entre a rigidez das peles e do núcleo [94].

2.3.2 Métodos numéricos

Os métodos analíticos mencionados no subcapítulo 2.3.1 são capazes de resolver apenas um número limitado de problemas práticos, com condições fronteira muito específicas. Para suplantar estas limitações, é necessária, na maioria dos casos de interesse real, a utilização de métodos numéricos para prever o comportamento de estruturas *sandwich*.

2.3.2.1 Método de elementos finitos

O método de elementos finitos (MEF) é uma técnica numérica que permite a resolução de problemas que, de algum modo, se apresentam demasiado complexos para a resolução por soluções analíticas. Aplicado à análise estrutural estática, consiste em dividir a estrutura do problema inicial complexo em elementos finitos e, conhecidas as condições fronteira, determinar a solução para os deslocamentos dos nós de cada elemento. A formulação de um elemento finito para análise estrutural contempla várias etapas. A primeira delas consiste na definição das variáveis em cada nó (forças e deslocamentos). A partir do vetor de deslocamentos nodais, $\mathbf{a}_e$, determinam-se os deslocamentos no interior do elemento, $\mathbf{u}_e$.

$$\mathbf{u}_e = \mathbf{N}\mathbf{a}_e, \quad (6)$$

sendo $\mathbf{N}$ as funções de interpolação. O vetor de deformações $\boldsymbol{\varepsilon}$ relaciona-se com $\mathbf{a}_e$ por:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{B}\mathbf{a}_e, \quad (7)$$

em que $\mathbf{B}$ é a matriz de deformações. O vetor de tensões $\boldsymbol{\sigma}$ obtém-se por:

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{D}\boldsymbol{\varepsilon}, \quad (8)$$

onde a matriz $\mathbf{D}$ traduz as relações tensão-deformação da Teoria da Elasticidade. Já a matriz de rigidez do elemento $\mathbf{k}_e$ pode ser calculada a partir de:

$$\mathbf{k}_e = \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} dV. \quad (9)$$

O vetor de forças nodais $\mathbf{f}_e$ e o vetor de deslocamentos nodais $\mathbf{a}_e$ relacionam-se por:

$$\mathbf{f}_e = \mathbf{k}_e \mathbf{a}_e. \quad (10)$$

A equação (10) permite obter a solução em termos de deslocamentos para um dado elemento. Para obter a solução de um sistema completo, utiliza-se a equação (11).

$$\mathbf{R} + \mathbf{F} = \mathbf{K} \mathbf{A}, \quad (11)$$

em que $\mathbf{R}$ contempla as reações na estrutura, $\mathbf{F}$ é o vetor de forças global, $\mathbf{K}$ a matriz de rigidez global e $\mathbf{A}$ o vetor de deslocamentos global. $\mathbf{F}$, $\mathbf{K}$ e $\mathbf{A}$ resultam, respetivamente, da combinação de $\mathbf{f}_e$, $\mathbf{k}_e$ e $\mathbf{a}_e$ de cada elemento.

Os elementos utilizados no MEF podem ser unidimensionais, bidimensionais, tridimensionais ou axi-simétricos. Além de elementos tradicionais, como elementos de viga, placa ou casca, vários autores elaboraram elementos específicos para a análise numérica de estruturas *sandwich* [95–97]. Yuan *et al.* [97] desenvolveram um elemento finito de particular interesse baseado na EHSAPT. Trata-se de um elemento de seis nós e vinte graus de liberdade, ilustrado na Figura 19 [97].

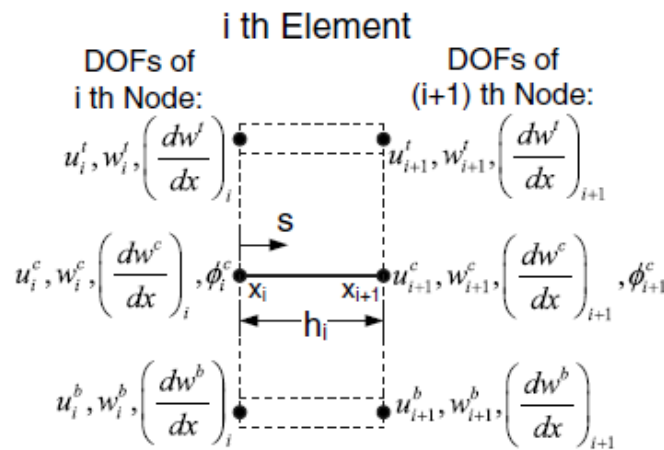


Figura 19- Elemento Finito baseado na EHSAPT [97]

A grande vantagem desta formulação é permitir a modelação de peles e núcleo através de um só elemento, possibilitando, contudo, contemplar diferentes graus de liberdade para os diferentes constituintes da estrutura. A precisão deste método pode ser verificada da Figura 20 à Figura 23, onde são ilustradas comparações dos resultados obtidos com os resultados de outras teorias [97].

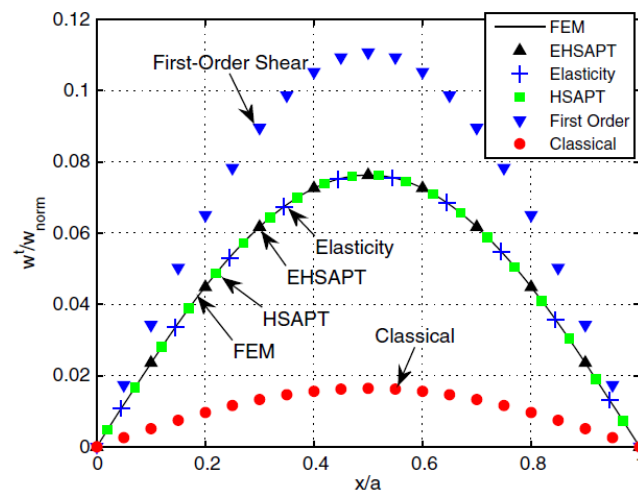


Figura 20- Comparação de deslocamentos w normalizados, no plano médio da pele superior [97]

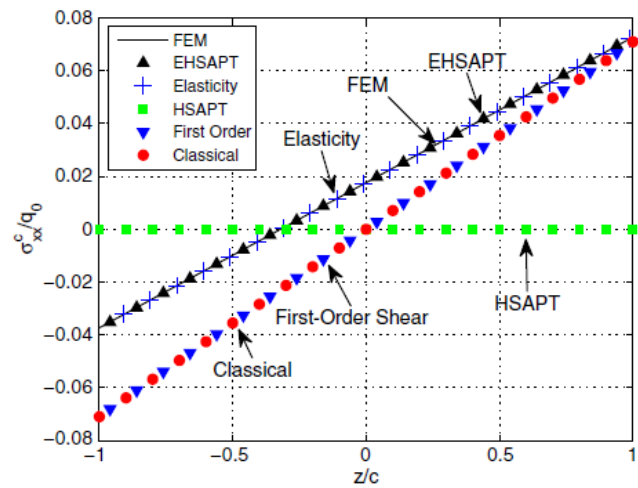


Figura 21- Tensão axial do núcleo normalizada, ao longo da espessura [97]

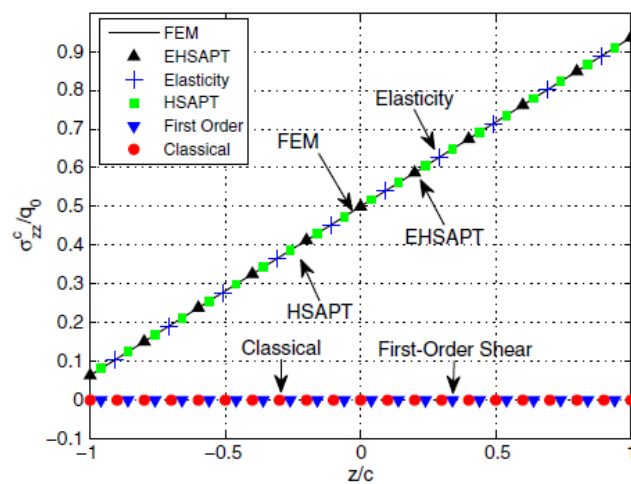


Figura 22- Tensões normais transversais do núcleo normalizadas, ao longo da espessura [97]

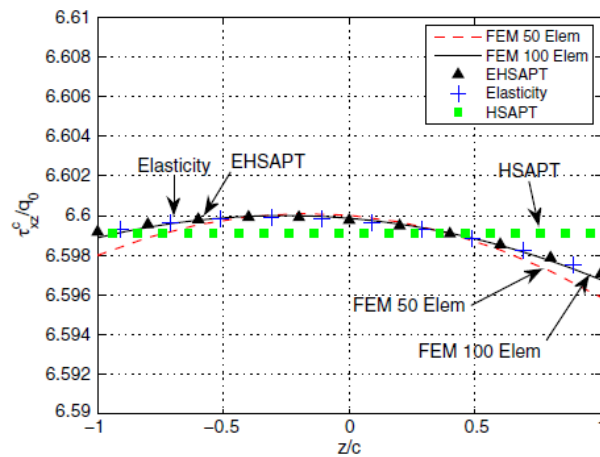


Figura 23- Tensões de corte transversal do núcleo normalizadas, ao longo da espessura [97]

De facto, pode ser verificada a elevada fiabilidade da EHSAPT e do método numérico nela baseado na previsão quer de deslocamentos quer de tensões, quando comparada com as soluções exatas da teoria da elasticidade. São, ainda, bem patentes as discrepâncias obtidas utilizando a TCL (*classical* da Figura 20 à Figura 23) e TDCPO (*first order shear* da Figura 20 à Figura 23).

2.3.2.2 Modelos de falha para materiais compósitos

Os critérios utilizados para prever a falha de materiais compósitos podem ser divididos em critérios interativos e não-interativos. Os critérios não-interativos não contemplam a interação entre tensões ou deformações e preveem a falha do material quando a tensão ou deformação instalada numa determinada direção ultrapassa o limite de resistência ou deformação admissível nessa direção. Os critérios interativos avaliam a interação entre as diferentes componentes de tensão e podem ainda ser divididos em critérios fenomenológicos e critérios não-fenomenológicos. Um critério fenomenológico é todo aquele que, na sua formulação, prevê diferentes mecanismos de rotura do material.

2.3.2.2.1 Critério de Tsai-Hill

Azzi e Tsai [98] desenvolveram um critério de rotura, conhecido como o critério de Tsai-Hill. Trata-se de um critério interativo baseado no critério de Hill [99] para metais. Considerando Estado Plano de Tensão (EPT), o critério de Tsai-Hill prevê a rotura de uma camada quando:

$$\frac{\sigma_1^2}{\sigma_{u1}^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_{u1}^2} + \frac{\sigma_2^2}{\sigma_{u2}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{\tau_{u12}^2} = 1. \quad (12)$$

Como se pode verificar na expressão (12), para utilizar o critério de Tsai-Hill é necessário conhecer σ_{u1} , σ_{u2} e τ_{u12} . Estas propriedades podem ser facilmente obtidas através de

ensaios de tração uniaxial, o que se traduz numa vantagem para a aplicabilidade do modelo. Além disso, o modelo é bastante simples, requerendo a resolução de uma só equação. No entanto, possui algumas lacunas, evidenciadas na referência [100] que resultam, essencialmente, da maior complexidade dos mecanismos de rotura dos materiais compósitos em relação aos metais.

2.3.2.2.2 Critério de Tsai-Wu

Tsai e Wu [101] propõem a falha de laminados compósitos com base num polinómio de segundo grau. Matematicamente, o critério é descrito por:

$$\sum_{i=1}^6 F_i \sigma_i + \sum_{i,j=1}^6 F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1, \quad (13)$$

em que σ representa o tensor das tensões e F_i e F_{ij} são coeficientes a determinar experimentalmente, sendo de notar que:

$$\sigma = \{\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3, \sigma_4, \sigma_5, \sigma_6\}^T = \{\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3, \tau_{23}, \tau_{13}, \tau_{12}\}^T.$$

Considerando o caso de um ensaio de tração segundo a direção das fibras, em que σ_1 é a única tensão não nula, facilmente se pode constatar que a expressão (13) se reduz, a:

$$F_1 \sigma_{ut1} + F_{11} \sigma_{ut1}^2 = 1. \quad (14)$$

Como é perceptível, não é possível determinar F_1 e F_{11} somente através da expressão (14). Assim, para se obter estes coeficientes, é necessário conjugar a equação referente ao ensaio de tração com a equação correspondente ao ensaio de compressão. Deste modo, contemplam-se as diferenças entre σ_{ut1} e σ_{uc1} no cálculo dos coeficientes F_1 e F_{11} e, por conseguinte, no critério de Tsai-Wu. F_2 e F_{22} podem ser obtidos de forma análoga, realizando ensaios de tração e compressão na direção perpendicular às fibras. Considerando EPT ($\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{13} = 0$), restam os coeficientes F_{12} , F_{16} , F_{26} , F_{66} e F_6 por determinar. Num ensaio de tração a 45° a um laminado unidirecional, o estado de tensão a que este é sujeito resume-se a τ_{12} . Aplicando a expressão (13) a este cenário, obtém-se uma equação com duas incógnitas (F_{66} e F_6). No entanto, ao contrário de σ_{u1} e σ_{u2} , τ_{u12} é independente do sinal. Como tal, pode ser desprezada a componente linear da expressão (13), aplicada ao ensaio de tração a 45°, o que na prática significa que $F_6 = 0$, possibilitando a obtenção de F_{66} . Segundo Tsai e Wu [101], F_{16} e F_{26} podem igualmente ser assumidos como nulos. Por sua vez, ao coeficiente F_{12} não pode, de modo geral, ser atribuído o valor zero, nem a sua determinação experimental é da simplicidade da dos restantes coeficientes mencionados, uma vez que requer um estado biaxial de tensão (σ_1 e σ_2 não nulas). No entanto, existem métodos empíricos que permitem estimar F_{12} . Tsai [102] propõe um coeficiente F_{12} normalizado, que define como:

$$F_{12}^* = \frac{F_{12}}{\sqrt{F_{11}F_{22}}}. \quad (15)$$

De acordo com Tsai [102], na maioria dos casos, poder-se-á admitir:

$$-\frac{1}{2} \leq F_{12}^* \leq 0.$$

Li *et al.* [103] propõem uma alternativa racional para o cálculo de F_{12} . Considerando que a resistência de um compósito unidirecional é muito superior em estados triaxiais de compressão do que em estados uniaxiais de tração/compressão ou de corte puro, pode-se admitir [103]:

$$F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{4 - \frac{\sigma_{ut2}\sigma_{uc2}}{\tau_{23}^2}} \sqrt{\frac{1}{\sigma_{ut1}\sigma_{uc1}\sigma_{ut2}\sigma_{uc2}}}. \quad (16)$$

O critério de Tsai-Wu representa uma evolução em relação ao critério de Tsai-Hill, nomeadamente pela consideração de diferentes resistências em tração e compressão. No entanto, trata-se ainda de um critério não-fenomenológico, possuindo limitações inerentes a este tipo de critérios [100].

2.3.2.2.3 Critério de Hashin-Rotem

O critério de Hashin-Rotem [104] é, tal como o critério de Tsai-Wu, formulado a partir da equação polinomial de segundo grau indicada na expressão (13). Hashin [104], contudo, analisa quatro modos de rotura (rotura das fibras em tração e compressão, e rotura da matriz em tração e compressão), adaptando o critério a cada um deles. Para a rotura das fibras em tração, é considerada a contribuição de σ_1 , τ_{12} e τ_{13} , enquanto para a rotura das mesmas em compressão, apenas se considera o efeito σ_1 [104]. Já o modelo de rotura da matriz, tanto em tração como em compressão, apenas despreza o efeito σ_1 [104]. Desta forma, σ_1 e σ_2 não são considerados simultaneamente em nenhum dos modelos, o que dispensa a obtenção de F_{12} . Para EPT, o critério de Hashin-Rotem reduz-se a:

$$\begin{aligned} \frac{\sigma_1^2}{\sigma_{ut1}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{\tau_{u12}^2} &= 1 \text{ (rotura das fibras em tração)} \\ \frac{\sigma_1^2}{\sigma_{uc1}^2} &= 1 \text{ (rotura das fibras em compressão)} \\ \frac{\sigma_2^2}{\sigma_{ut2}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{\tau_{u12}^2} &= 1 \text{ (rotura da matriz em tração)} \\ \frac{\sigma_2^2}{\sigma_{uc2}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{\tau_{u12}^2} &= 1 \text{ (rotura da matriz em compressão).} \end{aligned} \quad (17)$$

2.3.2.2.4 Critério de Puck-Schürmann

Puck e Schürmann [105] realizaram uma análise mais detalhada dos modos de rotura, comparativamente a Hashin [104]. Para o caso de rotura nas fibras, o critério de Puck-Schürmann é muito semelhante ao critério de Hashin-Rotem. Contudo Puck e Schürmann [105] expressam o critério em termos de deformações e acrescentam coeficientes empíricos [m_{of} e $(10\gamma_{12})^2$].

$$\begin{aligned} \frac{1}{\varepsilon_{u1t}} + \left(\varepsilon_1 + \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{of} \sigma_2 \right) &= 1 \text{ (tração)} \\ \frac{1}{\varepsilon_{u1c}} \left| \left(\varepsilon_1 + \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{of} \sigma_2 \right) \right| &= 1 - (10\gamma_{12})^2 \text{ (compressão)}, \end{aligned} \quad (18)$$

em que ε_{u1} é a deformação de rotura à na direção das fibras, E_{f1} é o módulo de elasticidade das fibras e ν_{f12} o coeficiente de Poisson das fibras.

O coeficiente m_{of} está relacionado com as diferenças entre módulos de elasticidade de matriz e fibra, enquanto $(10\gamma_{12})^2$ é uma correção empírica justificada pela capacidade de o material resistir a tensões compressivas após iniciação de fendas devido a tensões de corte [105].

Para a rotura da matriz, o critério de Puck-Schürmann exprime-se em função do estado de tensão no plano de inclinação α ao longo do qual se desenvolve a superfície de fratura:

$$\begin{aligned} \left(\frac{\tau_{nt}}{R_{nt} - p_{nt} \sigma_n} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{nl}}{R_{nl} - p_{nl} \sigma_n} \right)^2 &= 1 \text{ (compressão)} \\ c_2 \left(\frac{\sigma_n}{R_n} \right)^2 + c_1 \frac{\sigma_n}{R_n} + \left(\frac{\tau_{nt}}{R_{nt}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{nl}}{R_{nl}} \right)^2 &= 1 \text{ (tração)} \\ \sigma_n &= \sigma_2^2 \cos(\alpha) \\ \tau_{nt} &= -\sigma_2 \cos(\alpha) \sin(\alpha) \\ \tau_{nl} &= \tau_{12} \cos(\alpha). \end{aligned} \quad (19)$$

Os parâmetros p e c são de determinação experimental, enquanto R_n , R_{nt} e R_{nl} representam as resistências do material nas direções normal (R_n) e tangenciais (R_{nt} e R_{nl}) ao plano de fratura. Para um conhecido estado de tensão, o ângulo α para o qual se dá a fissuração corresponde ao máximo da função definida pelos termos em α dos critérios de rotura descritos na expressão (19) [30].

2.3.2.3 Modelos de falha para espumas poliméricas

Como é dito anteriormente no subcapítulo 2.2.1.2, as espumas poliméricas podem ser enquadradas na categoria dos materiais celulares. De modo geral, poder-se-á afirmar que se tratam de materiais isotrópicos, embora o seu processamento induza alguma anisotropia [106]. Ainda assim, critérios utilizados para prever a falha de materiais isotrópicos, como o critério de Von-Mises ou o critério de Tresca, não são aplicáveis às espumas uma vez que, na sua formulação, desprezam estados de tensão hidrostáticos. Embora estas tensões não influenciem a cedência em metais [30], representam um efeito significativo na falha de espumas [107].

Abrate [107] divide os critérios de falha para materiais celulares em quatro categorias, consoante a relação entre a tensão equivalente de Von Mises (σ_e) e a tensão hidrostática (σ_m), que poderá ser linear, quadrática ou linear-quadrática:

$$\begin{aligned}\sigma_e &= b_0 + b_1 \sigma_m \text{ (linear)} \\ \sigma_e &= d_0 + d_1 \sigma_m^2 \text{ (linear-quadrática)} \\ \sigma_e^2 &= f_0 + f_1 \sigma_m^2 \text{ (quadrática)} \\ \sigma_e^2 &= h_0 + h_1 \sigma_m \text{ (linear-quadrática).}\end{aligned}\tag{20}$$

Gibson *et al.* [108] admitem o colapso de uma espuma isotrópica constituída por células cúbicas abertas isentas de defeitos quando se formam rótulas plásticas. Para uma espuma cuja densidade é muito inferior à densidade do material que a constitui, o critério desenvolvido, conhecido como GAZT (iniciais dos autores), expresso em termos de tensões, é dado por:

$$\pm \frac{\sigma_e}{\sigma_{pl}} + 0,81 \left(\frac{\rho^*}{\rho} \right) \left(\frac{\sigma_m}{\sigma_{pl}} \right)^2 = 1,\tag{21}$$

sendo σ_{pl} a tensão de colapso, ρ^* a massa volúmica da espuma e ρ a massa volúmica do material da espuma. σ_{pl} relaciona-se com a tensão de cedência σ_Y através de:

$$\sigma_{pl} = C_1 \left(\frac{\rho^*}{\rho} \right)^{\frac{3}{2}} \sigma_Y,\tag{22}$$

em que C_1 é uma constante determinada experimentalmente.

Deshpande e Fleck [109] desenvolveram dois modelos constitutivos de falha, com base em ensaios de compressão hidrostática e de compressão uniaxial, para espumas de alumínio. O modelo denominado autossimilar prevê a falha da espuma quando:

$$\frac{1}{1 + \left(\frac{\alpha}{3}\right)^2} (\sigma_e^2 + \alpha^2 \sigma_m^2) = \sigma_Y^2, \quad (23)$$

onde α representa o coeficiente de elipticidade da superfície definida pela expressão (23). Segundo Deshpande e Fleck [109], α relaciona-se com o coeficiente de Poisson plástico, ν^p , obtido no ensaio de compressão uniaxial, através de:

$$\alpha^2 = \frac{9(1 - 2\nu^p)}{2(1 + \nu^p)}. \quad (24)$$

Deshpande e Fleck [109] definem uma tensão equivalente (σ_{DF}) em função de σ_e e σ_m , bem como uma deformação equivalente (ε_{DF}) em função ε_e e ε_m . Da relação entre σ_{DF} e ε_{DF} obtém-se o módulo de endurecimento (H). Constatase que H varia linearmente em função de σ_e/σ_{DF} [109]:

$$H = \left[\frac{\sigma_e}{\sigma_{DF}} h_\sigma + \left(1 - \frac{\sigma_e}{\sigma_{DF}} \right) h_p \right], \quad (25)$$

sendo h_σ e h_p determinados através dos ensaios de compressão uniaxial e hidrostática, respetivamente.

Além do modelo autossemelhante, Deshpande e Fleck [109] propõem o modelo de endurecimento diferencial, no qual admitem tensão de cedência de corte (S) e hidrostática (P) diferentes. Neste cenário, o critério proposto é:

$$\left(\frac{\sigma_e}{S} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_m}{P} \right)^2 = 1. \quad (26)$$

Já o módulo H é definido como:

$$H = \frac{4}{P} \left(\frac{\sigma_m}{P} \right)^2 \left[\frac{h_{11}}{P} \left(\frac{\sigma_m}{P} \right)^2 + \frac{h_{12}}{S} \left(\frac{\sigma_e}{S} \right)^2 \right] + \frac{4}{S} \left(\frac{\sigma_e}{S} \right)^2 \left[\frac{h_{21}}{P} \left(\frac{\sigma_m}{P} \right)^2 + \frac{h_{22}}{S} \left(\frac{\sigma_e}{S} \right)^2 \right], \quad (27)$$

em que h_{11} , h_{12} , h_{21} e h_{22} são constantes a determinar.

Deshpande e Fleck [109] comparam os modelos propostos com os resultados experimentais obtidos, notando uma maior precisão do modelo de endurecimento diferencial, que, em contrapartida, é de maior complexidade do que o modelo autossemelhante.

Deshpande e Fleck [110] estudaram o comportamento de espumas de PVC sujeitas a estados de tensão de tração uniaxial e biaxial, compressão uniaxial, tração e compressão

hidrostática e de corte. Em estados de tração, os resultados obtidos estão em conformidade com o modelo autossemelhante proposto na referência [109], enquanto em estados de compressão, os resultados experimentais estão mais próximos do critério GAZT [110]. Wang e Pan [111] elaboraram um modelo para espumas poliméricas, que melhor se ajusta aos resultados experimentais de Deshpande e Fleck [110]. Este modelo contém três parâmetros a determinar através de resultados experimentais e um expoente. Segundo Wang e Pan [111], estas quatro variáveis conferem ao modelo uma elevada flexibilidade na descrição das superfícies de falha, sobretudo quando se atribui um valor elevado ao expoente.

2.3.2.4 Modelos de dano coesivo

Os modelos de dano coesivo (MDC) permitem simular a iniciação e propagação de fendas, baseando-se em leis de tração-separação (LTS), através da análise por elementos finitos [112]. No âmbito das estruturas *sandwich*, são utilizados MDC para estudar a falha das ligações adesivas entre peles e núcleo [113] ou ainda a delaminação entre camadas adjacentes das peles [114]. A modelação de ligações adesivas utilizando MDC poderá passar pela utilização de elementos coesivos de espessura nula nas interfaces adesivo-aderente (no caso de uma estrutura *sandwich*, os aderentes serão núcleo e peles) e no seio do adesivo, ou pela utilização de elementos coesivos de espessura não nula em substituição da camada de adesivo [112]. As LTS de maior simplicidade de implementação são a lei triangular e a lei trapezoidal, sendo esta última mais adequada ao comportamento de adesivos dúcteis [115,116]. Os modelos da lei triangular são descritos na Figura 24 [117].

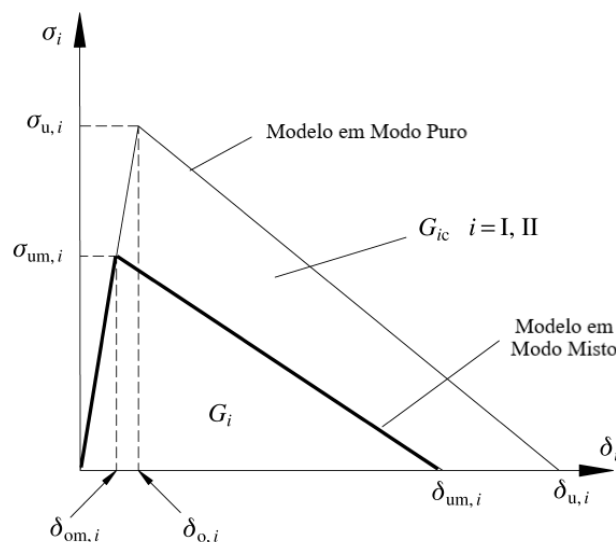


Figura 24- Lei triangular (adaptado de [117])

De seguida, na Figura 25, são descritos os modelos da lei trapezoidal [118].

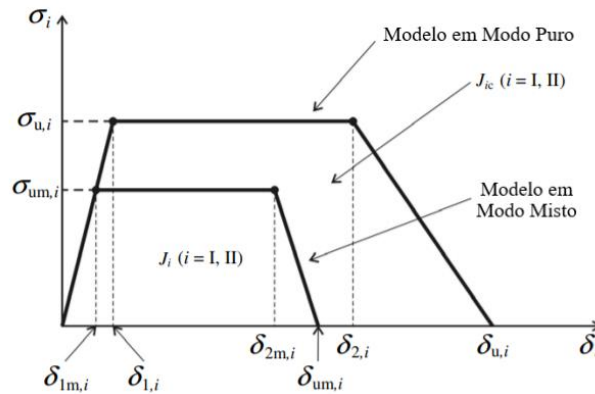


Figura 25- Lei trapezoidal (adaptado de [118])

Quer em modo puro quer em modo misto, ambas as leis descrevem um comportamento inicial linear elástico até que se atinja σ_u ou σ_{um} . No caso da lei trapezoidal, segue-se um patamar a tensão constante até que se inicia a zona de amaciamento de tensões, comum às duas leis. O final do domínio linear elástico indica a iniciação do dano, enquanto o final da zona de amaciamento de tensões representa a separação entre as superfícies. Para prever a iniciação do dano, podem ser utilizados critérios quadráticos em função de tensões, para o modelo triangular, ou deslocamentos, para o modelo trapezoidal.

$$\left(\frac{\sigma_I}{\sigma_{uI}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{II}}{\sigma_{uII}} \right)^2 = 1, \sigma_I > 0 \quad (28)$$

$$\sigma_{II} = \sigma_{uII}, \sigma_I < 0.$$

$$\left(\frac{\delta_{1m,I}}{\delta_{1,I}} \right)^2 + \left(\frac{\delta_{1m,II}}{\delta_{1,II}} \right)^2 = 1. \quad (29)$$

Além dos critérios quadráticos, utilizam-se também critérios de máxima tensão ou deformação na previsão de iniciação do dano. Já na propagação do dano e previsão de falha, pode ser empregue um critério energético linear.

$$\frac{G_I}{G_{IC}} + \frac{G_{II}}{G_{IIC}} = 1. \quad (30)$$

Em alternativa, pode ser utilizada uma lei de potência, elevando os termos da expressão (30) a um expoente designado, ou o critério de Benzeggagh e Kenane [119].

2.3.3 Estado da arte na modelação de estruturas *sandwich*

Neste subcapítulo é realizado o estado da arte na modelação de estruturas *sandwich* pelo MEF. De modo geral, um estudo numérico de estruturas *sandwich* através do MEF engloba a escolha de um elemento finito para modelação de peles e núcleo, a seleção

dos critérios de falha para os constituintes e a utilização de MDC com LTS para simular o comportamento da camada de adesivo. De seguida, procura-se descrever o trabalho de modelação efetuado por vários autores num passado recente.

Mostafa *et al.* [120] estudaram o comportamento à flexão de estruturas *sandwich* com peles em GFRP e núcleo em espuma de PVC. As peles foram modeladas por elementos de casca contínuos (SC8R) e o núcleo por elementos hexaédricos de oito nós com integração reduzida (C3D8R). A rotura das peles foi prevista utilizando o critério de Tsai-Wu e a falha do núcleo utilizando o modelo *crushable foam* (baseado no modelo autossemelhante de Deshpande e Fleck [109]). Uma LTS e um critério de máxima tensão foram aplicados para prever a separação de núcleo e peles. Os modelos numéricos utilizados permitem replicar com elevada precisão os resultados experimentais de ensaios de F4P. Experimentalmente, o modo de rotura verificado foi a rotura do núcleo por corte em conjunto com delaminações nas interfaces pele-núcleo. Este mecanismo foi igualmente previsto nas simulações realizadas, o que demonstra as vantagens em utilizar o modelo *crushable foam* e LTS. Sun *et al.* [121] analisaram o comportamento de estruturas *sandwich* com núcleo em treliça. Utilizaram o elemento C3D8R na modelação de peles e núcleo e previram a falha da estrutura com base no critério de Hashin-Rotem e num modelo de dano contínuo (Zhong *et al.* [122]). Por comparação com resultados experimentais, o modelo numérico utilizado sobrestima a resistência das estruturas estudadas até 15%. No entanto, a morfologia do dano é prevista adequadamente pelas simulações numéricas. Farrokhhabadi *et al.* [123] realizaram simulações numéricas e ensaios de F3P a estruturas *sandwich*, modelando, igualmente, peles e núcleo por elementos C3D8R. Foram aplicados os critérios de Hashin-Rotem e Puck-Schürmann para determinar a iniciação de dano e o modelo de Singh e Mahajan [124] para estimar o efeito do dano nas propriedades mecânicas da estrutura. Utilizaram ainda MDC, regidos pela LTS bilinear de Scheider e Brocks [125], para prever a separação entre núcleo e peles. As simulações numéricas realizadas revelam capacidade de prever a carga máxima admissível pela estrutura, com um erro até 12%, comparativamente com ensaios experimentais. No entanto, existem algumas discrepâncias entre resultados numéricos e experimentais, no que diz respeito à resposta da estrutura em termos de força-deslocamento. Por sua vez, Gao *et al.* [126] investigaram o comportamento de uma estrutura *sandwich* com peles em PP reforçado com fibra de vidro e núcleo em ninho de abelha de PP. Foi efetuado um estudo numérico, no qual as peles foram modeladas por elementos SC8R e o núcleo por elementos de casca de quatro nós (S4R). O comportamento das peles foi considerado elástico e o comportamento do núcleo elástico-plástico, tendo sido utilizado o critério de Hashin-Rotem para previsão de falhas. O modelo numérico empregue apresenta boa conformidade com os resultados experimentais, sendo capaz de descrever, com precisão, a evolução da carga durante o ensaio [126]. Bragagnolo *et al.* [113] estudaram, numericamente e pelos ensaios DCB e CSB, a separação entre peles em CFRP e núcleos de diferentes espumas, utilizando elementos coesivos com espessura nula de oito nós (COH3D8) para simular o

comportamento da interface pele-núcleo. Utilizaram um critério de tensão máxima para prever a iniciação do dano e uma lei de potência para a sua propagação. Atribuíram elementos C3D8R para a modelação de peles e núcleo, sendo a falha deste último analisada pelo modelo de Deshpande e Fleck [109]. Os autores propõem ainda uma alternativa na modelação das interfaces, considerando-as como camadas híbridas, devido à existência de concentrações de resina. Ambos os modelos utilizados são capazes de prever corretamente a iniciação do dano, no entanto, o modelo híbrido descreve a propagação do mesmo de forma mais assertiva [113]. Enquanto o modelo com elementos coesivos prevê uma propagação estável da fenda ao longo da interface pele-núcleo, o modelo híbrido indica uma propagação através do núcleo, o que se verifica nos ensaios experimentais [113]. Bahabadi *et al.* [127] avaliaram numericamente o ensaio ENS. Utilizaram uma LTS triangular com um critério de tensão máxima para prever a iniciação do dano e o critério de Benzeggagh e Kenane [119] para simular a propagação do mesmo, enquanto peles e núcleo foram modelados por elementos C3D8R. Foram analisadas diferentes configurações de núcleo: uma espuma de PVC, e conjugações de espumas PVC com perfis corrugados, um trapezoidal e outro quadrado. Os autores verificam que a iniciação do dano, nos núcleos em espuma de PVC, se dá para níveis de carga mais reduzidos, e que a propagação do dano ocorre de forma mais catastrófica nas estruturas *sandwich* com os núcleos mistos. Verifica-se ainda uma maior precisão do modelo numérico na previsão de iniciação do dano nas estruturas com núcleo totalmente em espuma, o que revela alguma dificuldade na modelação da geometria mais complexa dos núcleos mistos.

