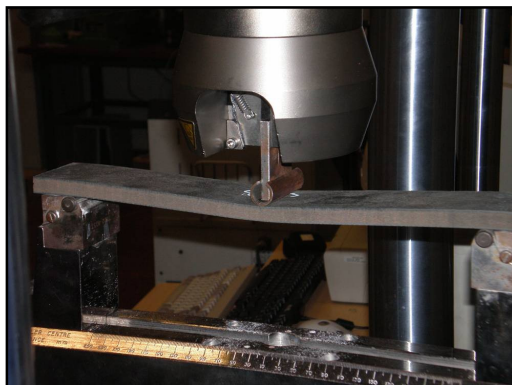




INSTITUTO SUPERIOR TÉCNICO
Universidade Técnica de Lisboa



ESTRUTURAS SANDWICH COM UTILIZAÇÃO DE NÚCLEOS DE CORTIÇA

Bruno Alexandre Rodrigues Simões Soares

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Mecânica

Júri

Presidente: Doutor Nuno Manuel Mendes Maia
Orientador: Doutor Arlindo José de Pinho Figueiredo e Silva
Co-Orientador: Doutor Luís Filipe Galvão dos Reis
Vogais: Doutor Luís Alberto Gonçalves de Sousa
Engenheiro João Alexandre da Cunha Azevedo
Pereira

Novembro de 2007

Aos meus pais e à Carla

Agradecimentos

O autor deseja agradecer em geral a todas as pessoas envolvidas nesta tese.

Aos colegas que durante toda esta caminhada encontrei, e que hoje considero como verdadeiros amigos. A lista não é colocada por receio de me faltar alguém.

À Corticeira Amorim Indústria S. A. (CAI) pelos provetes de aglomerado de cortiça testados, e à OGMA S.A. pela preparação dos mesmos.

Aos orientadores Professor Arlindo Silva e Professor Luís Reis, pelo apoio prestado na elaboração desta tese, pela paciência demonstrada no dia em que Murphy fez actuar a sua lei, pela, sempre presente, boa disposição em todas as reuniões, pela capacidade de ouvirem as ideias mais loucas sem nunca se rirem e pelos inúmeros artigos enviados por mail que em muito contribuíram para a elaboração desta tese.

Uma palavra de apreço em especial ao meu amigo e colega Nuno Pinto. É dito que o plágio é a forma mais sincera de apreciação, por isso faço minhas as tuas palavras. Obrigado por tudo.

À Carla Sofia, pelos fins-de-semana e férias perdidas em casa, durante a elaboração desta tese, pela infinita paciência demonstrada quando desabafava sobre as vicissitudes de estudante, e pelo sempre constante apoio ao longo desta caminhada. Amo-te.

E finalmente aos meus pais. Obrigado por confiarem em mim, por me apoiarem, e por nunca duvidar das minhas capacidades, mesmo quando eu próprio duvidava. Cheguei aqui graças a vocês e isso nunca o esquecerei. Amo-vos.

Resumo

Sendo a única actividade agrícola na qual Portugal é líder mundial, a produção de cortiça e produtos derivados é uma actividade de grande valor económico, responsável em 2005 por 2,73% do total das exportações nacionais, representando 2,04% do PIB. Estes valores são obtidos quase exclusivamente pelos sectores tradicionais, nomeadamente rolha de cortiça, rolha de aglomerados, isolamentos e revestimentos. Isto implica que outras aplicações de cortiça são inexpressivas, mostrando um campo de aplicação ainda algo limitado, tendo em conta as vantagens de um material natural como a cortiça.

Propõe-se neste projecto o estudo de viabilidade de aplicação de derivados de cortiça em aplicações aeronáuticas e aeroespaciais, como materiais de núcleo em aplicações estruturais sandwich, largamente consideradas o estado da arte de aplicações estruturais.

Pretende-se introduzir estes materiais pelas suas características de isolamento térmico e acústico, bem como por um menor impacto ambiental durante todo o ciclo de vida e pós-vida deste material, sem perda de performance estrutural em relação aos materiais de uso corrente (nomeadamente Rohacell ® e estruturas em Ninho de Abelha).

O objectivo da presente tese será o ensaio de diferentes tipos de provetes sandwich com faces em carbono/epoxy e núcleo de aglomerados de cortiça, Rohacell ® e Ninho de Abelha, em ensaios de flexão em três e quatro pontos, de modo a comparar as propriedades mecânicas dos provetes testados.

Os resultados da tese apontam para francas possibilidades de melhoria dos aglomerados de cortiça para fins estruturais, dado a falha ter ocorrido no elemento de ligação dos aglomerados compostos.

São apresentadas as conclusões que suportam estas afirmações bem como o caminho a seguir de modo a poder tornar as estruturas sandwich com núcleos de cortiça uma alternativa viável aos materiais de uso corrente.

Palavras-Chave

Núcleos de Cortiça

Estruturas Sandwich

Aglomerados de cortiça

Flexão a 3 pontos

Flexão a 4 pontos

ASTM C393

Abstract

As the only agricultural activity in which Portugal is the world leader, the production of cork and its derivatives is an activity of great economic value, representing in 2005, 2,73% of the total national exports, translating into 2,04% of Portugal's GDP. These values are obtained almost exclusively by the traditional clusters, mainly cork stoppers, cork agglomerate stoppers, isolation and insulation. This implies that other cork applications are economically inexpressive, meaning that there is still a somewhat limited field of application, bearing in mind the advantages of a natural material such as cork.

It is the purpose of this thesis the viability study of applying cork based materials in aeronautical and aerospace applications as core materials in sandwich structures.

It is intended to introduce such materials for its isolation properties (both thermal and acoustic), and for its smaller environmental impact, without significant performance loss when compared to the current use materials (namely Rohacell® and honeycomb).

The thesis objective is to test different kinds of sandwich specimens, with carbon/epoxy faces, and cores of different kinds of cork agglomerates, in 3 and 4 point bending tests, using the standard test method ASTM C393, and its comparison of the mechanical properties with the results obtained with similar specimens using current material cores, for the same application.

The results obtained in this thesis show that there still exists significant room for improvement, in order for the cork agglomerates to be able to compete with the leading materials.

Calculations are presented to support these claims as well as a main avenue of investigation shown by the failure modes of the cores, in order to improve the cork based cores competitiveness with the current core materials.

Keywords

Cork Core
Sandwich Structures
Cork Agglomerates
3 point bending
4 point bending
ASTM C393

Índice Geral

Agradecimentos.....	i
Resumo	iii
Palavras-Chave	iii
Abstract.....	v
Keywords	v
Índice de Figuras	ix
Índice de Tabelas	xii
Nomenclatura	xiii
1. Introdução.....	1
2. Estruturas sandwich	3
2.1 Perspectiva histórica.....	3
2.2 Procura de novas soluções.....	4
2.3 A estrutura sandwich.....	4
2.4 Desenvolvimento.....	6
2.4.1 Dehavilland Mosquito.....	7
2.5 Estruturas sandwich na actualidade	9
2.6 Vantagens e Desvantagens	10
2.7 Formulação teórica das estruturas sandwich ao corte	11
3. A cortiça e os aglomerados de cortiça	15
3.1 A Cortiça em Portugal	15
3.2 O sobreiro.....	15
3.3 A cortiça	16
3.4 Os aglomerados de cortiça	17
4. Materiais em estruturas sandwich.....	19
4.1 Materiais das faces	19
4.1.1 Materiais metálicos.....	19
4.1.2 Materiais não metálicos	20
4.1.3 Materiais compósitos	20
4.2 Materiais do núcleo	20
4.2.1 Rohacell®.....	21
4.2.2 Ninho de Abelha.....	22
4.3 Adesivos	24
4.3.1 Adesivos na industria aeronáutica	24
5. Provetes, equipamento e metodologia experimental	29
5.1 Norma experimental ASTM C393	31
5.2 Modos de falha nos ensaios de flexão.....	32
5.3 Provetes	34
5.4 Metodologia Experimental.....	37

6. Apresentação e análise de resultados	39
6.1. Valores de carga e deslocamento dos ensaios à flexão a 3 e 4 pontos	39
6.1.1. Apresentação das curvas Força/Deslocamento dos ensaios à flexão a 3 e 4 pontos	39
6.1.2 Análise de resultados	48
6.2 Tensões de corte.....	56
6.2.1 Apresentação de resultados	56
6.2.2 Análise de resultados	57
6.3 Módulo de rigidez ao corte.....	58
6.3.1 Apresentação de resultados referentes ao módulo de rigidez ao corte dos provetes testados.....	58
6.3.2 Discussão.....	58
6.4 Variação do módulo de rigidez ao corte nos ensaios em flexão a 3 pontos.	59
6.5 Comparação com os resultados obtidos por SILVA et al (2006).....	60
7. Conclusões e propostas para desenvolvimento futuro	63
7.1 Conclusões.....	63
7.2 Propostas para desenvolvimento futuro	65
Referências	67
Anexos.....	71
A.1. Propriedades de diversos materiais em aplicações sandwich	71

Índice de Figuras

Figura 1 - Modos de falhas em estruturas sandwich, (BROUGHTON et. al., 2002).....	5
Figura 2 – DeHavilland Albatross.....	7
Figura 3 – DeHavilland Comet.....	7
Figura 4 – DeHavilland Mosquito.....	7
Figura 5 - Aeronave de Havilland Mosquito: pormenores construtivos, (MIDDLETON, 1990).....	8
Figura 6 - Construção das metades da fuselagem do Mosquito, (BISHOP, 2000).	9
Figura 7 - Compositos utilizados no Airbus A380, HEXCEL.....	10
Figura 8 – Dimensões da estrutura sandwich.....	11
Figura 9 - Sobreiro.....	15
Figura 10 – Ocupação da área florestal por espécie , www.igeo.pt	16
Figura 11 – Cortiça após extracção.....	16
Figura 12 – Aglomerados de cortiça, CompCORK.....	17
Figura 13 – Pavimento em rubber cork.....	18
Figura 14 - Estrutura da célula de Rohacell® WF51, tamanho 0,50 - 0,70 mm, (Röhm, 1987).....	21
Figura 15 - Diferentes tipos de núcleos em Ninho de Abelha, (a) Alumínio, (b) Resina de papel fenólico, (c) Cerâmico em células quadrangulares, (d) Cerâmico em células triangulares, (GIBSON e ASHBY, 1997).	23
Figura 16 - Esquema dos diferentes tipos de rotura numa junta colada, (PIRES, 2003).	25
Figura 17 - Diagrama dos materiais utilizados pelo Boeing 777 (1994) e Boeing 787 (2008), (BRUHIS et. al., 2007).....	27
Figura 18 - Modos de carregamento à flexão nos ensaios ASTM C 393 (ASTM C 393 2000): a) - Ensaio em flexão a 3 pontos, b) – Ensaio em flexão a 4 pontos com os travessões móveis a uma distância dos suportes igual a 1/4 do vão, c) – ensaio em flexão a 4 pontos com os travessões móveis a uma distância dos suportes igual a 1/3 do vão.	31
Figura 19 - Falha à compressão da face sujeita a alongamento.....	33
Figura 20 - Falha por corte do núcleo nos ensaios ASTM C 393.....	33
Figura 21 - Falha por descolamento do núcleo em relação às faces.....	33
Figura 22 - Provetes 8303, 8123 e 8810.....	34
Figura 23 - Provetes Honeycomb e Rohacell®.....	34
Figura 24 – Exemplo de montagem de suportes e provetes para determinação das características mecânicas do núcleo (ASTM C 393, 2000).....	35
Figura 25 – Exemplo de montagem de suportes e provetes para determinação das características mecânicas das faces (ASTM C 393, 2000).....	36
Figura 26 - Máquina de ensaios servo-hidráulica universal Instron 8502.....	37
Figura 27- Máquina de ensaios electro-mecânica universal Instron 3369.....	38
Figura 28 – Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8303 no ensaio de flexão em 3 pontos.....	40

Figura 29 - Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8303 no ensaio de flexão em 4 pontos	40
Figura 30 - Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8123 no ensaio de flexão em 3 pontos	41
Figura 31 - Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8123 no ensaio de flexão em 4 pontos	41
Figura 32 - Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8810 no ensaio de flexão em 3 pontos	42
Figura 33 - Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8810 no ensaio de flexão em 4 pontos	42
Figura 34 - Evolução da deformação dos provetes de Ninho de Abelha no ensaio de flexão em 3 pontos	43
Figura 35 - Evolução da deformação dos provetes de Ninho de Abelha no ensaio de flexão em 4 pontos	43
Figura 36 - Evolução da deformação dos provetes de Rohacell® no ensaio de flexão	44
Figura 37 - Evolução da deformação dos provetes de Rohacell® no ensaio de flexão	44
Figura 38 - Comparação da evolução da deformação dos provetes nos ensaios à flexão em 3 pontos	45
Figura 39 - Comparação da evolução da deformação dos provetes nos ensaios à flexão em 4 pontos	45
Figura 40 - Comparação da evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça nos ensaios à flexão em 3 pontos	46
Figura 41 - Comparação da evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça nos ensaios à flexão em 4 pontos	46
Figura 42 – Evolução do comportamento tipo dos provetes de aglomerado de cortiça	49
Figura 43 – Fases dos provetes de aglomerado de cortiça nos ensaios efectuados: a) – Início do carregamento, b) aparecimento e progressão de fenda após carga máxima, c) – progressão de fenda até à extremidade do provete	50
Figura 44 - Fenda típica ocorrida nos ensaios dos provetes de aglomerado de cortiça	50
Figura 45 - Comportamento dos provetes Ninho de Abelha nos ensaios em flexão a 3 pontos	51
Figura 46 - Fases dos provetes de Ninho de Abelha nos ensaios efectuados: a) - Falha da face à compressão, b) – colapso do núcleo	51
Figura 47 – Exemplo de colapso ocorrendo primeiro no lado esquerdo dos apoios (ensaio nº5 de flexão em 4 pontos)	52
Figura 48 - Falha do núcleo dos ensaios de flexão em 4 pontos de provetes Ninho de Abelha	52
Figura 49 - Modos de falha dos provetes Rohacell® nos ensaios em flexão a 3 pontos	53
Figura 50 – Imagens dos modos de falha dos provetes Rohacell® nos ensaios em flexão a 3 pontos: a) – Falha da face superior por tensões normais de compressão, b) – Falha na interface face-núcleo	53
Figura 51 - Modo de falha dos ensaios Rohacell® em flexão a 4 pontos	54

Figura 52 - Dificuldades de alinhamento do ensaio nº 5 em flexão a 4 pontos de Ninho Abelha	55
Figura 53 - Gráfico das tensões de corte obtidas nos ensaios em flexão a 3 e 4 pontos	56
Figura 54- Variação do módulo de rigidez ao corte em função do deslocamento nos ensaios em flexão a 3 pontos	60

Índice de Tabelas

Tabela 1 - Vantagens e desvantagens da construção sandwich, (LEITE, 2004).....	11
Tabela 2 - Variáveis que influenciam o desempenho das juntas adesivo, (PIRES, 2003).....	25
Tabela 3 - Adesivos utilizados na indústria aeronáutica, (HIGGINS, 2000)	27
Tabela 4- Configuração e propriedades medidas nos ensaios ASTM de estruturas sandwich	29
Tabela 5 - Resumo e configuração dos ensaios e dos provetes das normas ASTM referentes a ensaios de estruturas sandwich	30
Tabela 6 - Referências das propriedades dos aglomerados de cortiça.....	36
Tabela 7 - Referências das propriedades do Rohacell® e Ninho de Abelha.....	36
Tabela 8 - Resumo dos resultados de carga e deslocamento dos ensaios efectuados.....	47
Tabela 9 - Tensões de corte atingidas pelos núcleos nos ensaios.....	57
Tabela 10 - Valores do módulo de rigidez ao corte dos diferentes ensaios	58
Tabela 11 - Comparação de resultados obtidos para aglomerados de cortiça	61
Tabela 12 - Comparação de dados obtidos para Rohacell® e Ninho de Abelha	61

Nomenclatura

Abreviaturas

ASTM	“American Society for Testing and Materials”
CAI	Corticeira Amorim Indústria
PVC	Policloreto de vinilo
MAA	Ácido meta-acrílico
MAN	Metacrilonitrilo
PMI	Polimetacrilimida
PS	Poliestireno – “Polystyrene”
PU	Poliuretano
PVC	Policloreto de vinil
RTM	Moldagem por transferência de resina – “Resin Transfer Moulding”
VARTM	Moldagem em vácuo por transferência de resina – “Vacuum Assisted Resin Transfer Molding”
SCRIMP	Processo “Seamann” de moldagem de compósito por infusão de resina – “Seeman Composites Resin Infusion Molding Process”

Simbologia

b	Largura do provete
c	Espessura do núcleo
d	Espessura do provete
D	Rigidez à flexão
E	Módulo de Young
G	Módulo de Rigidez ao Corte
L	Comprimento da placa
P	Carga aplicada no provete
t	Espessura das faces
V	Esforço transverso
U	Rigidez ao corte
Δ	Deflexão
ρ	Densidade
σ	Tensão normal
τ	Tensão de corte

1. Introdução

Sendo a única actividade agrícola na qual Portugal é líder mundial, a produção de cortiça e produtos derivados é uma actividade de grande valor económico, responsável em 2005 por 2,73% do total das exportações nacionais, representando 2,04% do PIB. Estes valores são obtidos quase exclusivamente pelos sectores tradicionais, nomeadamente rolha de cortiça, rolha de aglomerados, isolamentos e revestimentos. Isto implica que outras aplicações de cortiça são inexpressivas, mostrando um campo de aplicação ainda algo limitado, tendo em conta as vantagens de um material natural como a cortiça.