2.4 Conclusões

A escrita da revisão bibliográfica permitiu a aquisição de conhecimentos importantes, em áreas relevantes para a realização da componente de desenvolvimento da tese. As principais ilações que daí se retiram são agora descritas.

Relativamente ao subcapítulo 2.1, com o trabalho realizado verifica-se que:

- A rotura de uma estrutura *sandwich* é fortemente dependente das suas características. Foram citados vários trabalhos nos quais foram desenvolvidos mapas de falha para diferentes tipos de estrutura *sandwich*. Ambos indicam que quanto menor for o rácio t_p/l e maior for a densidade relativa do núcleo, a falha da estrutura tenderá a ocorrer nas peles. Pelo contrário, quanto maior for o rácio t_p/l e menor a densidade relativa do núcleo, mais provável é a falha deste último. Como principal lacuna existente, destaca-se o facto de não ter sido encontrado nenhum mapeamento de falha de estruturas *sandwich* sob carregamentos de indentação, embora alguns artigos científicos se debrucem sobre este tema;
- As estruturas *sandwich* possuem aplicações em setores de grande exigência, como é o caso da indústria aeronáutica, onde, neste momento, se encontram

amplamente difundidas. É de esperar que, nos próximos anos, se assista a um crescimento na utilização destas estruturas no setor da energia eólica e na indústria automóvel, nomeadamente neste último, se, com maior investigação, se vier a comprovar a utilidade de combinar estruturas *sandwich* com as baterias dos veículos elétricos;

- A maioria dos processos de fabrico mencionados são bem conhecidos e bastante estudados pela comunidade científica. No entanto, os processos que permitem o fabrico da estrutura numa só operação são pouco abordados, embora existam na literatura referências com mais de trinta anos. Tal dever-se-á, sobretudo, ao facto de a maioria destes processos estar patenteado por empresas.

No subcapítulo 2.2 foram descritos alguns dos principais ensaios mecânicos que permitem estudar experimentalmente os constituintes de estruturas *sandwich*, bem como as estruturas no seu todo. Nota-se que:

- Grande parte dos ensaios abordados se encontram devidamente normalizados;
- Não obstante, alguns ensaios de fratura, embora estudados por vários autores, ainda não possuem um documento de referência para a sua realização;
- Em certas situações, é privilegiada a simplicidade do procedimento de ensaio em relação à fiabilidade dos resultados. Um exemplo disso é a determinação das propriedades de corte dos materiais compósitos, através de um ensaio de tração.

O subcapítulo 2.3 foca-se na análise do comportamento das estruturas *sandwich*. Há a reiterar que:

- Foram apresentados os principais tipos de TDG utilizadas na análise analítica de estruturas *sandwich*. Estes métodos permitem a resolução de um número limitado de problemas reais, que em alguns casos pode ser bastante morosa. De entre os métodos analíticos abordados, aquele que melhor descreve o comportamento de uma estrutura *sandwich* é a EHSAPT. Contudo, é também o modelo com mais variáveis independente;
- No que diz respeito aos métodos numéricos, é possível encontrar um grande número de artigos dedicados à formulação de elementos finitos para análise de estruturas *sandwich*. No entanto, devido à brevidade que se exige, apenas foram mencionados alguns desses trabalhos e descrito o elemento finito baseado na EHSAPT, que revela grande precisão na previsão do comportamento das estruturas *sandwich*;
- A nível de estado da arte, foram analisados alguns artigos científicos, tendo a maioria deles sido publicada nos últimos dois anos. Grande parte dos autores utiliza o critério de Hashin-Rotem ou o critério de Tsai-Wu para prever a falha das peles e o modelo de Deshpande e Fleck para prever a falha do núcleo. São ainda utilizados MDC e LTS para simular o comportamento das interfaces pele-núcleo. A modelação de peles e núcleo é, geralmente, efetuada por elementos

sólidos C3D8R. Contrariamente, não foi encontrado nenhum trabalho de modelação numérica, com consideração da falha do material, que empregue elementos finitos especificamente desenvolvidos para estruturas *sandwich*. De facto, esta parece ser uma lacuna a suplantar futuramente pela comunidade científica. No entanto, de modo geral, os modelos numéricos empregues pelos vários autores mencionados revelam boa conformidade com resultados experimentais.

DESENVOLVIMENTO

3.1. TRABALHO EXPERIMENTAL

3.2. TRABALHO NUMÉRICO

3 DESENVOLVIMENTO

3.1 Trabalho experimental

Ao longo deste subcapítulo é descrita a análise experimental realizada nesta dissertação. São abordados os materiais utilizados nas quatro diferentes combinações de estrutura *sandwich*, testadas em ensaios de F3P e F4P. Além disso, são referidos os parâmetros de ensaio, bem como as dimensões de cada provete. Por fim, são apresentados os resultados obtidos, juntamente com a respetiva análise comparativa.

3.1.1 Materiais

Como mencionado, são analisadas quatro configurações de estrutura *sandwich* sob carregamentos de F3P e F4P. As quatro estruturas possuem o mesmo adesivo (Sikaforce® 7710), o mesmo material compósito que constitui as peles (HS 160 REM), diferindo o empilhamento destas e o núcleo. São utilizados empilhamentos a $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ e $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ e espumas de PMI e PET como material do núcleo, perfazendo as quatro configurações ilustradas na Figura 26.

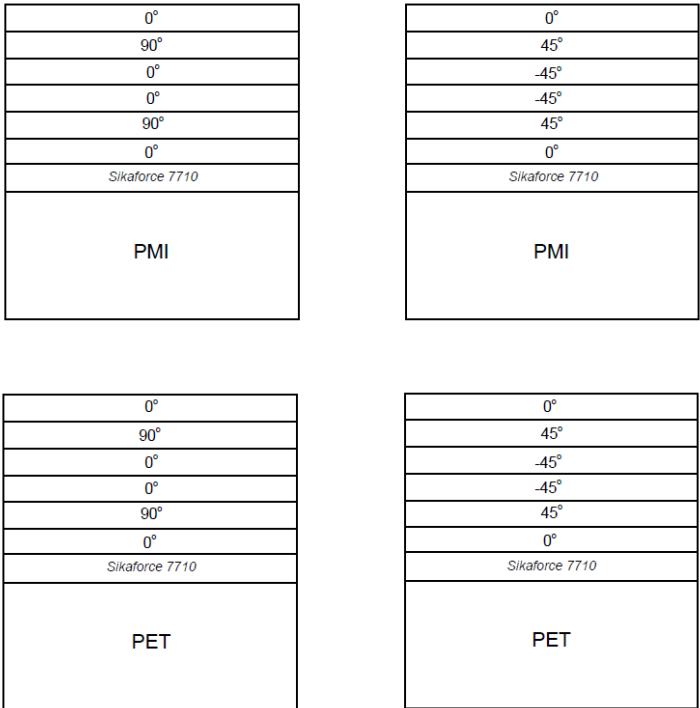


Figura 26- Configuração das estruturas *sandwich* analisadas

3.1.1.1 Peles

Para o fabrico das peles, utiliza-se o pré-impregnado HS 160 REM (CIT, Itália), que consiste numa resina de epóxico reforçada com fibras de carbono de elevada resistência. O material possui uma fração volúmica de fibras de, aproximadamente, 54%, sendo a gramagem do reforço de cerca de 160 g/m². Cada camada do pré-impregnado possui as propriedades indicadas na Tabela 1 (ver Anexo 1). A não ser que especificado de outro modo, os valores anunciados dizem respeito às propriedades na direção das fibras.

Tabela 1- Propriedades do pré-impregnado HS 160 REM

Propriedade	Valor	Unidades
Módulo de elasticidade à tração	123	GPa
Módulo de elasticidade à compressão	109,8	GPa
Módulo de elasticidade à flexão	134	GPa
Coefficiente de Poisson	0,34	-
Resistência à tração	2294	MPa
Resistência à tração (90°)	69	MPa
Resistência à compressão	1152	MPa
Resistência à flexão	1850	MPa
Resistência ao corte interlaminar	81,5	MPa

3.1.1.2 Núcleo

Como dito anteriormente, utilizam-se dois materiais diferentes para o núcleo das estruturas *sandwich*: uma espuma de PMI e uma espuma de PET. As espumas de PMI apresentam excelentes propriedades mecânicas, inclusivamente nas gamas de menor densidade, e podem ser utilizadas a temperaturas mais elevadas (até cerca de 200°C) [128]. Assim, estas possuem grande aplicação em indústrias de grande exigência, como é o caso da aeroespacial [129]. Por sua vez, as espumas de PET, cujas propriedades mecânicas são algo inferiores às espumas de PMI, são mais económicas e podem ser obtidas a partir de material reciclado [130]. Estas espumas são das mais utilizadas como núcleo de estruturas *sandwich*, apenas superadas pelas espumas de PVC, e possuem aplicação em indústrias como a eólica ou a dos transportes [131]. Relativamente ao seu comportamento mecânico, poder-se-á admitir que as espumas de PMI são isotrópicas,

enquanto as espumas de PET extrudidas (como é o caso da utilizada neste trabalho) são, em virtude do processo de fabrico, anisotrópicas [132].

3.1.1.2.1 Espuma de PMI

A espuma de PMI utilizada é o modelo Rohacell® WF71 (Evonik, Alemanha). As propriedades desta espuma, enunciadas pelo fabricante, são as indicadas na Tabela 2 (ver Anexo 2).

Tabela 2- Propriedades da espuma Rohacell® WF71

Propriedade	Valor	Unidades
Massa volúmica	75	kg/m ³
Módulo de elasticidade à compressão	76	MPa
Resistência à compressão	1,5	MPa
Módulo de elasticidade à tração	120	MPa
Resistência à tração	3,7	MPa
Deformação na rotura (tração)	0,04	-
Módulo de elasticidade ao corte	33	MPa
Tensão de rotura ao corte	1,4	MPa
Deformação na rotura (corte)	0,078	-

As espumas Rohacell® são bem conhecidas, existindo vários estudos publicados acerca do comportamento das mesmas, com interesse para o contexto da sua aplicação em estruturas *sandwich* [133–136]. Li *et al.* [133] caracterizaram uma espuma Rohacell® WF51 (densidade inferior ao modelo Rohacell® WF71) à tração, compressão e corte. Além disso, os autores avaliaram o efeito da combinação de esforços compressivos com esforços de corte, situação que se verifica no núcleo de uma estrutura *sandwich* sujeita à flexão. Os resultados experimentais obtidos indicaram que, neste cenário, a falha da espuma pode ser prevista através de um critério linear que combine as duas componentes de tensão:

$$\frac{\sigma}{\sigma_Y} + \frac{\tau}{\tau_u} = 1. \quad (31)$$

Já Benderly e Putter [134] realizaram ensaios de F4P, utilizando espumas Rohacell® WF200 (densidade superior ao modelo Rohacell® WF71), modificados com o intuito de

provocar uma distribuição mais homogênea das tensões de corte no provete. Ao contrário dos tradicionais roletes com curvatura, utilizam-se faces planas como zonas de suporte e aplicação de carga. Além disso, estas zonas são posicionadas de forma adjacente (na direção do comprimento da estrutura). Estes fatores permitem eliminar os esforços de flexão naquela que se prevê ser a zona de rotura dos provetes (entre zonas de suporte e de carga). A Figura 27 ilustra a configuração do ensaio referido [134].

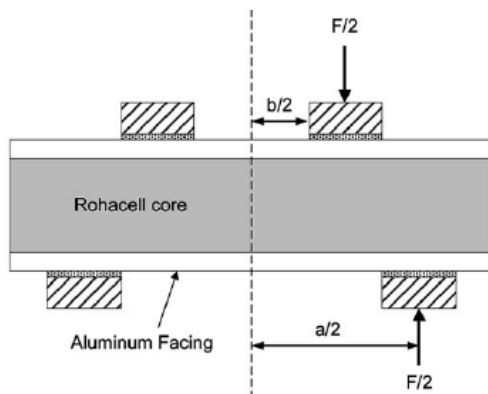


Figura 27- Configuração do ensaio de F4P modificado [134]

Neste caso, verifica-se que a falha da espuma resultante da combinação de esforços de compressão e corte melhor se assemelha a um critério quadrático:

$$\left(\frac{\sigma}{\sigma_Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{\tau_u}\right)^2 = 1. \quad (32)$$

Wang *et al.* [135] desenvolveram, a partir de expressões analíticas, um mapa de falha para estruturas *sandwich* com peles reforçadas por fibras de carbono e núcleo em espuma de PMI, tendo sido considerados os modelos Rohacell® WF51, WF71, WF110 e WF200. O mapa, com a indicação dos respetivos modos de rotura, é ilustrado na Figura 28 [135].

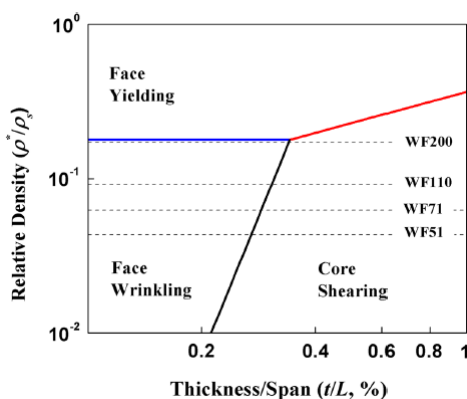


Figura 28- Mapa de falha de estruturas *sandwich* com núcleo Rohacell® WF71 [135]

Além disso, os autores realizaram ensaios de F3P, bem como simulações numéricas dos mesmos. Nestas, o comportamento da espuma foi definido pelo modelo *low density*

foam (LDF) e a sua falha prevista através de um critério de tensão máxima. Os resultados, quer numéricos quer experimentais, indicam, para um vão de 160 mm, um comportamento linear da estrutura, seguido de um ligeiro patamar de não-linearidade, devido ao núcleo, que antecede a falha repentina deste último por corte. As semelhanças entre os resultados obtidos, bem como a correta previsão do modo de rotura, levam os autores a admitir a viabilidade da utilização do modelo LDF na modelação das espumas de PMI. Laukar *et al.* [136] ensaiaram, em F4P, estruturas *sandwich* com núcleo Rohacell® WF71. O comportamento observado, em termos de força-deslocamento, tem as mesmas características do observado por Wang *et al.* [135] em F3P. Isto é, regista-se um patamar linear elástico até uma região muito próxima da carga máxima, que é atingida após uma pequena não-linearidade. Neste caso, a rotura do provete, igualmente repentina, ocorre por corte do núcleo, junto a um dos roletes de suporte do ensaio.

3.1.1.2.2 Espuma de PET

Relativamente à espuma de PET, adota-se o modelo AIREX®T92.100 (3A Composite Core Materials-AIREX AG, Suíça). Trata-se de uma espuma de célula fechada, cujas principais propriedades estão referenciadas na Tabela 3 (ver Anexo 3).

Tabela 3- Propriedades da espuma AIREX®T92.100

Propriedade	Valor	Unidades
Massa volúmica	100	kg/m ³
Módulo de elasticidade à compressão	90	MPa
Resistência à compressão	1,75	MPa
Módulo de elasticidade à tração	110	MPa
Resistência à tração	2,3	MPa
Módulo de elasticidade ao corte	26	MPa
Tensão de rotura ao corte	0,9	MPa
Deformação na rotura (corte)	0,2	-

Acerca desta espuma, encontram-se dois trabalhos publicados com informação relevante para o desenvolvimento da dissertação [137,138]. Garrido e Correia [137] desenvolveram o ensaio *diagonal tension shear* (DTS), através do qual caracterizaram a espuma AIREX®T92.100 ao corte. A configuração do ensaio, ilustrada na Figura 29,

permite a aplicação de esforços cortantes paralela e transversalmente à direção de fabrico do provete [137].

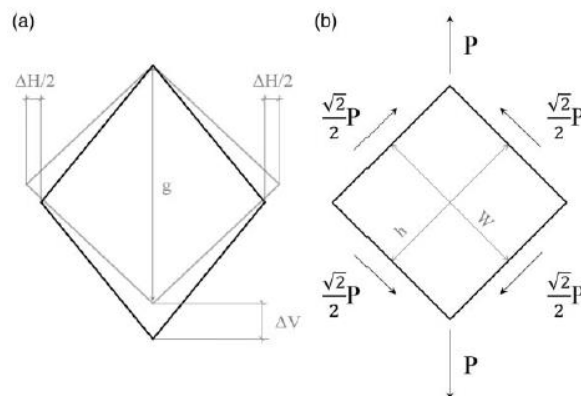


Figura 29- Configuração do ensaio DTS: (a) geometria deformada (b) equilíbrio de forças [137]

Deste modo, é possível avaliar o comportamento ao corte do material, influenciado pelas propriedades nas diferentes direções, tal como sucede numa estrutura *sandwich* em flexão. Os resultados dos ensaios DTS, nomeadamente os valores de tensão de corte máxima registados, revelam proximidade com os obtidos em ensaios de flexão a estruturas *sandwich*. Em sentido contrário, registam-se diferenças consideráveis nos valores de rigidez do material, consoante a direção de ensaio. Esta observação reforça a necessidade de contemplar o comportamento anisotrópico das espumas AIREX®T92.100. Fathi *et al.* [138] avaliaram o comportamento de uma estrutura *sandwich* com núcleo em espuma AIREX®T92.100, em F4P. A principal conclusão dos autores prende-se com o modo de rotura dos provetes testados. Verifica-se que as estruturas falham por corte do núcleo. No entanto, o local de iniciação da falha difere, quando comparado com o de estruturas cujo núcleo é distinto. Na estrutura com núcleo em espuma de PET, a rotura ocorre a meio da sua espessura, local onde se verificam as tensões de corte mais elevadas. Noutras estruturas igualmente ensaiadas em F4P, nomeadamente com núcleo em espuma de PVC, a rotura em corte do núcleo ocorre junto aos pontos de aplicação da carga. A diferença de local de falha pode ser explicada pela maior rigidez da espuma de PET na direção da espessura. Este fator inibe a concentração de tensões devido à carga aplicada, o que faz com que as tensões/deformações de corte sejam as mais relevantes para a falha do provete. A explicação dos autores baseia-se num trabalho de Gibson [139] e é suportada por resultados obtidos através de correlação digital de imagem. As imagens evidenciam deformações de corte superiores nas espumas de PET em relação às espumas de PVC, no instante da rotura.

3.1.1.3 Adesivo

O adesivo utilizado para promover a junção de peles e núcleo, em cada uma das configurações mencionadas, é o Sikaforce®-7710 L100 (Sika, Suíça). Este adesivo é descrito pelo fabricante como um adesivo para painéis *sandwich* de uso geral. Trata-se

de um adesivo bicomponente de poliuretano, cujas principais propriedades, fornecidas pelo fabricante, são indicadas na Tabela 4 (ver Anexo 4).

Tabela 4- Propriedades adesivo Sikaforce®-7710 L100

Propriedade	Valor	Unidades
Resistência à tração	13	MPa
Deformação na rotura (tração)	0,08	-
Resistência ao arrancamento	9	MPa

3.1.2 Processo de fabrico

O fabrico dos laminados é obtido através do empilhamento das camadas de pré-impregnado, de dimensão 300×300 mm² e com as orientações desejadas (ver Figura 26), seguido da aplicação do processo de compressão a quente. O empilhamento realizado contém, além das camadas de pré-impregnado, uma camada de *peel ply* numa das extremidades. Esta camada permite a obtenção de uma superfície mais rugosa, o que favorece a adesão ao núcleo, em virtude da sua maior área de contacto. Após o fabrico, a camada de *peel ply* é removida. O ciclo de tempo, pressão e temperatura utilizado no processamento das peles é indicado na Tabela 5. Inicialmente realizam-se três estágios de aquecimento (a 55°C, 85°C e 120°C) até se atingir a temperatura de processamento, com a duração de 8 min. Seguem-se dois estágios de consolidação a 130°C, o primeiro durante 10 min à pressão de 1,11 bar e o segundo durante 20 min à pressão de 5,55 bar. Por último, realiza-se um estágio de arrefecimento do laminado ao longo de 60 min, mantendo-se a pressão do estágio anterior.

Tabela 5- Parâmetros de processamento das peles

Tempo (min)	Temperatura (°C)	Força (ton)	Pressão (bar)
8	55	-	-
8	85	-	-
8	120	-	-
10	130	1	1,11
20	130	5	5,55
60	65	5	5,55

A Figura 30 ilustra a colocação dos laminados no equipamento de fabrico. Na imagem é visível a camada de *peel ply* (tecido branco com riscas vermelhas), bem como um filme desmoldante, empregue para evitar a adesão das peles à prensa. Posteriormente, na Figura 31, pode ser observado o efeito da utilização das camadas de *peel ply* na rugosidade das peles.



Figura 30- Colocação dos laminados no equipamento de fabrico



Figura 31- Superfície rugosa obtida devido à utilização da camada de *peel ply*

Após a cura dos laminados, aplica-se o adesivo para conseguir a junção de núcleo e peles. No entanto, antes da sua aplicação, é necessária a mistura dos dois componentes do adesivo: o polioli e o isocianato. A mistura é realizada de acordo com o especificado pelo fabricante, que indica uma razão 100/19, em peso. Ou seja, por cada 100 g de polioli, adicionam-se 19 g de isocianato à mistura. A cura do adesivo é realizada à temperatura ambiente, a uma pressão de 0,2 bar, no caso das estruturas com núcleo Rohacell® WF71, e em prensa, no caso das estruturas com núcleo AIREX®T92.100. Os parâmetros utilizados neste último são indicados na Tabela 6.

Tabela 6- Parâmetros de cura das estruturas com núcleo AIREX®T92.100

Tempo (min)	Temperatura (°C)	Força (ton)	Pressão (bar)
3	55	1	0,11
30	70	1	0,11
15	35	1	0,11

De seguida, na Figura 32 é ilustrado um exemplo da aplicação do adesivo Sikaforce®-7710 L100 nas peles.



Figura 32- Aplicação do adesivo nas peles

3.1.3 Preparação e configuração dos ensaios

Após o fabrico da estrutura *sandwich*, são obtidos os provetes necessários aos ensaios, através de operações de corte. Além das suas dimensões, neste subcapítulo é descrita a configuração dos ensaios realizados, bem como o tratamento dos dados que, neles, se obtêm. Como exemplo, a Figura 33 mostra dois provetes para ensaios de flexão, no caso, uma configuração com núcleo em espuma e PET.

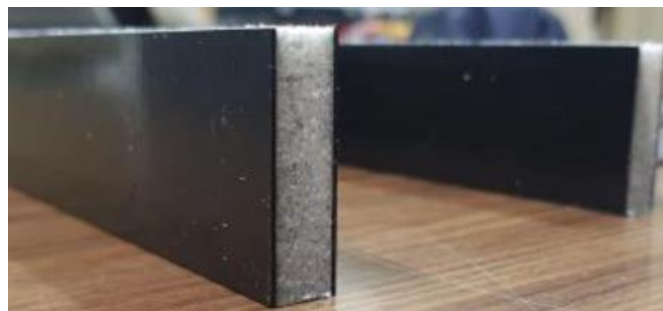


Figura 33- Provetes para ensaios de flexão

3.1.3.1 Ensaios de compressão do núcleo

Como é referido no subcapítulo 2.2.1.2.1, as espumas poliméricas apresentam um comportamento à compressão algo complexo. Para as espumas Rohacell® WF71 e AIREX® T92.100, os dados fornecidos pelos respetivos fabricantes são insuficientes para o descrever na totalidade (apenas permitem aferir o comportamento na região linear elástica). Assim, surge a necessidade de realizar ensaios de compressão ao núcleo, de modo a conhecer a sua resposta pós-cedência, ou seja, no patamar de tensão constante

e na região de densificação. Os ensaios realizam-se de acordo com a ASTM C365/C65M [63], que prevê uma velocidade de ensaio de 0,5 mm/min e uma secção transversal mínima de 625 mm² para provetes de espuma polimérica. Foram realizados três ensaios para cada A Figura 34 ilustra a configuração do ensaio de compressão realizado.

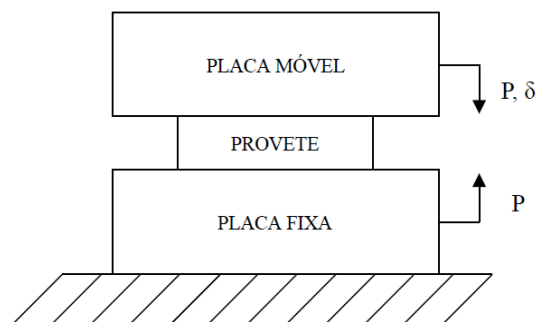


Figura 34- Configuração do ensaio de compressão do núcleo

Partindo dos dados de força (P) e deslocamento (δ) obtidos nos ensaios, constroem-se as curvas tensão-deformação, através de:

$$\sigma_c = \frac{P}{A_s} \quad (33)$$

$$\varepsilon_c = \frac{\delta}{h},$$

sendo σ_c a tensão de compressão, ε_c a deformação de compressão e h e A_s , respetivamente, a altura e área da secção reta do provete.

De seguida, na Tabela 7, são indicadas as dimensões dos provetes utilizados nos ensaios de compressão das espumas de PMI e PET.

Tabela 7- Dimensões dos provetes para ensaio de compressão do núcleo

Espuma	Altura (mm)	Largura/Espessura (mm)		Área (mm ²)
PMI	9,99	38,89	38,07	1480,54
	10,00	39,00	38,07	1484,73
	9,96	39,47	38,03	1501,04
PET	10,06	50,28	49,56	2491,88
	10,06	50,32	49,86	2508,96
	10,07	76,79	76,78	5895,94

3.1.3.2 Ensaio de flexão

Os ensaios de flexão, tanto F3P como F4P, realizam-se de acordo com a ASTM C393/C393M [66], a uma velocidade de 5 mm/min. Nos ensaios de F3P, o provete é sujeito a esforços de flexão e de corte ao longo de todo o seu vão. Por sua vez, nos ensaios de F4P, o mesmo é submetido a flexão pura na região entre os pontos de aplicação da carga. Com a realização destes ensaios, é possível construir uma curva $P-\delta$, que permite avaliar o comportamento da estrutura *sandwich* testada. Além disso, pode ser estimada a tensão de corte máxima, $\tau_{máx}$, a que o núcleo é sujeito, através de:

$$\tau_{máx} = \frac{P_{máx}}{b(c + d)}, \quad (34)$$

onde $P_{máx}$ representa a carga máxima registada no ensaio, b é a largura do provete, c a espessura do núcleo e d a espessura total da estrutura *sandwich*.

Na Figura 35 e Figura 36 ilustra-se a configuração dos ensaios de F3P e F4P, respetivamente. Além disso, associam-se os diagramas de esforços transversos e momentos fletores à referente configuração.

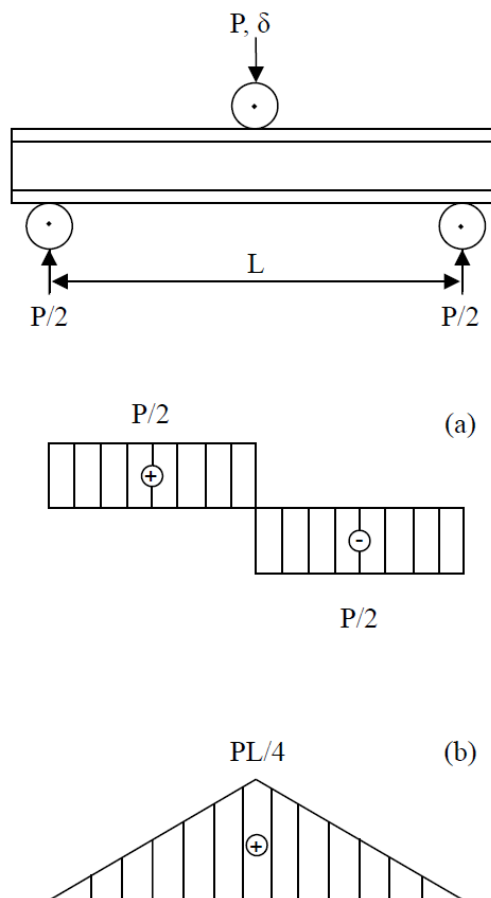


Figura 35- Configuração do ensaio de F3P diagrama de esforços transversos (a) e (b) diagrama de momentos fletores

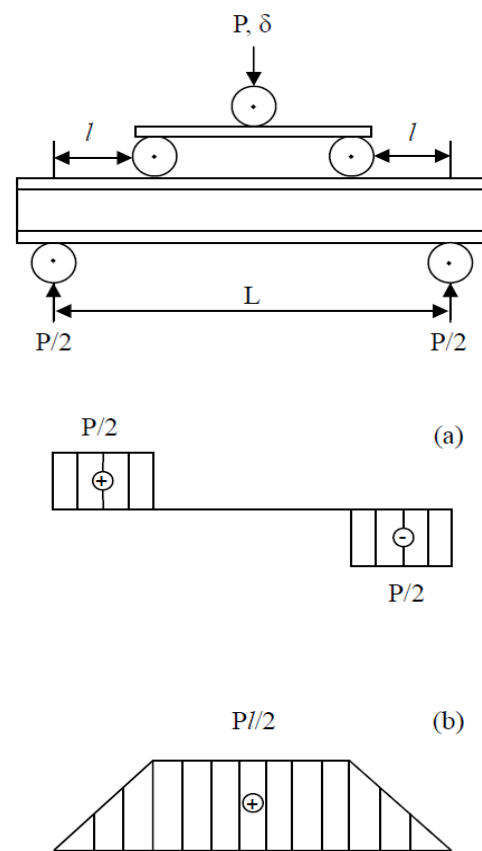


Figura 36- Configuração do ensaio de F3P (a) diagrama de esforços transversos (b) diagrama de momentos fletores

Por sua vez, as dimensões dos provetes ensaiados são disponibilizadas na Tabela 8 e Tabela 9.