Propõe-se neste projecto o estudo de viabilidade de aplicação de derivados de cortiça em aplicações aeronáuticas e aeroespaciais, como materiais de núcleo em aplicações estruturais sandwich, largamente consideradas o estado da arte de aplicações estruturais.

Pretende-se introduzir estes materiais pelas suas características de isolamento térmico e acústico, bem como por um menor impacto ambiental durante todo o ciclo de vida e pós-vida, deste material, sem perda de performance estrutural em relação aos materiais de uso corrente (nomeadamente Rohacell ® e Ninho de Abelha).

O objectivo da presente tese será o ensaio de diferentes tipos de provetes sandwich com faces em carbono/epoxy e núcleo de aglomerados de cortiça, ROHACELL® e Ninho de Abelha, em ensaios de flexão em três e quatro pontos, de modo a comparar as propriedades mecânicas dos provetes testados.

Os resultados da tese apontam para francas possibilidades de melhoria dos aglomerados de cortiça para fins estruturais, dado a falha ter ocorrido no elemento de ligação dos aglomerados compostos.

São apresentadas as conclusões que suportam estas afirmações bem como o caminho a seguir de modo a poder tornar as estruturas sandwich com núcleos de cortiça uma alternativa viável aos materiais de uso corrente.

A presente dissertação está dividida em 7 capítulos, introdução incluída.

No capítulo 2 serão abordadas as estruturas sandwich, apresentando uma perspectiva histórica e a razão pela qual estas foram desenvolvidas. Será também descrito o funcionamento de estruturas sandwich, as suas vantagens e desvantagens, o seu desenvolvimento, o estado da arte actual e a formulação teórica que permitirá estimar as propriedades de estruturas sandwich.

No capítulo 3 será efectuado um breve resumo de cortiça e seus derivados, dando especial atenção aos derivados sobre a forma de aglomerados compostos, dado estes serem objecto de estudo da presente tese.

No capítulo 4 apresentar-se-ão os materiais passíveis de serem utilizados em estruturas sandwich, enumerando as propriedades requeridas aos diferentes componentes (materiais das faces, materiais do núcleo e adesivos), prestando particular atenção aos materiais testados no decorrer da presente tese.

No capítulo 5, será abordada a norma de ensaios ASTM C393, incluindo modos de falha típicos dos ensaios à flexão a 3 e 4 pontos bem como os provetes e metodologia experimental desenvolvida para os ensaios.

No capítulo 6 será efectuada a apresentação e análise de resultados obtidos no decorrer dos ensaios (valores máximos de carga e deslocamento, tensões de corte, e módulos de rigidez ao corte).

No capítulo 7 apresentar-se-ão as conclusões retiradas da análise de resultados do capítulo anterior, bem como algumas propostas de desenvolvimento futuro que em conjunto com esta tese permita obter uma descrição completa das características mecânicas dos aglomerados de cortiça.

2. Estruturas sandwich

Idealizadas por Da Vinci, ALLEN (1969), e patenteadas por Von Kármán, VON KÁRMÁN (1924), as estruturas sandwich são, hoje em dia, o principal método de construção utilizado nas indústrias aeronáutica, aeroespacial e naval, dado apresentarem como principal vantagem a sua elevada relação resistência/peso.

2.1 Perspectiva histórica

O grande impulsionador das estruturas sandwich foi a indústria aeronáutica, que procura desde a sua implantação obter a maior resistência mecânica aliada ao menor peso e menor resistência aerodinâmica.

Estruturas aeronáuticas monocoque formadas apenas de uma parede forte, fina, leve e sem nenhum elemento de suporte interior ou exterior, são as estruturas há muito idealizadas pelos engenheiros. Estas estruturas envolveriam o piloto, o motor, passageiros e carga com o mínimo desperdício de espaço, diminuindo ao mínimo a área frontal. Além disso, a superfície seria lisa e a forma poderia ser tornada extremamente eficiente do ponto de vista aerodinâmico dado não existirem grandes entraves à fabricação de formas complexas, PEERY et. al. (1982) e CURTIS (1997).

Por todas estas razões, os monocoques oferecem o mínimo de resistência ao voo (menor peso, melhor aerodinâmica), tornando possível o voo mais económico. Quando por volta da década de 20, os biplanos da primeira guerra mundial começaram a ser substituídos por novos aviões mais aerodinâmicos de asa única, foram realizados esforços no sentido de os fabricar como monocoques. No entanto, estas engelhavam quando sujeitas a baixas tensões de corte e compressão, o que provocava o colapso prematuro da estrutura, a não ser que fossem reforçadas internamente. Nestas primeiras estruturas monocoques em madeira, os reforços típicos eram estruturas interiores em forma de anel transversal ao longo de toda a estrutura. O grande peso desta construção, assim como a grande heterogeneidade da madeira e a grande sensibilidade à humidade, contribuíram para a rápida substituição da madeira por ligas de alumínio, HOFF (1944).

Estas ligas mostraram-se infelizmente ainda mais sensíveis a fenómenos de engelhamento do que as de madeira, o que levou à adopção de vigas longitudinais em adição aos anéis transversais, de modo a tentar evitar mais uma vez o colapso prematuro da estrutura. Estes semi-monocoques em liga de alumínio reforçados foram desenvolvidos na década de 30 com grande sucesso e foram durante muitas décadas o método preferido de projecto e manufactura na indústria da aviação. No entanto, verifica-se agora uma tendência para a substituição de alumínio por materiais compósitos (CFRP – Carbon Fibre Reinforced Plastics).

Este método de projecto assenta no princípio de que a maior estabilidade e resistência com o menor peso possível, é obtida se os painéis que formam a fuselagem, bem como as estruturas de reforço, forem extremamente finos e com um elevado número de elementos de reforço. A principal

desvantagem deste processo é o elevado custo de manufatura, dado que contém muitos elementos pequenos ligados por rebtagem, o que exige uma maior mão-de-obra e especializada, HOFF (1944).

2.2 Procura de novas soluções

Os elevados custos, complexidade e fraca estabilidade destas estruturas obrigaram à procura de novas soluções centradas na busca de novos materiais que não possuam estas desvantagens.

Dado a estabilidade de um componente/estrutura ser, acima de tudo, função da sua espessura, procurou-se encontrar um material, ou uma combinação de materiais, de elevada resistência e baixa densidade que possuíssem estas características.

Aparentemente, nenhum material possui simultaneamente aquelas características, ou se o possui os seus custos são muito elevados. Assim, a solução encontrada foi colocar uma camada espessa de material de baixa densidade entre duas camadas finas de material de elevada rigidez.

2.3 A estrutura sandwich

As estruturas sandwich, utilizadas principalmente na engenharia aeronáutica e aeroespacial, apresentam como principal vantagem a elevada relação resistência/peso.

A notável característica da sandwich é a sua construção, pois a sua estrutura é composta por uma ou mais camadas finas exteriores de material de elevada resistência, denominada face, e uma ou mais camadas internas, espessas e de baixa densidade, denominadas por núcleo (sólido ou composto de material corrugado). Em particular, as estruturas aeronáuticas, construídas utilizando estruturas sandwich, são verdadeiras estruturas monocoque, isto é, são corpos ocos com uma fina parede, que suportam todos os esforços impostos à estrutura, e simultaneamente, formam um corpo aerodinamicamente eficiente, em que todo o espaço interior está disponível, necessitando (teoricamente) apenas de reforços em zonas de elevada concentração de tensão, HOFF (1944).

Quase todos os materiais compósitos podem ser utilizados como material das faces (sendo o mais preponderante a fibra de carbono) e também materiais com baixa densidade (predominantemente o alumínio).

Tipicamente como materiais do núcleo são utilizados polímeros de baixa densidade (PVC, poliuretano, e em aplicações aeronáuticas e aeroespaciais Rohacell® e Ninho de Abelha) ou estruturas corrugadas compostas principalmente de alumínio, LIBRESCU et. al. (2000).

As estruturas sandwich são, no seu modo de funcionamento, comparáveis a vigas em I, sendo os banzos e a alma das vigas em I, respectivamente, as faces e o núcleo das estruturas sandwich.

As faces suportam os esforços em flexão da estrutura, trabalhando uma face à compressão e outra à tracção e o núcleo suporta os esforços de corte gerados por esforço transversal e torção de modo a impedir as faces de deslizarem.

Dado que o núcleo, ao contrário da alma das vigas em I, acompanha toda a largura das faces, este terá que suportar adicionalmente esmagamento e engelhamento devido a concentração de cargas, ZENKERT (1997).

A Figura 1 mostra os modos de falha possíveis deste tipo de estruturas e as suas causas.

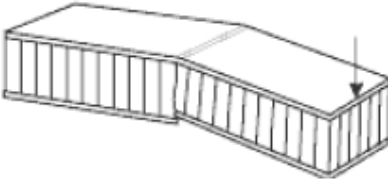
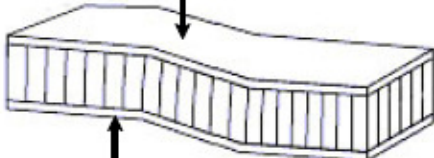
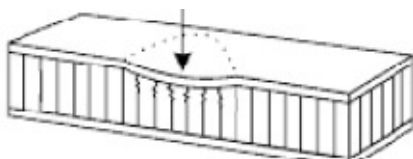




<p style="text-align: center;">Falha das Faces</p> 	<p>Espessura insuficiente das faces e/ou resistência das faces insuficiente podem causar falha das faces, que pode ocorrer tanto na face à tração como na face à compressão.</p>
<p style="text-align: center;">Falha por esforço transversal</p> 	<p>Ocorre quando a resistência do núcleo ao corte ou a espessura do painel são insuficientes.</p>
<p style="text-align: center;">Esmagamento local do núcleo</p> 	<p>Ocorre quando a resistência à compressão do material do núcleo é demasiado baixa.</p>
<p style="text-align: center;">Engelhamento local</p> 	<p>Ocorre quando a espessura do painel ou a resistência do núcleo ao corte são demasiado baixas.</p>
<p style="text-align: center;">Engelhamento Geral</p> 	<p>Engelhamento geral, que pode ser consequência do engelhamento local, ocorre quando o módulo de corte do núcleo ou a resistência ao corte do adesivo é demasiado baixa.</p>
<p style="text-align: center;">Engelhamento das faces</p> 	<p>Falha à compressão do núcleo (engelhamento para dentro), ou falha nos adesivos (engelhamento para fora), pode ocorrer, dependendo da resistência relativa do núcleo à compressão em comparação com a resistência dos adesivos em tensão no plano.</p>
<p style="text-align: center;">Instabilidade local</p> 	<p>Engelhamento intracelular (passível de ocorrer apenas em materiais celulares) ocorre quando as faces são muito finas em relação ao tamanho de célula. Este efeito provoca falha se se propagar para células adjacentes.</p>

Figura 1 - Modos de falhas em estruturas sandwich, (BROUGHTON et. al., 2002).

Tipicamente as estruturas sandwich são projectadas tendo em atenção os seguintes critérios estruturais, segundo CURTIS (1997):

- As faces deverão ter a espessura necessária de modo a suportar as tensões normais de tracção e compressão bem como as tensões de corte no plano das faces, introduzidas pelas cargas de projecto.
- O núcleo deverá ter a espessura suficiente de modo a suportar as tensões de corte provocadas pelo esforço transversal induzido pelas cargas de projecto.
- O núcleo deverá possuir resistência suficiente à flexão (esforço transversal), de modo a impedir flexões excessivas.
- O núcleo deverá ter a espessura suficiente e resistência ao corte de modo a evitar engelhamento
- O módulo do núcleo e a resistência à compressão das faces deverão ser suficientes de modo a evitar engelhamento das faces
- O núcleo deverá ter resistência, suficiente à compressão de modo a resistir ao esmagamento provocado pelas cargas de projecto normais ao plano das faces, e à compressão induzida pela flexão da estrutura.
- O material deverá ser suficientemente resistente para impedir falhas em zonas de concentração de tensões.

2.4 Desenvolvimento

A primeira descrição de uma estrutura sandwich, de acordo com HOFF et al. (1944), está contida numa patente datada de 1924 concedida a Von Kármán e Stock, VON KÁRMÁN (1924). As primeiras experiências foram realizadas em 1934 por S.E.Mautner nas fábricas aeronáuticas Schneider-Creusot em França com estruturas de compensado laminado (vulgo contraplacado), e cortiça. Em 1938, em Paris no Salon d'Aeronautique foi apresentado como resultado dessas experiências um monoplano totalmente fuselado com as asas a adoptar uma estrutura sandwich. Concorrentemente era também efectuada pesquisa na Grã-Bretanha principalmente por Bruyne, GOUGH et. al. (1940), que trabalhou durante longos anos na utilização de plásticos reforçados em aviões.

O grande impulsionador da tecnologia sandwich na aeronáutica, foi no entanto a empresa DeHavilland com os modelos Albatross, figura 2, e Comet, figura 3, os quais iniciaram os primeiros passos na construção sandwich em madeira na década de 30, com o Albatross a utilizar este método na fuselagem e no bordo de ataque da asa. No entanto foi com o avião DeHavilland Mosquito, figura 4, que as estruturas sandwich obtiveram notoriedade mundial.



Figura 2 – DeHavilland Albatross



Figura 3 – DeHavilland Comet



Figura 4 – DeHavilland Mosquito

2.4.1 Dehavilland Mosquito

“The Mosquito was an unusual machine, reflecting unconventional thinking in both operational concept and manufacture. It had to overcome stiff official resistance before it was finally accepted for service. Once it was, it was built in the thousands, with dozens of marks”

Air marshal Sir Wilfrid Freeman

Em resposta à proposta P13/36 do governo Britânico, a empresa DeHavilland, inspirada no relativo sucesso do Comet e Albatross, apresentou ao ministério do ar inglês uma proposta de um caça bombardeiro bi-motor, cuja principal diferença face aos seus competidores era a de não possuir nenhum armamento defensivo, apoiando-se sobretudo na sua superior velocidade para defesa.

Após grande resistência do governo britânico e anos de desenvolvimento, o Mosquito passou finalmente à fase de produção obtendo grande sucesso e confirmando as expectativas dos engenheiros da empresa, BISHOP (2000).

As principais razões para o sucesso do Mosquito segundo HOFF (1943) derivam, na sua maioria, do principio de construção inovador utilizado dado que a quase totalidade do avião era construído com recurso à tecnologia sandwich, principalmente na fuselagem que era constituída por uma sandwich de contraplacado de abeto vermelho com um núcleo de balsa a separar as faces, a envolver 7 anteparas também em sandwich com núcleo de abeto vermelho entre camadas de contraplacado (ver figura 5). A fuselagem era construída em duas metades em volta de uma matriz em cimento, e as duas metades eram depois coladas formando a fuselagem completa do avião.