Tabela 8- Dimensões dos provetes para ensaios de flexão (núcleo em espuma de PMI)

Espuma	Ensaio	Empilhamento	<i>b</i> (mm)	<i>d</i> (mm)	<i>L</i> (mm)	<i>l</i> (mm)		
PMI	F3P	[0°/90°/0°] _s	28,19	11,76	160	-		
	F4P		30,02	11,52	250	62,5		
			30,02	11,69				
	F3P		29,63	11,73	160	-		
	[0°/45°/-45°] _s	29,87	11,93					
		29,71	11,82					
		F4P	29,67	11,83			250	62,5
		29,37	11,87					

Tabela 9- Dimensões dos provetes para ensaios de flexão (núcleo em espuma de PMI)

Espuma	Ensaio	Empilhamento	<i>b</i> (mm)	<i>d</i> (mm)	<i>L</i> (mm)	<i>I</i> (mm)
PET	F3P	[0°/90°/0°] _s	35	11,8	250	-
			35	11,7		
	F4P		34,8	11,9	240	60
			35,1	11,8		
	F3P	[0°/45°/-45°] _s	33,93	11,51	250	-
	F4P		33,92	11,51	200	50
			33,91	11,58		

3.1.4 Resultados e discussão

Neste subcapítulo são apresentados os resultados dos ensaios experimentais. Com a realização dos ensaios de compressão do núcleo pretende-se, apenas, conhecer a evolução da curva σ_c - ε_c de cada provete. Nos ensaios de flexão, além do comportamento da curva P - δ , pretende-se identificar o modo de rotura, bem como quantificar alguns parâmetros, como, por exemplo, a capacidade de carga de cada estrutura. Além disso, procura-se analisar as diferenças registadas entre cada configuração testada.

3.1.4.1 Ensaios de compressão do núcleo

As curvas σ_c - ε_c obtidas nos ensaios de compressão do núcleo são ilustradas na Figura 37. Observando o gráfico, verifica-se que ambas as espumas possuem, inicialmente, comportamento linear elástico. Neste domínio, a espuma de PMI revela maior rigidez, embora menor capacidade de deformação elástica em relação à espuma de PET. Relativamente a σ_Y , constata-se ser superior nas espumas de PMI. Após a cedência, regista-se uma resposta perfeitamente plástica, mantendo-se σ_c num valor muito próximo de σ_Y . No caso das espumas de PMI, segue-se a este patamar a região de densificação, que pode ser constatada pelo aumento exponencial de σ_c . No caso das espumas de PET, o fenómeno de densificação não é visível nas curvas σ_c - ε_c (semelhante ao sucedido na referência [137]). De facto, ocorre uma ligeira subida de σ_c no final do ensaio, no entanto, o aumento é muito reduzido quando comparado com o que se verifica nas espumas de PMI. No gráfico da Figura 37 são ainda indicados os valores de σ_Y de cada espuma. Ao comparar estes valores com os enunciados pelos respetivos fabricantes (ver Tabela 2 e Tabela 3), são evidentes as diferenças, sobretudo no caso da espuma de PET. Não obstante, estas não podem ser consideradas anormais, dado terem

sido utilizados diferentes métodos de ensaio (ambos os fabricantes referem ter utilizado a norma ISO 844 [56]).

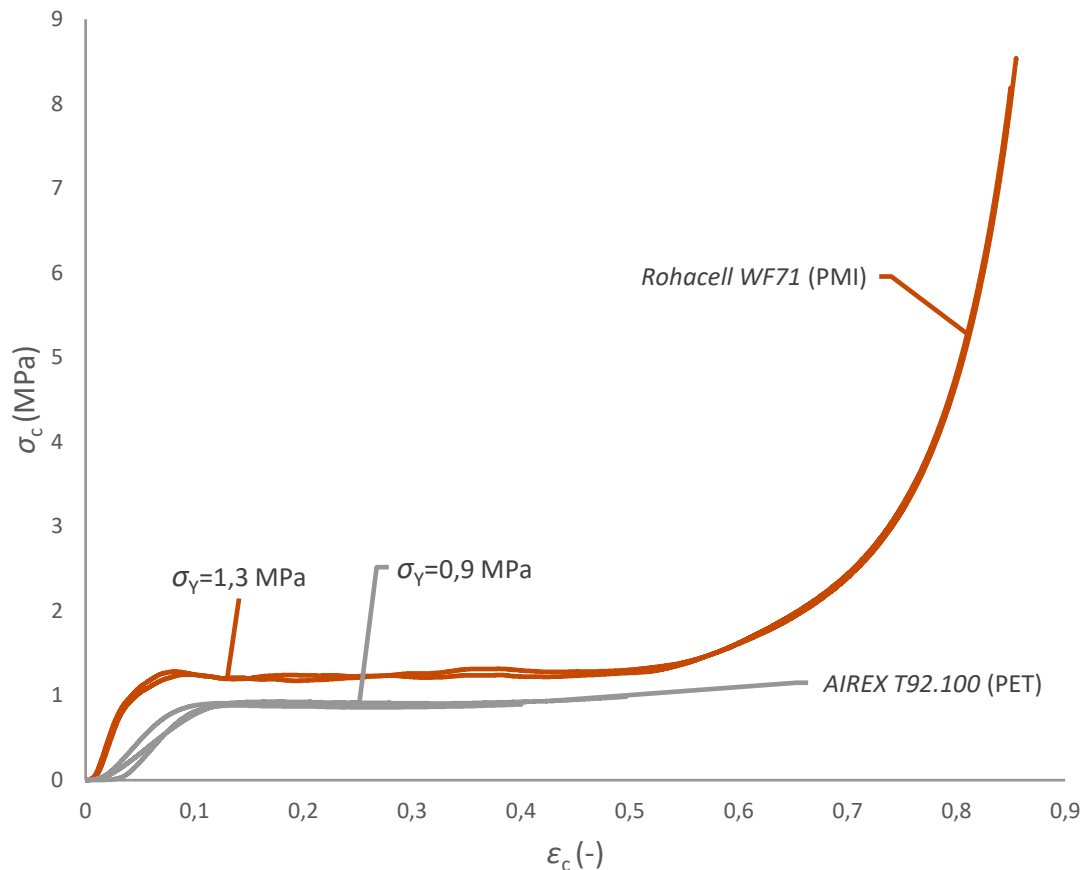


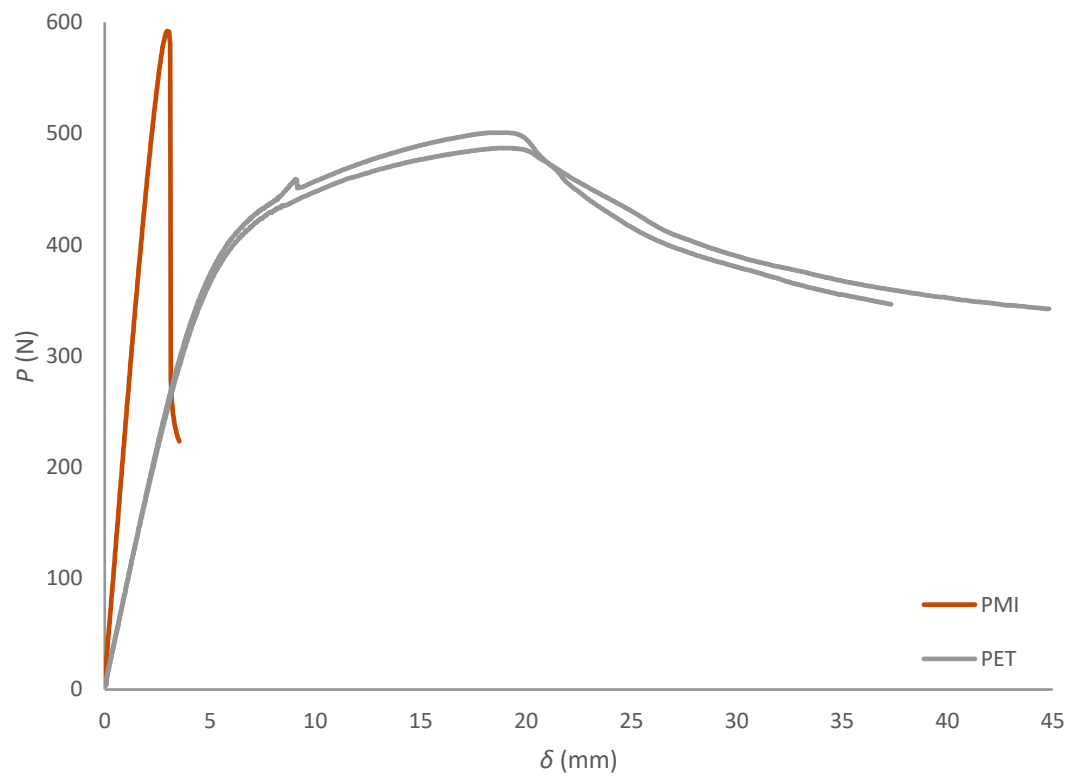
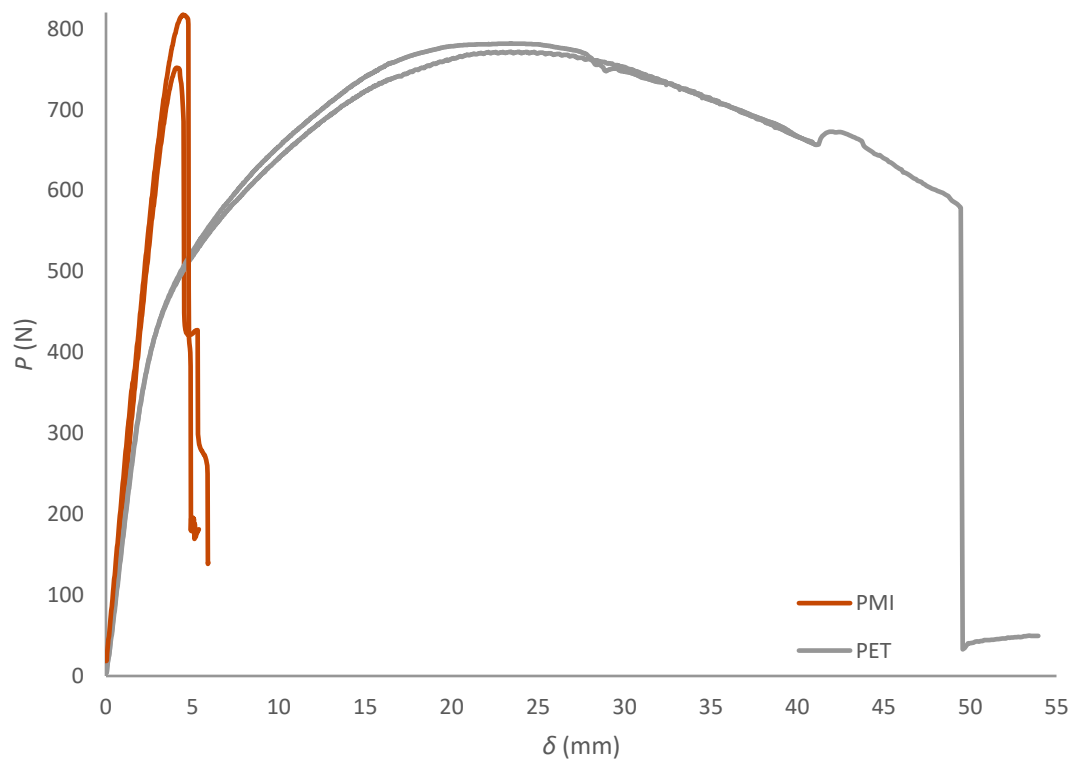
Figura 37- Curvas σ_c - ϵ_c resultantes dos ensaios de compressão do núcleo

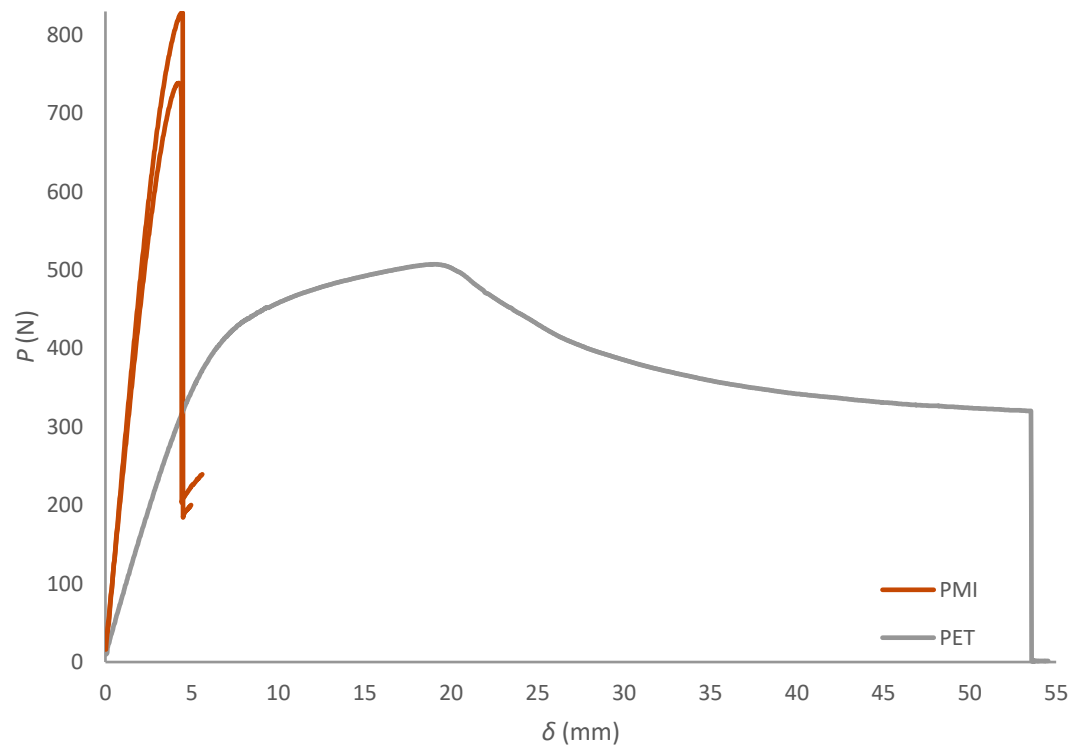
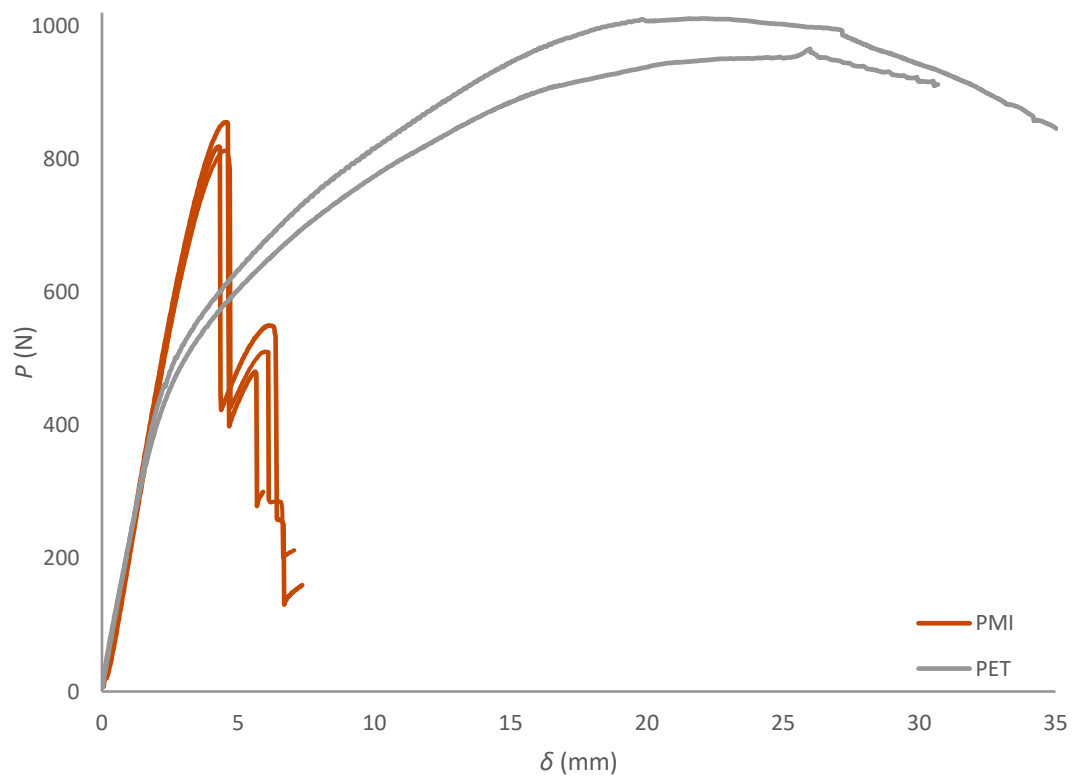
3.1.4.2 Ensaios de flexão

Atendendo às configurações descritas na Figura 26, facilmente se depreende que as diferenças registadas nos ensaios de F3P e F4P são, na sua grande maioria, devidas aos diferentes empilhamentos e núcleos utilizados. Assim, neste subcapítulo, pretende-se não só analisar o comportamento de cada estrutura, como também entender qual o efeito que estas variáveis possuem. Deste modo, nos próximos subcapítulos, apresentar-se-ão os resultados agrupando, no mesmo gráfico, curvas P - δ de configurações com o mesmo empilhamento e diferente núcleo e vice-versa.

3.1.4.2.1 Efeito do núcleo

Neste subcapítulo analisam-se as diferenças nos resultados dos ensaios de F3P e F4P, provocadas pela utilização de diferentes núcleos. Assim, nos gráficos da Figura 38 à Figura 41, são ilustradas as curvas P - δ das configurações testadas com o mesmo empilhamento e carregamento, mas núcleos diferentes.

Figura 38- Curvas P - δ dos ensaios de F3P com empilhamento $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ Figura 39- Curvas P - δ dos ensaios de F4P com empilhamento $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$

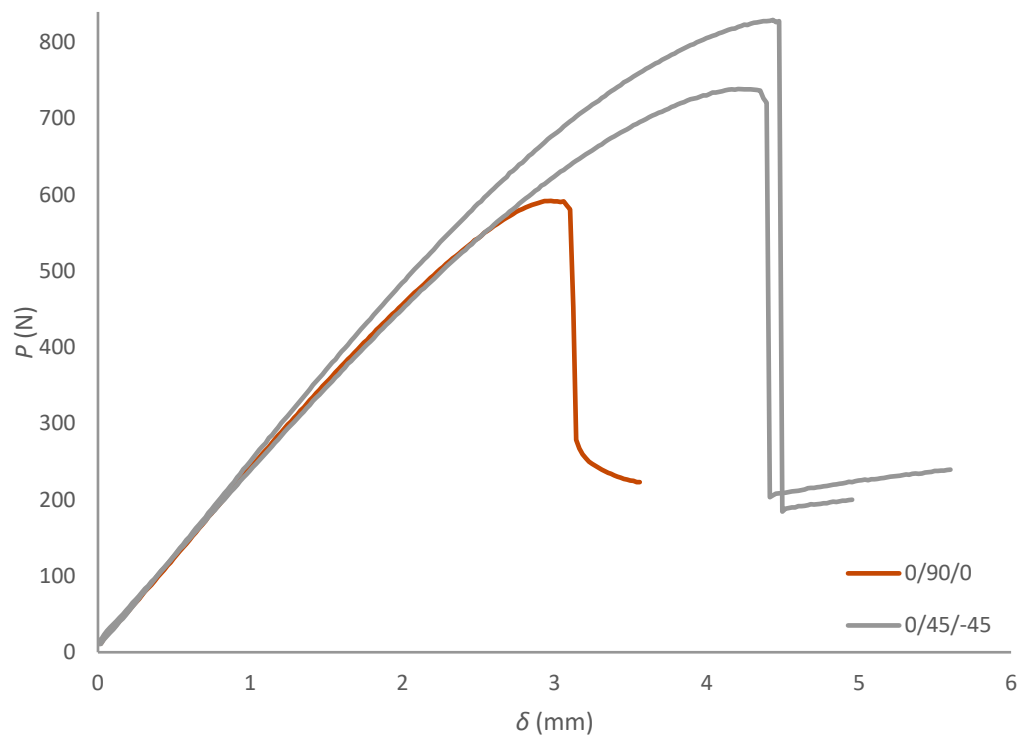
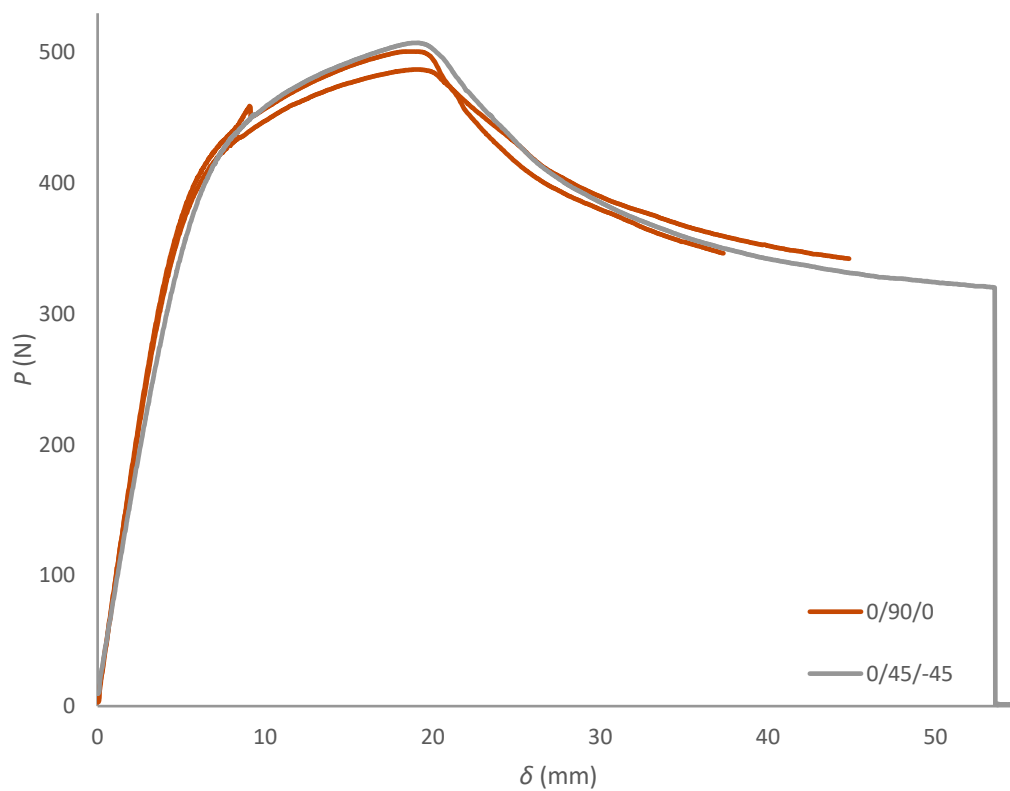
Figura 40- Curvas P - δ dos ensaios de F3P com empilhamento $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ Figura 41- Curvas P - δ dos ensaios de F4P com empilhamento $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$

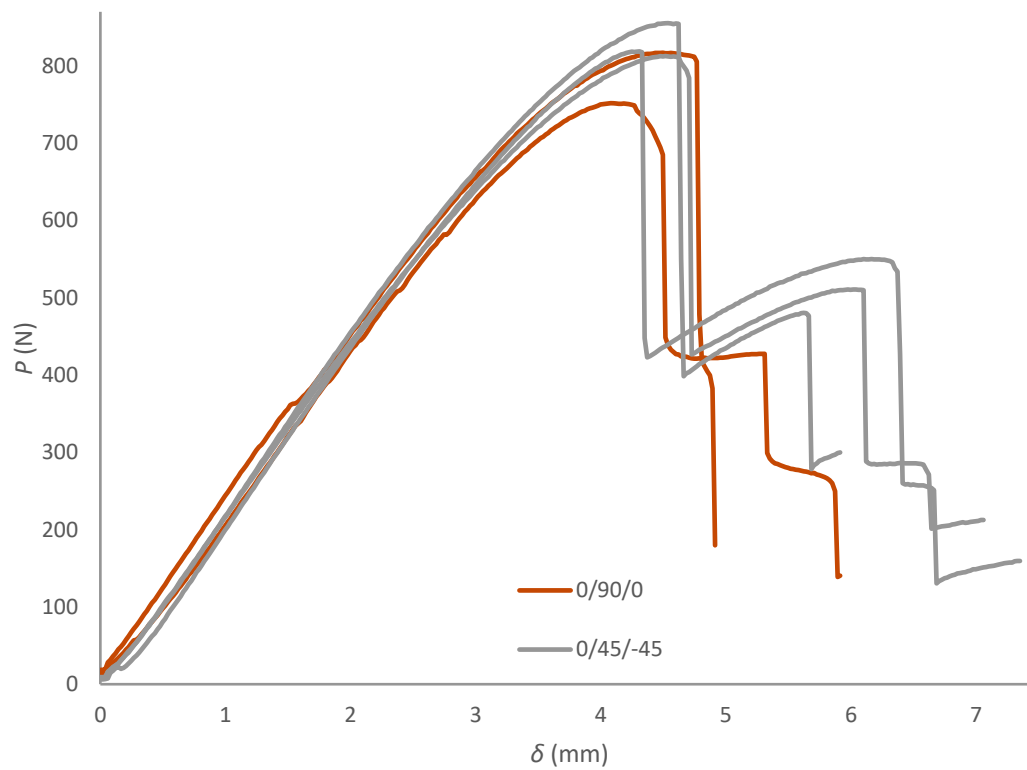
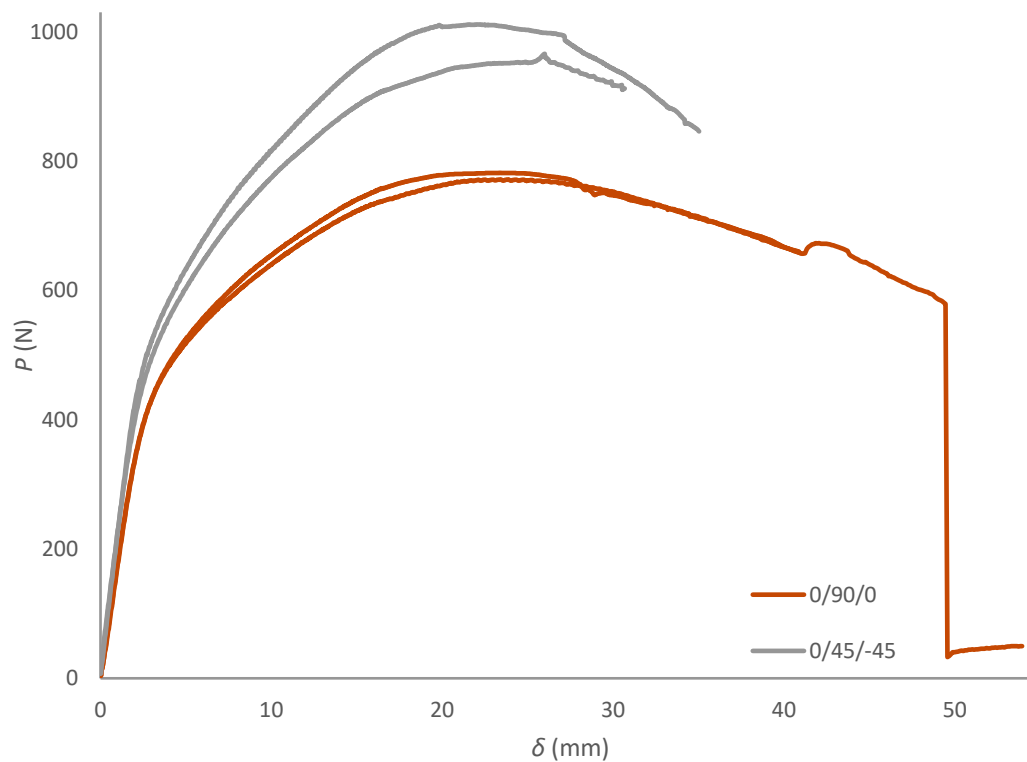
As estruturas com núcleo em espuma de PMI exibem um comportamento linear elástico, seguido de uma breve região não linear devida à plastificação do núcleo, que antecede a rotura do mesmo por corte. O comportamento mencionado é transversal às várias configurações de provete estudadas e está em conformidade com o observado por Wang *et al.* [135] e Laulkar *et al.* [136]. Relativamente às estruturas com núcleo em espuma de PET regista-se, igualmente, comportamento inicial linear elástico. No entanto, estas apresentam uma região plástica bastante mais alargada, quando comparadas com as estruturas de núcleo em espuma de PMI. O domínio plástico apresenta algumas diferenças, consoante o tipo de carregamento. Tanto em F3P como em F4P, esta região é descrita por um aumento aproximadamente linear de P em função de δ até se atingir a carga máxima ($P_{\text{máx}}$). Neste ponto, em F3P, dá-se a rotura do núcleo por corte, após a qual se assiste a uma redução progressiva de P . No caso dos ensaios de F4P verifica-se a existência de um patamar no qual P se mantém próximo do valor de $P_{\text{máx}}$, assistindo-se, terminado este patamar, a uma redução da mesma. Não obstante esta diferença no comportamento, ambas as estruturas com núcleo em espuma de PET falham quando $\delta \approx 20$ mm.

Comparando as curvas P - δ das estruturas com núcleo em espuma de PMI e núcleo em espuma de PET, verifica-se que, em F3P, as primeiras possuem maior rigidez. No entanto, perante carregamento de F4P, este parâmetro, dado pelo declive da região linear de cada curva P - δ , é semelhante em ambas as estruturas. Nos ensaios de F3P, δ é influenciado pela rigidez à tração/compressão e ao corte do núcleo, ao passo que, em F4P, a rigidez ao corte não é relevante. Atendendo às propriedades de cada material indicadas na Tabela 2 e Tabela 3, nota-se que a média da rigidez à tração e compressão de cada espuma é idêntica. Este fator pode justificar as semelhanças na rigidez das estruturas com diferentes núcleos, em F4P, sendo as discrepâncias verificadas em F3P justificadas pela maior rigidez ao corte da espuma de PMI. As dimensões dos ensaios, por, em F3P, serem distintas consoante o núcleo utilizado, (ver Tabela 8 e Tabela 9) podem igualmente ajudar a explicar essas diferenças.

3.1.4.2.2 Efeito do empilhamento das peles

À semelhança do que acontece no subcapítulo anterior, neste subcapítulo ilustram-se, da Figura 42 à Figura 45, os resultados dos ensaios de flexão. Desta feita, em cada gráfico, encontram-se representadas as curvas P - δ de estruturas com núcleo e carregamento idênticos.

Figura 42- Curvas P - δ dos ensaios de F3P, com núcleo em espuma de PMIFigura 43- Curvas P - δ dos ensaios de F3P, com núcleo em espuma de PET

Figura 44- Curvas P - δ dos ensaios de F4P, com núcleo em espuma de PMIFigura 45- Curvas P - δ dos ensaios de F4P, com núcleo em espuma de PET

Observando os gráficos da Figura 42 à Figura 45, um ponto em comum que se verifica é, para um dado núcleo e carregamento, a rigidez das estruturas testadas ser aproximadamente igual. Por outras palavras, a influência do empilhamento das peles na rigidez das estruturas *sandwich* analisadas é muito reduzida. Constata-se ainda que, nas estruturas com núcleo em espuma de PET, em F3P (Figura 43), e nas estruturas com núcleo em espuma de PMI, em F4P (Figura 44), a evolução da curva $P-\delta$ é praticamente idêntica até à rotura. A semelhança das curvas, no domínio plástico, deve-se ao facto de as peles possuírem comportamento linear-elástico até à rotura e, como tal, a plasticidade das estruturas ser predominantemente afetada pelo núcleo. Além disso, verificam-se níveis muito semelhantes de $P_{máx}$, uma vez que a rotura não ocorre nas peles (ambas as estruturas falham por corte do núcleo). No entanto, no caso das estruturas com núcleo em espuma de PMI e carregamento de F3P (Figura 42), cuja falha ocorre, igualmente, por corte do núcleo, o valor de $P_{máx}$ é substancialmente inferior utilizando o empilhamento $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$. Neste caso, possivelmente uma maior concentração de tensões de compressão, devidas ao contacto com o rolete, terá antecipado a rotura da estrutura. Finalmente, no caso das estruturas *sandwich* com núcleo em espuma de PET, em F4P (Figura 45), existe igualmente diferença considerável no nível de $P_{máx}$, consoante o empilhamento utilizado, justificado pelas diferentes dimensões l utilizadas nos ensaios. De facto, na Tabela 10, localizada no subcapítulo 3.1.4.2.3, pode-se constatar que, em termos de momento fletor, ambas as estruturas registam valores máximos relativamente próximos. O facto de as dimensões l serem distintas leva ainda a algumas diferenças na rigidez, que é superior no caso das estruturas com empilhamento $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$, para o qual l é inferior.