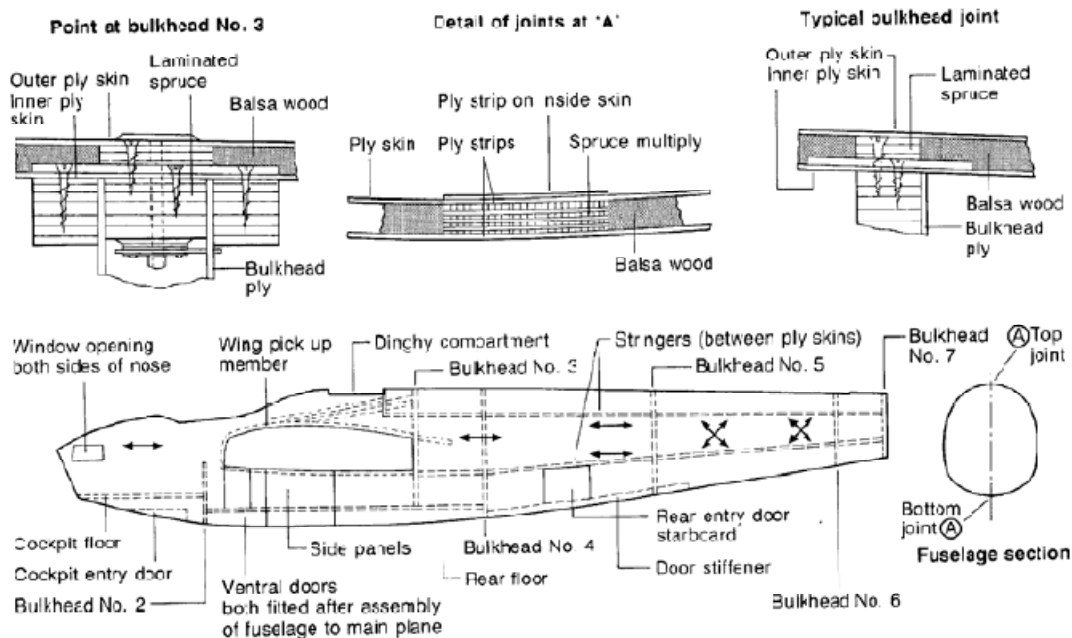


Figura 5 - Aeronave de Havilland Mosquito: pormenores construtivos, (MIDDLETON, 1990).

A opção da Dehavilland por uma estrutura sandwich em madeira foi, como já referido, a principal razão para o sucesso do Mosquito. O baixo peso da fuselagem permitia uma carga útil na descolagem bastante alta e atingir velocidades elevadas (na época do seu lançamento nenhum caça existente o podia alcançar). Proporcionou também outras vantagens, principalmente ao nível da manufatura, dado que o método de construção diminuía o tempo de fabrico e permitia montar componentes vitais, tais como, tubos hidráulicos, consola de voo, depósitos de combustível, etc., antes de se proceder à colagem das duas metades(fig. 6). O fabrico não necessitava de mão-de-obra especializada, uma vez que muitos componentes do Mosquito eram construídos em antigas fábricas de móveis e de pianos dispersas pelo país. Este facto reduzia os custos de fabrico e minimizava os

atrasos na produção caso uma unidade fabril fosse atacada. Por último, e tão ou mais importante que as outras vantagens a madeira não era um bem escasso ao contrário do alumínio, BISHOP (2000).



Figura 6 - Construção das metades da fuselagem do Mosquito, (BISHOP, 2000).

2.5 Estruturas sandwich na actualidade

O uso de construção sandwich tem vindo a expandir-se e a diversificar-se, e nos dias de hoje é utilizado em projectos tão díspares como camiões frigoríficos (em que a sandwich serve simultaneamente de estrutura e de isolamento), pranchas de surf, interiores de aviões, caso do Airbus A380, Figura 7, em que a construção sandwich é utilizada nos compartimentos de bagagem superiores, painéis divisores de classes, painéis interiores bem como elementos estruturais dos mesmos (bulkheads) e em satélites, SIEBERT (2006).

Tabela 1 - Vantagens e desvantagens da construção sandwich, (LEITE, 2004).

Vantagens	Desvantagens
Alta resistência específica	Perigoso para a saúde durante a construção (Resinas)
Alta rigidez específica	Fracas possibilidades de reciclagem e de reparação (compósitos)
Baixo peso	Falta de informação dos engenheiros e designers
Isolamento térmico e acústico	Problemas de temperatura/resistência ao fogo
Capacidade de resistência à corrosão	Mudança de mentalidades
Facilidade de construção de formas completas	Controlo de qualidade
Capacidade de absorção de energia	Variedade de critérios de rotura
Poucas peças estruturais necessárias	Incompatibilidade de materiais
Múltiplas possibilidades de escolha de materiais	

2.7 Formulação teórica das estruturas sandwich ao corte

Utilizando o método de cálculo proposto por ALLEN (1969), baseado na teoria simplificada de vigas deduziram-se as equações necessárias ao cálculo dos parâmetros desejados, ver capítulo 6, reproduzindo-se aqui o seu resultado final:

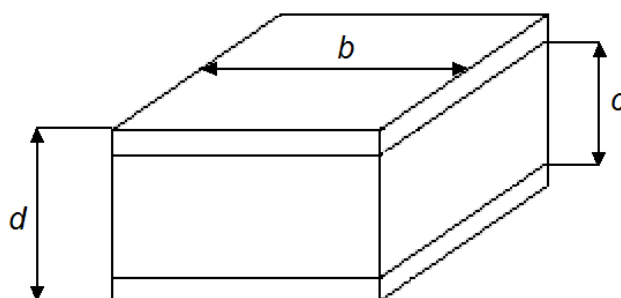


Figura 8 – Dimensões da estrutura sandwich

Tensão de corte no núcleo nos ensaios de flexão a 3 e 4 pontos(τ):

$$\tau = \frac{P}{(d+c)b} \quad (1)$$

Onde:

- τ - Tensão de corte
- P - Carga máxima aplicada no provete
- d - Espessura do provete
- c - Espessura do núcleo
- b - largura do provete

A deflexão a meio vão nos ensaios de flexão em 3 pontos (Δ):

$$\Delta = \frac{P \times L^3}{48 D} + \frac{P \times L}{4 U} \quad (2)$$

Onde:

- Δ - Deflexão do provete/deslocamento máximo do travessão
- L - Comprimento suspenso do provete
- D - Módulo de rigidez das faces
- U - Rigidez ao corte

O módulo de rigidez das faces [D]:

$$D = \frac{E_f(d^3 - c^3)b}{12} \quad (3)$$

Onde:

- E_f - Módulo de Young das faces

A rigidez ao corte [U]:

$$U = \frac{G (d+c)^2 b}{4 c} \quad (4)$$

Onde:

- G - Módulo de rigidez ao corte

Deflexão máxima no ensaio de flexão a 4 pontos com os travessões colocados a uma distância dos suportes inferiores igual a $\frac{1}{4}$ do vão, ver figura 18 b):

$$\Delta = \frac{11 P \times L^3}{768 D} + \frac{P \times L}{8 U} \quad (5)$$

Em alternativa, caso dois provetes idênticos sejam carregados de modos diferentes com uma carga máxima a 3 pontos, P_3 , com um vão L_3 , e com um deslocamento máximo de travessão Δ_3 , e uma carga máxima a 4 pontos P_4 com um comprimento suspenso L_4 com um deslocamento máximo de travessão Δ_4 o Módulo de rigidez ao corte pode ser calculado do seguinte modo:

$$G = \frac{P_3 L_3^3 c \left[\frac{8 L_3^2}{11 L_4^2} - 1 \right]}{\Delta_3 b (d+c)^2 \left[\left(\frac{16 P_3 L_3^3 \Delta_4}{11 P_4 L_4^3 \Delta_3} \right) - 1 \right]} \quad (6)$$

3. A cortiça e os aglomerados de cortiça

Embora utilizada desde há milénios por variados povos, egípcios no fabrico de ânforas, gregos como bóias de redes de pesca e romanos no fabrico de calçado, a utilização da cortiça em grande escala teve como precursor o procurador da abadia de Hautvilliers, um monge de nome Pierre Perignon, KLADSTRUP et al. (2005), ao descobrir que as rolhas de cortiça não saltavam dos barris utilizados para a fermentação e conserva dos vinhos. Esta descoberta, logo utilizada por todas as abadias da área e espalhando-se rapidamente por toda a Europa, levou a uma procura cada vez maior de cortiça, sendo a principal responsável pela dimensão que a indústria corticeira possui nos dias de hoje.

3.1 A Cortiça em Portugal

Embora existindo artefactos que remontam ao tempo da ocupação romana da península ibérica, apenas a partir do séc. XIV é que a cortiça começa a tomar alguma importância em termos económicos para Portugal. A grande revolução ocorre no final do século XIX quando a indústria corticeira responde à cada vez maior procura da cortiça para o fabrico de rolhas, tornando-se nos dias de hoje, a única actividade agrícola na qual Portugal é líder mundial, DGRF (2007).

3.2 O sobreiro

Espécie endémica no território português, o sobreiro (*Quercus suber* L.) pertence à ordem das Fagales, família das Fagáceas, género *Quercus*, sendo a espécie *Quercus suber*, figura 9.

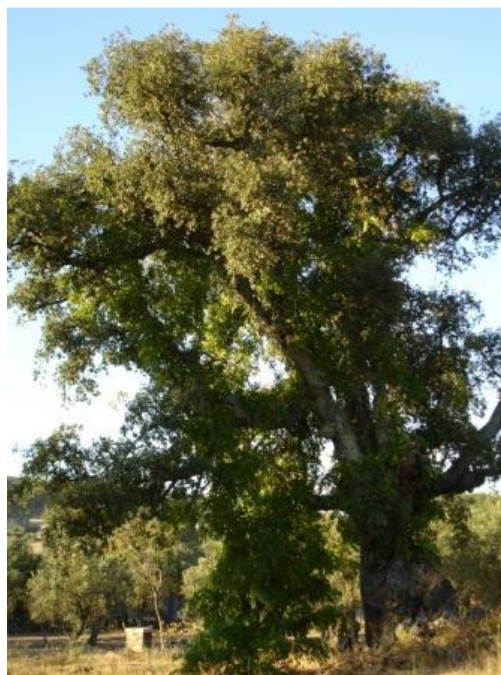


Figura 9 - Sobreiro

Em território nacional tem grande parte da sua distribuição na zona sul do país, ver figura 10, ocupando o segundo lugar em área de território florestal, logo atrás do pinheiro-bravo.

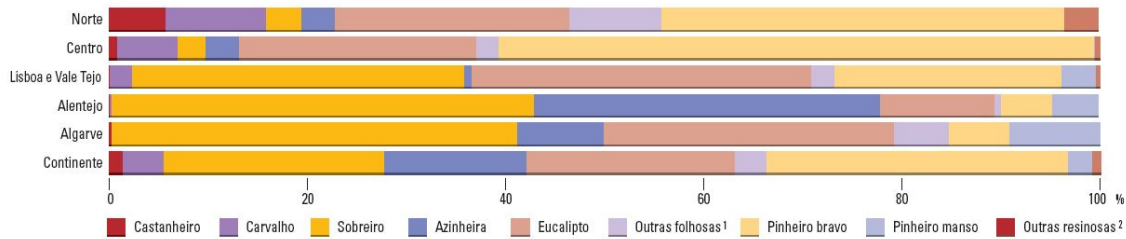


Figura 10 – Ocupação da área florestal por espécie , www.igeo.pt

O sobreiro desenvolve-se idealmente em terrenos arenosos descalcificados, PH neutro ou ácido, com níveis de pluviosidade entre os 400 a 800 milímetros anuais e a temperaturas médias de 14°C-15°C, AZUL (2002).

3.3 A cortiça

Extraída do sobreiro em intervalos mínimos de 9 anos, a cortiça , casca ou súber do sobreiro, figura 11, tem um grande peso na economia nacional, sendo responsável em 2005 por 2,73% do total das exportações nacionais representando 2,04% do PIB Português, DGRF (2007).



Figura 11 – Cortiça após extracção

A extracção da cortiça do sobreiro é destinada a vários tipos de produtos estando dividida, segundo GIL, L. (1998), do seguinte modo:

- Rolhas de cortiça natural – 57% (13 biliões de rolhas)
- Rolhas de cortiça aglomerada – 11% (1,5 biliões de rolhas)
- Aglomerados para revestimento – 17% (10 milhões m2)
- Aglomerado expandido de cortiça – 6% (150000 m3)
- Outros – 8%

Produtos não acabados – 1%

Das características mecânicas da cortiça, há que destacar a sua baixa densidade e grande elasticidade, devido à estrutura alveolar, a sua impermeabilidade, devido à suberina presente nas faces do alvéolos, o seu elevado coeficiente de atrito e propriedades isolante, tanto ao nível térmico, como acústico e vibratório.

3.4 Os aglomerados de cortiça

Descobertos em 1891 pelo norte-americano John Smith, os aglomerados de cortiça, figura 12, tornaram possível a utilização da totalidade, ou quase, da cortiça extraída, (OLIVEIRA et al, 2000).

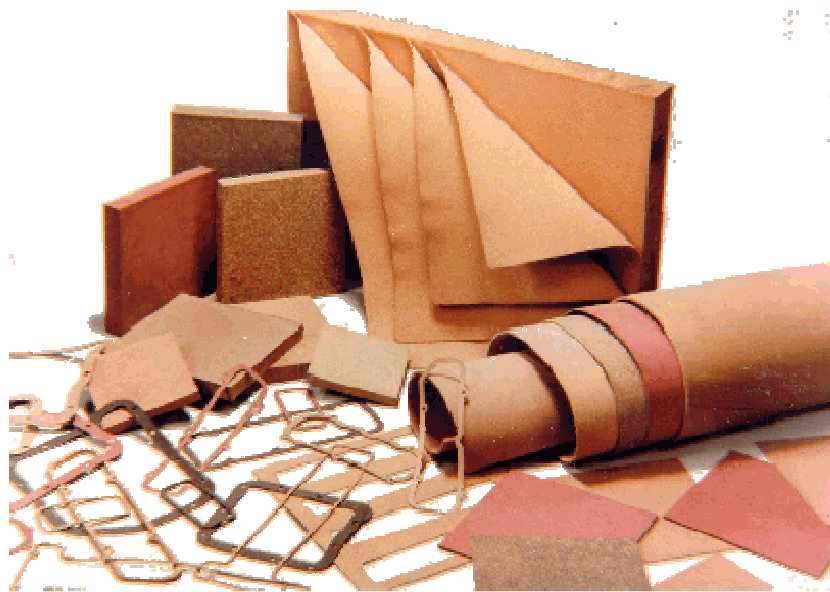


Figura 12 – Aglomerados de cortiça, CompCORK

Podem ser divididos em dois grupos consoante a presença de materiais adicionais, tais como resinas aglomerantes, borracha ou óleo de linhaça. Aos que são constituídos unicamente por grãos de cortiça dá-se o nome de aglomerados puros e os que possuem materiais adicionais pertencem ao grupo dos aglomerados compostos, grupo esse a que pertencem todos os provetes ensaiados na presente tese. De um modo geral os aglomerados compostos são divididos segundo as seguintes características: Os grãos provenientes da trituração de desperdícios da indústria rolheira, e de pranchas de cortiça de menor qualidade, cortiça virgem, secundeira ou pranchas de cortiça não utilizáveis para o fabrico de rolhas, são divididos por granulometria, ou tamanho de grão, e por densidade, BD, MD ou AD, para baixa, média ou alta densidade. Estes dois parâmetros são seleccionados conforme a aplicação para a qual os aglomerados de cortiça são propostos, isolamento, pavimento, enchimento, etc. Após a definição destes parâmetros é definido o tipo de resina aglomerante a utilizar, não de menos importância que o primeiro passo, a adição ou não de outro material, e o nível de compactação durante o processo de fabrico. Os aglomerados compostos mantêm as propriedades da cortiça que os originaram e podem melhorar certos comportamentos mecânicos, dependendo do tipo de material de adição, como por exemplo “rubber-cork”. figura 13,

cortiça com borracha em que a impermeabilidade da cortiça se mantém aumentando bastante a capacidade de absorção de impacto e a elasticidade em geral, utilizada sobretudo como pavimento, isolamento e juntas de dilatação.



Figura 13 – Pavimento em rubber cork

4. Materiais em estruturas sandwich

A selecção dos materiais a utilizar em estruturas sandwich depende das especificações do projecto, sendo uma das fases mais importantes e mais difíceis.

Existem, de acordo com ASHBY et. al. (2004), cerca de 80 000 materiais diferentes e cerca de 1 000 maneiras diferentes de os processar, e de acordo com ALLEN (1969), a grande maioria pode ser utilizada em estruturas sandwich, tanto nas faces como no núcleo. Assim, a avaliação dos diversos materiais, e a obtenção das propriedades dos mesmos, é de extrema importância, de modo a aumentar o conhecimento dos materiais envolvidos, e desse modo o das estruturas sandwich (incompatibilidades entre materiais, diminuir os critérios de projecto geralmente demasiado conservadores, etc.).

No presente capítulo pretende-se apresentar uma descrição geral dos materiais, ou grupos de materiais, passíveis de serem utilizados em construção sandwich, dando-se especial ênfase aos materiais ensaiados no decorrer desta tese.

4.1 Materiais das faces

As faces das estruturas sandwich, como já foi referido, suportam sobretudo os esforços de tracção e compressão. Logo as propriedades requeridas aos materiais das faces são sobretudo elevada resistência, resistência ao impacto, corrosão e desgaste, VINSON e SIERAKOWSKY (1986). Aos materiais das faces é também requerido um nível mínimo de qualidade superficial (acabamento), capacidade de serem efectuadas formas complexas e, cada vez mais importante nos dias de hoje, uma boa integração ambiental ao nível da fase de construção e fim de vida.

Os materiais das faces podem ser divididos, “grosso modo”, em dois grupos diferentes: os materiais metálicos e os materiais não-metálicos.

4.1.1 Materiais metálicos

Existe uma grande variedade de metais e ligas passíveis de ser utilizados como materiais de faces nas estruturas sandwich apresentando geralmente as seguintes vantagens e desvantagens:

- Vantagens
 - Elevado desempenho em rigidez e em resistência
 - Baixo custo
 - Bom acabamento
 - Boa resistência a impacto

- Desvantagens
 - Elevada densidade
 - Problemas de fabrico de geometrias complexas
 - Corrosão

De entre os materiais metálicos destaca-se o alumínio, uma vez que apresenta uma boa relação resistência/peso, requisito essencial para materiais de faces em estruturas sandwich.

4.1.2 Materiais não metálicos

Os materiais não metálicos são um grupo ainda mais numeroso que o anterior, onde se inclui, entre outros, madeira, cimento, polímeros e cerâmicos. Quando utilizados em conjunto formam um grupo ainda maior de materiais denominados compósitos, estes materiais são hoje em dia, os mais utilizados na construção sandwich.

4.1.3 Materiais compósitos

Embora se dê o nome de materiais compósitos a todos os materiais diferentes utilizados em conjunto, nesta tese o nome de material compósito refere-se a materiais compostos por uma matriz polimérica reforçada com fibras de outro material.

A matriz dos materiais compósitos tem um uso estrutural mínimo e propriedades mecânicas baixas. A sua função primordial é a distribuição de carga entre as fibras, funcionar como material de adesão e aglomeração e a obtenção das formas necessárias. Os requisitos dos materiais da matriz são propriedades mecânicas, capacidade de adesão às fibras utilizadas, tenacidade e uma certa compatibilidade ambiental, tanto no processo de fabrico como nos resíduos pós-vida. Os materiais mais utilizados são as resinas, nomeadamente as de poliéster, vinilester e epoxidica, VINSON e SIERAKOWSKY (1986).

A função das fibras é a de suportar as cargas requeridas ao material, dado ser o material mais resistente do compósito. Consequentemente as propriedades requeridas às fibras confundem-se com as propriedades requeridas às faces propriamente ditas. Existe uma larga gama de materiais para as fibras tais como vidro, aramida, boro, alumina, fibras naturais e carbono. Estas fibras podem ser dispostas de variadíssimas maneiras na matriz: unidireccionais, $0^{\circ}/90^{\circ}$, multiaxiais, malhas, mantas curtas e partículas, sendo a disposição mais utilizada as fibras longas.

4.2 Materiais do núcleo

As propriedades inerentes ao núcleo de uma estrutura do tipo sandwich, são porventura um dos parâmetros fundamentais para um projectista, e da qual este tem um menor conhecimento.

Segundo ALLEN (1969) o material do núcleo deve conter os seguintes requisitos: baixa densidade, alguma rigidez e resistência ao corte (rigidez no sentido perpendicular às faces), isolamento térmico e

acústico.

Um projectista para a selecção do núcleo dispõe de uma panóplia de materiais diferentes e geometrias possíveis para seleccionar. No entanto, é comum dividir-se em três grupos os diferentes materiais do núcleo na sua estrutura: sólida, Ninho de Abelha e treliça.

De entre os inúmeros materiais utilizados hoje em dia como materiais do núcleo, tais como, PS, PU, PVC, DIVINYCELL®, alumínio corrugado, etc., esta secção apenas foca os materiais utilizados nos ensaios.

4.2.1 Rohacell®

O Rohacell® emergiu dos desenvolvimentos em química de acrílicos e meta-acrílicos, química essa desenvolvida na fábrica Röhm & Haas GmbH em Darmstadt, a partir de 1911, sendo os primeiros protótipos produzidos em laboratório em 1962.

No entanto foi necessário esperar mais 8 anos até que em 1970, o processo tivesse evoluído o suficiente para ser produzido em escala industrial, tendo sido certificado para a indústria aeronáutica no ano de 1972, RÖHM (1998).

O Rohacell® é uma espuma de núcleos predominantemente fechados, mais frágil que as espumas PVC, criada a partir da reacção de expansão térmica co-polimérica. O processo de fabrico é o seguinte: Os ingredientes, ácido meta-acrílico (MAA), metacrilonitrilo (MAN) são misturados com um agente de expansão (uma substância produtora de gás), neste caso formamida. A primeira fase é a polimerização, em que a mistura é convertida numa folha de plástico dura com o agente de expansão inalterado. A segunda fase começa aquecendo a folha a uma temperatura de aproximadamente 200°C, o que provoca reacções químicas entre o agente de expansão e o plástico, libertando substâncias gasosas, criando pequenas bolhas no plástico, expandindo-o, formando assim polimetacrilimida, ou também denominada PMI. Dado que a formamida é utilizada como agente de expansão, o Rohacell® não apresenta carboidratos e está livre de halogéneo. O resultado é uma estrutura bastante homogénea com propriedades isotrópicas, RÖHM (1988).

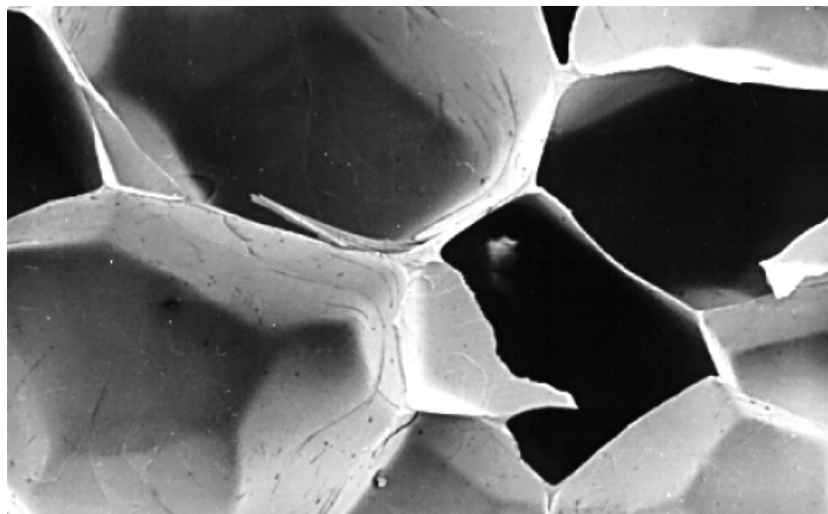


Figura 14 - Estrutura da célula de Rohacell® WF51, tamanho 0,50 - 0,70 mm, (Röhm, 1987).

Existem cerca de uma dezena de tipos diferentes de PMI, dependendo da utilização, sendo classificados como ROHACELL® 31, 51, 71, 110, 170, 190, entre outros. Os números representam a sua densidade média em $[\text{kg}/\text{m}^3]$. A graduação utilizada nos ensaios foi de Rohacell 71.

O Rohacell® devido às suas características pode ser maquinado sem recurso a lubrificante, ser termo-enformado em geometrias bastante complexas, e ser utilizado com todos os sistemas de adesivos por não apresentar quaisquer reacções.

Os componentes estruturais podem ser manufacturados em autoclave ou infusão de resina (RTM, VARTM, SCRIMP) ou por adição manual, uma vantagem particular do Rohacell® é o facto da cura das faces e dos adesivos de ligação face-núcleo poderem ser feitas concorrentemente, RÖHM (1998).

As principais vantagens das espumas PMI são: combinar a maior resistência e tenacidade de todas as espumas, grande estabilidade dimensional, boa resistência à fadiga e a possibilidade de actuar a elevadas temperaturas, excelente resistência mecânica e dependendo da aplicação e design pretendidos podem ser realizadas melhorias a nível de resistência ao impacto e compressão após impacto. Estas espumas apresentam também grande resistência a altas temperaturas, o que possibilita a co-cura com o material das faces, quando utilizada como material do núcleo em estruturas sandwich com faces em material compósito, obtendo-se assim um menor custo de processamento e enformação.

A principal desvantagem das espumas Rohacell® é o facto de o custo total destas ser bastante elevado, o que limita a utilização das espumas em componentes de elevada performance tais como, rotores de helicópteros e ailerons. Outra desvantagem é o facto de oferecer uma menor relação peso-resistência em comparação com as estruturas em Ninho de Abelha. No entanto para estruturas que necessitem de resistir a grandes esforços, o Ninho de Abelha é geralmente revestido por epoxy, o que pode tornar as espumas PMI mais leves, SIEBERT (2006).

4.2.2 Ninho de Abelha

Os núcleos em Ninho de Abelha são constituídos por placas finas e leves, por norma formadas por células hexagonais, mas podem também ser triangulares, quadradas ou rômbricas, Figura 15, GIBSON e ASHBY (1997). As diferentes geometrias das células podem encontrar-se em diferentes tipos de material, tais como: polímeros, metais e cerâmicos. Os polímeros e os metais são usados em aplicações que vão desde as portas comuns a componentes avançados para a indústria aeroespacial; nos trens de aterragem da nave espacial Apollo 1, foi usado o alumínio em núcleo de Ninho de Abelha por reunir características de absorção de energia, típica dos materiais metálicos. Os materiais cerâmicos devido às suas propriedades de resistência a altas temperaturas, podem-se encontrar em aplicações de suporte de catalizadores e também em permutadores de calor, GIBSON e ASHBY (1997).

Uma das vantagens destes materiais em relação às espumas é o estudo do seu comportamento teórico dado que, no caso das espumas, as paredes das células formam uma intrincada rede

tridimensional que se distorcem durante a deformação e que é de difícil identificação, por sua vez, no Ninho de Abelha podem-se realizar modelos à escala e observar a sua deformação, tal acontece devido à sua geometria ser perfeitamente regular com a vantagem de se poder fazer uma aproximação teórica às suas propriedades. O estudo que comporta esta característica é explicado por GIBSON e ASHBY (1997).

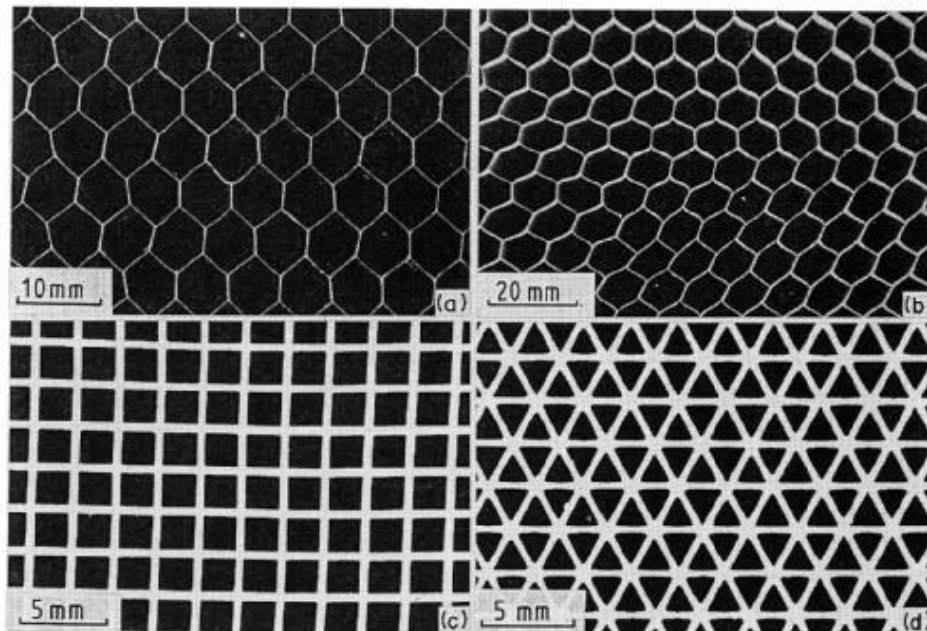


Figura 15 - Diferentes tipos de núcleos em Ninho de Abelha, (a) Alumínio, (b) Resina de papel fenólico, (c) Cerâmico em células quadrangulares, (d) Cerâmico em células triangulares, (GIBSON e ASHBY, 1997).

Os primeiros trabalhos realizados, onde se aferiram as propriedades do Ninho de Abelha devem-se a Kersey et. al. (1953), ao qual se seguiram Chang e Ebcioğlu (1961), que tiveram em linha de conta o módulo de resistência ao corte na direcção transversal, para núcleos regulares hexagonais.

Mais tarde, foram realizados outros estudos sobre o comportamento deste tipo de núcleos, assim como, para outras geometrias, nas quais se destacam, Gibson et. al. (1982), Warren e Kraynik (1987), GIBSON e ASHBY (1997), Torquato et. al. (1998) e por fim Meraghni et. al. (1999).

No Ninho de Abelha representado no plano da Figura 15, quando comprimido neste plano, as paredes das células flectem, ocorrendo deformação elástica. Para além da tensão crítica, as células podem ceder por: flexão elástica, colapso plástico e fractura frágil ou dúctil, conforme o material de que é constituído a parede da célula. A célula colapsa quando a parede oposta toca na outra, quando isto acontece a estrutura densifica e a resistência aumenta rapidamente. Segundo os outros planos as paredes sofrem extensão ou contracção e as tensões de rotura são mais elevadas.

A evolução do Ninho de Abelha tem sido espantosa, hoje em dia podem-se encontrar Ninhos de Abelha feitos de materiais tais como: Quartzo/Cianeto, Mica/Epoxy, Spectra, Kevlar e de um grande número de diferentes tipos de fibras de carbono. No anexo A, encontram-se as propriedades mais relevantes deste tipo de núcleos.

4.3 Adesivos

Na presente secção pretende-se descrever, em traços gerais, a evolução dos adesivos na indústria aeronáutica e aeroespacial na aplicação de estruturas sandwich, ou seja, na ligação entre núcleo e as faces.

4.3.1 Adesivos na indústria aeronáutica

No projecto de estruturas sandwich, os componentes face e núcleo, têm que se unir de forma a que a sua união estrutural seja íntegra quando sujeitas a cargas (estáticas ou dinâmicas) e ao meio a que estão sujeitas (temperatura, humidade). Pode-se definir um adesivo como um material que, quando aplicado às superfícies dos materiais pode ligá-los e oferecer resistência à separação. Este termo é geralmente utilizado para indicar um adesivo que, quando cura adquire uma resistência mecânica relativamente elevados, que permite construir juntas resistentes a solicitações mecânicas intensas, KINLOCH (1996).

O desempenho depende: da adesão entre o adesivo e o aderente, das características da superfície do aderente, das propriedades físicas, químicas e mecânicas do adesivo, bem como da geometria da junta a colar.

Os três principais parâmetros de uma junta colada quanto à sua resistência mecânica são: nível de adesão entre adesivo e o aderente, coesão do adesivo curado e geometria da junta. A adesão está relacionada com as propriedades químicas e físicas do adesivo e das superfícies. Um dos cuidados a ter é na preparação da junta a ser colada, pois daí podem advir roturas interfaciais.

A adesão é um fenómeno superficial que depende da interacção do adesivo, no estado líquido, com as superfícies do substracto, ou seja, é um fenómeno que resulta da interacção entre um pequeno universo de camadas moleculares das superfícies dos materiais em contacto, BOWDITCH et. al. (1996).

Os progressos no domínio do conhecimento da adesão dos adesivos à superfície dos aderentes têm sido lentos. Este facto prende-se, sobretudo, com a multidisciplinaridade envolvida nesta ciência, que inclui investigações nas áreas da química, física, da reologia e da mecânica da fractura, entre outras. Um dos maiores problemas encontrados neste domínio prende-se com o facto da região da junta colada que influencia a adesão ser a interface aderente/adesivo e de essa não ser facilmente acessível para análise, PIRES (2003).

Salienta-se que há cuidados a ter com as eventuais roturas coesivas na camada de adesivo, tendo sempre presente que a junta colada não deve ser o ponto mais fraco da estrutura.