3.1.4.2.3 Propriedades das estruturas

A partir dos dados obtidos nos ensaios de flexão, é possível obter algumas propriedades mecânicas das estruturas *sandwich* testadas. Através das curvas $P-\delta$, pode-se extrair o valor de $P_{máx}$, bem como a rigidez à flexão, D_f , de cada provete. No entanto, dada a utilização de diferentes valores de L , obtém-se um melhor termo de comparação entre as várias estruturas calculando o momento fletor máximo, $M_{máx}$, a que cada uma resiste. Além disso, uma vez que os núcleos utilizados possuem diferentes densidades, é interessante o cálculo destas propriedades considerando este fator. Por outras palavras, calculam-se os valores de momento fletor máximo específico, $M_{máx}^*$, e de rigidez específica, D_f^* , através da equação (35).

$$\begin{aligned} M_{máx}^* &= \frac{M_{máx}}{\rho_n} \\ D_f^* &= \frac{D_f}{\rho_n}, \end{aligned} \quad (35)$$

onde ρ_n representa a massa volúmica do núcleo. Dado o modo de rotura que se verifica, é igualmente relevante o valor de $\tau_{máx}$.

Na Tabela 10, Tabela 11 e Tabela 12 são indicados, respetivamente, os valores médios de $M_{\max}$ e $M_{\max}^*$, D_f e D_f^* , e $\tau_{\max}$ de cada configuração, tanto em F3P como em F4P.

Tabela 10- Valores de $M_{\max}$ e $M_{\max}^*$ obtidos nos ensaios de flexão

Espuma	Empilhamento	Ensaio	$M_{\max}$ (N.mm)	$M_{\max}^*$ ($10^{-3} \text{ m}^5/\text{s}^2$)
PMI	[0°/90°/0°]s	F3P	23685,4	315,8
		F4P	24511,9	326,8
	[0°/45°/-45°]s	F3P	31362,5	418,2
		F4P	25903,8	345,4
PET	[0°/90°/0°]s	F3P	30866,8	308,7
		F4P	23297,8	233,0
	[0°/45°/-45°]s	F3P	31711,7	317,1
		F4P	24711,9	247,1

Tabela 11- Valores de D_f e D_f^* obtidos nos ensaios de flexão

Espuma	Empilhamento	Ensaio	D_f (N/mm)	D_f^* ($10^3 \text{ m}^3/\text{s}^2$)
PMI	[0°/90°/0°]s	F3P	233,3	3,11
		F4P	229,3	3,06
	[0°/45°/-45°]s	F3P	236,0	3,15
		F4P	233,1	3,11
PET	[0°/90°/0°]s	F3P	86,6	0,87
		F4P	182,9	1,83
	[0°/45°/-45°]s	F3P	74,4	0,74
		F4P	209,4	2,09

Tabela 12- Valores de $\tau_{\text{máx}}$ obtidos nos ensaios de flexão

Espuma	Empilhamento	Ensaio	$\tau_{\text{máx}}$ (MPa)
PMI	[0°/90°/0°]s	F3P	0,97
		F4P	1,23
	[0°/45°/-45°]s	F3P	1,21
		F4P	1,28
PET	[0°/90°/0°]s	F3P	0,65
		F4P	1,01
	[0°/45°/-45°]s	F3P	0,70
		F4P	1,33

Relativamente aos valores de $M_{\text{máx}}$, verifica-se que, para um dado empilhamento das peles e modo de carregamento, os valores são semelhantes independentemente do núcleo utilizado. No entanto, os valores específicos $M_{\text{máx}}^*$ são superiores no caso das estruturas com núcleo em espuma de PMI. Além disso, constata-se que, para um dado núcleo e empilhamento das peles, as estruturas apresentam superiores valores de $M_{\text{máx}}$ em F3P.

No que diz respeito a D_f e D_f^* , há superioridade das estruturas com núcleo em espuma de PMI. No entanto, como é mencionado no subcapítulo 3.1.4.2.1 as estruturas com núcleo em espuma de PET aproximam-se dos valores das anteriores nos ensaios de F4P. Nota-se, ainda, que as estruturas com núcleo em espuma de PMI apresentam valores muito próximos de D_f para os diferentes casos de carga.

Atendendo aos dados de $\tau_{\text{máx}}$ registados na Tabela 12, constata-se, tal como no caso de D_f , valores mais elevados em F4P para as estruturas com núcleo em espuma de PET, e uma constância de valores no caso das estruturas com núcleo em espuma de PMI (exceção feita ao ensaio de F3P da estrutura com empilhamento das peles [0°/90°/0°]s, pelos motivos mencionados em 3.1.4.2.2). No caso do ensaio de F3P, uma vez que a carga é aplicada num único ponto, a concentração de tensões de compressão resultante desse fenómeno é superior em relação ao ensaio de F4P, onde a carga total de ensaio é distribuída por dois pontos. Assim, as tensões de compressão são mais relevantes no ensaio de F3P do que no ensaio de F4P. Uma vez que a resistência à compressão da espuma de PET é inferior à da espuma de PMI (ver Figura 37), a concentração de tensões de compressão assume maior importância na falha das estruturas cujo núcleo é a primeira. Daí que, no ensaio de F3P, onde a concentração de tensões é mais intensa, os valores de $\tau_{\text{máx}}$ sejam inferiores em relação ao ensaio de F4P (estruturas com núcleo em

espuma de PET). No caso das estruturas com núcleo em espuma de PMI, dada a sua maior resistência, a rotura é pouco influenciada pelas tensões de compressão, pelo que os valores de $\tau_{\text{máx}}$ são semelhantes em ambos os ensaios.

3.2 Trabalho numérico

Neste subcapítulo é descrito o trabalho numérico desenvolvido ao longo da dissertação, com o intuito de simular o comportamento das estruturas *sandwich* experimentalmente verificado. Para tal, utilizam-se modelos bidimensionais (2D) e são empregues diferentes critérios de falha para os diversos componentes das estruturas. De modo geral, modelos 2D apresentam maior simplicidade de modelação e requerem menor tempo de computação em relação a modelos tridimensionais, pelo que se opta por esta abordagem. Todo o trabalho de modelação e simulação foi realizado utilizando o *software Abaqus CAE 2017*.

3.2.1 Metodologia de modelação

A modelação numérica de estruturas *sandwich* engloba várias etapas. A primeira delas consiste no desenvolvimento das várias geometrias necessárias a cada modelo. Cada modelo geométrico pode ser dividido em várias partições, conforme seja mais conveniente para a sua análise. A cada partição é atribuída uma secção, à qual, por sua vez, é atribuído um modelo de material que descreve o seu comportamento mecânico. Posteriormente, os vários componentes de cada modelo são agrupados e são definidas as interações entre eles. Aplicam-se as condições fronteira necessárias à análise da estrutura e, por fim, criam-se as malhas de cada componente. Após se introduzirem os parâmetros de computação, procede-se à simulação do modelo.

3.2.1.1 Geometrias

Os modelos numéricos 2D elaborados para a análise de estruturas *sandwich* sob carregamentos de F3P e F4P contemplam a criação de duas geometrias: a do provete da própria estrutura e a dos roletes de suporte e aplicação da carga de ensaio. Para a estrutura *sandwich* seleciona-se uma geometria *2D Planar* deformável. Após se atribuírem as dimensões gerais (altura e comprimento) da mesma, são efetuadas as necessárias partições no modelo, de forma que cada uma corresponda a um componente da estrutura (peles, núcleo ou adesivo). Além destas, efetuam-se partições nas próprias peles, com o intuito de cada uma representar uma camada do laminado que as constitui. São, ainda, realizadas partições do modelo nas zonas de contacto do provete com os roletes, de modo a auxiliar, numa fase posterior, à criação da malha. Finalmente, coloca-se uma linha ao longo da altura do provete, a meio do comprimento, somente para, em etapa subsequente, aplicar condições fronteira que impeçam movimentos de corpo rígido. Na Figura 46, é ilustrado um esquema das partições realizadas na estrutura *sandwich*, no caso, referente ao modelo de simulação de F3P.

Para o carregamento de F4P, a única diferença reside na criação de uma zona de contacto adicional, dada a existência de mais um ponto de aplicação de carga.

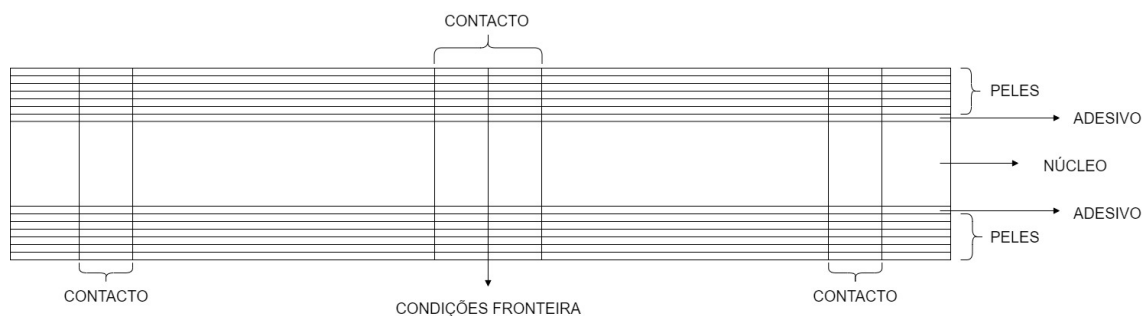


Figura 46- Esquema das partições efetuadas no modelo numérico, para carregamento de F3P

De seguida, a cada partição identificada na Figura 46 é atribuída uma secção. Às partições correspondentes ao núcleo atribui-se uma secção sólida homogénea, enquanto às correspondentes ao adesivo se atribui uma secção coesiva, cujo comportamento é definido por LTS. Também às partições referentes às peles são atribuídas secções sólidas homogéneas, pese embora as diferentes orientações das camadas. De facto, a necessidade de criar partições para cada camada prende-se com este fator. Suponha-se o cenário hipotético de atribuir às peles uma secção compósita. Tratando-se de uma geometria 2D no plano xy, como a ilustrada na Figura 46, ao definir o empilhamento do laminado, a orientação de cada camada será obtida através de rotação em torno do eixo perpendicular ao plano. Assim, uma camada unidirecional cuja orientação seja, por exemplo, 90° , verá a direção das suas fibras alinhada com o eixo y. Nas geometrias abordadas no subcapítulo 3.1, uma camada unidirecional a 90° possui as fibras alinhadas com o eixo perpendicular ao plano da estrutura *sandwich*. Esta discrepância impossibilita atribuir uma secção compósita às peles dos modelos 2D desenvolvidos. Em alternativa, poder-se-ia envergar pela opção *composite layup*. No entanto, esta configuração não permite a modelação das peles com os elementos de estado plano de deformação que se pretendem utilizar (ver subcapítulo 3.2.1.4). Deste modo, a solução adotada para simular as diversas orientações das camadas do laminado passa pela atribuição de diferentes secções sólidas homogéneas a camadas de diferentes orientações. A cada uma destas secções é atribuído um material diferente, cujas propriedades elásticas são definidas em conformidade com a orientação da camada (ver subcapítulo 3.2.1.5.1).

Por sua vez, os roletes foram desenvolvidos com uma geometria *2D Planar* rígida discreta, do tipo *wire*, à qual foi adicionada um ponto de referência, como mostra a Figura 47, para posterior aplicação das condições fronteira.

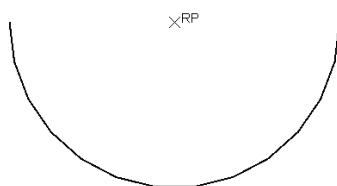


Figura 47- Geometria dos roletes

De seguida, na Figura 48 e Figura 49 são ilustrados os modelos geométricos para F3P e F4P, sendo possível observar o posicionamento dos roletes em contacto com a estrutura *sandwich*.

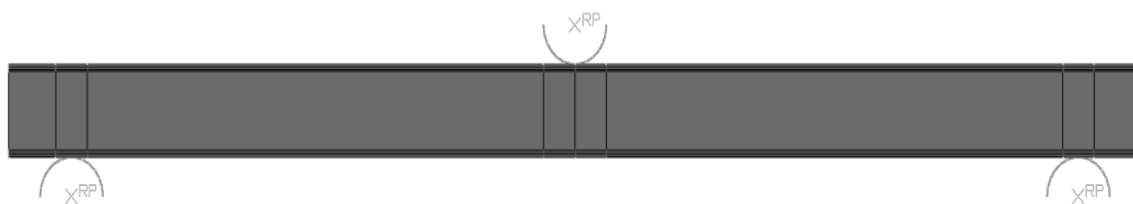


Figura 48- Modelo geométrico para F3P assembled

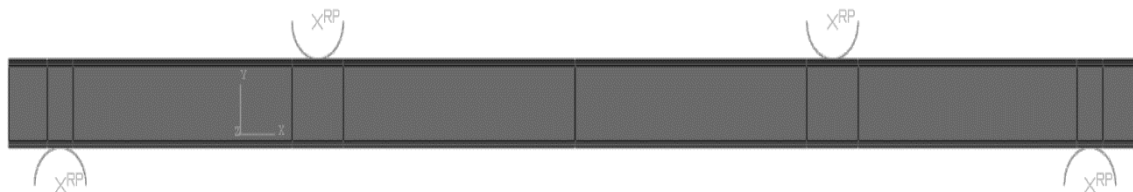


Figura 49- Modelo geométrico para F4P assembled

3.2.1.2 Interações

Devido à existência de dois ou mais componentes em cada modelo, torna-se necessário especificar as interações, bem como as suas propriedades, que melhor representam, em ambiente de simulação, as relações que, na prática, se estabelecem entre eles. O modelo desenvolvido requer a definição da interação entre cada rolete e a estrutura *sandwich*. O contacto entre roletes e provete é modelado através de uma interação do tipo *surface to surface*. Esta interação implica a escolha de uma *master surface* e uma *slave surface*, bem como de uma opção para descrição do movimento relativo entre ambas. Uma vez que os roletes são componentes indeformáveis considera-se, para cada interação, a *master surface* como sendo a superfície de cada rolete em contacto com o provete. De acordo com esta atribuição, poder-se-á verificar alguma penetração dos roletes no provete. Para descrever o movimento relativo entre as duas superfícies, utiliza-se a opção *finite sliding*. Esta opção não impõe qualquer restrição ao movimento referido, o que está em conformidade com o que na prática sucede em ensaios de F3P e F4P. Relativamente às propriedades da interação, admite-se um contacto tangencial sem atrito e um contacto do tipo *hard*, na direção normal. Um contacto *hard* estabelece que a pressão transmitida entre as superfícies pode assumir qualquer valor quando estas contactam (sem penetração), sendo nula existindo folga entre elas. Por defeito,

perante um contacto normal *hard*, numa interação *surface to surface* com *finite sliding*, o *software* emprega uma relação linear entre a pressão de contacto e a penetração entre superfícies (método *penalty*). Este método assegura que as penetrações que se verifiquem entre a *master* e a *slave surface* não afetam os resultados obtidos, desde que não se utilizem malhas demasiado grosseiras [140].

3.2.1.3 Condições fronteira

Num ensaio de F3P, o provete é apoiado em dois roletes fixos e é-lhe imposto um deslocamento vertical por intermédio de outro rolete. Em carregamento de F4P, o deslocamento vertical é imposto ao provete não por um, mas por dois roletes diferentes, sendo, no entanto, igual em ambos. Assim, em cada análise, é impedido o movimento dos roletes de suporte em todos os seus graus de liberdade e imposto um deslocamento na direção vertical aos roletes de aplicação de carga. O valor deste deslocamento excede ligeiramente o valor máximo registado experimentalmente para cada configuração, de modo a garantir que se atinge a rotura dos provetes. Além destas, em ambiente de simulação, importa definir condições fronteira auxiliares que restrinjam movimentos, cuja ocorrência é, na prática e mediante o caso de carga aplicado, fisicamente impossível. Como é dito anteriormente, no subcapítulo 3.2.1.1, são utilizados pontos de referência para aplicar condições fronteira aos roletes e uma linha vertical, a meio do comprimento, para aplicar as condições fronteira auxiliares, no sentido de impedir movimentos de corpo rígido do provete. Impõe-se que os pontos da estrutura *sandwich* pertencentes a esta linha, tanto em cenário de F3P como de F4P, apenas se desloquem na vertical, não possuindo rotação nem deslocamento horizontal. Deste modo, as condições fronteira a aplicar aos modelos 2D são as indicadas na Figura 50 e na Figura 51.

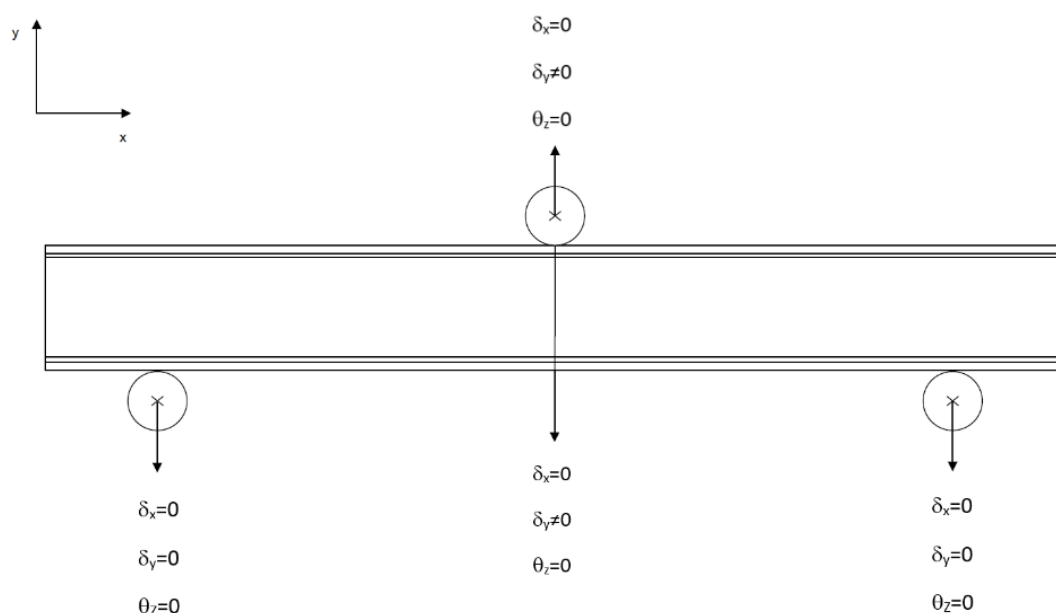


Figura 50- Condições fronteira para carregamento de F3P

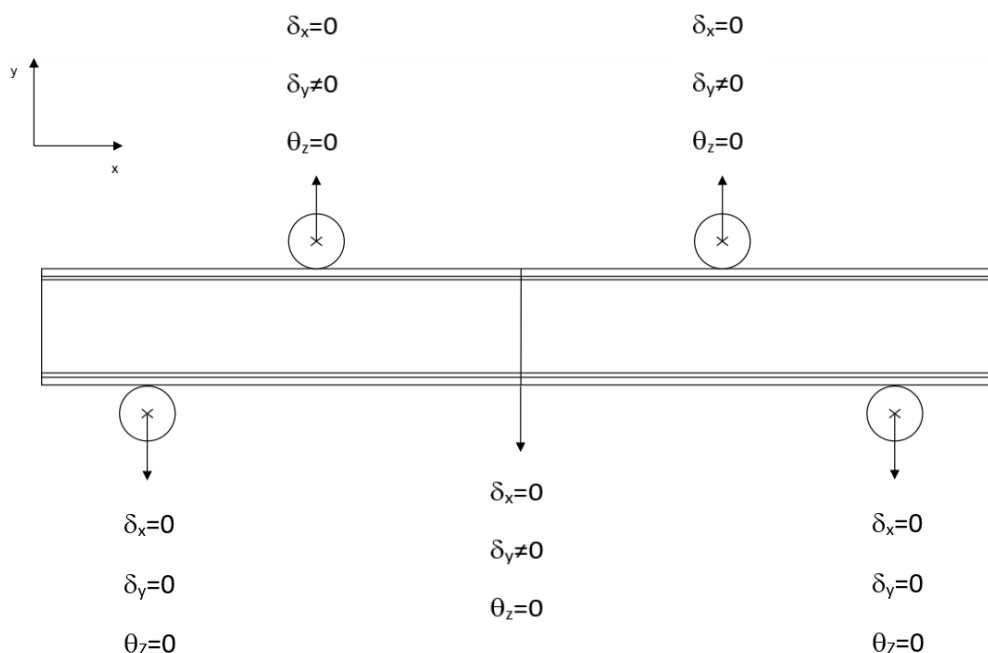


Figura 51- Condições fronteira para carregamento de F4P

3.2.1.4 Malha

As etapas realizadas para a obtenção da malha compreendem a atribuição da dimensão de elemento, definição do tipo de malha e seleção do elemento finito mais adequado para cada partição. No modelo 2D desenvolvido seleciona-se, para peles e núcleo, uma malha estruturada e constituída por quadriláteros, modelada por elementos de estado plano de deformação de quatro nós (CPE4). Por sua vez, o adesivo é modelado através de elementos coesivos de quatro nós (COH2D4). Neste caso, utiliza-se uma malha constituída por quadriláteros, do tipo *sweep*, que permite definir a orientação dos elementos coesivos. Em cada um dos casos, atribui-se um parâmetro de viscosidade, de valor 0,00001, aos elementos, o que auxilia à convergência dos resultados durante a simulação. Relativamente ao tamanho dos elementos, definem-se distintos tamanhos em diferentes locais da estrutura *sandwich*, de modo a obter uma malha mais refinada nas zonas de contacto do provete com os roletes. A Figura 52 ilustra, com diferentes cores, as arestas às quais são atribuídas distintas dimensões de elemento, indicando ainda, se aplicável, as direções de refinamento das mesmas. A Figura 52 contém apenas a metade superior da estrutura *sandwich*, uma vez que os parâmetros atribuídos são iguais aos da metade inferior.

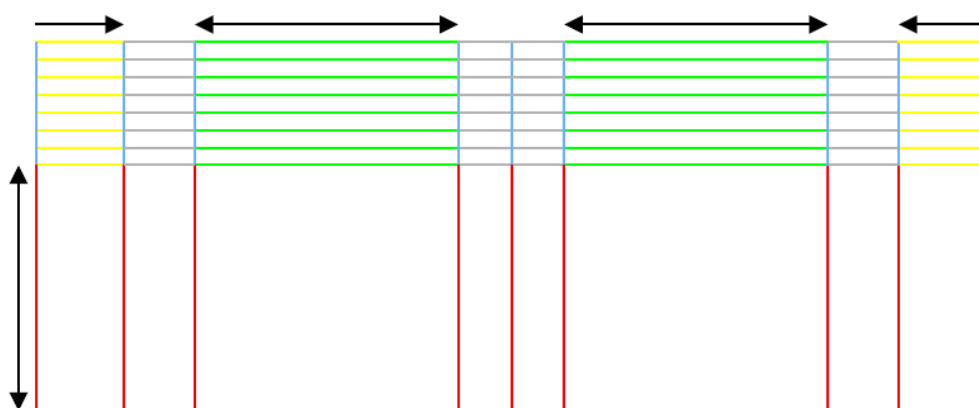


Figura 52- Associação de arestas com diferentes dimensões de elemento a diferentes cores e indicação das direções de refinamento da malha

De seguida, na Tabela 13, são especificadas as dimensões de elemento atribuídas a cada aresta dos modelos 2D desenvolvidos.

Tabela 13- Dimensões dos elementos da malha criada para os modelos 2D

Cor	Tamanho/Número	Dimensão	Unidades
Vermelho	Tamanho	0,15-1	mm
Azul	Número	1	-
Amarelo	Tamanho	0,15-1	mm
Verde	Tamanho	0,15-1	mm
Cinzento	Tamanho	0,15	mm

3.2.1.5 Modelos constitutivos e de falha

Ao longo deste subcapítulo são descritos os modelos constitutivos e de falha utilizados para prever o comportamento mecânico, bem como a cedência/rotura, de cada um dos constituintes das estruturas *sandwich*. Peles, núcleo e adesivo possuem comportamentos bastante diferentes, o que implica a escolha de diferentes critérios para modelar o seu comportamento individual.

3.2.1.5.1 Peles

Sendo as peles um laminado em material compósito, estas exibem um comportamento linear elástico, com diferentes propriedades nas diferentes direções. O *software* possui vários modelos com capacidade para replicar esse comportamento mecânico. São eles: *lamina*, *anisotropic*, *orthotropic* e *engineering constants*. O modelo *lamina* é adequado a situações de estado plano de tensão, o que, nos casos em estudo, não se verifica. O modelo *anisotropic* considera anisotropia total das camadas do laminado e requer a introdução de 21 termos independentes para construir a respetiva matriz de rigidez $\mathbf{D}$, que pode possuir 36 termos não-nulos. No entanto, em camadas cujos eixos locais coincidem com os eixos globais do problema em questão, a matriz $\mathbf{D}$ reduz-se a nove termos independentes e a um total de doze termos não-nulos. Tanto o modelo *orthotropic* como o modelo *engineering constants* regem o comportamento do material através desta matriz de rigidez. No modelo *orthotropic*, introduzem-se diretamente os termos de $\mathbf{D}$, enquanto no modelo *engineering constants* introduzem-se as propriedades elásticas do material, sendo o cálculo da matriz de rigidez efetuado pelo *software* a partir destas propriedades. No entanto, existe uma outra diferença entre estes dois modelos. O modelo *engineering constants* assume isotropia transversal, enquanto o modelo *orthotropic* poderá ou não o considerar, dependendo dos valores introduzidos pelo utilizador. As condições de isotropia transversal são indicadas pela expressão (36):

$$\begin{aligned} E_2 &= E_3 \\ \nu_{12} &= \nu_{13} \\ G_{12} &= G_{13} \\ G_{23} &= \frac{E_2}{2(1 + \nu_{23})}. \end{aligned} \tag{36}$$

De facto, a isotropia transversal é algo que pode ser assumido, dada a aleatoriedade na distribuição de fibras no plano <23> do material [30]. Assim, utiliza-se o modelo *engineering constants*, dada a sua aplicação ser de maior simplicidade em relação ao modelo *orthotropic*. Para a utilização do modelo, o *software* requer que sejam introduzidas as variáveis E_1 , E_2 , E_3 , ν_{12} , ν_{13} , ν_{23} , G_{12} , G_{13} e G_{23} . A partir destas variáveis, é efetuado o cálculo da matriz de flexibilidade $\mathbf{C}$, como indicado na expressão (37):

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} \end{bmatrix}, \quad (37)$$

sendo as constantes ν_{21} , ν_{31} , ν_{32} calculadas, dada a simetria de $\mathbf{C}$, de acordo com a equação (38).

$$\frac{\nu_{ij}}{E_i} = \frac{\nu_{ji}}{E_j}. \quad (38)$$

No entanto, como é dito no subcapítulo 3.2.1.1, há a necessidade de criar vários materiais para replicar, na simulação numérica, as diferentes orientações das camadas do laminado. Para as camadas orientadas a 90° , é possível utilizar o modelo *orthotropic*, dado possuírem três eixos de simetria, coincidentes com os eixos globais do problema. No entanto, as camadas a 45° e -45° requerem o modelo *anisotropic* para definir a sua rigidez. Em ambos os modelos, os termos de $\mathbf{D}$ são previamente calculados e, posteriormente, introduzidos no *software*. A matriz $\mathbf{D}$ pode ser obtida por inversão de $\mathbf{C}$, ou seja:

$$\mathbf{D} = \mathbf{C}^{-1}. \quad (39)$$

De seguida, o cálculo da matriz $\mathbf{D}_\theta$, que corresponde à matriz de rigidez do material com orientação θ , pode ser efetuado pela equação (40).

$$\mathbf{D}_\theta = \mathbf{T}_\sigma^{-1} \mathbf{D} \mathbf{T}_\epsilon, \quad (40)$$

em que $\mathbf{T}_\sigma$ é a matriz de transformação das tensões e $\mathbf{T}_\epsilon$ a matriz de transformação das deformações, dadas por:

$$\mathbf{T}_\sigma = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 0 & 0 & 0 & 2cs \\ s^2 & c^2 & 0 & 0 & 0 & -cs \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c & -s & 0 \\ 0 & 0 & 0 & s & c & 0 \\ -cs & cs & 0 & 0 & 0 & c^2 - s^2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}_\varepsilon = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 0 & 0 & 0 & -cs \\ s^2 & c^2 & 0 & 0 & 0 & -cs \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c & -s & 0 \\ 0 & 0 & 0 & s & c & 0 \\ -2cs & 2cs & 0 & 0 & 0 & c^2 - s^2 \end{bmatrix}, \quad (41)$$

onde,

$$c = \cos(\theta)$$

$$s = \sin(\theta). \quad (42)$$

Assim, para poder calcular as várias matrizes de rigidez, é necessário conhecer o valor das propriedades mecânicas E_1 , E_2 , ν_{12} , G_{12} e G_{23} ou ν_{23} . Dos valores fornecidos pelo fabricante, indicados na Tabela 1, sabe-se que:

$$E_1 = 123 \text{ GPa}$$

$$\nu_{12} = 0,34$$

$$V_m = 0,46$$

$$V_f = 0,54,$$

sendo V_m e V_f , respetivamente, a fração volúmica de matriz e de fibras. O valor de E_2 pode ser estimado através da lei das misturas [141]:

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_m}{E_m} + \frac{V_f}{E_f}, \quad (43)$$

onde E_m e E_f são, respetivamente, os módulos de elasticidade de matriz e fibras. Já o valor de G_{12} calcula-se pela expressão (44). A equação baseia-se no modelo de Hashin e Rosen [142] e é tida como rigorosa para a previsão de G_{12} em compósitos de fibra de carbono [30].

$$G_{12} = G_m \frac{G_f + G_m + V_f(G_f - G_m)}{G_f + G_m - V_f(G_f - G_m)}, \quad (44)$$

na qual G_m e G_f representam os módulos de elasticidade ao corte de matriz e fibras, respetivamente. Finalmente, pode-se obter ν_{23} pela equação (45):

$$\nu_{23} = 1 - 2\nu_{12}^2 \frac{E_2}{E_1} - \frac{E_2}{2k_2}, \quad (45)$$

onde k_2 se refere ao módulo de compressibilidade, o qual, por sua vez, se obtém por:

$$k_2 = \frac{k_m(k_f + G_m) + V_f G_m(k_f - k_m)}{k_f + G_m - V_f(k_f - k_m)}, \quad (46)$$

sendo k_m e k_f os módulos de compressibilidade de matriz e fibras, respetivamente. Estas propriedades calculam-se por:

$$k_{m,f} = \frac{E_{m,f}}{2(1 - \nu_{m,f} - 2\nu_{m,f}^2)}. \quad (47)$$

Para obter as propriedades acima mencionadas, os dados disponíveis são insuficientes. É necessário atribuir valores a G_m , G_f , ν_m e ν_f . Tendo em conta os materiais utilizados, alguns valores típicos são [30]:

$$G_m = 3,5 \text{ GPa}$$

$$G_f = 230 \text{ GPa}$$

$$\nu_m = 0,35$$

$$\nu_f = 0,21.$$

Assim, resolvendo as equações (43) a (47) e considerando as condições de isotropia transversal (equação (36)), obtêm-se as propriedades elásticas indicadas na Tabela 14.