Existem três tipos de mecanismos de rotura numa ligação por meio de adesivos: uma zona adesiva, uma zona de transição (mista adesiva/coesiva) e uma zona coesiva. A junta que apresenta rotura adesiva possui uma baixa resistência mecânica, sendo caracterizada por apresentar rotura na interface adesivo/aderente. Na zona de transição ocorre uma rotura mista adesiva/coesiva e na condição de rotura coesiva a rotura ocorre no adesivo, em virtude da força que se estabelece na interface ser superior à força que mantém o adesivo unido, MINFORD (1993) e KINLOCH (1996).

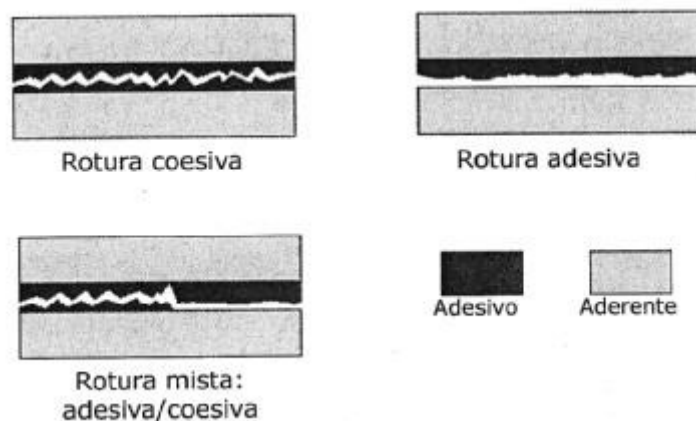


Figura 16 - Esquema dos diferentes tipos de rotura numa junta colada, (PIRES, 2003).

Foram propostas várias teorias para explicar os mecanismos de adesão, segundo PIRES (2003) as mais importantes são:

- Teoria de Adesão Específica (teoria Química ou teoria da Absorção)
- Teoria da Difusão
- Teoria Electrónica
- Teoria da Camada Limite
- Teoria Mecânica

Em 1981, Lewis e Gounder realizam um estudo sobre as variáveis que mais influenciam a durabilidade das juntas coladas, as quais são expostas na seguinte Tabela:

Tabela 2 - Variáveis que influenciam o desempenho das juntas adesivo, (PIRES, 2003)

<p style="text-align: center;">Ambiente envolvente</p> <p>1 – Tensões mecânicas 2 - Temperatura 3 – Ambiente físico-químico</p>	<p style="text-align: center;">Específicas</p> <p>1 – Ambiente industrial: temperatura, CO, H₂O, vapor, ... 2 – Combustível aerospacial, radiação, vácuo, atmosfera, ... 3 – Pressão hidrostática, corrosão marinha, ...</p>
<p style="text-align: center;">Concepção</p> <p>1 – Material do adesivo 2 – Material do aderente 3 – Tipo de junta 4 – Dimensões da junta 5 – Espessura do adesivo 6- Considerações interfaciais</p>	<p style="text-align: center;">Aleatórias</p> <p>1 – Cuidados na execução da junta 2 – Vazios na linha de colagem 3 – Preparação inadequada da superfície 4 – Cura inadequada do adesivo 5 – Fraco alinhamento da junta 6 – Outras variáveis aleatórias</p>

A ligação por adesivos é uma técnica com enorme potencial para aplicações estruturais, no entanto, uma das limitações desta tecnologia é a baixa durabilidade apresentada pelas juntas coladas perante a exposição a ambientes húmidos e quentes, com a conseqüente rotura dos componentes colados, PIRES (2003).

A união de materiais por meio de adesivos começou quando os Egípcios usaram cloreto de cobre como adesivo na manufactura de sarcófagos.

Os primeiros aviões construídos no século XX utilizavam adesivos à base de caseína, polímero natural derivado do leite. Este adesivo apresenta um bom desempenho excepto quando é submetido a ambientes húmidos, absorvendo água e tornando-se frágil, KINLOCH (1996) e BROCKMANN et. al. (1986). O problema do rápido envelhecimento destes adesivos foi ultrapassado pela introdução de adesivos sintéticos, por volta dos anos 40.

Após a primeira guerra mundial, deu-se início à construção de aviões comerciais, sendo a madeira o material estrutural mais usado no seu fabrico. No entanto a evolução do estudo dos materiais permitiu a substituição da madeira por ligas leves, podemos referir a empresa Fokker como uma das pioneiras no uso dos materiais de substituição, dos até então considerados nobres na indústria aeronáutica.

Seja como for, até cerca de 1940, altura em que a indústria aeronáutica evoluiu de uma forma mais acentuada, iniciou-se a generalização do uso dos adesivos, podendo-se afirmar que a colagem das lâminas de madeira que formavam a fuselagem do bombardeiro inglês Mosquito da segunda guerra mundial foi a primeira utilização em larga escala da tecnologia de adesivos em aplicações aeronáuticas, os adesivos utilizados foram os adesivos de ureia formaldeído – adesivo sintético. Estes adesivos eram muito frágeis e passíveis de fissurar. No corrente desta década surgem ainda outros tipos de adesivos, os fenólicos, igualmente frágeis mas mais adequados para a união de metais. Nos Estados Unidos, no início da década de 40 a empresa Narmco desenvolveu Meltbond Adhesives para a empresa Consolidated Vultee afim de ser aplicado no bombardeiro B-36. No decorrer do final desta década e durante a década seguinte, os adesivos, ajudaram em muito à substituição do uso de parafusos, rebites e soldaduras. Nos anos 50 surgiram os adesivos epoxy, trata-se de um adesivo reticulado que possui muitas ligações cruzadas, tratando-se de um adesivo frágil. No entanto, a sua fragilidade pode ser diminuída, tal como acontece nos fenólicos, adicionando pequenas quantidades de elastómeros. Estes adesivos sofreram uma enorme evolução e actualmente existem em grande variedade, comercializados sob a forma de um só componente ou de vários (os mais utilizados são normalmente constituídos por dois componentes, resina e endurecedor) PIRES (2003). Estes novos adesivos podem curar quer à temperatura ambiente, quer a temperatura elevada, e existem na forma de líquido, pasta ou filme, destacam-se por serem resistentes à humidade, comparativamente aos adesivos epoxy tradicionais, dominando uma boa parte das aplicações aeroespaciais, BROWN (1993). O desenvolvimento mais recente, tem sido no campo dos adesivos semi-orgânicos.

Na Tabela 3 são apresentados os adesivos mais utilizados na indústria aeronáutica, aplicados sobretudo nas ligações entre materiais compósitos e entre estes e os elementos metálicos nas aeronaves mais recentes.

Tabela 3 - Adesivos utilizados na indústria aeronáutica, (HIGGINS, 2000)

Adesivo Redux 775		Adesivo Epoxy		
Avião	Ano de Voo	Avião	Ano de Voo	Adesivo usado
DeHavilland Dove	1945	Boeing 727	1963	Cytec FM1000
Vickers Viscount	1948	Boeing 737	1967	Cytec FM1000
DeHavilland Heron	1950	Jetstream 31	1967	Cytec FM1000
DeHavilland Comet	1951	Jetstream 31	1982	Hexcel Redux 308A
Vickers Vanguard	1959	Jetstream 31	1991	3M AF163-2
Fokker F27	1955	Jetstream 41	1991	3M AF163-2
Fokker F28	1967	Saab 340	1983	Cytec FM73
Fokker 50	1985	Airbus A300	1972	Cytec FM123-2
Fokker 100	1988	Airbus A300	1972	Cytec FM123-5
Fokker 50	1995	Airbus A300	1972	3M AF126
Fokker 100	1995	Airbus A300	1982	Cytec FM73
		Airbus A300	1991	3M AF63-2
		Airbus A310	1982	Cytec FM73
		Airbus A310	1991	3M AF163-2

Actualmente, as aeronaves são constituídas por vários materiais compósitos, plásticos reforçados com fibras, titânio, entre outros, contudo o material estrutural dominante continua a ser o alumínio. Mas esta tendência está a ser alterada como se pode verificar pelo gráfico seguinte que compara o tipo de materiais utilizados para o fabrico do Boeing 777 do ano 1994 com o Boeing 787 com comercialização a partir do ano 2008 e entrada ao serviço em 2012, ver Figura 17.

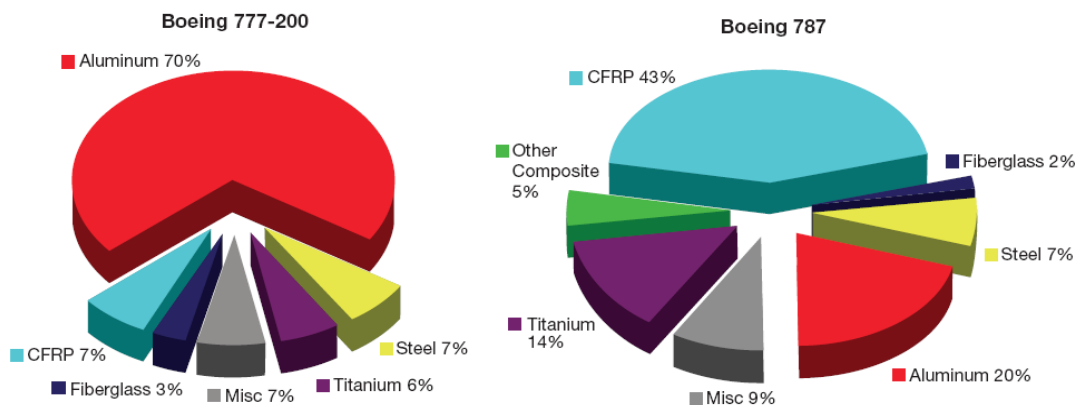


Figura 17 - Diagrama dos materiais utilizados pelo Boeing 777 (1994) e Boeing 787 (2008), (BRUHIS et. al., 2007).

A proliferação de materiais diferentes em construções aeronáuticas e aeroespaciais mostram o papel crucial dos adesivos nas novas tecnologias de união, uma vez que permite a ligação de materiais díspares como os referidos na Figura 17.

Segundo KUNO (1979), deve-se utilizar a tecnologia de adesivos em detrimento de outras tecnologias de união, porque:

- Podem ser utilizados materiais com menor espessura, levando a poupanças a nível de peso e custo, por exemplo, o uso de adesivos em alumínio permite reduzir a espessura para 0,508mm em contraste com os 1,3 mm mínimos necessários caso adesão fosse efectuada por rebiteagem;
- O número de peças pode ser reduzido e a concepção do projecto simplificado;
- O número de operações de maquinagem é bastante reduzido;
- Grandes áreas de adesão podem ser realizadas por um pequeno número de trabalhadores não especializados;
- A utilização dos adesivos promove uma relação resistência/peso três vezes superior à resistência ao corte em ligações soldadas por pontos ou rebiteadas;
- Maior eficiência aerodinâmica e melhor aparência;
- Pode ser usada com isolante e/ou inibidor de corrosão quando aplicada a materiais incompatíveis (Aço/Cobre);
- Excelente isolamento térmico e eléctrico;
- Melhora a resistência à fadiga. A utilização de adesivos demonstrou tempos de vida à fadiga 20 vezes superior às ligações de soldadura por pontos ou rebiteadas em algumas peças idênticas;
- As características de amortecimento e ruído são superiores às ligações de soldadura por pontos ou rebiteadas;
- Geralmente o adesivo é flexível o suficiente para permitir a ligação de materiais com coeficientes de expansão térmica diferentes;

No entanto as ligações por adesivos apresentam como desvantagens, a sua fragilidade, a possibilidade de, aquando a aplicação de adesivo, fiquem áreas livres que enfraqueçam a ligação, entre outras.

5. Provetes, equipamento e metodologia experimental

Os ensaios mecânicos foram efectuados nos laboratórios de Ensaios Mecânicos do Departamento de Engenharia Mecânica do Instituto Superior Técnico, da Universidade Técnica de Lisboa.

Neste capítulo será apresentada uma descrição da norma (ASTM-C393) utilizada para a realização dos ensaios, um resumo dos modos de falha possíveis de ocorrer nos ensaios, as geometrias, as dimensões dos provetes utilizados, bem como uma breve descrição das principais características dos equipamentos de ensaio.

A tabela 4 mostra a configuração das principais normas de ensaio de estruturas sandwich e as propriedades medidas e a tabela 5 apresenta um resumo dos ensaios referidos.

Tabela 4- Configuração e propriedades medidas nos ensaios ASTM de estruturas sandwich

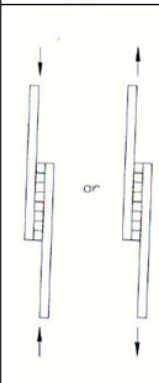
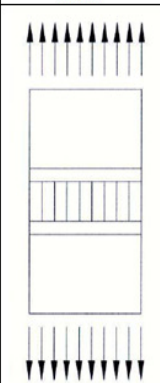
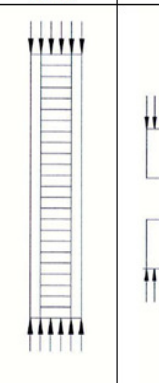
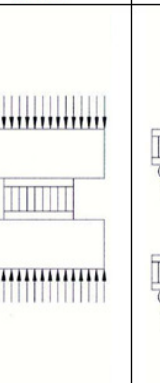
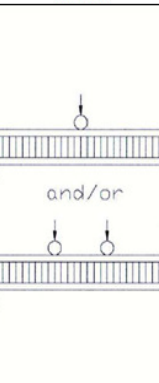
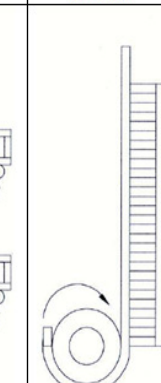
Ensaio	C 273	C 297	C 364	C 365	C 393	D 1781
Configuração						
Propriedades medidas	Resistência ao corte e módulo do núcleo	Resistência à tensões normais ao núcleo e/ou resistência das ligações	Resistência à compressão das faces	Resistência à compressão do núcleo	Resistência ao corte do núcleo, resistência à flexão das faces, Resistência ao corte e modulo de flexão da estrutura	Resistência dos adesivos

Tabela 5 - Resumo e configuração dos ensaios e dos provetes das normas ASTM referentes a ensaios de estruturas sandwich

Dimensões	Ensaio		Carga e deslocamento	Carga e deslocamento	Carga e tensões nas faces	Carga e deslocamento	Carga e deslocamento	Carga e deslocamento
	Forma	Rectangular						
Espessura	= espessura da sandwich							
Largura	> 50 mm							
Comprimento	> 12x a espessura							
Quantidades medidas	Carga e deslocamento	Carga e deslocamento	Carga e deslocamento	Carga e deslocamento	Carga e tensões nas faces	Carga e deslocamento	Carga e deslocamento	Carga e deslocamento de "Tambor"
Aplicavel a:	Estrutura sandwich e núcleo	Estrutura sandwich e núcleo	Estrutura sandwich e núcleo	Estrutura sandwich e núcleo	Estrutura sandwich e núcleo	Estrutura sandwich e núcleo	Estrutura sandwich e núcleo	Estrutura sandwich
Nº de provetes	Não indicado	Pelo menos 5 ensaios	Não indicado	Não indicado	Não indicado	Pelo menos 5 ensaios	Não indicado	Dois ou mais de cada "tambor"
Método para medição de deslocamento/ensaio	Deflectómetro ou extensómetro	N/A	Extensómetro	Deflectómetro ou compressómetro a meio	Deflectómetro	Deflectómetro	Deflectómetro	
Velocidade sugerida	0,5 mm/min	0,5 mm/min	0,5 mm/min	0,5 mm/min	0,5 mm/min	0,5 mm/min	0,5 mm/min	25, 4±2, 54 mm/min
Resistência	Baseado na carga máxima	Baseado na carga máxima	Baseado na carga máxima	Baseado na carga máxima	Baseado na carga máxima	Baseado na carga máxima ou carga a 2% para núcleos que continuam a comprimir	Baseado na carga máxima	Valor de binário baseado na carga máxima com compensação para o binário nas faces
Módulo	Baseado no declive da recta da tensão de corte VS distorção de corte.	N/A	N/A	N/A	N/A	Resolução simultânea das equações de deslocamento a meio vão	N/A	N/A

Todas as estruturas sandwich foram submetidas a um ensaio à flexão, conforme a norma ASTM-C393. Este ensaio é utilizado para caracterizar o comportamento mecânico de estruturas sandwich sujeitas a flexão.