Tabela 14- Propriedades elásticas a introduzir no modelo *engineering constants*

E_1 (GPa)	E_2, E_3 (GPa)	ν_{12}, ν_{13} (-)	ν_{23} (-)	G_{12}, G_{13} (GPa)	G_{23} (GPa)
123	7,48	0,34	0,63	4,17	2,79

Com os valores obtidos e a resolução das equações (39) a (42), obtêm-se as seguintes matrizes $\mathbf{D}_\theta$:

$$\mathbf{D}_{90^\circ} = \begin{bmatrix} 12,7 & 7,10 & 8,15 & 0 & 0 & 0 \\ 7,10 & 127,8 & 7,10 & 0 & 0 & 0 \\ 8,15 & 7,10 & 12,7 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 4,17 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 4,17 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2,79 \end{bmatrix} \text{ (GPa) (orthotropic)}$$

$$\mathbf{D}_{+45^\circ} = \begin{bmatrix} 41,5 & 35,9 & 7,63 & 0 & 0 & 28,8 \\ 35,9 & 41,5 & 7,63 & 0 & 0 & 28,8 \\ 7,63 & 7,63 & 12,7 & 0 & 0 & -0,52 \\ 0 & 0 & 0 & 4,17 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 4,17 & 0 \\ 28,8 & 28,8 & -0,52 & 0 & 0 & 31,6 \end{bmatrix} \text{ (GPa) (anisotropic)}$$

$$\mathbf{D}_{-45^\circ} = \begin{bmatrix} 41,5 & 35,9 & 7,63 & 0 & 0 & -28,8 \\ 35,9 & 41,5 & 7,63 & 0 & 0 & -28,8 \\ 7,63 & 7,63 & 12,7 & 0 & 0 & 0,52 \\ 0 & 0 & 0 & 5,53 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 5,53 & 0 \\ -28,8 & -28,8 & 0,52 & 0 & 0 & 31,6 \end{bmatrix} \text{ (GPa) (anisotropic)}.$$

Relativamente aos modelos de falha, utiliza-se o critério de Tsai-Wu. No *software*, o critério encontra-se formulado na sua versão de estado plano de tensão, considerando as componentes do tensor das tensões σ_1 , σ_2 e τ_{12} . Deste modo, na análise numérica, dado não se definir a orientação das camadas do laminado e, por conseguinte, o seu referencial local coincidir com o referencial global do modelo, o *software* prevê a falha das peles através das componentes de tensão no plano xy. Estas correspondem às componentes σ_1 , σ_3 e τ_{13} do tensor de tensões enunciado no subcapítulo 2.3.2.2.2. Assim, é necessário introduzir no *software* as resistências σ_{ut1} , σ_{uc1} , σ_{ut3} , σ_{uc3} e τ_{u13} . Além disso, é requerida informação acerca do coeficiente F_{12} normalizado. Recordando, este coeficiente é obtido num ensaio de tração biaxial, cujas componentes de tensão não-nulas são σ_1 e σ_2 . Logo, este coeficiente está relacionado com um estado de tensão no qual se considera a direção perpendicular às fibras. Como, nesta análise, o *software* não a considera, atribui-se valor nulo ao coeficiente F_{12} normalizado. De seguida, na Tabela 15, são indicados os valores de σ_{ut1} , σ_{uc1} , σ_{ut3} , σ_{uc3} e τ_{u13} a utilizar nas simulações numéricas (valores baseados nos dados da Tabela 1).

Tabela 15- Valores das resistências das camadas do laminado a utilizar no critério de Tsai-Wu

σ_{ut1} (MPa)	σ_{uc1} (MPa)	σ_{ut3} (MPa)	σ_{uc3} (MPa)	τ_{u13} (MPa)
2294	1152	81		81,5

3.2.1.5.2 Núcleo

Como se pode constatar pela observação da Figura 37, as espumas de PMI e PET utilizadas possuem comportamento elasto-plástico. Para descrever o comportamento não-linear destas, utiliza-se o modelo *crushable foam*, de endurecimento volumétrico. A utilização deste modelo implica o uso do modelo *isotropic* para modelar o domínio elástico das espumas. Como o nome sugere, este último considera que o material é isotrópico, o que, como é dito no subcapítulo 3.1.1.2, não é o caso da espuma AIREX®T92.100. O modelo *isotropic* é relativamente simples e requer apenas a introdução de E e ν de cada espuma. Uma vez que, em carregamento de F3P e F4P, metade do núcleo é tracionada e metade é comprimida, e dada a existência de dados dos fabricantes para E_t e E_c , adota-se:

$$E = \frac{E_t + E_c}{2}. \quad (48)$$

O modelo *crushable foam* de endurecimento volumétrico é um modelo mais elaborado que constrói, mediante os dados introduzidos, uma superfície elíptica de cedência das espumas, tendo σ_e e σ_m como eixos, e a vai atualizando conforme a evolução da deformação plástica do material. Para a construção da superfície, o *software* requer a introdução dos rácios k_c e k_t , dados por:

$$k_c = \frac{\sigma_{yc}}{p_c} \quad (49)$$

$$k_t = \frac{p_t}{p_c},$$

sendo σ_{yc} a tensão de cedência à compressão, p_c a tensão hidrostática de cedência à compressão e p_t a resistência hidrostática à tração. É de notar que, na superfície de cedência, p_c e p_t representam os limites da elipse no eixo σ_m .

No entanto, a determinação destes valores requer a realização de ensaios experimentais mais complexos e leva à construção de uma superfície de cedência que não contempla o comportamento ao corte das espumas. Alternativamente, Carranza *et al.* [55] propõem um método para obter k_c e k_t , considerando esse fator, o qual dispensa ainda a determinação experimental de p_c e p_t . Neste caso, a superfície de falha corresponde a uma elipse que contém os pontos definidos pelas componentes σ_e e σ_m dos ensaios de

tração, compressão e corte de cada espuma. De acordo com os autores, as componentes dos vários ensaios obtêm-se por:

$$\begin{cases} \sigma_e = \sigma_{ut} \\ \sigma_m = -\frac{\sigma_{ut}}{3} \end{cases} \quad (\text{ensaio de tração})$$

$$\begin{cases} \sigma_e = \sigma_{Yc} \\ \sigma_m = \frac{\sigma_{Yc}}{3} \end{cases} \quad (\text{ensaio de compressão}) \quad (50)$$

$$\begin{cases} \sigma_e = \sqrt{3}\tau_u \\ \sigma_m = 0 \end{cases} \quad (\text{ensaio de corte})$$

onde σ_{ut} é a resistência à tração do material. A equação do modelo que define a elipse de falha é dada por:

$$\frac{\left(\sigma_m - \frac{p_c - p_t}{2}\right)^2}{\left(\frac{p_c + p_t}{2}\right)^2} + \frac{\sigma_e^2}{\left(\alpha \frac{p_c + p_t}{2}\right)^2} = 1 \quad (51)$$

Deste modo, consegue-se determinar p_c , p_t e α substituindo os valores de σ_e e σ_m da expressão (50) na equação (51). Posteriormente, podem ser calculados os rácios k_c e k_t , através da equação (49). Na Tabela 16 são indicados os valores de σ_{ut} , σ_{Yc} e τ_u utilizados e, posteriormente, na Tabela 17, os valores de p_c , p_t , k_t e k_c obtidos.

Tabela 16- Valores utilizados na obtenção dos rácios a introduzir no modelo *crushable foam*

Núcleo	σ_{ut} (MPa)	σ_{Yc} (MPa)	τ_u (MPa)
PMI	2,8	1,3	1,4
PET	2,3	0,9	0,9

Tabela 17- Valores obtidos de p_c , p_t , k_c e k_t

Núcleo	p_c (MPa)	p_t (MPa)	k_c (-)	k_t (-)
PMI	0,57	1,88	2,30	3,32
PET	0,43	3,58	2,08	8,33

De seguida, na Figura 53, são ilustradas as elipses de falha das espumas de PMI e PET utilizadas, sendo destacados os pontos a partir dos quais se obtiveram as mesmas.

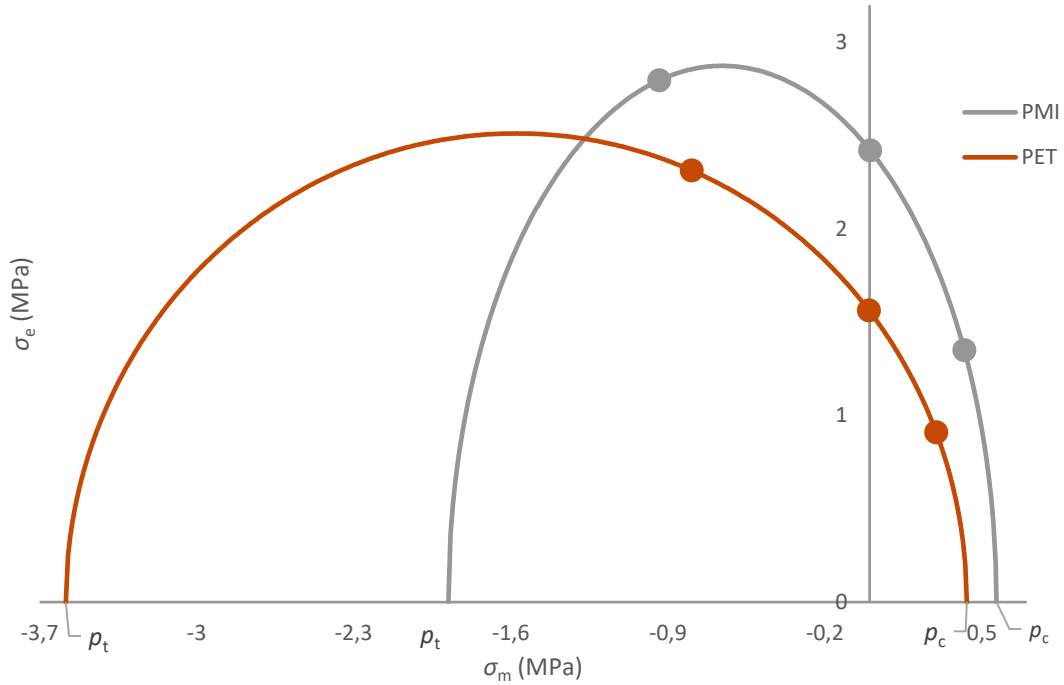


Figura 53- Elipses de falha das espumas de PMI e PET, utilizadas pelo modelo *crushable foam*

Para determinar a iniciação da cedência do material, o *software* calcula as componentes de σ_e e σ_m associadas ao estado de tensão de cada elemento, através da equação (52):

$$\sigma_e = \sqrt{\frac{1}{2} \left[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 \right]} \quad (52)$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3}{3}$$

Como é dito anteriormente, o *software* atualiza as superfícies ilustradas na Figura 53 consoante a evolução da deformação plástica do núcleo. Neste processo, mantêm-se constantes os valores de p_t e α_{DF} , sendo alterado o valor de p_c . Para tal, é necessário definir a evolução de σ_c em função de uma deformação plástica equivalente, ε_{pc} , recorrendo-se, para o efeito, às curvas resultantes dos ensaios de compressão (Figura 37). Deste modo, os valores de σ_c e ε_{pc} a introduzir no modelo numérico são os indicados na Tabela 18.

No decorrer das simulações, o cálculo de ε_{pc} efetuado pelo *software* é dado por:

$$\varepsilon_{pc} = -(\varepsilon_1 + \varepsilon_2 + \varepsilon_3). \quad (53)$$

Tabela 18- Dados numéricos da evolução de σ_c e ε_{pc} a utilizar no modelo *crushable foam*

Espuma	σ_c (MPa)	ε_{pc} (-)
PMI	1,3	0
	1,3	0,4
	3,24	0,65
	4,8	0,7
	8,2	0,85
PET	0,9	0
	0,9	0,25
	0,95	0,35
	1	0,4

O modelo *crushable foam* permite ainda especificar dois parâmetros, D e n , que estabelecem a dependência de σ_{Yc} em função da velocidade de deformação, ε'_{pc} , através de uma lei de potência de Cowper-Symonds:

$$\varepsilon'_{pc} = D(R-1)^n, \quad (54)$$

sendo:

$$R-1 = (r-1) \frac{3k_t + r[k_c + k_t(3-k)]}{(1+k_t)(3k_t + r \times k_c)}, \quad (55)$$

onde r é o rácio entre σ_{Yc} , para um dado valor de ε'_{pc} , e σ_{Yc} , para o menor valor de ε'_{pc} , entre os dados disponíveis.

$$r = \frac{\sigma_{Yc}(\varepsilon'_{pc} = \varepsilon'_{pc_{min}})}{\sigma_{Yc}(\varepsilon'_{pc} \neq \varepsilon'_{pc_{min}})}. \quad (56)$$

Alternativamente, a equação (54) pode ser escrita da seguinte forma:

$$\ln(R-1) = \frac{1}{n} \ln(\varepsilon'_{pc}) - \frac{1}{n} \ln(D). \quad (57)$$

O procedimento para determinar D e n passa por calcular os rácios r para os diferentes valores de ε'_{pc} conhecidos e, de seguida, colocar os pontos definidos pelos valores de

$\ln(R-1)$ e $\ln(\varepsilon'_{pc})$ num gráfico. O declive da reta obtida pela interseção dos pontos corresponde ao inverso de n e a sua ordenada na origem tem o valor:

$$-\frac{1}{n}\ln(D).$$

Para calcular D e n , podem ser utilizados os dados de σ_{yc} obtidos nos ensaios de compressão do núcleo (ver Figura 37) e os fornecidos pelos fabricantes (ver Tabela 2 e Tabela 3). Como é mencionado no subcapítulo 3.1.4.1, os valores de σ_{yc} são determinados através de métodos de ensaios distintos, que possuem diferentes velocidades ε'_{pc} . Na Tabela 19 são indicados os valores de σ_{yc} e as respetivas velocidades ε'_{pc} (de acordo com as normas ISO 844 e ASTM C365/C65M), utilizados no cálculo dos parâmetros D e n .

Tabela 19- Valores de σ_{yc} e ε'_{pc} para obtenção de D e n

Espuma	σ_{yc} (MPa)	ε'_{pc} (s ⁻¹)
PMI	1,3	0,05
	1,5	0,1
PET	0,9	0,05
	1,75	0,1

Com a resolução das equações (55) e (57), obtém-se:

$$\begin{cases} D = 0,88 \\ n = 1,28 \end{cases} \text{ (espuma de PMI)}$$

$$\begin{cases} D = 0,27 \\ n = 0,60 \end{cases} \text{ (espuma de PET).}$$

Por último, para simular a rotura do núcleo das estruturas *sandwich* analisadas, utiliza-se um critério de máxima tensão de corte, dado por:

$$\tau_{12} = \tau_u. \quad (58)$$

3.2.1.5.3 Adesivo

O comportamento do adesivo é descrito através de uma LTS triangular (Figura 24), com um critério quadrático em função das tensões e um critério energético para prever, respetivamente, a iniciação e a propagação do dano. A simulação do comportamento linear elástico inicial é conseguida com a utilização do modelo *traction*, que requer a introdução de dois parâmetros para modelos 2D: E_{nn} e E_{ss} . O parâmetro E_{nn} representa

a rigidez do adesivo na direção normal (direção 2 do referencial local do material), enquanto o parâmetro E_{ss} representa a rigidez na direção de corte (direção 1 do referencial local do material). De acordo com os dados recolhidos sobre o adesivo Sikaforce® 7710, introduzem-se, no *software*, os valores indicados na Tabela 20.

Tabela 20- Propriedades elásticas para a modelação do adesivo Sikaforce® 7710

E_{nn} (MPa)	E_{ss} (MPa)
1000	380

A partir destes parâmetros, o *software* constrói a matriz de rigidez do material coesivo, de seguida apresentada:

$$\mathbf{E}_{coh} = \begin{bmatrix} E_{nn} & 0 \\ 0 & E_{ss} \end{bmatrix}.$$

A matriz $\mathbf{E}_{coh}$ relaciona as componentes do vetor de tração do adesivo, $\mathbf{t}_{coh}$, com as componentes do vetor de deformações, $\boldsymbol{\varepsilon}_{coh}$.

$$\mathbf{t}_{coh} = \mathbf{E}_{coh} \boldsymbol{\varepsilon}_{coh}, \quad (59)$$

sendo:

$$\mathbf{t}_{coh} = \begin{Bmatrix} t_n & t_s \end{Bmatrix}^T$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{coh} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_n & \varepsilon_s \end{Bmatrix}^T.$$

O cálculo das componentes de $\boldsymbol{\varepsilon}_{coh}$ realiza-se através da equação (60)

$$\varepsilon_i = \frac{\delta_i}{t_{ads}}, \quad (60)$$

onde δ_i representa o deslocamento relativo entre as superfícies do adesivo ao longo da direção i ($i=1,2$).

Como é dito anteriormente, utiliza-se um critério quadrático, descrito em função das componentes do vetor $\mathbf{t}_{coh}$, para prever a iniciação do dano (*quads damage*), que ocorre quando:

$$\frac{t_n^2}{t_{un}^2} + \frac{t_s^2}{t_{us}^2} = 1, \quad t_n \geq 0$$

$$\frac{t_s^2}{t_{us}^2} = 1, \quad t_n < 0, \quad (61)$$

em que o subscrito u se refere aos valores de rotura de cada componente do vetor de tração e os subscritos n e s dizem respeito às direções normal e de corte, respetivamente. Para que a previsão de iniciação do dano possa ser realizada, estes valores devem ser introduzidos no *software*. Tendo em conta as propriedades do adesivo Sikaforce® 7710, utilizam-se os valores indicados na Tabela 21.

Tabela 21- Valores de resistência das componentes do vetor t_{coh} para a modelação do adesivo Sikaforce® 7710

t_{un} (MPa)	t_{us} (MPa)
13	9

Por sua vez, a propagação do dano segue um critério energético linear, descrito na expressão (62):

$$\frac{G_n}{G_{nC}} + \frac{G_s}{G_{sC}} = 1, \quad (62)$$

onde o subscrito C diz respeito aos valores críticos de libertação de energia nas várias direções. Para o adesivo Sikaforce® 7710, consideram-se os valores de G_{nC} , G_{sC} e indicados na Tabela 22.

Tabela 22- Taxas críticas de libertação de energia para a modelação do adesivo Sikaforce® 7710

G_{nC} (N/mm)	G_{sC} (N/mm)
1	2

Para terminar, adota-se um parâmetro de viscosidade de 0,00001 MPa.s para facilitar a convergência do modelo.

3.2.1.6 Simulação

Como é referido no subcapítulo 3.2.1.3, as simulações numéricas a realizar consistem na aplicação de um deslocamento num ou mais pontos do modelo geométrico desenvolvido. Durante a simulação, este deslocamento é aplicado de forma progressiva e faseada, em intervalos pré-estabelecidos (incrementos). É necessário definir o incremento inicial, bem como o valor máximo e mínimo que cada um pode assumir. Para o incremento inicial, impõe-se o correspondente a um deslocamento de, aproximadamente, 0,003 mm, em cada simulação. Para os incrementos mínimo e máximo, adota-se, respetivamente, 10^{-10} e 0,01 do deslocamento total. Deste modo, caso o *software* obtenha uma solução convergente para o primeiro incremento, o segundo incremento será superior ao inicial e assim sucessivamente até se atingir o tamanho máximo. Caso contrário, o tamanho reduz até ao valor mínimo. Os aumentos/reduções no tamanho dos incrementos são de 25% até se atingir o valor

limite. Para se verificar a convergência da solução de cada incremento, são permitidas oito iterações de equilíbrio. Para melhor aproximar as simulações numéricas dos ensaios experimentais, consideram-se as não-linearidades geométricas na análise (análise estática implícita).

3.2.2 Análise de resultados

Neste subcapítulo são apresentados os resultados das simulações numéricas realizadas. É estabelecido um termo de comparação com os resultados experimentais, ao nível do comportamento das curvas P - δ e do cálculo das propriedades mecânicas abordadas no subcapítulo 3.1.4.2.3.

3.2.2.1 Curvas P - δ

Da Figura 54 à Figura 61 são ilustradas as curvas P - δ obtidas nas simulações numéricas realizadas. Para cada configuração (núcleo, empilhamento das peles e carregamento iguais), é comparada a evolução da curva numérica com as respetivas curvas experimentais.

De modo geral, os resultados numéricos apresentam boa concordância com os resultados experimentais. A utilização do modelo *crushable foam*, para o núcleo, permite considerar o comportamento não-linear das estruturas, conseguindo-se, na maioria dos casos, a obtenção de curvas P - δ numéricas relativamente próximas das experimentais. Além disso, os modos de rotura indicados pelas simulações (ver Figura 62 a Figura 65) são consistentes com os verificados experimentalmente (rotura do núcleo em corte). Os instantes nos quais se atinge a rotura da estrutura são indicados nos gráficos da Figura 54 à Figura 61, pelo critério da expressão (58). No que diz respeito às curvas P - δ , as maiores discrepâncias na evolução das curvas numéricas e experimentais sucedem no caso das estruturas com núcleo em espuma de PET, sujeitas ao ensaio de F3P. No entanto, estas divergências ocorrem somente após a rotura. Relativamente à falha das estruturas, nas estruturas com núcleo em espuma de PMI, obtêm-se, nas simulações numéricas, instantes de rotura muito próximos da realidade. No entanto, para o caso de estruturas com núcleo em espuma de PET, nomeadamente em F4P, os valores de P para os quais se atinge o critério de máxima tensão de corte são algo inferiores aos valores de $P_{\text{máx}}$. Este facto reforça a ideia, exprimida no subcapítulo 3.1.4.2.3, de que as estruturas com núcleo em espuma de PET são mais suscetíveis às tensões de compressão e, como tal, o critério de rotura adotado para o núcleo é mais impreciso nestes casos. Em sentido contrário, no caso das estruturas com núcleo em espuma de PMI, em virtude da sua maior resistência à compressão e consequente menor sensibilidade às tensões de compressão, o critério de máxima tensão de corte é bastante adequado. É, também, visível que o fim do domínio elástico e início da plastificação das estruturas ocorre para valores de P semelhantes, nas análises numéricas e experimentais. Novamente, as maiores diferenças verificam-se nas estruturas *sandwich* com núcleo em espuma de PET, no ensaio de F3P.

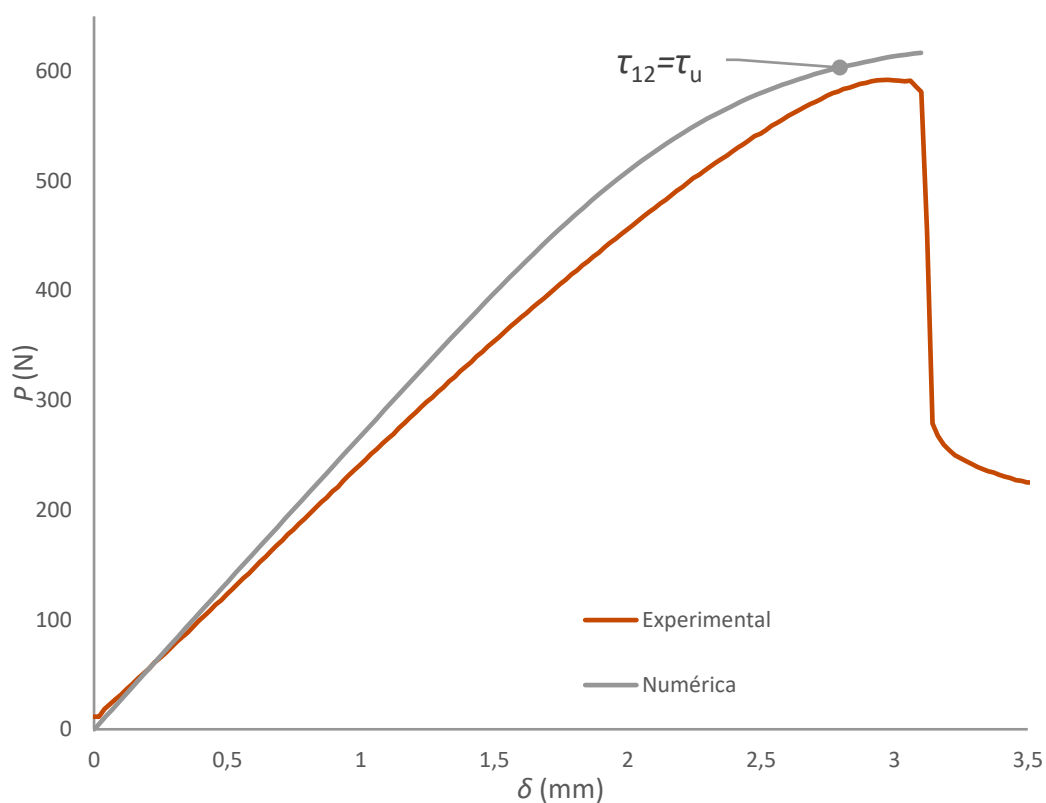


Figura 54- Comparação das curvas P - δ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PMI e empilhamento das peles $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ (F3P)

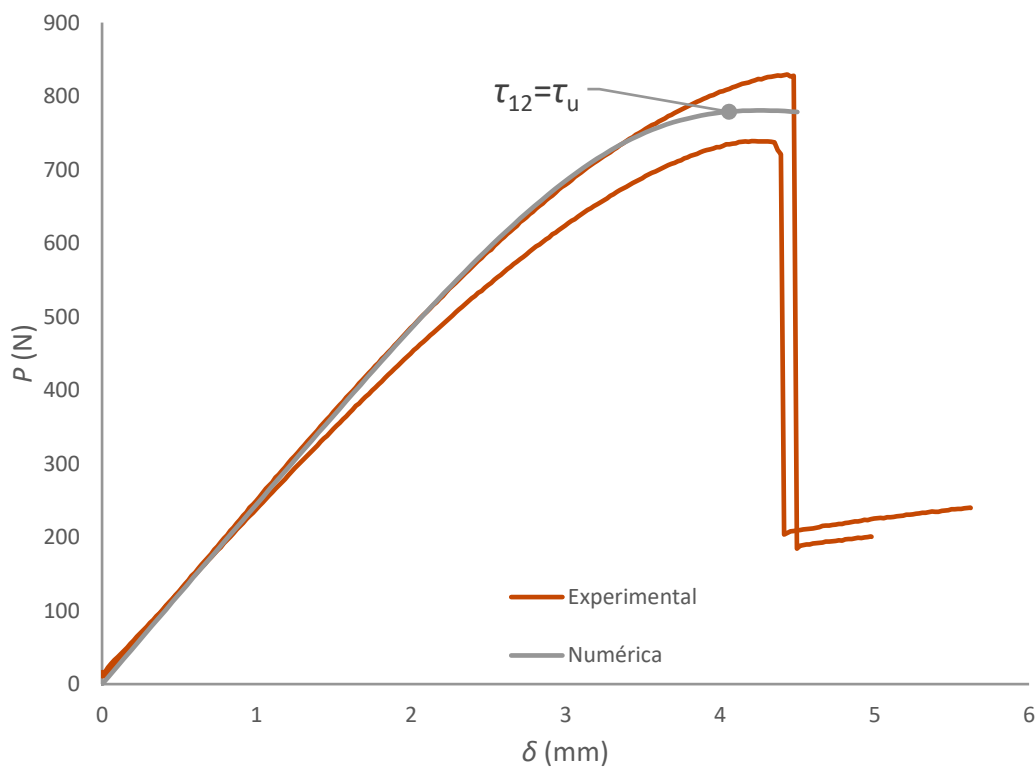


Figura 55- Comparação das curvas P - δ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PMI e empilhamento das peles $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ (F3P)

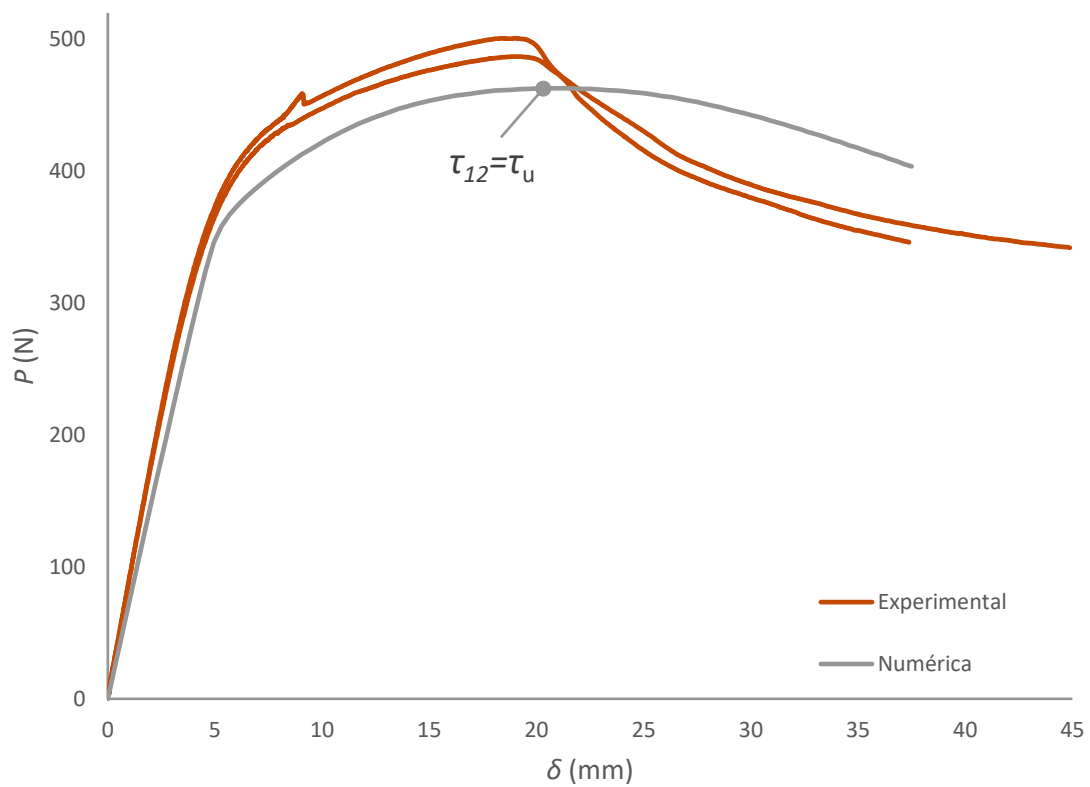


Figura 56- Comparação das curvas P - δ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PET e empilhamento das peles $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ (F3P)

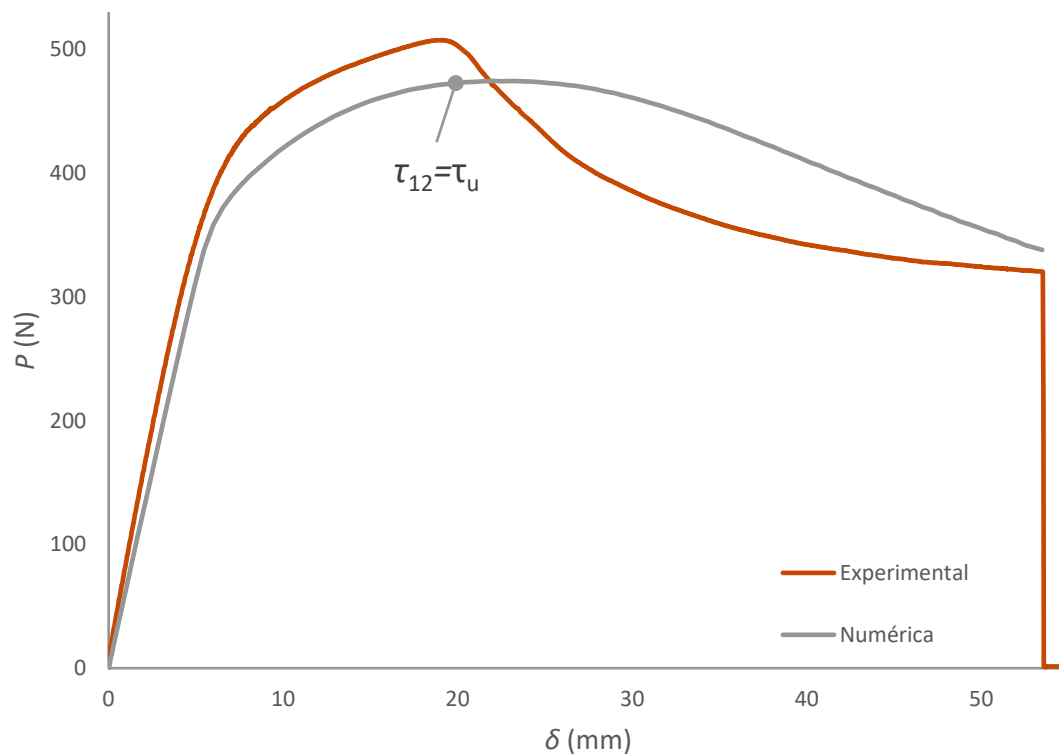


Figura 57- Comparação das curvas P - δ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PET e empilhamento das peles $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ (F3P)

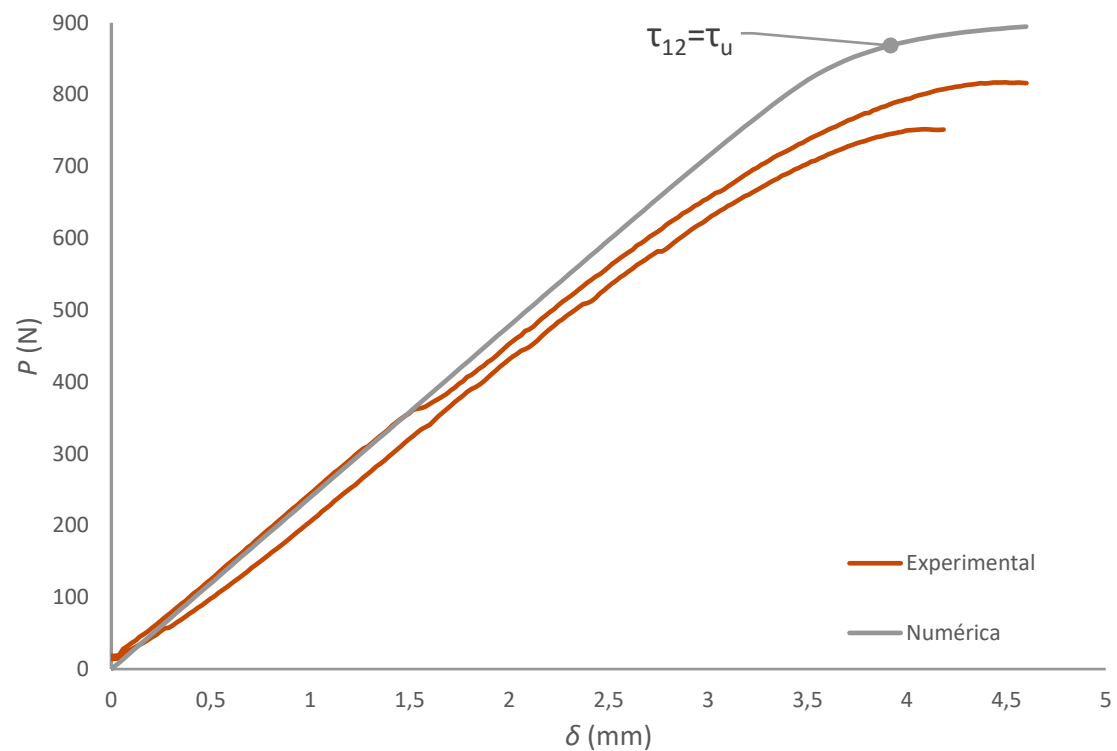


Figura 58- Comparação das curvas P - δ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PMI e empilhamento das peles $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ (F4P)

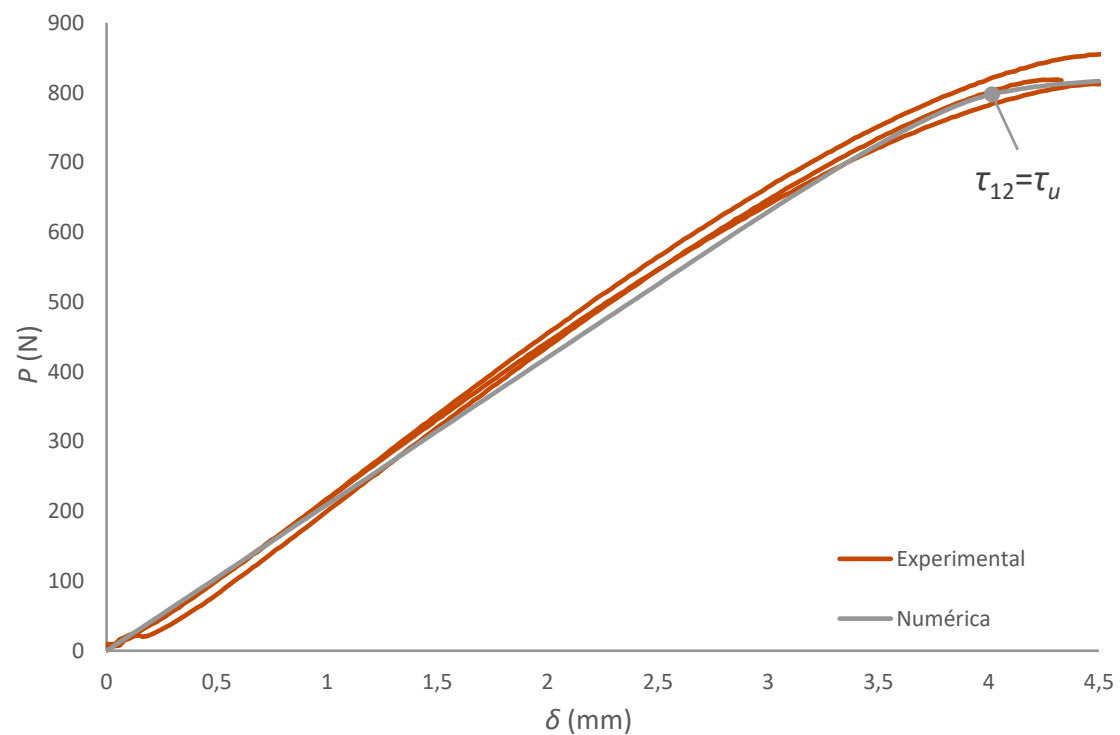


Figura 59- Comparação das curvas P - δ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PMI e empilhamento das peles $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ (F4P)

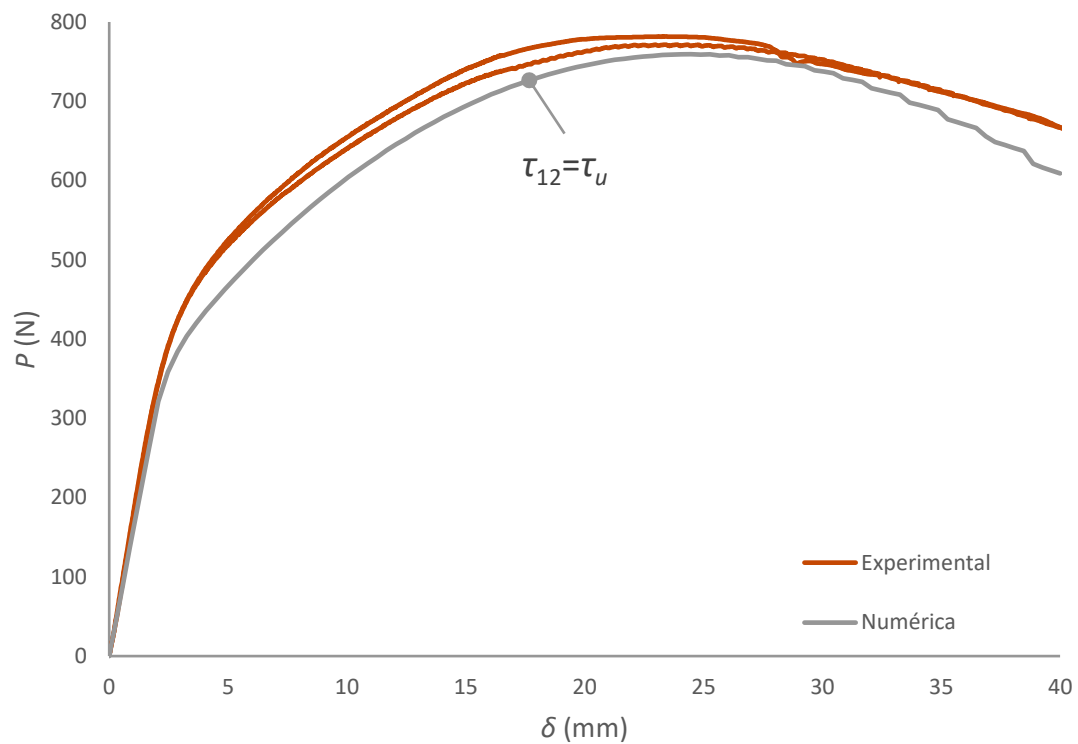


Figura 60- Comparação das curvas P - δ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PET e empilhamento das peles $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ (F4P)

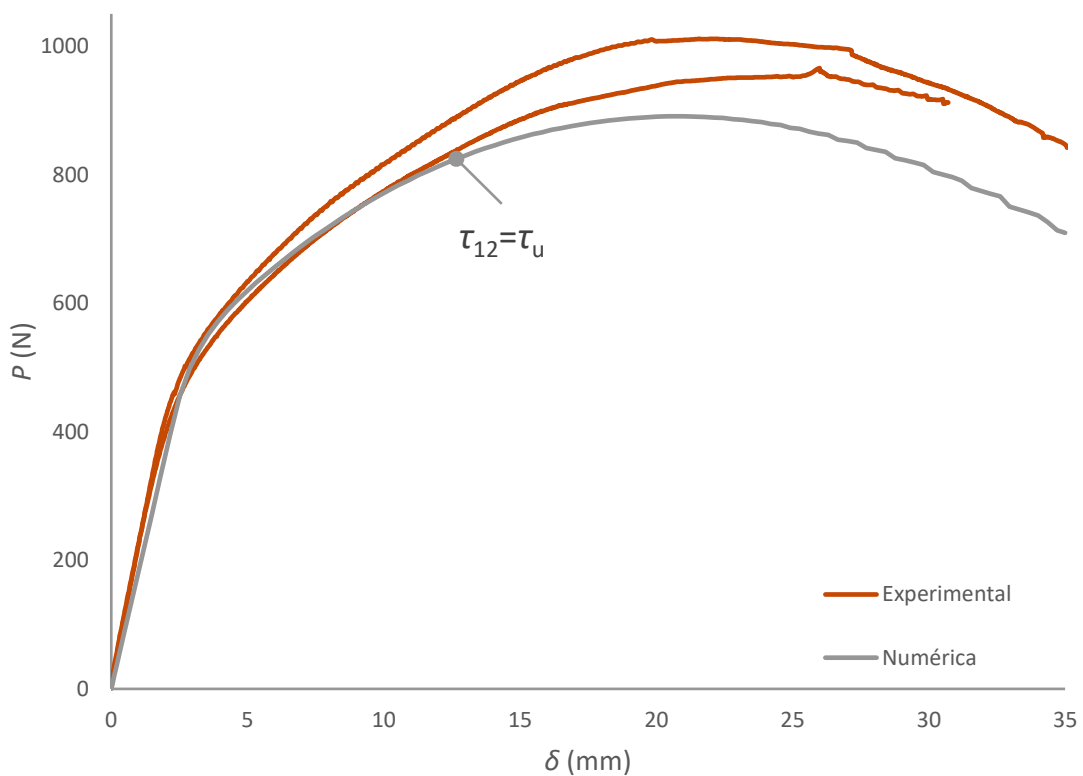


Figura 61- Comparação das curvas P - δ experimental e numérica, para o caso de núcleo em espuma de PET e empilhamento das peles $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ (F4P)

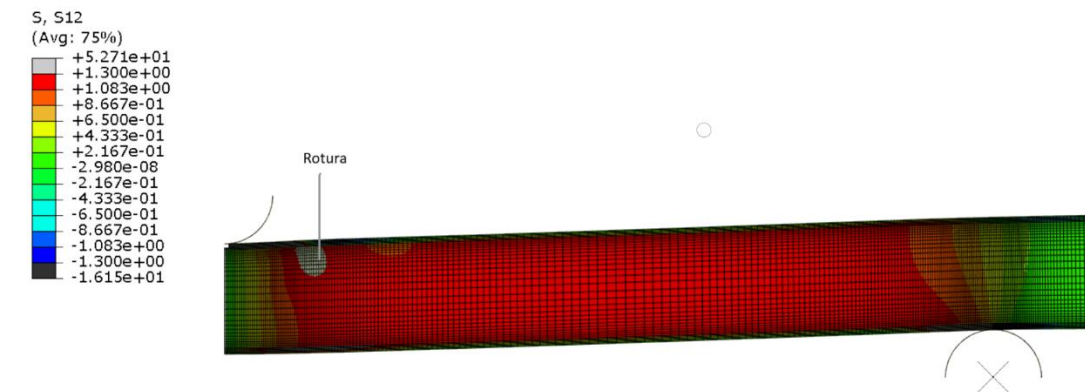


Figura 62- Simulação da rotura das estruturas *sandwich* com núcleo em espuma de PMI, em F3P

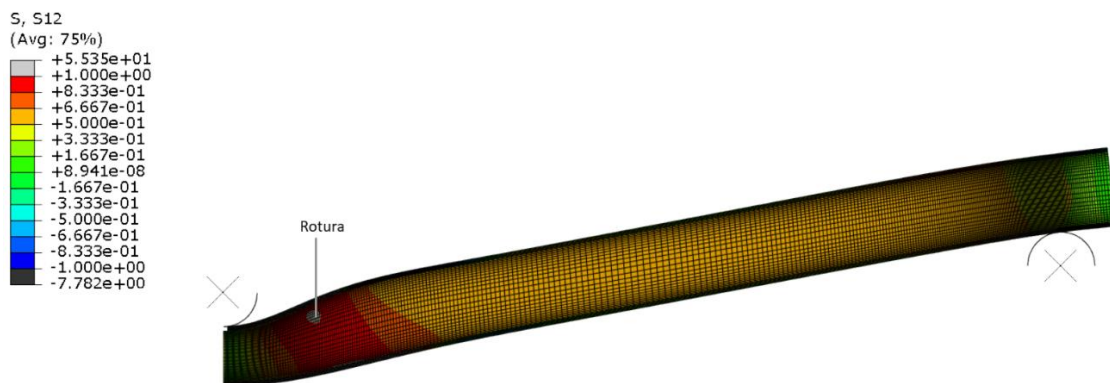


Figura 63- Simulação da rotura das estruturas *sandwich* com núcleo em espuma de PET, em F3P

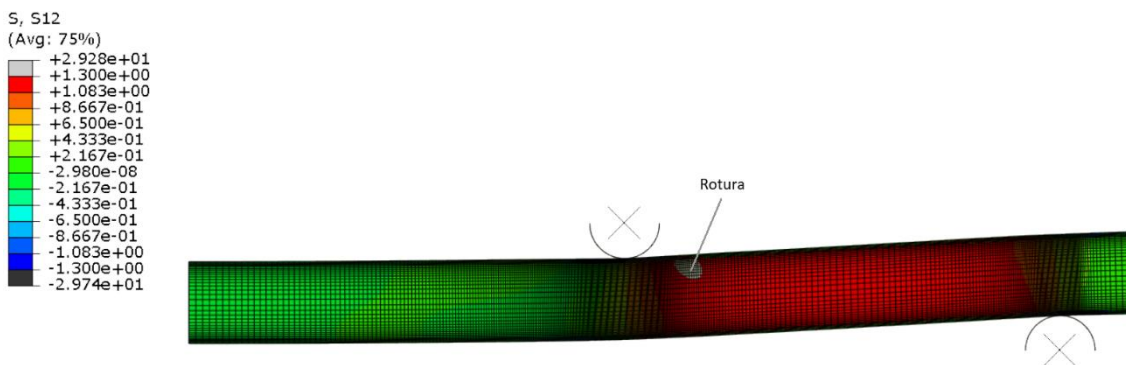


Figura 64- Simulação da rotura das estruturas *sandwich* com núcleo em espuma de PMI, em F4P

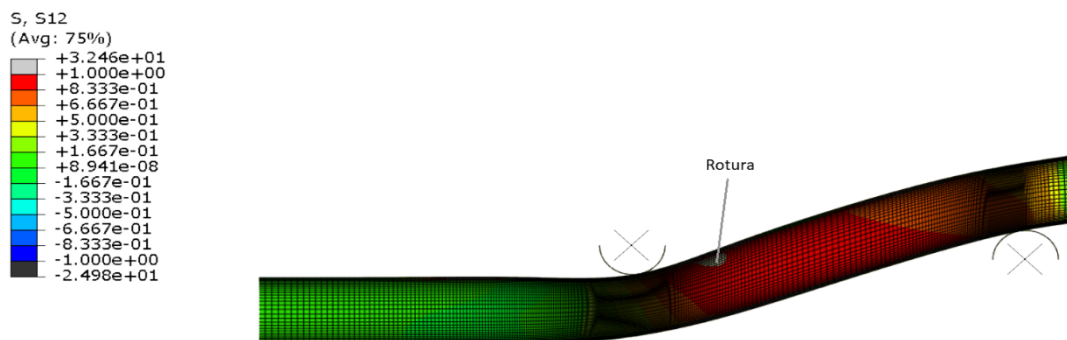


Figura 65- Simulação da rotura das estruturas *sandwich* com núcleo em espuma de PET, em F4P

3.2.2.2 Análise de tensões

Neste subcapítulo é realizada uma breve análise das tensões no plano (σ_{11} , σ_{22} e τ_{12}) dos ensaios de flexão. Com esta análise pretende-se perceber se a distribuição de tensões prevista pelas simulações numéricas está de acordo com a que seria expectável no âmbito das estruturas *sandwich* (ver subcapítulo 2.1.1). Da Figura 66 à Figura 69 são ilustradas as distribuições das tensões σ_{11} e τ_{12} na zona de contacto das peles com o rolete e no núcleo (no último incremento da simulação). Relativamente às peles, pode ser observado o efeito do contacto com o rolete, na medida em que se verifica uma concentração mais elevada, em ambas as tensões, junto ao mesmo. Esta concentração de tensões vai desvanecendo à medida que aumenta a distância entre os elementos e os apoios. Observa-se, ainda, que os valores de σ_{11} são bastante superiores nas peles do que no núcleo e que τ_{12} , por sua vez, é mais elevada neste último.

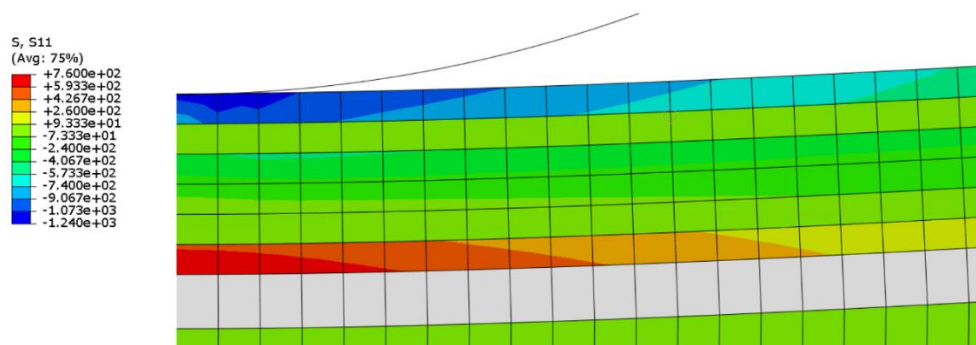


Figura 66- Distribuição das tensões σ_{11} nas peles (zona de contacto)

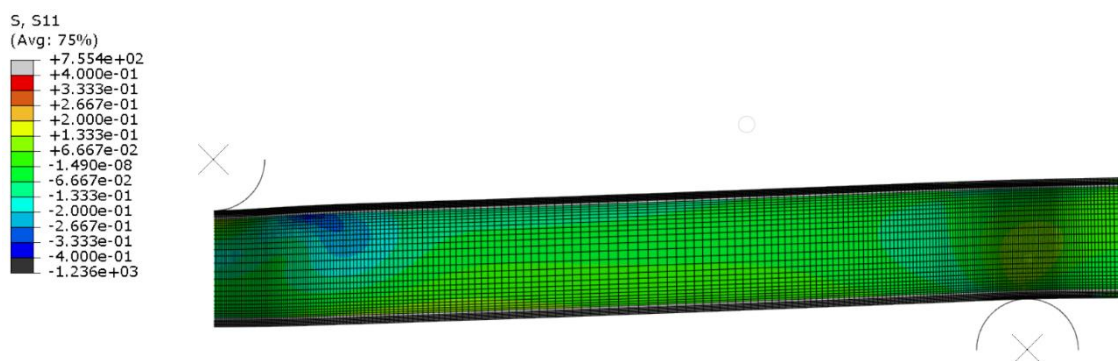


Figura 67- Distribuição das tensões σ_{11} no núcleo

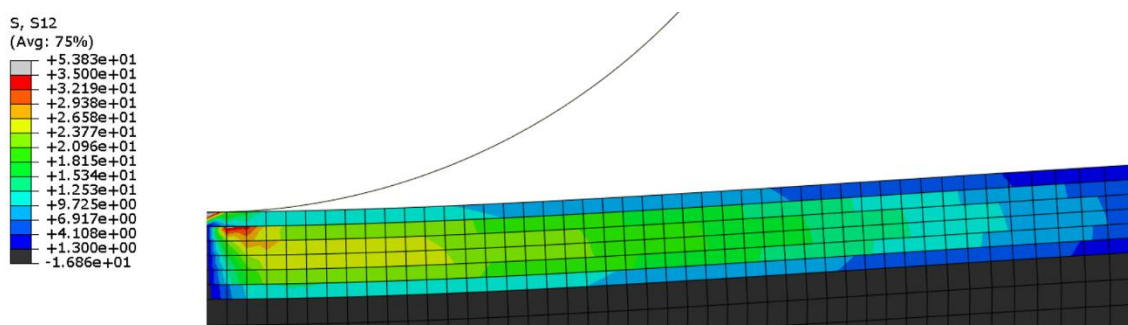


Figura 68- Distribuição das tensões τ_{12} nas peles (zona de contacto)

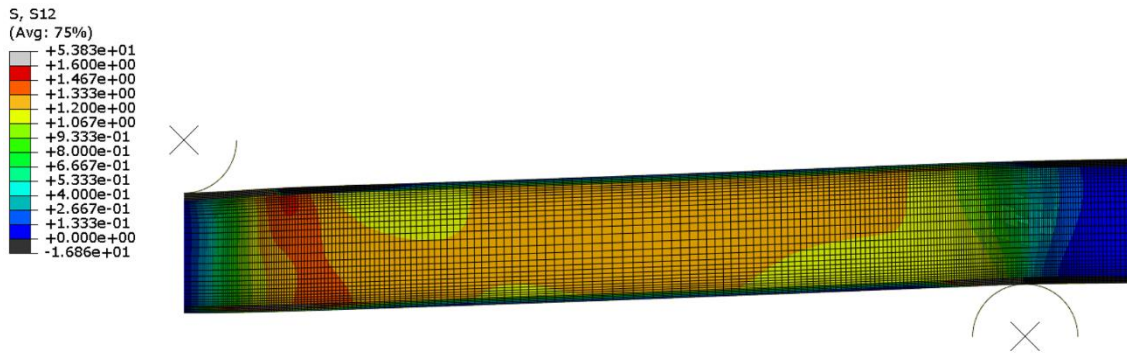


Figura 69- Distribuição das tensões τ_{12} no núcleo

Posteriormente, da Figura 70 à Figura 73, mostra-se a distribuição das tensões σ_{11} e τ_{12} ao longo do empilhamento das peles. Para tal, seleciona-se uma linha de elementos, sem efeito de concentração de tensões, e retiram-se os valores das componentes de tensão referidas, no centroide dos elementos. Verifica-se que a evolução das tensões está de acordo com o normal comportamento de laminados compósitos em flexão. Isto é, a tensão σ_{11} é superior nas camadas a 0° e tem o seu máximo nas camadas exteriores, diminuindo, de forma linear, ao longo da espessura. Já a tensão τ_{12} é inferior nessas camadas e apresenta valores muito reduzidos no centroide dos elementos (teoricamente, na fronteira, τ_{12} é nula).

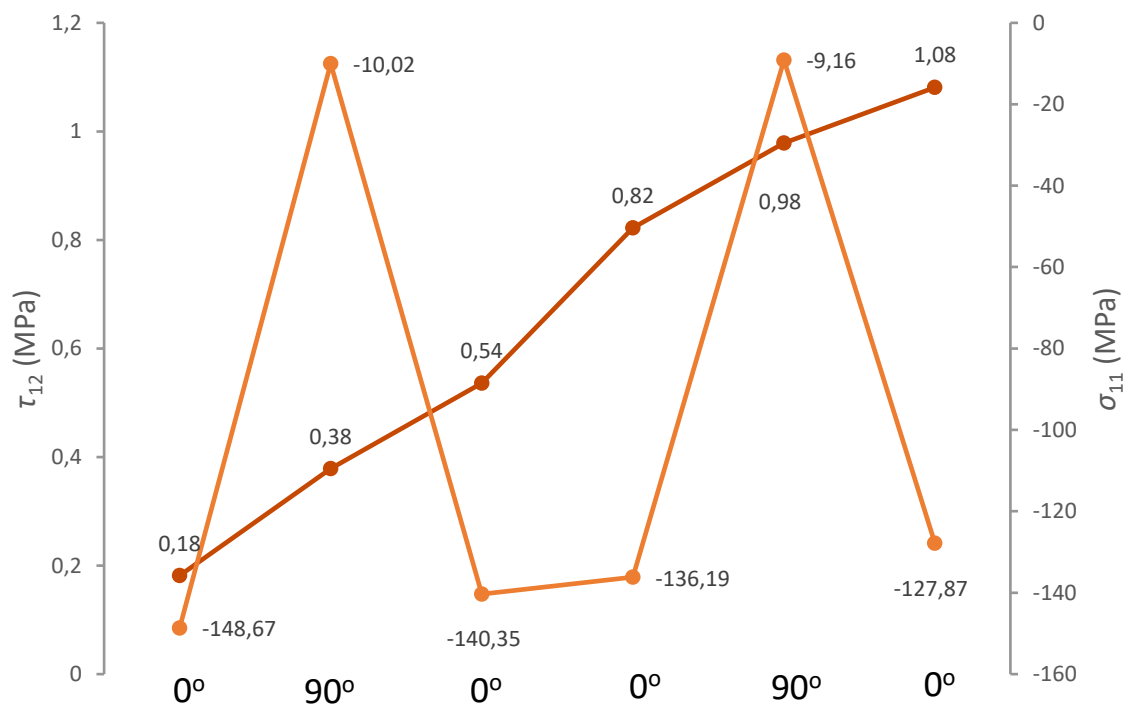


Figura 70- Evolução das tensões ao longo da espessura das peles em compressão com empilhamento $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$

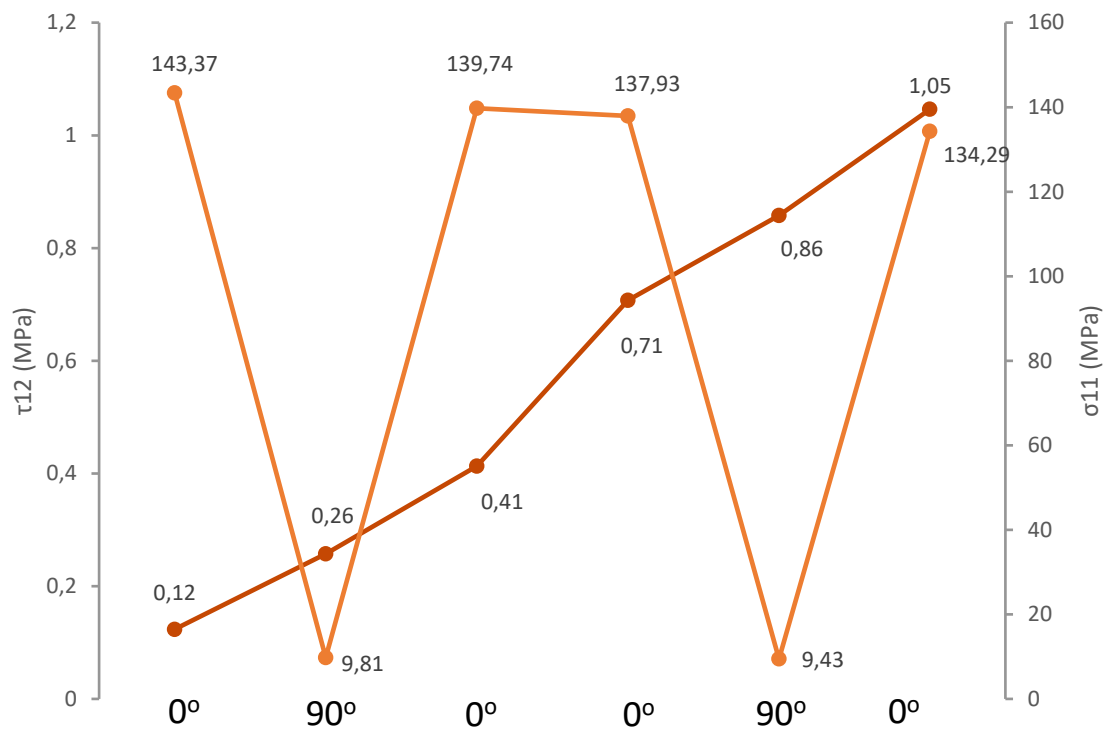


Figura 71- Evolução das tensões ao longo da espessura das peles em tração com empilhamento $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$

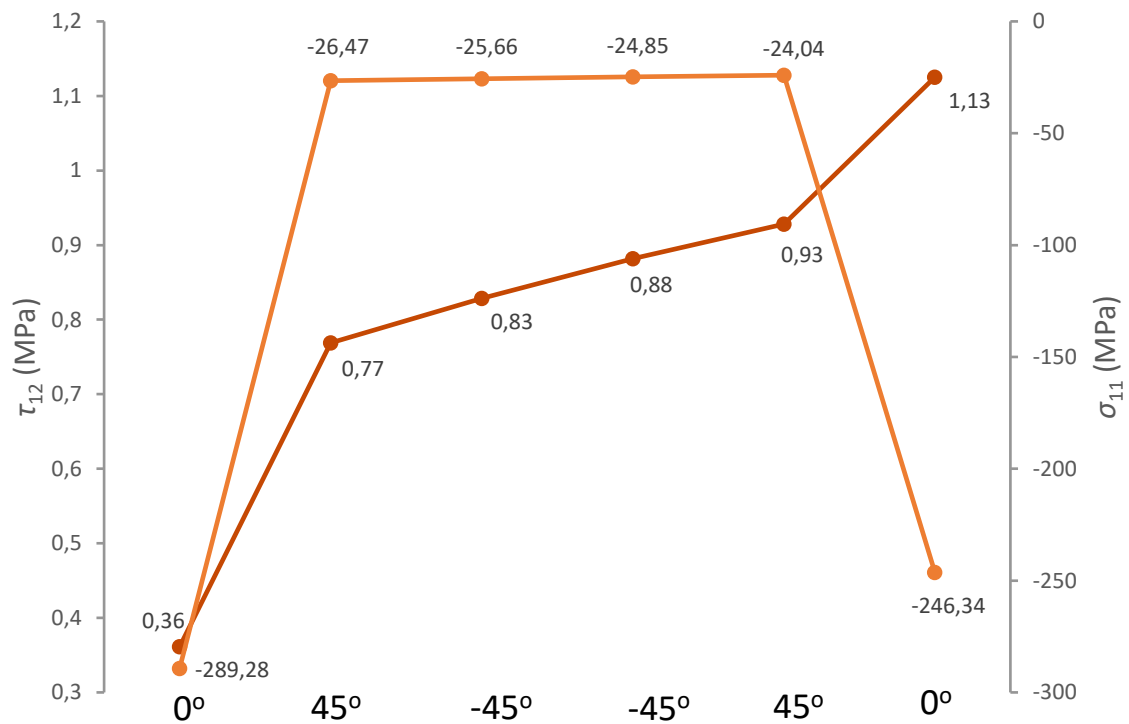


Figura 72- Evolução das tensões ao longo da espessura das peles em compressão com empilhamento $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$

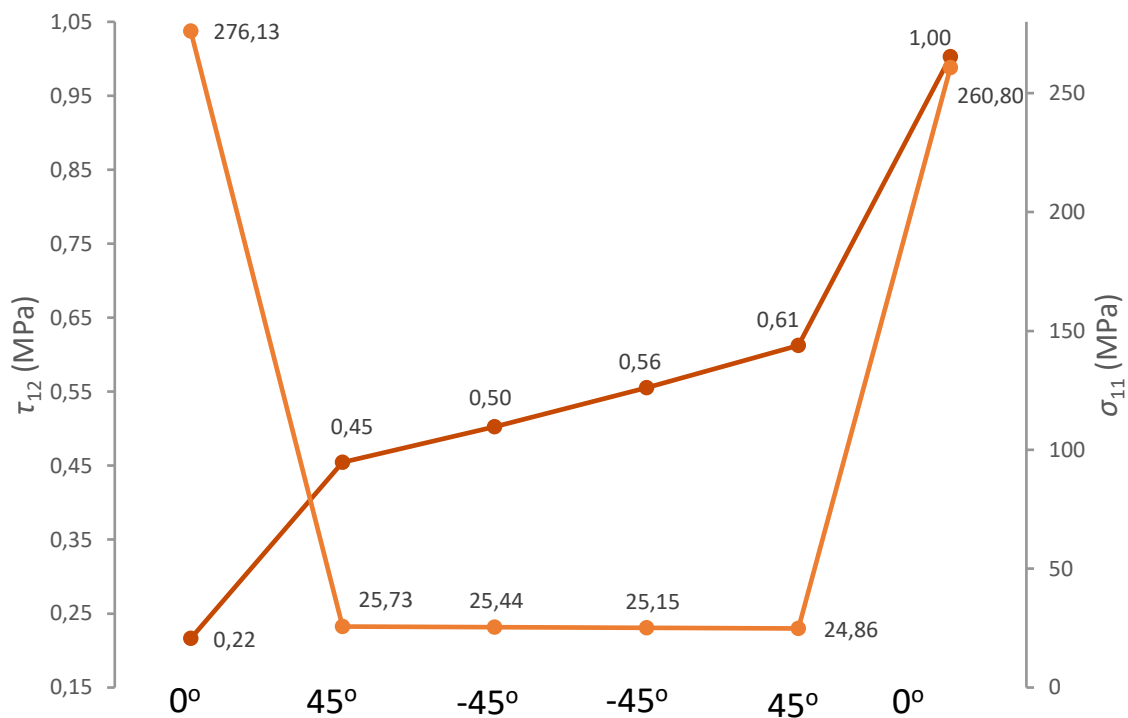


Figura 73- Evolução das tensões ao longo da espessura das peles em tração com empilhamento $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$

Finalmente, a Figura 74 mostra a distribuição da tensão σ_{22} . Novamente, é possível constatar o efeito de concentração de tensões, verificando-se que σ_{22} assume valores elevados junto ao contacto e níveis residuais na restante estrutura.