5.1 Norma experimental ASTM C393

A norma experimental utilizada foi a norma ASTM C393. É uma norma de ensaios mecânicos em que um provete é carregado à flexão em 3 ou 4 pontos, ver figura 18, de modo a determinar as propriedades mecânicas do material. Pode ser considerada uma norma multi-funções dado que permite determinar as seguintes propriedades mecânicas das estruturas sandwich:

- Resistência à flexão da estrutura
- Tensão de corte do núcleo
- Módulo de rigidez ao corte do núcleo
- Tensões de tracção e compressão das faces
- Propriedades da ligação Núcleo-Faces

A figura 18, mostra o modo como o carregamento se pode efectuar. O ensaio à flexão pode ser efectuado a 3 pontos, figura 18 a), a 4 pontos com os travessões móveis a uma distância dos suportes igual a 1/4 do vão, figura 18 b) e a 4 pontos com os travessões móveis a uma distância dos suportes igual a 1/3 do vão, figura 18 c).

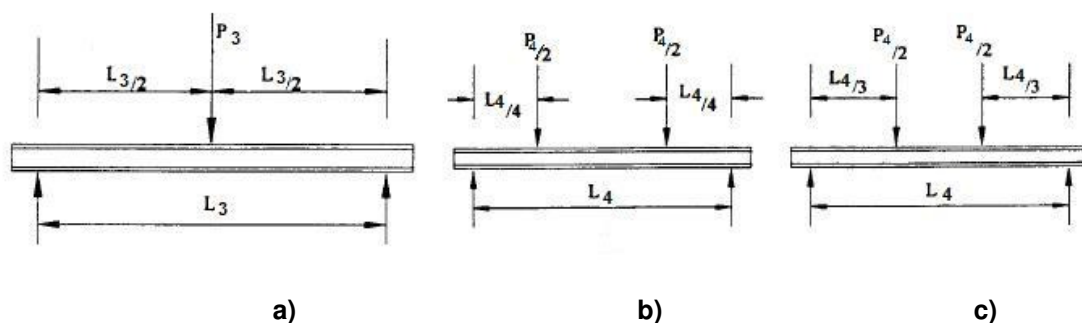


Figura 18 - Modos de carregamento à flexão nos ensaios ASTM C 393 (ASTM C 393 2000): a) - Ensaio em flexão a 3 pontos, b) – Ensaio em flexão a 4 pontos com os travessões móveis a uma distância dos suportes igual a 1/4 do vão, c) – ensaio em flexão a 4 pontos com os travessões móveis a uma distância dos suportes igual a 1/3 do vão.

A grande vantagem da norma utilizada é a de ser possível, com apenas uma máquina e apenas um tipo de amarras, caracterizar totalmente a estrutura sandwich. No entanto é necessário ter em atenção os seguintes pontos, ASTM C 393 (2000):

- Para núcleos com grande módulo de rigidez ao corte, a deflexão de corte será bastante pequena e pequenos erros de medição de deflexão causarão variações consideráveis no módulo de corte calculado.
- Cargas concentradas em vigas com faces finas e núcleos de pequena densidade poderão produzir resultados difíceis de interpretar, especialmente na zona próxima do ponto de rotura.

Pontos de carregamento com revestimento de borracha poderão ajudar a distribuir as cargas.

- A tensão de corte e módulo de rigidez ao corte do núcleo são preferencialmente obtidos de acordo com a Norma de ensaio C 273.

A resistência à flexão da estrutura sandwich e o módulo de rigidez ao corte do núcleo poderão ser determinados por cálculos envolvendo a medição da deflexão dos provetes. Estes testes poderão ser conduzidos em provetes curtos e em provetes longos ou em um provete carregado de dois modos, e a resistência à flexão e módulo de rigidez ao corte podem ser determinados pela resolução das equações de deflexão para cada comprimento de provete e cada carregamento.

Como o primeiro parágrafo desta secção indica, a norma ASTM C393 é uma norma que engloba bastantes ensaios, de tal modo que, à altura de redacção desta tese, encontra-se num processo de separação pelo comité ASTM D30-Compósitos com vista a separar esta norma em 3 normas diferentes, processo esse que se prevê estar concluído no final do corrente ano, ADAMS D. (2006).

5.2 Modos de falha nos ensaios de flexão

Os modos de falha que ocorrem nos ensaios de flexão variam consoante o que se pretenda auferir nos ensaios. O ensaio tem como objectivo que a falha ocorra nas faces, se se pretender determinar as características das faces e o ensaio tem como objectivo que a falha ocorra no núcleo, se se estiver a estudar o núcleo.

Os modos de falha passíveis de serem observados em estruturas sandwich estão representados na secção 2.3, embora os ensaios de flexão em particular obtenham apenas uma pequena parcela dos modos de falha referidos nessa secção. Nomeadamente nos ensaios em que se pretenda estudar o núcleo, o modo de falha tido como normal é o de falha por corte do núcleo, e nos ensaios em que se pretenda estudar as faces, as falhas variam consoante a face que está segundo contracção ou alongamento. As faces que estão a ser contraídas falham por compressão, que pode ocorrer por um dos seguintes mecanismos: esmagamento, cedência causada por grande deflexão, descolamento ou engelhamento da face. As faces que estão a ser alongadas falham por excesso de tensão à tracção causada por quebras das fibras que compõem as faces em material compósito. Dada a escolha dos provetes, ver secção 5.3, foi observada falha das faces à compressão, ver figura 19, corte do núcleo, ver figura 20, e descolagem, ver figura 21.



Figura 19 - Falha à compressão da face sujeita a alongamento nos ensaios ASTM C 393



Figura 20 - Falha por corte do núcleo nos ensaios ASTM C 393



Figura 21 - Falha por descolamento do núcleo em relação às faces nos ensaios ASTM C 393

5.3 Provetes

Foram ensaiados cinco tipos de núcleos diferentes: três provetes de aglomerado de Cortiça, referência 8303, 8123 e 8810, ver figura 22, e provetes com núcleos em Rohacell® e Ninho de Abelha, ver figura 23, todos eles com faces em fibra de carbono.

Os provetes de aglomerados de cortiça foram gentilmente cedidos pela empresa Corticeira Amorim – Indústria, S. A., e os provetes de Rohacell® e Ninho de Abelha cedidos pela OGMA, S. A. Todo o processo de produção dos provetes sandwich foram realizados nas OGMA, S. A.



Figura 22 - Provetes 8303, 8123 e 8810



Figura 23 - Provetes Honeycomb e Rohacell®

Os provetes seguiram as indicações referidas na norma de ensaios, nomeadamente: ter secção rectangular, a largura não ser menor que o dobro da espessura total, nem menor que três vezes a dimensão de uma célula do núcleo, nem maior que metade do vão do provete. O comprimento total deverá ser igual ao comprimento suspenso mais 50 mm ou mais metade da espessura da estrutura sandwich, escolhendo-se sempre a maior destas duas medidas. Para assegurar que a teoria de vigas sandwich simplificada aplicada à flexão em quatro pontos é válida, uma boa regra é assegurar que o comprimento em relação à espessura do provete é maior que 20 ($L/d > 20$), e que a espessura da face em relação à espessura do núcleo é menor que 0.1 ($t/c < 0.1$).

Existem, segundo a norma, dois tipos de estruturas sandwich que podem ser ensaiadas. Estas estruturas diferem nas relações de espessura entre faces e núcleo e o vão dos provetes. Para determinar a tensão de corte no núcleo, é necessário desenhar o provete de modo a que os momentos produzidos na rotura do núcleo não excedam as tensões limite de compressão e de tracção do material das faces. Isto requer faces mais espessas e um menor vão, ver figura 24. No entanto se as faces forem demasiado espessas, estas suportarão a maior parte das tensões de corte, levando a que a tensão de corte máxima do núcleo aparente ser maior do que a obtida pelos métodos usuais.

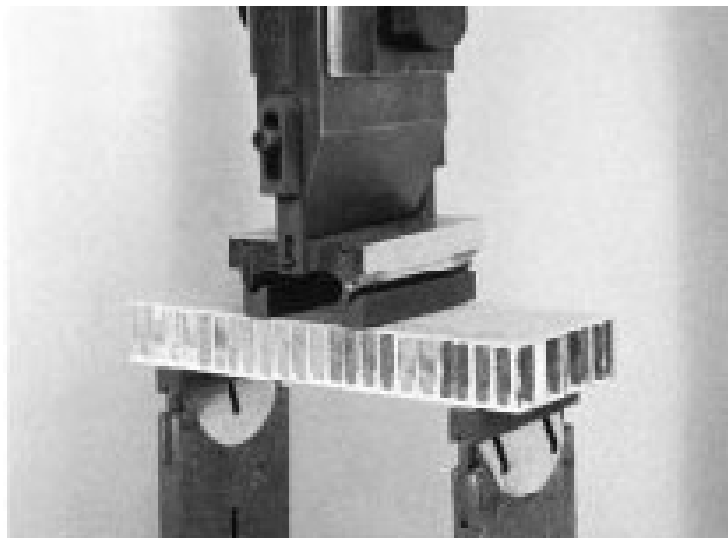


Figura 24 – Exemplo de montagem de suportes e provetes para determinação das características mecânicas do núcleo (ASTM C 393, 2000)

O provete de teste para a obtenção das tensões máximas de tracção e de compressão nas faces segue a lógica inversa do provete para a determinação da tensão de corte máxima do núcleo. As faces são mais finas e o vão é aumentado para que os momentos sejam produzidos a cargas menores, de modo a que a tensão de corte máxima do núcleo não seja excedida, ver figura 25.

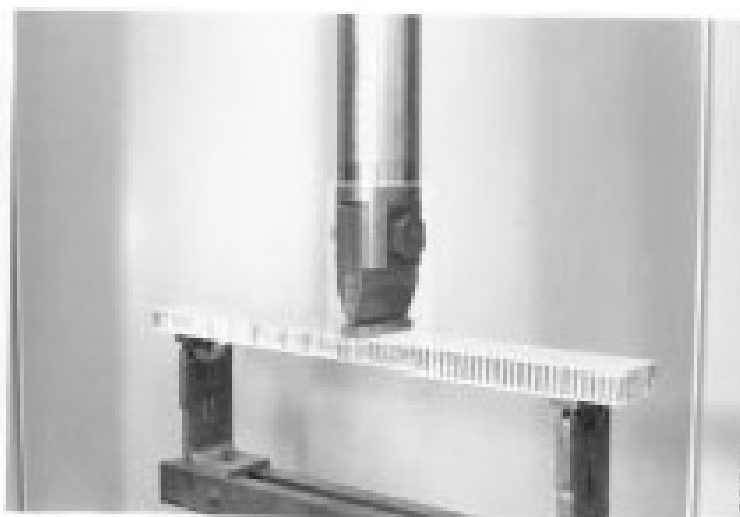


Figura 25 – Exemplo de montagem de suportes e provetes para determinação das características mecânicas das faces (ASTM C 393, 2000)

Os provetes utilizados nos ensaios seguiram uma metodologia diferente. Dado que se pretendia estudar tanto o comportamento dos materiais do núcleo como o comportamento desses mesmos materiais numa estruturas sandwich, optou-se por produzir provetes com as mesmas dimensões para todos os materiais do núcleo, ver tabelas 6 e 7.

Tabela 6 - Referências das propriedades dos aglomerados de cortiça

Material	Referência	Dimensões [mm]	Granulometria do granulado [mm]	Densidade [kg.m⁻³]
Aglomerado de Cortiça	8303	320 x 50 x 11	1/2	224
	8123	320 x 50 x 11	1/4	270
	8810	320 x 50 x 9.5	2/3	137

Tabela 7 - Referências das propriedades do Rohacell® e Ninho de Abelha

Material	Dimensões [mm]	Tensão de cedência ao corte [MPa]	Densidade [kg.m⁻³]
Rohacell®	320 x 51 x 11	1,3	75
ECA Honeycomb (Aramida)	320 x 51 x 14	1,16(L), 0,62(W)	48

O material das faces foi um laminado 0°/90° multiaxial Vicotex 6376/40%/G803, de matriz epoxidica e fibra de carbono. As faces foram coladas ao núcleo com o adesivo FM300NK.

5.4 Metodologia Experimental

Os ensaios de flexão em 3 pontos foram realizados numa máquina de ensaios universal Instron, modelo 8502, figura 26. Trata-se de uma máquina servo-hidráulica com uma célula de carga de 30 kN. Aplicou-se uma força a uma velocidade de deslocamento do travessão de 10 mm/minuto na maioria dos ensaios realizados, de modo a provocar a falha entre os 3 e os 6 minutos, de acordo com o recomendado pela norma. Os ensaios de flexão a 4 pontos foram realizados numa máquina de ensaios electro-mecânica universal Instron 3369, figura 27, com uma célula de carga de 50kN, também com uma velocidade de deslocamento do travessão a 10 mm/min, para também provocar a falha entre os 3 e os 6 minutos.



Figura 26 - Máquina de ensaios servo-hidráulica universal Instron 8502.



Figura 27- Máquina de ensaios electro-mecânica universal Instron 3369

6. Apresentação e análise de resultados

Neste capítulo é feita a apresentação e discussão de resultados. Apresentam-se os resultados experimentais dos ensaios e imagens relativas aos provetes, agrupados por materiais e por ensaios. Em seguida apresentam-se os resultados dos cálculos numéricos, com base na formulação apresentada na secção 2.7. Nos gráficos de carga-deslocamento iniciais foram colocados todos os resultados dos ensaios efectuados. No entanto os ensaios considerados inválidos (como será referido aquando da discussão de resultados), não foram utilizados nos cálculos subsequentes.

6.1. Valores de carga e deslocamento dos ensaios à flexão a 3 e 4 pontos

Nesta secção será feita a apresentação de resultados dos valores de carga e deslocamento obtidos nos ensaios à flexão em 3 e 4 pontos. Será depois efectuada a análise dos mesmos, com ênfase nas diferenças entre resultados dos provetes, progressão de curvas e resultados anómalos.

6.1.1. Apresentação das curvas Força/Deslocamento dos ensaios à flexão a 3 e 4 pontos

Da figura 28 à figura 37 apresentam-se os gráficos das curvas força/deslocamento obtidas nos ensaios segundo a norma ASTM C 393. As figuras 38 e 39, apresentam os gráficos comparativos das curvas força/deslocamento dos provetes testados, separados por ensaios. As figuras 40 e 41, apresentam os gráficos comparativos das curvas força/deslocamento apenas dos provetes de aglomerado de cortiça testados.