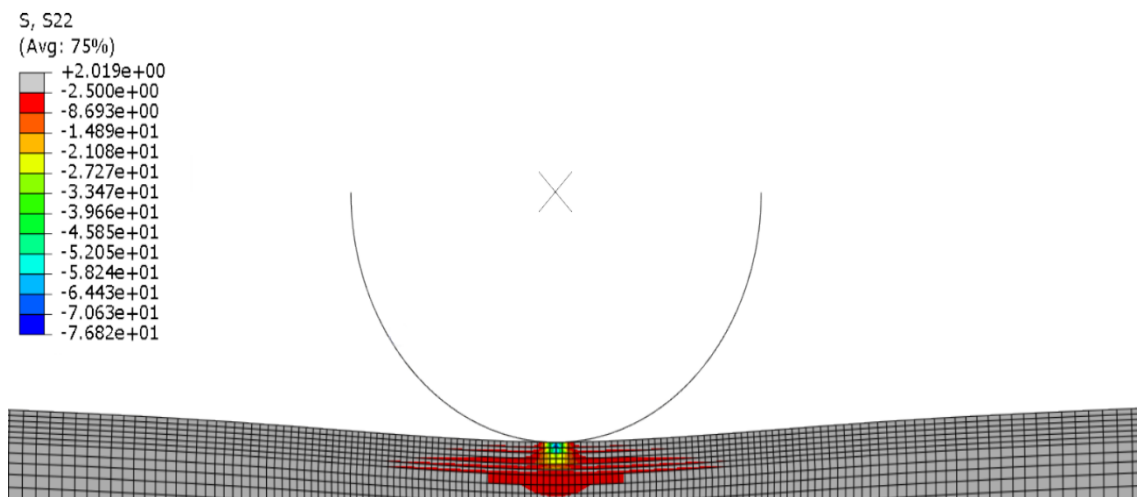


Figura 74- Distribuição das tensões σ_{22}

Assim, de acordo com o exposto, nota-se que as simulações numéricas dão origem a distribuições de tensões coerentes com distribuições teóricas, dado que:

- A tensão σ_{11} , devida aos esforços de flexão, é muito superior nas peles. Em sentido contrário, a tensão τ_{12} é superior no núcleo. Ambos os cenários estão em

linha de conta com princípios básicos de estruturas *sandwich* (peles resistem a esforços de flexão e núcleo resiste a esforços de corte);

- Nas peles, a distribuição da tensão σ_{11} está de acordo com a orientação das camadas, ou seja, é superior nas camadas com maior rigidez na direção dos esforços de flexão (camadas a 0°);
- Não existindo cargas externas de compressão, a tensão σ_{22} apresenta valores expressivos somente junto do contacto com os provetes, sendo, comparativamente, muito reduzidos nas restantes zonas da estrutura;

3.2.2.3 Propriedades das estruturas

Neste subcapítulo são apresentados os valores de $P_{m\acute{a}x}$ e D_f obtidos nas simulações numéricas. Os resultados são comparados com os valores homólogos experimentais, sendo calculado o erro existente, para cada propriedade, através de:

$$Erro(\%) = \left| \frac{Valor_{Experimental} - Valor_{Numérico}}{Valor_{Experimental}} \right| \times 100. \quad (63)$$

Além das propriedades mencionadas, calcula-se a diferença, ΔP , entre o valor de $P_{m\acute{a}x}$ e o valor de P para o qual ocorre, numericamente, a rotura das estruturas *sandwich*.

$$\Delta P(\%) = \left| \frac{P_{m\acute{a}x} - P(\tau_{12} = \tau_u)}{P_{m\acute{a}x}} \right| \times 100. \quad (64)$$

Os resultados e comparações de $P_{m\acute{a}x}$, D_f e ΔP são indicados, respetivamente, na Tabela 23, Tabela 24 e Tabela 25.

No que diz respeito aos valores de $P_{m\acute{a}x}$, nota-se a existência de erros percentuais relativamente pequenos entre os valores numéricos e experimentais, sendo estes, na maioria dos casos, inferiores a 10%. Apenas numa das análises o erro ultrapassa essa fasquia, atingindo os 14,06%. Além disso, as simulações numéricas aparentam representar um método seguro na previsão de $P_{m\acute{a}x}$, dado que, à exceção das estruturas com núcleo em espuma de PMI e empilhamento $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$, os valores $P_{m\acute{a}x}$ numéricos são inferiores.

Tabela 23- Comparação de valores numéricos e experimentais de $P_{\text{máx}}$

Espuma	Empilhamento	Ensaio	Numérico (N)	Experimental (N)	Erro (%)
PMI	[0°/90°/0°]s	F3P	616,73	592,14	4,15
		F4P	894,69	784,38	14,06
	[0°/45°/-45°]s	F3P	780,49	784,06	0,46
		F4P	816,51	828,92	1,50
PET	[0°/90°/0°]s	F3P	462,91	493,87	6,27
		F4P	759,35	776,59	2,22
	[0°/45°/-45°]s	F3P	474,32	507,39	6,52
		F4P	890,75	988,47	9,89

Tabela 24- Comparação de valores numéricos e experimentais de D_f

Espuma	Empilhamento	Ensaio	Numérico (N/mm)	Experimental (N/mm)	Erro (%)
PMI	[0°/90°/0°]s	F3P	267,40	233,32	14,61
		F4P	238,31	229,31	3,93
	[0°/45°/-45°]s	F3P	243,18	235,98	3,05
		F4P	211,22	233,13	9,40
PET	[0°/90°/0°]s	F3P	73,31	86,58	15,33
		F4P	157,23	182,91	14,04
	[0°/45°/-45°]s	F3P	63,90	74,36	14,07
		F4P	183,24	209,36	12,48

Tabela 25- Comparação de valores de $P_{\text{máx}}$ e $P (\tau_{12} = \tau_u)$

Espuma	Empilhamento	Ensaio	$P_{\text{máx}}$ (N)	$P (\tau_{12} = \tau_u)$ (N)	ΔP (%)
PMI	[0°/90°/0°] _s	F3P	616,73	603,39	2,17
		F4P	894,69	871,54	2,59
	[0°/45°/-45°] _s	F3P	780,49	778,71	0,23
		F4P	816,51	799,31	2,11
	[0°/90°/0°] _s	F3P	462,91	462,62	0,06
		F4P	759,35	726,48	4,33
PET	[0°/45°/-45°] _s	F3P	474,32	471,82	0,53
		F4P	890,75	818,47	8,12

Relativamente aos valores de D_f , existe uma diferença percentual entre as análises pelo MEF e os resultados experimentais a rondar, na maior parte das configurações, os 15%. Embora D_f se trate de uma propriedade obtida no domínio elástico, onde o comportamento dos constituintes das estruturas *sandwich* é mais simples, obtêm-se erros mais elevados em relação aos valores de $P_{\text{máx}}$. Como é dito anteriormente, no subcapítulo 3.2.1.5.2, a utilização do modelo linear-elástico *isotropic* não reflete o comportamento anisotrópico da espuma AIREX®T92.100, o que pode ajudar a explicar as diferenças obtidas. De facto, é nas configurações nas quais se utilizam estas espumas que se registam os maiores erros.

Por último, os valores de ΔP revelam que os valores de P para os quais as simulações numéricas preveem a rotura das estruturas são próximos dos valores de $P_{\text{máx}}$, sobretudo nas configurações com núcleo em espuma de PMI. Esta proximidade está em linha com o exposto no subcapítulo anterior, uma vez que indicia que o critério de máxima tensão de corte é bastante adequado a estas espumas. Em sentido contrário, nas estruturas com núcleo em espuma de PET, em carregamento de F4P, registam-se diferenças mais elevadas sem, no entanto, ultrapassarem os 10%.

CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS

4.1. CONCLUSÕES

4.2. PROPOSTA DE TRABALHOS FUTUROS

4 CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS

4.1 Conclusões

O presente trabalho focou-se na análise experimental e numérica de estruturas *sandwich*. No âmbito da análise experimental, foram realizados ensaios de F3P e F4P a quatro configurações distintas, resultantes da utilização de diferentes núcleos e empilhamento das peles. Na análise numérica, utilizou-se o MEF com o intuito de replicar o comportamento experimental das estruturas. Para tal, foram adotados vários critérios para simular os vários constituintes das estruturas.

Relativamente aos ensaios experimentais, constata-se que:

- As estruturas *sandwich* com núcleo em espuma de PMI são mais rígidas, especialmente em F3P, em relação às estruturas com núcleo em espuma de PET. No entanto, estas últimas revelam maior capacidade de deformação, isto é, maior ductilidade;
- A capacidade de carga das estruturas, quantificada através do valor de $M_{máx}^*$, é superior no caso das estruturas com núcleo em espuma de PMI. Esta superioridade acentua-se se apenas for considerado o domínio elástico das curvas $P-\delta$ obtidas;
- Todos os provetes testados falham por corte do núcleo. Não obstante, em alguns casos, a rotura das estruturas é precipitada devido a um elevado nível de tensões de compressão, em comparação com a resistência à compressão do material. Tal sucede, maioritariamente, em carregamentos de F3P nos quais o núcleo da estrutura é a espuma de PET;
- A influência do empilhamento das peles é muito reduzida, dado que estas não contribuem para a deformação plástica dos provetes nem limitam a sua capacidade de carga (não sofrem rotura). De facto, grande parte das diferenças nas curvas $P-\delta$ ilustradas no subcapítulo 3.1.4.2.2 pode ser explicada por fatores geométricos dos ensaios de flexão.

No que diz respeito às simulações numéricas, verifica-se que:

- As curvas $P-\delta$ obtidas apresentam boa concordância com as curvas $P-\delta$ experimentais homólogas. Esta proximidade deve-se, sobretudo, à utilização do modelo *crushable foam* para simular o comportamento não-linear das espumas;
- Os valores obtidos de $P_{máx}$ encontram-se bastante próximos dos respetivos valores experimentais. O erro na estimativa desta propriedade varia entre 0,46%

e 14,06%, sendo este último a única variação registada acima dos 10%. De modo geral, os valores numéricos de $P_{\text{máx}}$ são inferiores aos valores experimentais, indiciando que o modelo numérico testado pode ser utilizado de forma segura numa situação de projeto;

- Existem diferenças até 15% na previsão do valor de D_f , constatando-se serem mais elevados os erros nas estruturas com núcleo em espuma de PET. Acredita-se que a não inclusão do comportamento anisotrópico desta espuma na análise numérica seja o principal fator para as discrepâncias registadas;
- Os valores de P para os quais se dá a transição do domínio elástico para o domínio plástico são consistentes, quando comparados com os resultados experimentais;
- O modo de rotura previsto numericamente é o que na prática se verifica, ou seja, rotura do núcleo por corte. No caso das estruturas com núcleo em espuma de PMI, o critério da máxima tensão de corte prevê adequadamente o instante da rotura, sendo ΔP mais reduzido comparativamente a alguns casos com núcleo em espuma de PET, onde o erro atinge os 8%.

Assim, pode ser afirmado que as simulações numéricas realizadas permitem, com boa precisão, reproduzir o comportamento real das estruturas *sandwich* em F3P e F4P. Destaca-se a capacidade do modelo numérico em prever o correto modo de rotura, os valores de $P_{\text{máx}}$ e a forma das curvas P - δ . Ressalva-se, contudo, a existência de alguns erros mais expressivos, nomeadamente nas estruturas com núcleo em espuma de PET.

4.2 Proposta de trabalhos futuros

Como propostas para trabalhos futuros, sugere-se:

- Analisar estruturas *sandwich* com a espuma AIREX® T92.100, considerando o seu comportamento anisotrópico e contabilizando as tensões de compressão na previsão da sua falha;
- Testar o modelo numérico com outras configurações de estrutura *sandwich*, nomeadamente com diferentes materiais frequentemente utilizados para o núcleo, como espumas de PVC ou estruturas em ninho de abelha;
- Avaliar a fiabilidade das análises numéricas realizadas para diferentes modos de rotura, como, por exemplo, rotura das peles. Neste caso, adicionalmente pode ser analisada a influência do empilhamento das peles com mais conteúdo;
- Estudar a possibilidade/viabilidade de simular estruturas *sandwich* incorporando modelos geométricos específicos para modelação de materiais celulares;

BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO

5 BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO

- [1] A. Petras, "Design of sandwich structures", Tese de doutoramento, University of Cambridge, Cambridge, 1999.
- [2] F. C. Campbell (2003), *Manufacturing Processes for Advanced Composites*. Oxford, Reino Unido: Elsevier, ISBN 1-85617-415-8.
- [3] F. A. Fazzolari, "2 - Sandwich Structures," em *Stability and Vibrations of Thin Walled Composite Structures*, Abramovich, E. Oxford, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2017, pp. 49–90.
- [4] T. C. Triantafillou e L. J. Gibson, "Failure mode maps for foam core sandwich beams," *Materials Science and Engineering*, vol. 95, no. C, pp. 37–53, 1987.
- [5] M. S. Konsta-Gdoutos e E. E. Gdoutos, "The effect of load and geometry on the failure modes of sandwich beams," *Applied Composite Materials*, vol. 12, no. 3–4, pp. 165–176, 2005.
- [6] E. Gdoutos e I. M. Daniel, "Failure modes of composite sandwich beams," *Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 35, no. 1–3, pp. 105–118, 2008.
- [7] A. Petras e M. P. F. Sutcliffe, "Failure mode maps for honeycomb sandwich panels," *Composite Structures*, vol. 44, no. 4, pp. 237–252, 1999.
- [8] I. M. Daniel, E. E. Gdoutos, J. L. Abot, e K. A. Wang, "Deformation and failure of composite sandwich structures," *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, vol. 16, no. 4, pp. 345–364, 2003.
- [9] E. A. Flores-Johnson e Q. M. Li, "Experimental study of the indentation of sandwich panels with carbon fibre-reinforced polymer face sheets and polymeric foam core," *Composites Part B: Engineering*, vol. 42, no. 5, pp. 1212–1219, 2011.
- [10] CMH-17, *Composite Materials Handbook Volume 6- Structural Sandwich Structures*. Nova Iorque, EUA: SAE International, 2013.
- [11] B. Castanie, C. Bouvet, e M. Ginot, "Review of composite sandwich structure in aeronautic applications," *Composites Part C: Open Access*, vol. 1, no. Maio, p. 100004, 2020.
- [12] A. S. Herrmann, P. C. Zahlen, e I. Zuardy, "Sandwich Structures Technology in Commercial Aviation: Present Applications and Future Trends," *Sandwich Structures: Advancing with Sandwich Structures and Materials*, vol. 7, pp. 13–26, 2005.
- [13] Boeing, "Boeing: The Boeing Company." <https://www.boeing.com/commercial/787/by-design/#/advanced-composite-use> (data de acesso Jan. 13, 2021).
- [14] H. C. Davies, M. Bryant, M. Hope, e C. Meiller, "Design, development, and manufacture of an aluminium honeycomb sandwich panel monocoque chassis for Formula Student competition," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, vol. 226, no. 3, pp. 325–337, 2012.

- [15] M. Kriescher, S. Brückmann, e G. Kopp, "Development of a lightweight car body using sandwich-design," *Transport Research Arena*, Paris, França, out 2014.
- [16] D. Hara e G. O. Özgen, "Investigation of Weight Reduction of Automotive Body Structures with the Use of Sandwich Materials," *Transportation Research Procedia*, vol. 14, pp. 1013–1020, 2016.
- [17] C. A. K. Reddy, "Polymer Composite Sandwich Construction in Automobile To Ensure Safety," *International Journal of Mechanical Engineering and Technology*, vol. 9, no. 11, pp. 937–946, 2018.
- [18] S. I. Seo, J. S. Kim, e S. H. Cho, "Development of a hybrid composite bodysell for tilting trains," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part F: Journal of Rail and Rapid Transit*, vol. 222, no. 1, pp. 1–13, 2008.
- [19] C.-G. Kang, H.-Y. Kim, M. Kim, e B. Goo, "Anti-skid Control System Analysis of a Tilting Train," *Transactions of The Korean Society of Mechanical Engineers A*, vol. 33, pp. 169–178, Feb. 2009.
- [20] O. T. Thomsen, "Sandwich materials for wind turbine blades - Present and future," *Journal of Sandwich Structures and Materials*, vol. 11, no. 1, pp. 7–26, 2009.
- [21] K. Thomas, R. Jan, de C. Julia, e O.-A. Michael, "GFRP-Balsa Sandwich Bridge Deck: Concept, Design, and Experimental Validation," *Journal of Composites for Construction*, vol. 18, no. 2, p. 4013043, Apr. 2014.
- [22] T. Keller, "FRP sandwich structures in bridge and building construction," in *Proceedings of the Eighth International Conference on Fibre-Reinforced Polymer (FRP) Composites in Civil Engineering*, 2016, no. CONF, pp. 23–28.
- [23] N. Momčilović e M. Motok, "Estimation of ship lightweight reduction by means of application of sandwich plate system," *FME Transactions*, vol. 37, no. 3, pp. 123–128, 2009.
- [24] X. Castello e S. F. Estefen, "Sandwich Pipes for Ultra Deepwater Applications," *Offshore Technology Conference*, Houston, EUA, mai 2008.
- [25] Y. Zhang, J. Ma, A. K. Singh, L. Cao, J. Seo, C. Rahn, C. Bakis e M. Hickner, "Multifunctional structural lithium-ion battery for electric vehicles," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 28, no. 12, pp. 1603–1613, 2017.
- [26] J. Galos, A. S. Best, e A. P. Mouritz, "Multifunctional sandwich composites containing embedded lithium-ion polymer batteries under bending loads," *Materials and Design*, vol. 185, p. 108228, 2020.
- [27] O. Skawinski, C. Binetruy, P. Krawczak, J. Grando, e E. Bonneau, "All-thermoplastic composite sandwich panels - Part I: Manufacturing and improvement of surface quality," *Journal of Sandwich Structures and Materials*, vol. 6, no. 5, pp. 399–421, 2004.
- [28] A. Passaro, P. Corvaglia, O. Manni, L. Barone, e A. Maffezzoli, "Processing-properties relationship of sandwich panels with polypropylene-core and polypropylene-matrix composite skins," *Polymer Composites*, vol. 25, no. 3, pp. 307–318, 2004.
- [29] J. Grünwald, P. Parlevliet, e V. Altstädt, "Manufacturing of thermoplastic composite sandwich structures: A review of literature," *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, vol. 30, no. 4, pp. 437–464, 2017.
- [30] M. de Moura, A. B. de Moraes, e A. G. de Magalhães (2005), "Materiais compósitos-Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico" Porto, Portugal: Publindústria, ISBN 978-972-8953-00-3.

- [31] F. Xinyu, L. Yubin, L. Juan, Y. Chun, e L. Ke, "Modeling of Heat Conduction in Thermoplastic Honeycomb Core/Face Sheet Fusion Bonding," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 22, no. 6, pp. 685–690, 2009.
- [32] ASTM D 3039, *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*, 2000.
- [33] EN ISO 527, "Determination of tensile properties of plastics," 1999.
- [34] G. Staab (2015), *Laminar composites*, Oxford, Reino Unido: Butterworth-Heinemann, ISBN 978-0-12-802400-3.
- [35] ISO 14129, *Fibre-reinforced plastic composites- Determination of the in-plane shear stress/strain response, including the in-plane shear modulus and strength, by the $\pm 45^\circ$ tension test method*, 1997.
- [36] ASTM D 3518/D 3518 M, "Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate," 2001.
- [37] W. W. El-Tahan, G. H. Staab, S. H. Advani, e J. K. Lee, "Structural analysis of bimodular materials," *Journal of engineering mechanics*, vol. 115, no. 5, pp. 963–981, 1989.
- [38] F. Gordaninejad, "Nonlinear bending of anisotropic bimodular composite-material plates," *Computers & Structures*, vol. 33, no. 3, pp. 615–620, 1989.
- [39] A. Bhushan e S. K. Panda, "Experimental and computational correlation of fracture parameters K_{Ic} , J_{Ic} , and G_{Ic} for unimodular and bimodular graphite components," *Journal of Nuclear Materials*, vol. 503, pp. 205–225, 2018.
- [40] P. K. Mallick (2007), *Fiber-reinforced composites: materials, manufacturing, and design*. Boca Raton, EUA: CRC Press, ISBN 978-0-8493-4205-9.
- [41] ASTM C 695, *Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics*, 2002.
- [42] ASTM D 3410, *Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading*, 2003.
- [43] ASTM D 6641, *Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture*, 2009.
- [44] ZwickRoell, "Tensile tests on composites." <https://www.zwickroell.com/en/composites/tensile-test-compression-test-flexure-test/tensile-tests> (data de acesso Jan. 26, 2021).
- [45] ISO 14125, *Fibre Reinforced Plastic Composite- Determination of Flexural Properties*, 1998.
- [46] ASTM D 790, *Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials*, 2003.
- [47] Instron, "Three-Point Bend Test Fixtures - Instron." <https://www.instron.us/products/testing-accessories/flexure-fixtures/three-point-bend-test-fixtures> (data de acesso Jan. 26, 2021).
- [48] M. K. Buragohain, *Composite Structures- Design, Mechanics, Analysis, Manufacturing, and Testing*, 1ª ed. Boca Raton, EUA: CRC Press, 2017, ISBN 978-1-138-03540-9.
- [49] ISO 15024, *Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*, 2001.

- [50] ASTM D 5528, *Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*, 2001.
- [51] R. R. James, "Refinements to the Mixed-Mode Bending Test for Delamination Toughness," *Journal of Composites Technology & Research*, vol. 25, pp. 1–5, 2000.
- [52] ASTM D 6671/D 6671M, *Standard Test Method for Mixed Mode I-Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites*, 2019.
- [53] L. J. Gibson e M. F. Ashby (1999), *Cellular Solids: Structure and Properties*, 2ª ed. Cambridge, Reino Unido: Cambridge University Press, 1999, ISBN 978-1-139-87832-6.
- [54] BS ISO 1926, *Rigid cellular plastics- Determination of tensile properties*, 2005.
- [55] I. Carranza, A. D. Crocombe, I. Mohaghegian, P. A. Smith, A. Sordon, G. Meeks e C. Santoni, "Characterising and modelling the mechanical behaviour of polymeric foams under complex loading," *Journal of Materials Science*, vol. 54, no. 16, pp. 11328–11344, 2019.
- [56] ISO 844, *Rigid cellular plastics- Determination of compression properties*, 2007.
- [57] ISO 1922, *Rigid cellular plastics- Determination of shear strength*, 2012.
- [58] ISO 1209-1, *Rigid cellular plastics- Determination of flexural properties- Part 1: Basic bending test*, 2004.
- [59] ISO 1209-2, *Rigid cellular plastics- Determination of flexural properties- Part 2: Determination of flexural strength and apparent flexural modulus elasticity*, 2004.
- [60] ASTM C 297/C 297M, *Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions*, 2004.
- [61] ASTM C 364/364M, *Standard Test Method for Edgewise Compressive Strength of Sandwich Constructions*, 2016, .
- [62] L. Jiang, B. Yang, S. Xiao, G. Yang, T. Zhu, e D. Dong, "Simulation Study of Adhesive Material for Sandwich Panel under Edgewise Compression Condition," *Materials*, vol. 13, no. 6, 2020.
- [63] ASTM C365/C365M, *Standard Test Method for Flatwise Compressive Properties of Sandwich Cores*, 2011.
- [64] ASTM C 273, *Standard Test Method for Shear Properties of Sandwich Core Materials*, 2000.
- [65] ADMET, "ASTM C273 Sandwich Core Shear Testing - ADMET." <https://www.admet.com/testing-applications/testing-standards/astm-c273-sandwich-core-shear-testing/> (data de acesso Jan. 26, 2021).
- [66] ASTM C393/C393M, *Standard Test Method for Core Shear Properties of Sandwich Constructions by Beam Flexure*, 2011.
- [67] ASTM D7249/D7249M, *Standard Test Method for Facing Properties of Sandwich Constructions by Long Beam Flexure*, 2012.
- [68] ASTM D7250/D7250M, *Standard Practice for Determining Sandwich Beam Flexural and Shear Stiffness*, 2012.
- [69] L. A. Carlsson, "On the Design of the Cracked Sandwich Beam (CSB) Specimen," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 10, no. 4, pp. 434–444, Jul. 1991.
- [70] D. O. Adams, J. Nelson, Z. Bluth, e C. Hansen, "Development and evaluation of

- fracture mechanics test methods for sandwich composites.”, em *Joint Advanced Materials & Structures*, University of Utah, 2012
- [71] X. Li e L. A. Carlsson, “The Tilted Sandwich Debond (TSD) Specimen for Face/Core Interface Fracture Characterization,” *Journal of Sandwich Structures & Materials*, vol. 1, no. 1, pp. 60–75, Jan. 1999.
- [72] K. N. Shivakumar e S. A. Smith, “In Situ Fracture Toughness Testing of Core Materials in Sandwich Panels,” *Journal of Composite Materials*, vol. 38, no. 8, pp. 655–668, Apr. 2004.
- [73] S. P. Timoshenko e S. Woinowsky-Krieger (1959), *Theory of plates and shells*. Nova Iorque, EUA: McGraw-Hill, ISBN 978-0-070-64779-4.
- [74] L. A. Carlsson e G. A. Kardomateas (2011), *Structural and failure mechanics of sandwich composites*, vol. 121. Dordrecht, Países Baixos: Springer Netherlands, ISBN 978-1-4020-3224-0.
- [75] N. J. Pagano, “Exact Solutions for Rectangular Bidirectional Composites and Sandwich Plates,” *Journal of Composite Materials*, vol. 4, no. 1, pp. 20–34, Jan. 1970.
- [76] P. C. Yang, C. H. Norris, e Y. Stavsky, “Elastic wave propagation in heterogeneous plates,” *International Journal of solids and structures*, vol. 2, no. 4, pp. 665–684, 1966.
- [77] E. Reissner, “The effect of transverse shear deformation on the bending of elastic plates,” *Journal of Applied Mechanics*, pp. A69–A77, 1945.
- [78] R. Mindlin, “Influence of rotatory inertia and shear on flexural motions of isotropic, elastic plates,” *Journal of Applied Mechanics*, vol. 18, pp. 31–38, 1951.
- [79] T. S. Chow, “On the propagation of flexural waves in an orthotropic laminated plate and its response to an impulsive load,” *Journal of Composite Materials*, vol. 5, no. 3, pp. 306–319, 1971.
- [80] J. M. Whitney, “Shear correction factors for orthotropic laminates under static load,” *Journal of Applied Mechanics*, vol. 40, no. 1, pp. 302–304, 1973.
- [81] V. Birman e C. W. Bert, “On the Choice of Shear Correction Factor in Sandwich Structures,” *Journal of Sandwich Structures & Materials*, vol. 4, no. 1, pp. 83–95, Jan. 2002.
- [82] J. N. Reddy, “A simple higher-order theory for laminated composite plates,” *Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME*, vol. 51, no. 4, pp. 745–752, 1984.
- [83] J. M. Whitney e N. J. Pagano, “Shear Deformation in Heterogeneous Anisotropic Plates,” *Journal of Applied Mechanics*, vol. 37, no. 4, pp. 1031–1036, Dec. 1970.
- [84] T. Kant e B. S. Manjunath, “Refined theories for composite and sandwich beams with C0 finite elements,” *Computers & Structures*, vol. 33, no. 3, pp. 755–764, 1989.
- [85] S. Abrate e M. Di Sciuva, “Equivalent single layer theories for composite and sandwich structures: A review,” *Composite Structures*, vol. 179, pp. 482–494, 2017.
- [86] M. Touratier, “An efficient standard plate theory,” *International Journal of Engineering Science*, vol. 29, no. 8, pp. 901–916, 1991.
- [87] K. P. Soldatos, “A transverse shear deformation theory for homogeneous monoclinic plates,” *Acta Mechanica*, vol. 94, no. 3, pp. 195–220, 1992.

- [88] N. J. Pagano, "Exact Solutions for Composite Laminates in Cylindrical Bending," *Journal of Composite Materials*, vol. 3, no. 3, pp. 398–411, Mar. 1969.
- [89] M. Karama, K. S. Afaq, e S. Mistou, "A new theory for laminated composite plates," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications*, vol. 223, no. 2, pp. 53–62, Fev. 2009.
- [90] M. Aydogdu, "A new shear deformation theory for laminated composite plates," *Composite Structures*, vol. 89, no. 1, pp. 94–101, 2009.
- [91] N. J. Pagano e S. J. Hatfield, "Elastic behaviour of multilayered bidirectional composites," *AIAA Journal*, vol. 10, no. 7, pp. 931–933, 1972.
- [92] Y. Frostig, M. Baruch, O. Vilnay, e I. Sheinman, "High-Order Theory for Sandwich-Beam Behavior with Transversely Flexible Core," *Journal of Engineering Mechanics*, vol. 118, no. 5, pp. 1026–1043, Mai. 1992.
- [93] Y. Frostig, "Elastica of sandwich panels with a transversely flexible core-A high-order theory approach," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 46, no. 10, pp. 2043–2059, 2009.
- [94] C. N. Phan, Y. Frostig, e G. A. Kardomateas, "Analysis of sandwich beams with a compliant core and with in-plane rigidity-extended high-order sandwich panel theory versus elasticity," *Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME*, vol. 79, no. 4, pp. 1–12, 2012.
- [95] R. A. S. Moreira e J. D. Rodrigues, "Static and dynamic analysis of soft core sandwich panels with through-thickness deformation," *Composite Structures*, vol. 92, no. 2, pp. 201–215, 2010.
- [96] D. Elmalich e O. Rabinovitch, "A high-order finite element for dynamic analysis of soft-core sandwich plates," *Journal of Sandwich Structures & Materials*, vol. 14, no. 5, pp. 525–555, Sep. 2012.
- [97] Z. Yuan, G. A. Kardomateas e Y. Frostig, "Finite Element Formulation Based on the Extended High-Order Sandwich Panel Theory," *AIAA Journal*, vol. 53, no. 10, 2015.
- [98] V. D. Azzi e S. W. Tsai, "Anisotropic strength of composites," *Experimental Mechanics*, vol. 5, no. 9, pp. 283–288, 1965.
- [99] R. Hill (1998), *The mathematical theory of plasticity*, vol. 11. Oxford, Reino Unido: Oxford university press, ISBN 978-0-198-50367-5.
- [100] R. Talreja, "Assessment of the fundamentals of failure theories for composite materials," *Composites Science and Technology*, vol. 105, pp. 190–201, 2014.
- [101] S. W. Tsai e E. M. Wu, "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials," *Journal of Composite Materials*, vol. 5, no. 1, pp. 58–80, Jan. 1971.
- [102] S. W. Tsai, "A Survey of Macroscopic Failure Criteria for Composite Materials," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 3, no. 1, pp. 40–62, Jan. 1984.
- [103] S. Li, E. Sitnikova, Y. Liang, e A. Kaddour, "The Tsai-Wu failure criterion rationalised in the context of UD composites," *Composites Part A*, vol. 102, pp. 207–217, 2017.
- [104] Z. Hashin, "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 47, no. 2, pp. 329–334, Jun. 1980.
- [105] A. Puck e H. Schürmann, "Failure Analysis of FRP Laminates by Means of Physically Based Phenomenological Models," *Composites Science and Technology*, vol. 58, no. 7, pp. 1045–1067, 1998.
- [106] N. Mills (2007), *Polymer foams handbook: engineering and biomechanics applications and design guide*. Oxford, Reino Unido: Butterworth-Heinemann,

ISBN 978-0-7506-8069-5.

- [107] S. Abrate, "Criteria for Yielding or Failure of Cellular Materials," *Journal of Sandwich Structures & Materials*, vol. 10, no. 1, pp. 5–51, Jan. 2008.
- [108] L. J. Gibson, M. F. Ashby, J. Zhang, e T. C. Triantafillou, "Failure surfaces for cellular materials under multiaxial loads—I. Modelling," *International Journal of Mechanical Sciences*, vol. 31, no. 9, pp. 635–663, 1989.
- [109] V. S. Deshpande e N. A. Fleck, "Isotropic constitutive models for metallic foams," *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, vol. 48, no. 6, pp. 1253–1283, 2000.
- [110] V. S. Deshpande e N. A. Fleck, "Multi-axial yield behaviour of polymer foams," *Acta Materialia*, vol. 49, no. 10, pp. 1859–1866, 2001.
- [111] D.-A. Wang e J. Pan, "A non-quadratic yield function for polymeric foams," *International Journal of Plasticity*, vol. 22, no. 3, pp. 434–458, 2006.
- [112] R. D. S. G. Campilho (2017), "Cohesive Zone Modelling for Static Applications," em *Strength Prediction of Adhesively-Bonded Joints*, 1ª ed., R. D. S. G. Campilho, Boca Raton, EUA: CRC Press, ISBN 978-1-4987-2246-9.
- [113] G. Bragagnolo, A. D. Crocombe, S. L. Ogin, I. Mohaghegian, A. Sordon, G. Meeks e C. Santoni, "Investigation of skin-core debonding in sandwich structures with foam cores," *Materials and Design*, vol. 186, p. 108312, 2020.
- [114] X. Li e J. Chen, "A highly efficient prediction of delamination migration in laminated composites using the extended cohesive damage model," *Composite Structures*, vol. 160, pp. 712–721, 2017.
- [115] M. F. S. F. De Moura, R. D. S. G. Campilho, e J. P. M. Gonçalves, "Crack equivalent concept applied to the fracture characterization of bonded joints under pure mode I loading," vol. 68, pp. 2224–2230, 2008.
- [116] M. F. S. F. De Moura, R. D. S. G. Campilho, e J. P. M. Gonçalves, "Pure mode II fracture characterization of composite bonded joints," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 46, no. 6, pp. 1589–1595, 2009.
- [117] R. D. S. G. Campilho, M. F. S. F. De Moura, e J. J. M. S. Domingues, "Stress and failure analyses of scarf repaired CFRP laminates using a cohesive damage model," *Journal of Adhesion Science and Technology*, vol. 21, no. 9, pp. 855–870, 2007.
- [118] R. D. S. G. Campilho, M. F. S. F. de Moura, e J. J. M. S. Domingues, "Using a cohesive damage model to predict the tensile behaviour of CFRP single-strap repairs," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 45, no. 5, pp. 1497–1512, 2008.
- [119] M. L. Benzeggagh e M. Kenane, "Measurement of Mixes-Mode Delamination Fracture Toughness of Unidirectional Glass / Epoxy Composites With Mixed-Mode Bending Apparatus," vol. 56, pp. 439–449, 1996.
- [120] A. Mostafa, 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*, vol. 21, no. 4, pp. 661–675, 2014.
- [121] Y. Sun, L. cheng Guo, T. Shu Wang, L. Jun Yao, e X. Yang Sun, "Bending strength and failure of single-layer and double-layer sandwich structure with graded truss core," *Composite Structures*, vol. 226, no. July, p. 111204, 2019.
- [122] S. Zhong, L. Guo, G. Liu, H. Lu, e T. Zeng, "A continuum damage model for three-

- dimensional woven composites and finite element implementation," *Composite Structures*, vol. 128, pp. 1–9, 2015.
- [123] A. Farrokhabadi, 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*, vol. 250, no. Março, p. 112631, 2020.
- [124] H. Singh e P. Mahajan, "Modeling damage induced plasticity for low velocity impact simulation of three dimensional fiber reinforced composite," *Composite Structures*, vol. 131, pp. 290–303, 2015.
- [125] I. Scheider e W. Brocks, "Simulation of cup-cone fracture using the cohesive model," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 70, no. 14, pp. 1943–1961, 2003.
- [126] X. Gao, M. Zhang, Y. Huang, L. Sang, e W. Hou, "Experimental and numerical investigation of thermoplastic honeycomb sandwich structures under bending loading," *Thin-Walled Structures*, vol. 155, no. Julho, p. 106961, 2020.
- [127] H. M. Bahabadi, A. Farrokhabadi, e G. H. Rahimi, "Investigation of debonding growth between composite skins and corrugated foam-composite core in sandwich panels under bending loading," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 230, no. January, p. 106987, 2020.
- [128] S. Ghimire e J. Chen, "An extended cohesive damage model study of geometrical ratio effects on failure mechanisms of functionally graded sandwiches with multi-layered cores," *Composite Structures*, vol. 224, no. May, p. 110999, 2019.
- [129] H. F. Seibert, "Applications for PMI foams in aerospace sandwich structures," *Reinforced Plastics*, vol. 50, no. 1, pp. 44–48, 2006.
- [130] S. Japon, Y. Leterrier, e J.-A. E. Manson, "Recycling of Poly(Ethylene Terephthalate) Into Closed-Cell Foams," *Polymer Engineering and Science*, vol. 40, no. 8, pp. 1942–1952, 2000.
- [131] W. Ma e K. Feichtinger (2016), "Rigid Structural Foam and Foam-Cored Sandwich Composites," in *Polymeric Foams: Innovations in Processes, Technologies, and Products*, S.-T. Lee, Ed. Boca Raton: CRC Press, ISBN 978-1-4987-3887-3.
- [132] A. Fathi, "Mechanical Properties of Strand PET Foams at Different Length Scales", Tese de doutoramento, Universitat Bayreuth, Bayreuth, 2018.
- [133] Q. M. Li, R. A. W. Mines, e R. S. Birch, "The crush behaviour of Rohacell-51 WF structural foam," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 37, no. 2000, pp. 6321–6341, 1999.
- [134] D. Benderly e S. Putter, "Characterization of the shear/compression failure envelope of Rohacell foam," *Polymer Testing*, vol. 23, no. 1, pp. 51–57, 2004.
- [135] B. Wang, Y. Shi, C. Zhou, e T. Li, "Failure mechanism of PMI foam core sandwich beam in bending," *International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization*, vol. 6, p. A8, 2015.
- [136] R. Laulkar, M. Gaikwad, A. Mohan, e M. Joshi, "Flexural behavior of sandwich structures with Rohacell 71-hero foam and ox-honeycomb cores," *Materials Today: Proceedings*, vol. 21, pp. 1116–1122, 2020.
- [137] M. Garrido e J. R. Correia, "Elastic and viscoelastic behaviour of sandwich panels with glass-fibre reinforced polymer faces and polyethylene terephthalate foam core," *Journal of Sandwich Structures and Materials*, vol. 20, no. 4, pp. 399–424, 2018.
- [138] A. Fathi, J. H. Keller, e V. Altstaedt, "Full-field shear analyses of sandwich core

- materials using Digital Image Correlation (DIC)," *Composites Part B: Engineering*, vol. 70, pp. 156–166, 2015.
- [139] R. F. Gibson, "A Mechanics of Materials/Fracture Mechanics Analysis of Core Shear Failure in Foam Core Composite Sandwich Beams," *Journal of Sandwich Structures & Materials*, vol. 13, no. 1, pp. 83–95, Feb. 2010.
- [140] Abaqus, "Contact formulations in Abaqus/Standard." <https://abaqus-docs.mit.edu/2017/English/SIMACAEITNRefMap/simaitn-c-contactpairform.htm> (data de acesso Jul. 26, 2021).
- [141] D. K. Y. Tam, S. Ruan, P. Gao, e T. Yu, "10 - High-performance ballistic protection using polymer nanocomposites," em *Advances in Military Textiles and Personal Equipment*, E. Sparks, Ed. Woodhead Publishing, 2012, pp. 213–237.
- [142] Z. Hashin e B. W. Rosen, "The Elastic Moduli of Fiber-Reinforced Materials," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 31, no. 2, pp. 223–232, Jun. 1964.

ANEXOS

6.1. Anexo 1- Ficha técnica peles

6.2. Anexo 2- Ficha técnica espuma de PMI

6.3. Anexo 3- Ficha técnica espuma de PET

6.4. Anexo 4- Ficha técnica adesivo

6 ANEXOS

6.1 Anexo 1- Ficha técnica peles



Composite Materials (Italy) s.r.l. – Socio Unico
Via Quasimodo, 33 – 20025 Legnano (MI) ITALY
Phone: +39 0331.467.555
Fax: +39 0331.467.777
E-mail: info@composite-materials.it
www.composite-materials.it

CIT HS160 T700 REM UD tape 36%

MECHANICAL PROPERTIES OF PREPREG LAMINATES

Test carried out on a UD REM TAPE – T700 Carbon Prepreg
(Standard cure cycle: 1 hours @ 125°C).

Cured Material Property	Unit	Actual Values
Tensile Modulus 0°	GPa	123.0
Tensile Strength 0°	MPa	2294
Tensile Strain	%	1.72
Compression Modulus 0°	GPa	109.8
Compression Strength 0°	MPa	1152
Flexural Modulus 0°	GPa	134.0
Flexural Strength 0°	MPa	1850
Inter-laminar Shear Strength	MPa	81.5
Cured Ply Thickness	mm	0.164

Laminates Cure condition: 2 hours @ 135°C

This information is properties of Composite Materials (Italy) s.r.l and correspond to the present knowledge and are without any legal binding. The values of the cured properties may change due to processing conditions. Modifications due to technical progress or commercial policy change are possible.

M-PDS Ro

November 2015

**TECHNICAL
DATA SHEET**
No. CFA-005

TORAYCA®
T700S DATA SHEET

Highest strength, standard modulus fiber available with excellent processing characteristics for filament winding and prepreg. This never twisted fiber is used in high tensile applications like pressure vessels, recreational, and industrial.

FIBER PROPERTIES

		English	Metric	Test Method
Tensile Strength		711 ksi	4,900 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus		33.4 Msi	230 GPa	TY-030B-01
Strain		2.1 %	2.1 %	TY-030B-01
Density		0.065 lbs/in ³	1.80 g/cm ³	TY-030B-02
Filament Diameter		2.8E-04 in.	7 µm	
Yield	6K	3,724 ft/lbs	400 g/1000m	TY-030B-03
	12K	1,862 ft/lbs	800 g/1000m	TY-030B-03
	24K	903 ft/lbs	1,650 g/1000m	TY-030B-03
Sizing Type	50C		1.0 %	TY-030B-05
& Amount	60E		0.3 %	TY-030B-05
	FOE		0.7 %	TY-030B-05
	Twist	Never twisted		

FUNCTIONAL PROPERTIES

CTE	-0.38 $\alpha \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$
Specific Heat	0.18 Cal/g $\cdot^{\circ}\text{C}$
Thermal Conductivity	0.0224 Cal/cm $\cdot\text{s}\cdot^{\circ}\text{C}$
Electric Resistivity	$1.6 \times 10^{-3} \Omega\text{-cm}$
Chemical Composition: Carbon	93 %
Na + K	<50 ppm

COMPOSITE PROPERTIES*

Tensile Strength	370 ksi	2,550 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	20.0 Msi	135 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.7 %	1.7 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	215 ksi	1,470 MPa	ASTM D-695
Flexural Strength	245 ksi	1,670 MPa	ASTM D-790
Flexural Modulus	17.5 Msi	120 GPa	ASTM D-790
ILSS	13 ksi	9 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	10.0 ksi	69 MPa	ASTM D-3039

* Toray 250°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.

6.2 Anexo 2- Ficha técnica espuma de PMI

ROHACELL®

COMPOSITE DESIGNS FOR PREMIUM, SPORT, ELECTRIC & SPECIAL EDITION CARS

Process with more speed and less cost

Forget long processing cycles and excess costs with fast, state-of-the-art production techniques and ROHACELL®, the foam that can handle high pressure and elevated temperatures – as well as adapt seamlessly into automated production.

Increase in-service performance

Structural automotive parts with ROHACELL® cores withstand millions of load cycles while maintaining high residual strength over a car's lifetime – minimizing added safety margins and reducing overall weight for economical operation.

Design freedom

Foam-cored sandwich composites offer auto designers creative integral design options far beyond what is possible with steel, plus, our versatile foam can be CNC machined, thermoformed, thermoshaped, or in-mold foamed.

Lightweight parts

With outstanding mechanical properties and low density, our foam has the most weight-saving potential of all structural foams, featuring a closed cell structure that prevents excess resin absorption to assure the lightest of finished components.






Evonik Operations GmbH | Smart Materials | July 2020



ROHACELL®

Property	Test Method*	Unit	ROHACELL® 71 IC-F	ROHACELL® 110 IC-F	ROHACELL® 71 SL	ROHACELL® 110 SL
Density**	ISO 845 ASTM D 1622	kg/m³ lbs/ft³	75 ± 15 4.68 ± 0.94	110 ± 21 6.87 ± 1.31	75 ± 15 4.68 ± 0.94	110 ± 21 6.87 ± 1.31
Compressive Strength	ISO 844 ASTM D 1621	MPa psi	1.5 217	3.0 435	1.5 218	3.0 435
Compressive Modulus	ISO 844 ASTM D 1621	MPa psi	73 10,600	120 17,400	76 11,000	123 17,800
Tensile Strength	ISO 527-2 ASTM D 638	MPa psi	2.8 406	3.5 507	3.7 537	6.0 870
Tensile Modulus	ISO 527-2 ASTM D 638	MPa psi	92 13,240	160 23,200	120 17,400	202 29,300
Elongation at Break	ISO 527-2 ASTM D 638	%	N/A	N/A	4.0	4.7
Shear Strength	DIN 53294 ASTM C 273	MPa psi	1.3 188	2.4 348	1.4 203	2.3 334
Shear Modulus	DIN 53294 ASTM C 273	MPa psi	29 4,205	50 7,250	33 4,790	58 8,410
Maximum Shear Strain	DIN 53294 ASTM C 273	%	N/A	N/A	7.8	7.8
Coefficient of Thermal Expansion		1/K*10E-5	3.81	3.04	3.85	N/A

Technical data values presented above are typical for nominal density, subject to normal manufacturing variations. *Data values are based on ISO & DIN standard test methods, however ASTM values can be confirmed upon request. All ROHACELL® products are closed-cell rigid foams based on polymethacrylimide (PMI) chemistry and contain no CFC's. **Density values are valid for full-size sheets with a minimum thickness of 10 mm (0.39 inch) only. Other density ranges are available upon request.

INTERESTED IN ROHACELL® FOR AUTOMOTIVE?

If you have questions or would like to discuss using a ROHACELL® core in your application, talk with your local ROHACELL® representative or contact:

Nils Kerestes
Market Segment Manager, Automotive
Darmstadt, Germany
Phone +49 6151 18-4014
Mobile +49 1726577785
nils.kerestes@evonik.com

Disclaimer
ROHACELL® is a registered trademark of Evonik Industries and its subsidiaries.

This information and all technical and other advice are based on Evonik's present knowledge and experience. However, Evonik assumes no liability for such information or advice, including the extent to which such information or advice may relate to third party intellectual property rights. Evonik reserves the right to make any changes to information or advice at any time, without prior or subsequent notice. EVONIK DISCLAIMS ALL REPRESENTATIONS AND WARRANTIES, WHETHER EXPRESS OR IMPLIED, AND SHALL HAVE NO LIABILITY FOR, MERCHANTABILITY OF THE PRODUCT OR ITS FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE (EVEN IF EVONIK IS AWARE OF SUCH PURPOSE), OR OTHERWISE. EVONIK SHALL NOT BE RESPONSIBLE FOR CONSEQUENTIAL, INDIRECT OR INCIDENTAL DAMAGES (INCLUDING LOSS OF PROFITS) OF ANY KIND. It is the customer's sole responsibility to arrange for inspection and testing of all products by qualified experts. Reference to trade names used by other companies is neither a recommendation, nor an endorsement of the corresponding product, and does not imply that similar products could not be used.

Evonik Operations GmbH | Smart Materials
High Performance Polymers
Performance Foams
64293 Darmstadt, Germany
Phone +49 6151 18-1005

Evonik Corporation
Theodore, Alabama USA
Phone +1 866 764-6235

Evonik Specialty Chemicals
(Shanghai) Co., Ltd.
Shanghai, China
Phone +86 21 6119 1544

Evonik Operations GmbH | Smart Materials | July 2020



6.3 Anexo 3- Ficha técnica espuma de PET

AIREX[®]

3A CORE
COMPOSITES MATERIALS

AIREX[®] T92

GM-TDS-121

Easy Processing Structural Foam

DATA SHEET 01.2020 - Replaces 04.2018

DESCRIPTION



AIREX[®] T92 is a closed-cell, thermoplastic and recyclable polymer foam with very good mechanical properties and an outstanding price / performance ratio.

It has an extraordinary resistance to fatigue, is chemically stable and has negligible water absorption. It is thermally stable during high temperature processing and post curing without after expansion or out-gassing. T92 is designed for easy use with all resin systems and processing technologies.

AIREX[®] T92 is ideally suited as a core material for a wide variety of lightweight sandwich structures subjected to static and dynamic loads and/or exposed to elevated temperatures during manufacturing.

CHARACTERISTICS

- Easy to process with all types of resin and lamination processes
- High process temperature up to 150 °C (302 °F)
- Outstanding fatigue strength
- Best-in-class resin uptake
- Very high chemical stability
- Good adhesion (skin-to-core bond)
- Excellent long term thermal stability up to 100 °C (212 °F)
- No water absorption, after expansion nor out-gassing
- Recyclable and recycled material
- Highly consistent material properties
- Comprehensive material traceability (machine-readable batch information on each foam sheet)

APPLICATIONS

- **Wind energy:** Blades (shear webs & shells), nacelles
- **Marine:** Decks, hull sides, superstructures, bulkheads, transoms, interiors
- **Industrial:** Covers, containers, local reinforcements, x-ray tables, sporting goods
- **Transportation:** Truck body parts, floors

PROCESSING

- Contact molding (hand/spray)
- Vacuum infusion
- Resin infusion / injection (VARTM / RTM)
- Adhesive bonding
- Pre-preg processing
- Compression molding (GMT, SMC)
- Thermoforming

www.3ACorematerials.com

Europe | Middle East | India | Africa
Airex AG
5643 Sins, Switzerland
T +41 41 789 66 00 | F +41 41 789 66 60
corematerials@3AComposites.com

North America | South America
Baltex Inc.
High Point, NC 27261, USA
T +1 336 398 1900 | F +1 336 398 1901
corematerials.americas@3AComposites.com

Asia | Australia | New Zealand
3A Composites (China) Ltd.
201201 Shanghai, China
T +86 21 585 86 006 | F +86 21 338 27 298
corematerials.asia@3AComposites.com



MECHANICAL PROPERTIES									
Typical properties for AIREX® T92		Unit (metric)	Value ¹⁾	T92.60	T92.80	T92.100	T92.130	T92.200	T92.320 ³⁾
Density	ISO 845	kg/m³	Average Typ. range	65 60 - 70	85 80 - 90	100 95 - 105	135 127 - 143	210 200 - 220	320 310 - 330
Compressive strength perpendicular to the plane	ISO 844	N/mm²	Average Minimum	0.85 0.75	1.3 1.1	1.75 1.4	2.4 2.1	3.8 3.2	7.1 6.5
Compressive modulus perpendicular to the plane	ISO 844	N/mm²	Average Minimum	55 45	75 60	90 65	140 110	180 150	280 240
Tensile strength perpendicular to the plane	ASTM C297	N/mm²	Average Minimum	1.5 1.3	1.9 1.4	2.3 1.5	2.6 2.0	3.1 2.5	4.5
Tensile modulus perpendicular to the plane	ASTM C297	N/mm²	Average Minimum	85 75	90 80	110 90	175 130	230 190	420
Shear strength	ISO 1922	N/mm²	Average Minimum	0.55 0.46	0.72 0.65	0.9 0.75	1.3 1.1	2.0 1.6	3.5 3.0
Shear modulus Parallel to welding lines Across welding lines Across welding lines	ISO 1922	N/mm²	Average Average Minimum	15 14 12	22 19.5 16	26 23 19	34 30 25	55 50 45	110 110 90
Shear elongation at break	ISO 1922	%	Average Minimum	25 15	30 20	20 10	12 8	6 4	5 3
Thermal conductivity at 10 °C	EN 12667	W/m.K	Average	0.037	0.030	0.034	0.037	0.045	0.066
Standard sheet	Width ²⁾	mm ± 5		1220	1220	1220	1220	1220	1220
	Length ²⁾	mm ± 5		2440	2440	2440	2440	2440	2440
	Thickness	mm ± 0.5		5 to 100	5 to 100	5 to 100	5 to 100	5 to 100	5 to 50

Finishing Options, other dimensions and closer tolerances upon request

¹⁾ Statistical minimum values; test sample thickness 20 mm except thermal conductivity (50 mm)

²⁾ Alternative width 610 mm, alternative length 1220 mm

³⁾ Preliminary data

The data provided gives approximate values for the nominal density and DNV-GL minimum values according to DNV-GL type approval certificate.

The information contained herein is believed to be correct and to correspond to the latest state of scientific and technical knowledge. However, no warranty is made, either expressed or implied, regarding its accuracy or the results to be obtained from the use of such information. No statement is intended or should be construed as a recommendation to infringe any existing patent.

GM-TDS-121



MECHANICAL PROPERTIES									
Typical properties for AIREX® T92		Unit (imperial)	Value ¹⁾	T92.60	T92.80	T92.100	T92.130	T92.200	T92.320 ³⁾
Density	ISO 845	lb/ft³	Average Typ. range	4.1 3.7 - 4.4	5.3 5.0 - 5.6	6.2 5.9 - 6.6	8.4 7.9 - 8.9	13 12.5 - 13.7	20 19.4 - 20.6
Compressive strength perpendicular to the plane	ISO 844	psi	Average Minimum	123 109	188 160	254 203	350 305	551 464	1'030 943
Compressive modulus perpendicular to the plane	ISO 844	psi	Average Minimum	7'980 6'530	10'880 8'700	13'050 9'425	20'310 15'950	26'100 21'750	40'610 34'810
Tensile strength perpendicular to the plane	ASTM C297	psi	Average Minimum	218 189	275 203	330 218	377 290	450 360	653
Tensile modulus perpendicular to the plane	ASTM C297	psi	Average Minimum	12'330 10'880	13'050 11'600	15'950 13'050	25'380 18'850	33'360 27'550	60'920
Shear strength	ISO 1922	psi	Average Minimum	80 67	104 94	130 109	190 160	290 230	508 435
Shear modulus Parallel to welding lines Across welding lines Across welding lines	ISO 1922	psi	Average Average Minimum	2'180 2'030 1'740	3'190 2'830 2'320	3'770 3'335 2'755	4'960 4'350 3'625	7'975 7'250 6'525	15'950 15'950 13'050
Shear elongation at break	ISO 1922	%	Average Minimum	25 15	30 20	20 10	12 8	6 4	5 3
Thermal conductivity at 50 °F	EN 12667	Btu.in/hr.ft².F	Average	0.257	0.208	0.236	0.257	0.312	0.458
Standard sheet	Width ²⁾	in ± 0.2		48	48	48	48	48	48
	Length ²⁾	in ± 0.2		96	96	96	96	96	96
	Thickness	in ± 0.02		¼ to 4	¼ to 4	¼ to 4	¼ to 4	¼ to 4	0.2 to 2

Finishing Options, other dimensions and closer tolerances upon request

¹⁾ Statistical minimum values; test sample thickness 20 mm (¾") except thermal conductivity 50 mm (2")

²⁾ Alternative width 24", alternative length 48"

³⁾ Preliminary data

The data provided gives approximate values for the nominal density and DNV-GL minimum values according to DNV-GL type approval certificate.

The information contained herein is believed to be correct and to correspond to the latest state of scientific and technical knowledge. However, no warranty is made, either expressed or implied, regarding its accuracy or the results to be obtained from the use of such information. No statement is intended or should be construed as a recommendation to infringe any existing patent.

GM-TDS-121

6.4 Anexo 4- Ficha técnica adesivo

Industry

Ficha de Produto
Versão 3 (02 / 2012)

SikaForce® -7710 L100

Adesivo para painéis de sandwich de uso geral

Dados técnicos do produto

Propriedades	Componente A SikaForce® -7710 L100	Componente B SikaForce® -7010
Base química	Poliol, com cargas	Derivados de isocianatos
Cor (CQP ¹⁾ 001-1)	Bege	Castanho
Cor – mistura	Bege	
Mecanismo de cura	Foli Adição	
Densidade (CQP 006-5)	1,6 g/cm ³ aprox.	1,2 g/cm ³ aprox.
Densidade mistura (calculado)	1,5 g/cm ³ aprox.	
Rácio de mistura	em volume 100	25
	em peso 100	19
Conteúdo de sólidos	100 %	100 %
Viscosidade ²⁾ (CQP 538-2)	30 000 mPas aprox. (Brookfield RVT 6/20)	250 mPas aprox. (Brookfield RVT 2/50)
Viscosidade mistura	10 000 mPas aprox. (Brookfield RVT 6/20)	
Tempo mistura ²⁾ (CQP 536-3)	100 min. aprox.	
Temperatura de aplicação	15 a 30°C	
Tempo de abertura ²⁾ (CQP 590-1)	100 min aprox. (ver diagrama 1)	
Tempo prensagem ²⁾ (CQP 590-1)	230 min aprox. (ver diagrama 1)	
Dureza Shore D ²⁾ (CQP 537-2)	80 D aprox.	
Resistência à tração ³⁾ (CQP 545-2 / ISO 527)	13 N/mm ² aprox.	
Alongamento à ruptura ³⁾ (CQP 545-2 / ISO 527)	8 % aprox.	
Resistência ao arrancamento (CQP 546-2 / ISO 4587)	9 N/mm ² aprox.	
Tempo de armazenagem em contentores de 1.000 litros	6 meses	9 meses
Tempo de armazenagem em pequenas embalagens	12 meses	9 meses

¹⁾CQP = Procedimento Qualidade SIKA ²⁾+23°C e 50% H.R. ³⁾Condições de cura de acordo com CQP 542-2

Descrição

O SikaForce®-7710 L100 é usado em conjunto com o SikaForce®-7010 formando um adesivo base poliuretano bi-componente. O SikaForce®-7710 L100 é produzido de acordo com as normas de qualidade ISO 9001/14001 e com o programa de actuação responsável.

Vantagens

- Cura à temperatura ambiente
- Isento de solventes
- Tempo de abertura longo conjugado com tempo de prensagem curto

Campos de Aplicação

Colagem de metais, madeira, fibra de vidro e fibrocimento a espuma de poliuretano ou poliestireno e lâ de rocha no fabrico de painéis sanduíche ou de outro tipo de tipologias. Este produto é para uso apenas por profissionais experientes. Devem ser efectuados testes de aderência com os substratos e condições reais para assegurar compatibilidade.




SikaForce® -7710 L100 1 / 2

Mecanismo de cura

A cura do SikaForce®-7710 L100 desenvolve-se por reacção química dos dois componentes. Temperaturas superiores aceleram a reacção assim como temperaturas inferiores aumentam o tempo de cura.

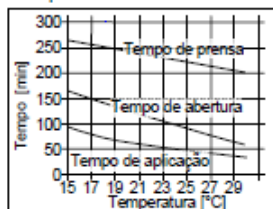


Diagrama 1: Tempo de prensa e tempo de aplicação para SikaForce®-7710 L100

Resistência química

No caso de exposição a agentes químicos ou temperatura, aconselhamos a realização de testes.

Por favor contacte os nossos serviços técnicos para aconselhamento.

Método de Aplicação

Preparação de superfície

É normalmente necessário preparar as superfícies a colar de forma a assegurar aderência e resistência mecânica adequada. Assegurar que os substratos estão limpos e secos.

Depois do processo de limpeza, um pré tratamento físico ou químico poderá ser necessário, dependendo da superfície e tipo de material. O tipo de pré tratamento necessário só pode ser determinado através de ensaios.

Por favor contacte os nossos serviços técnicos para aconselhamento em aplicações específicas.

Aplicação

Estimam-se consumos entre 150 e 350 g/m², dependendo dos substratos a colar. O rendimento para uma determinada combinação de substratos deve ser determinado a partir de testes efectuados.

Aplicação Manual:

Agitar os componentes A e B cuidadosamente antes de usar, e misturá-los constantemente até formar uma mistura homogênea. Aplicar com um rolo antes de expirar o tempo de aplicação da mistura e pressionar os substratos antes do fim do open-time. Por favor contacte os nossos serviços técnicos para aconselhamento.

Aplicação automatizada:

Contactar os nossos serviços técnicos para aconselhamento.

Prensagem

Deve ser aplicada uma pressão adequada para obter resultados satisfatórios. A pressão específica depende do material do núcleo e deve ser aferida em testes. A força de prensagem deve ser sempre inferior à resistência à compressão do núcleo. Os elementos a colar não devem ser movidos durante o processo de prensagem.

Remoção

O SikaForce®-7710 L100 não curado, pode ser removido das ferramentas e equipamentos com SikaForce®-7260 Cleaner. Uma vez curado, o material apenas pode ser retirado mecanicamente. Em caso de contacto com as mãos, lavar de imediato com os toalhetes Sika® Top Clean e água. Não usar solventes.

Condições de armazenamento

Deve ser mantido entre +10°C e +30°C num lugar seco. Não expor à luz directa ou geada. Após abertura da embalagem o conteúdo deve ser protegido da humidade atmosférica. A temperatura mínima durante o transporte é de -20°C no máximo de 7 dias.

Outras informações

Cópias das seguintes publicações estão disponíveis quando pedidas:
- Ficha de Segurança

Valores base

Todos os valores apresentados nesta ficha de produto são baseados em testes de laboratório.

Valores obtidos podem variar devido a circunstâncias fora do nosso controle.

Informação Higiene e Segurança

Para informações e aconselhamento sobre segurança no manuseamento, armazenamento e disposição dos produtos químicos, os utilizadores devem ter em conta as folhas de segurança que contêm dados, relativos a segurança, físicos, ecológicos, toxicológicos e outros.

Informação Legal

A informação e em particular as recomendações relacionadas com aplicação e utilização final dos produtos Sika, são fornecidas em boa fé e baseadas no conhecimento e experiência dos produtos sempre que devidamente armazenados, manuseados e aplicados em condições normais, de acordo com as recomendações da Sika. Na prática, as diferenças no estado dos materiais, das superfícies, e das condições de aplicação em obra, são de tal forma imprevisíveis que nenhuma garantia a respeito da comercialização ou aptidão para um fim em particular, nem qualquer responsabilidade decorrente de qualquer relacionamento legal, poderão ser inferidas desta informação, ou de qualquer recomendação por escrito, ou de qualquer outra recomendação dada. O produto deve ser ensaiado para aferir a adequabilidade do mesmo à aplicação e fins pretendidos. Os direitos de propriedade de terceiros deverão ser observados. Todas as encomendas aceites estão sujeitas às nossas condições de venda e de entrega vigentes. Os utilizadores deverão sempre consultar a versão mais recente da nossa Ficha de Produto específica do produto a que diz respeito, que será entregue sempre que pedida.

Informação adicional disponível em:
www.sika.pt
www.sika.com

Sika Portugal SA
Divisão Indústria
Rua Santarém, 113
4400-292 V.N. Gaia
Portugal
Tel. +351 22 377 69 00
Fax +351 22 377 69 77



Implementado na Fábrica de Ovar

SikaForce®-7710 L100 2 / 2