- **Material: Aglomerado de cortiça 8303**

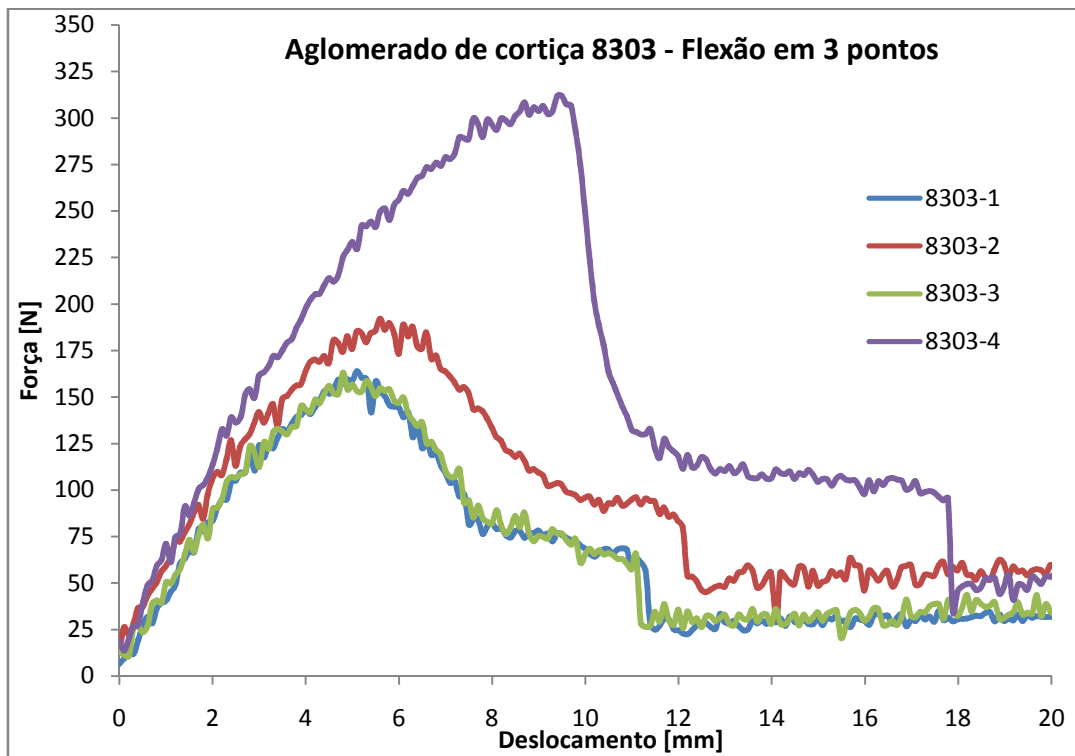


Figura 28 – Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8303 no ensaio de flexão em 3 pontos

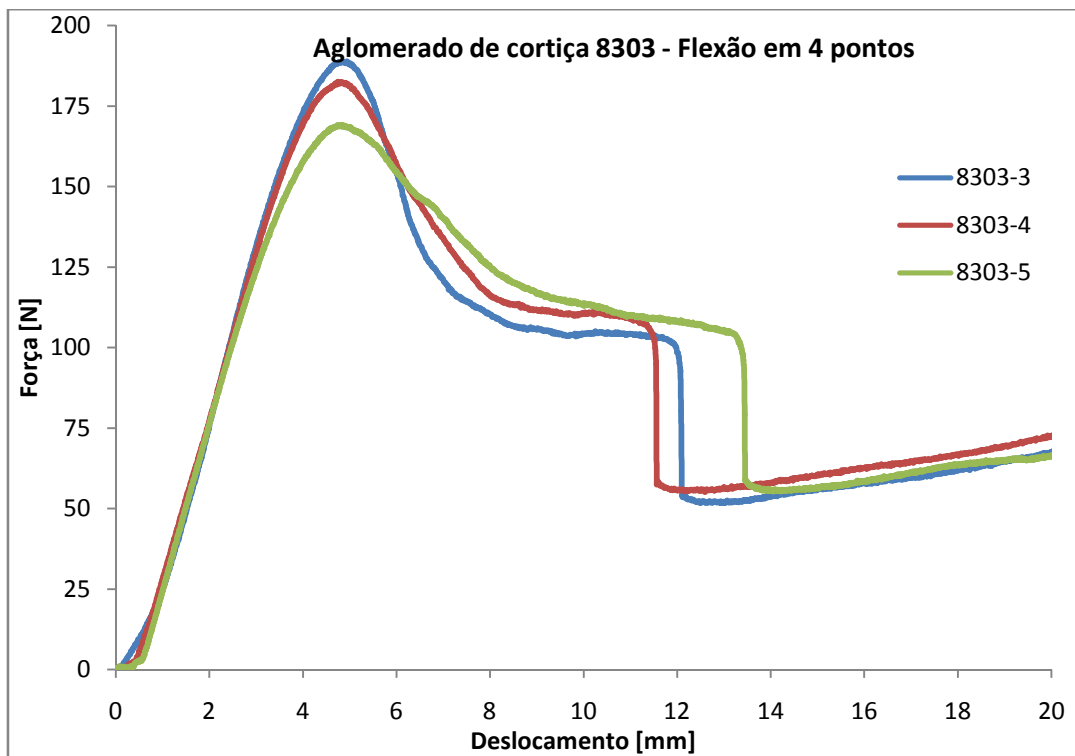


Figura 29 - Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8303 no ensaio de flexão em 4 pontos

- **Material: Aglomerado de cortiça 8123**

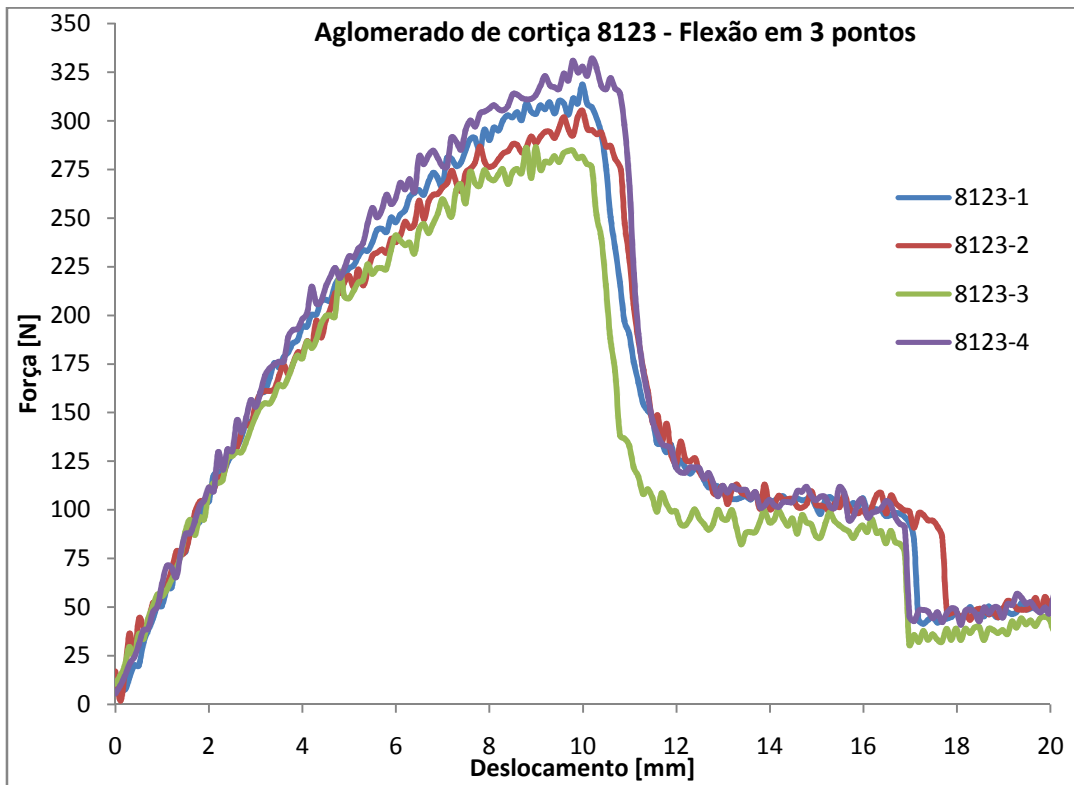


Figura 30 - Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8123 no ensaio de flexão em 3 pontos

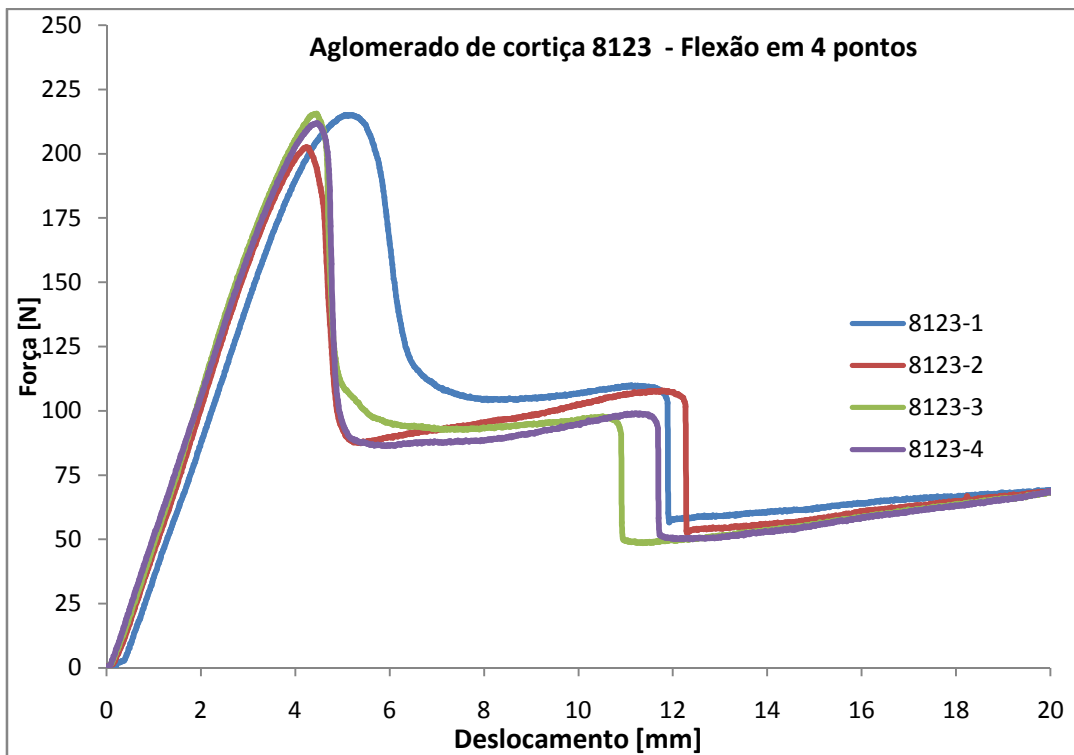


Figura 31 - Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8123 no ensaio de flexão em 4 pontos

- **Material: Aglomerado de cortiça 8810**

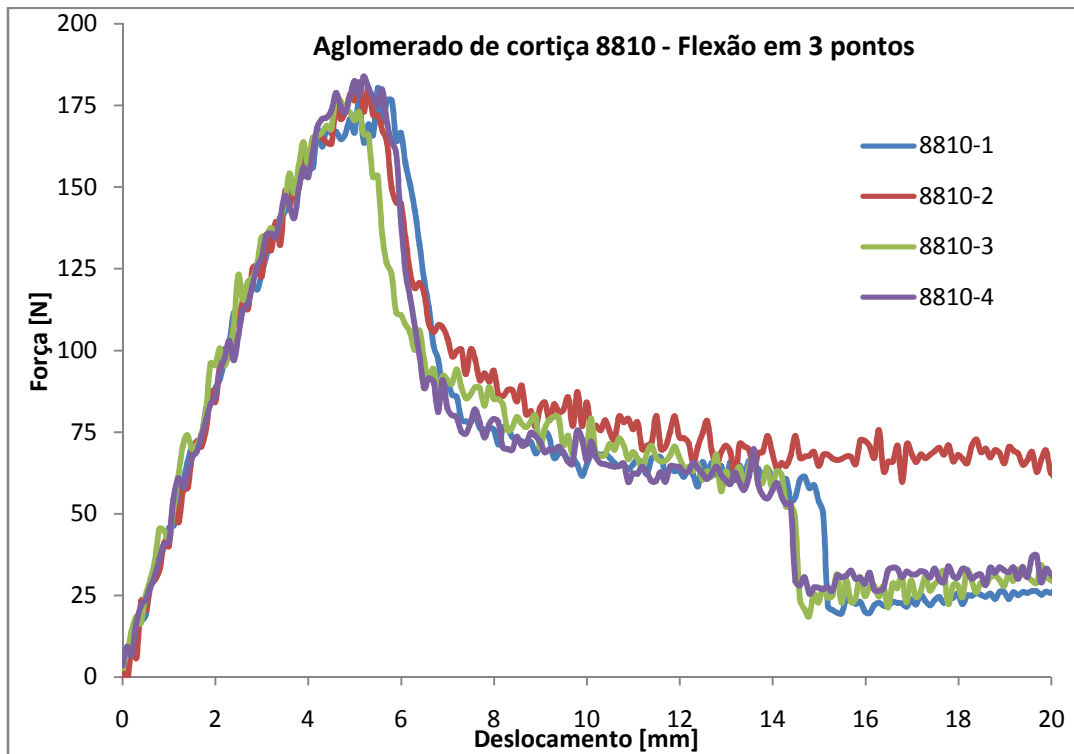


Figura 32 - Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8810 no ensaio de flexão em 3 pontos

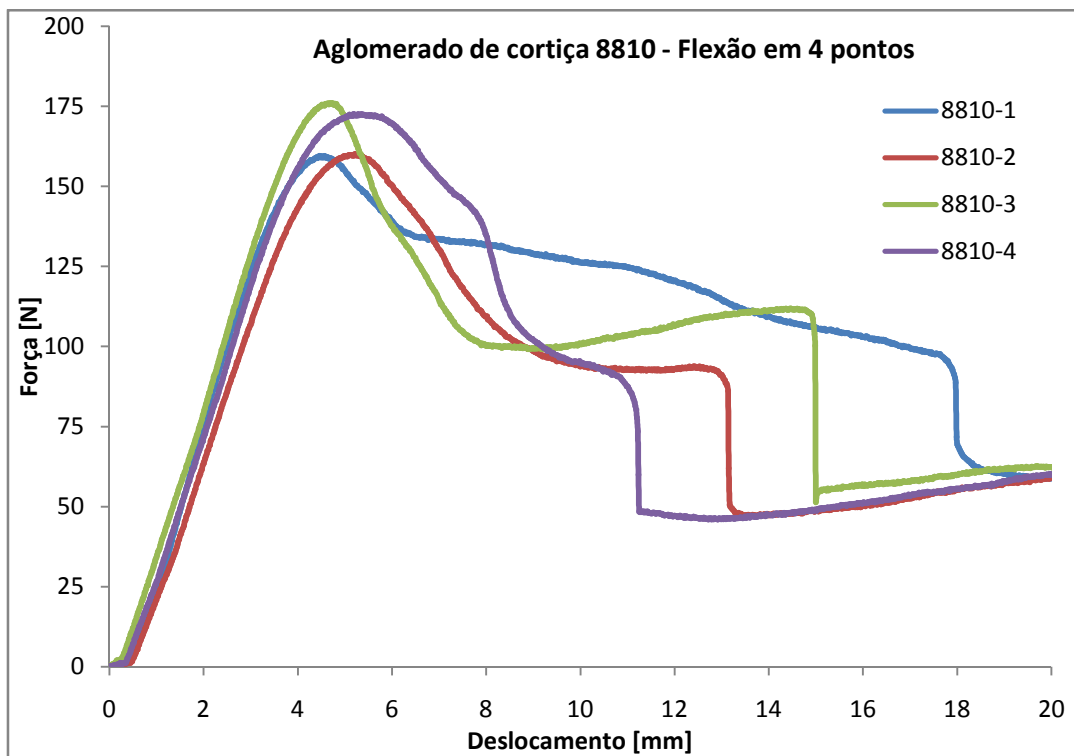


Figura 33 - Evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça 8810 no ensaio de flexão em 4 pontos

- **Material: Ninho de Abelha**

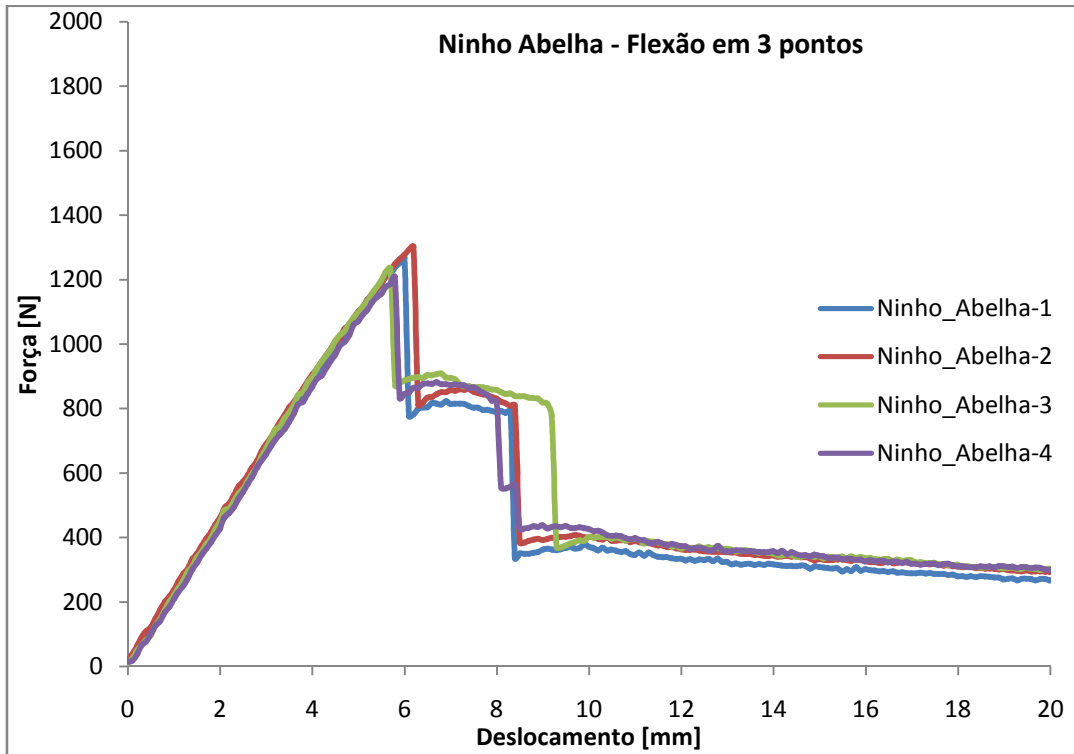


Figura 34 - Evolução da deformação dos provetes de Ninho de Abelha no ensaio de flexão em 3 pontos

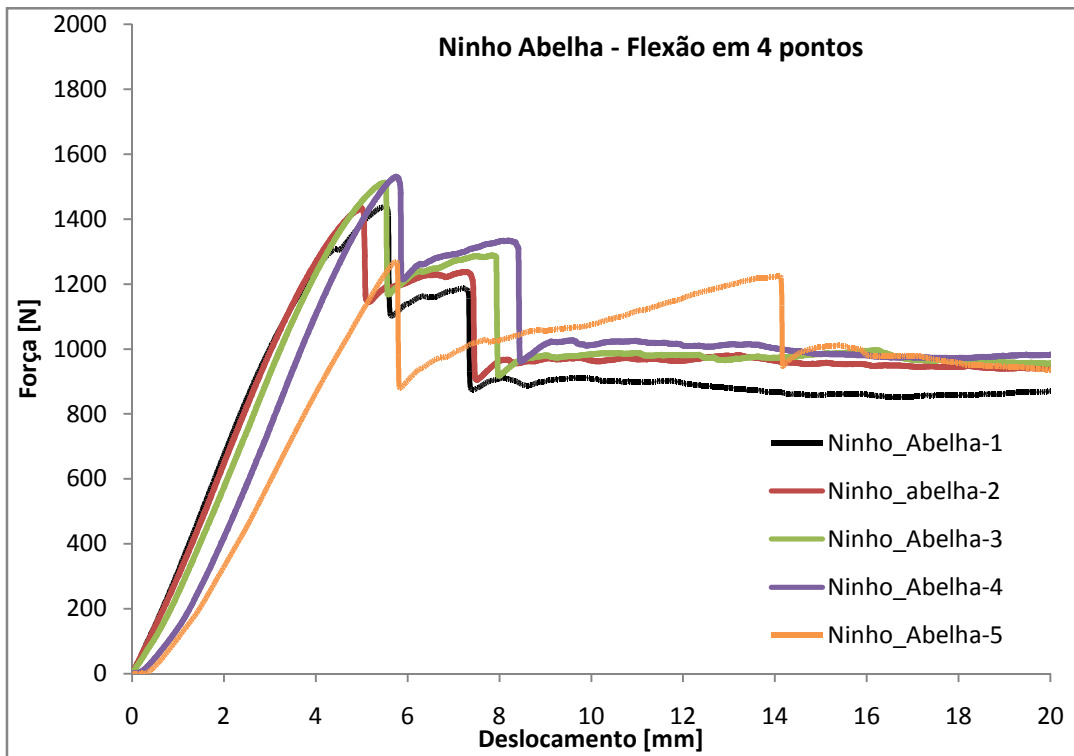


Figura 35 - Evolução da deformação dos provetes de Ninho de Abelha no ensaio de flexão em 4 pontos

- **Material: Rohacell®**

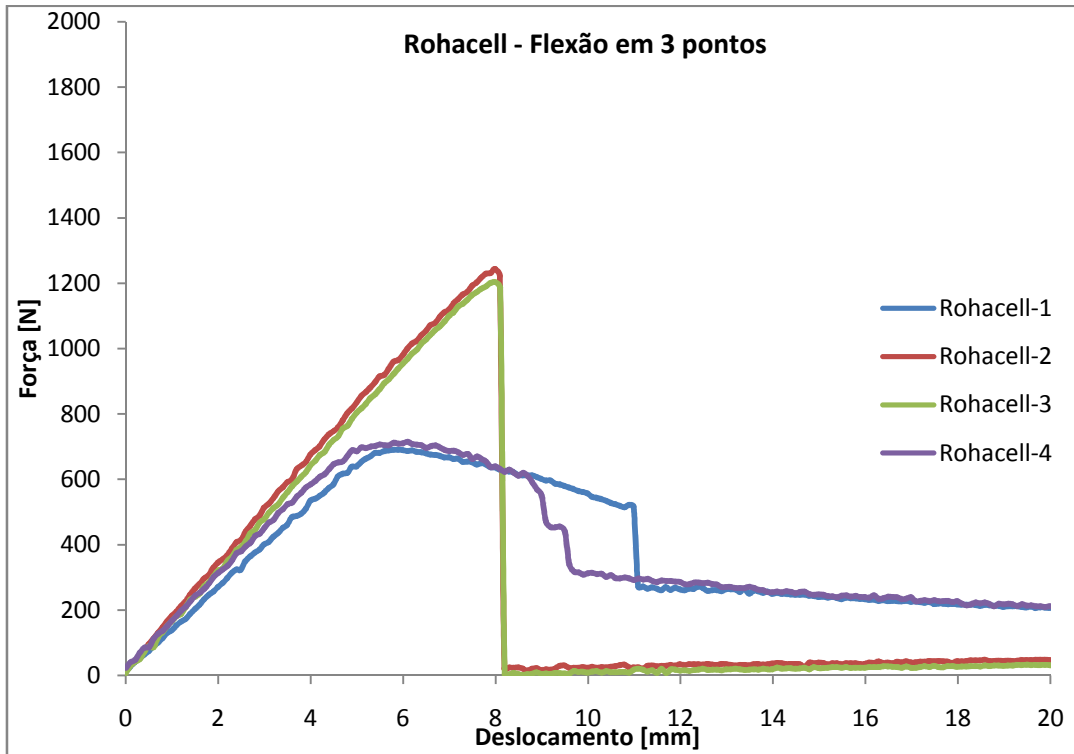


Figura 36 - Evolução da deformação dos provetes de Rohacell® no ensaio de flexão em 3 pontos

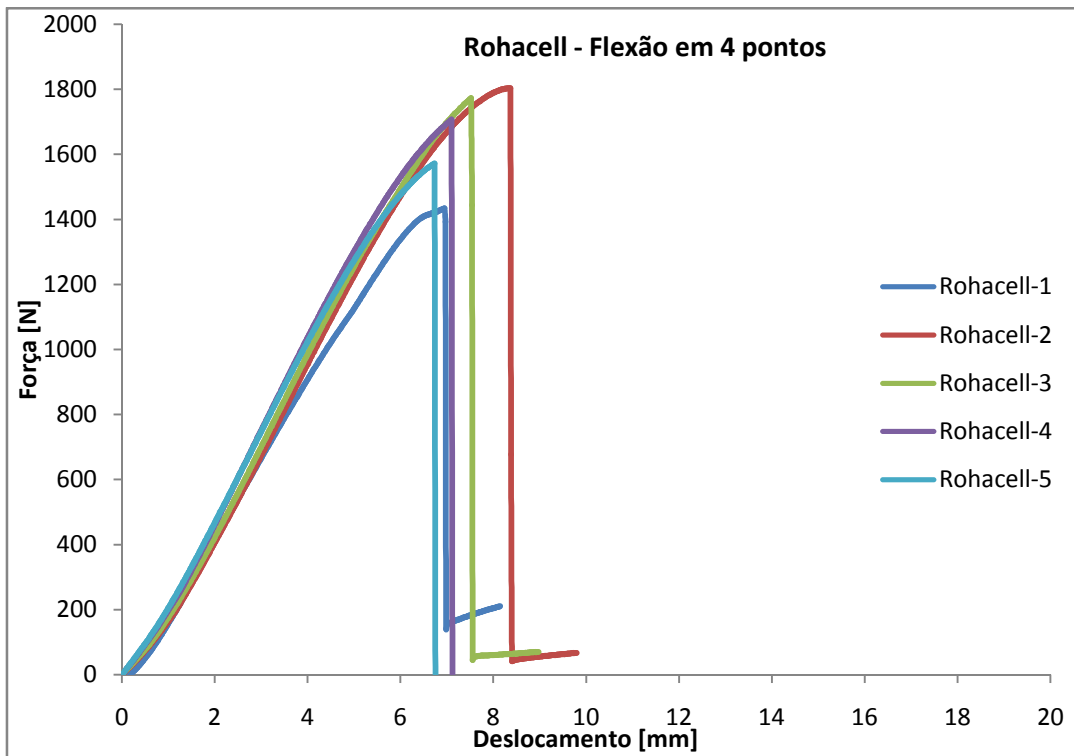


Figura 37 - Evolução da deformação dos provetes de Rohacell® no ensaio de flexão em 4 pontos

- **Comparação de resultados dos ensaios em flexão a 3 e 4 pontos**

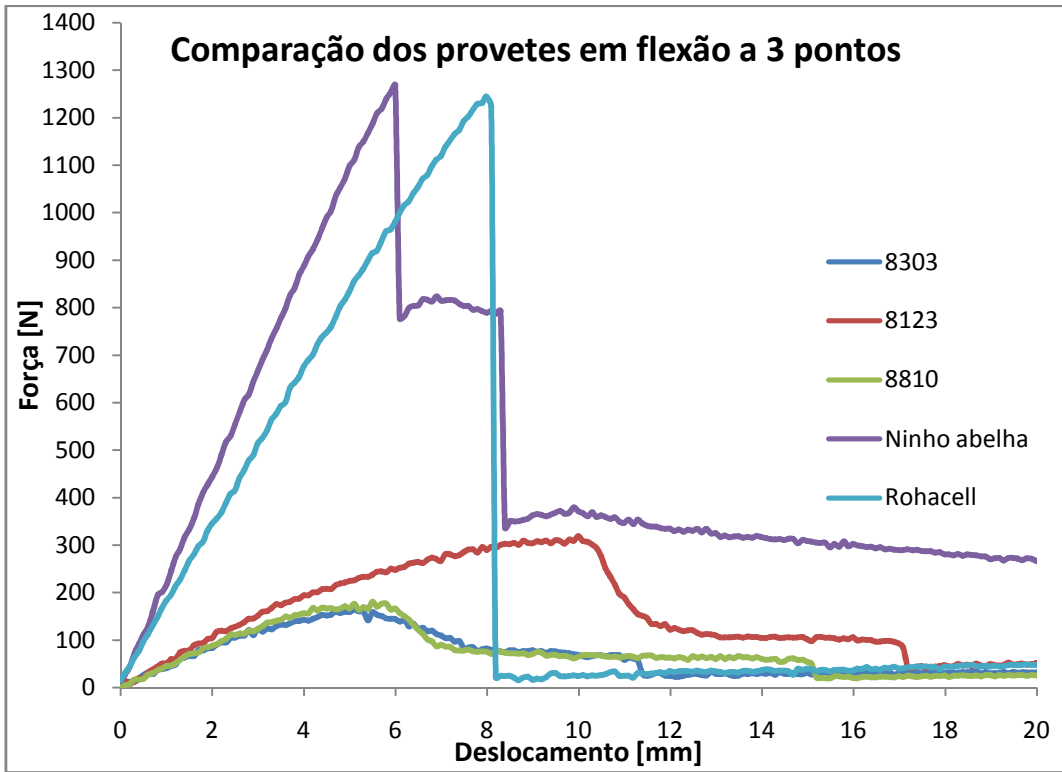


Figura 38 - Comparação da evolução da deformação dos provetes nos ensaios à flexão em 3 pontos

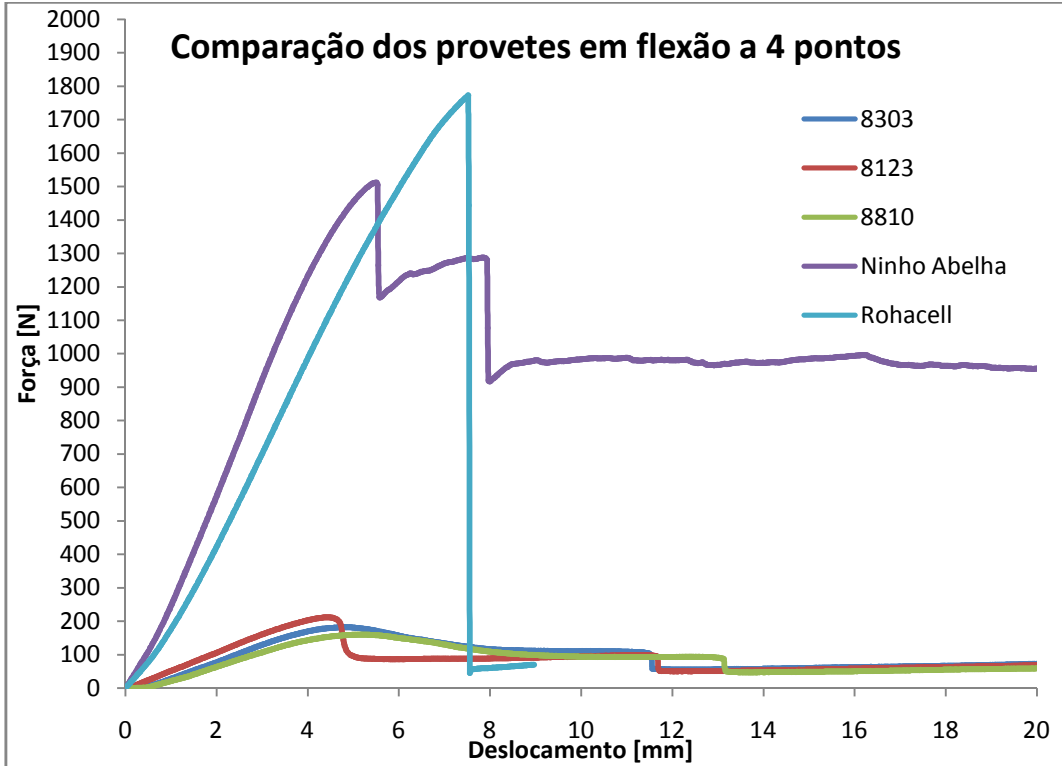


Figura 39 - Comparação da evolução da deformação dos provetes nos ensaios à flexão em 4 pontos

- Comparação de resultados dos provetes em aglomerado de cortiça nos ensaios em flexão a 3 e 4 pontos

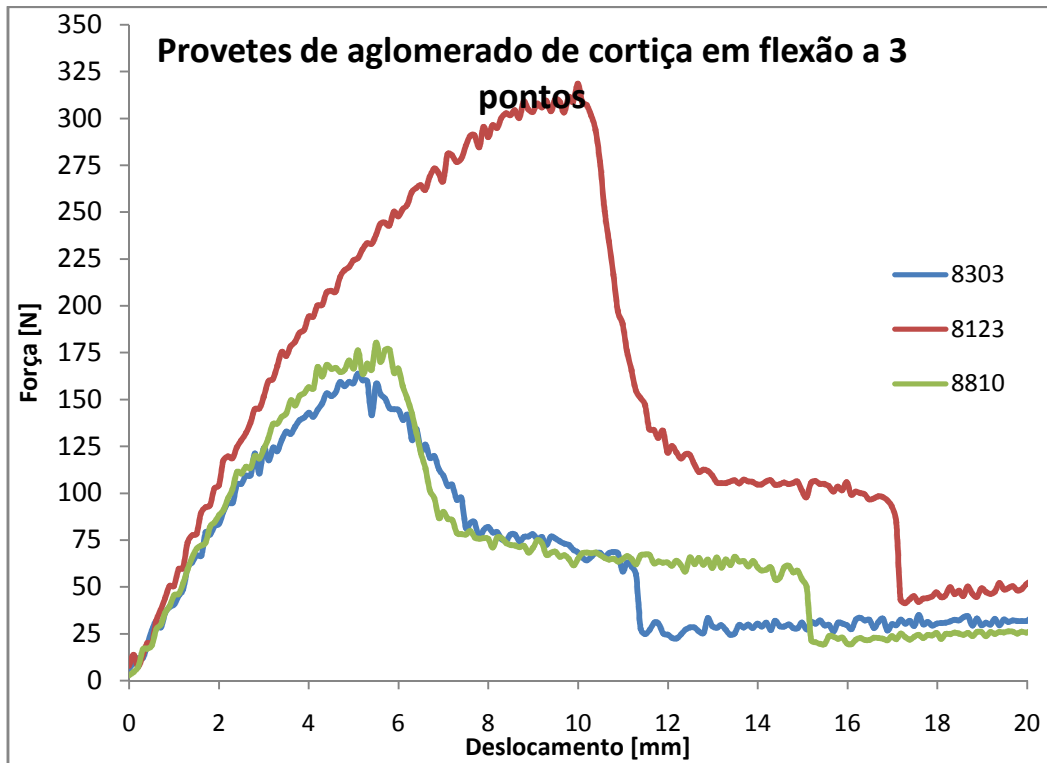


Figura 40 - Comparação da evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça nos ensaios à flexão em 3 pontos

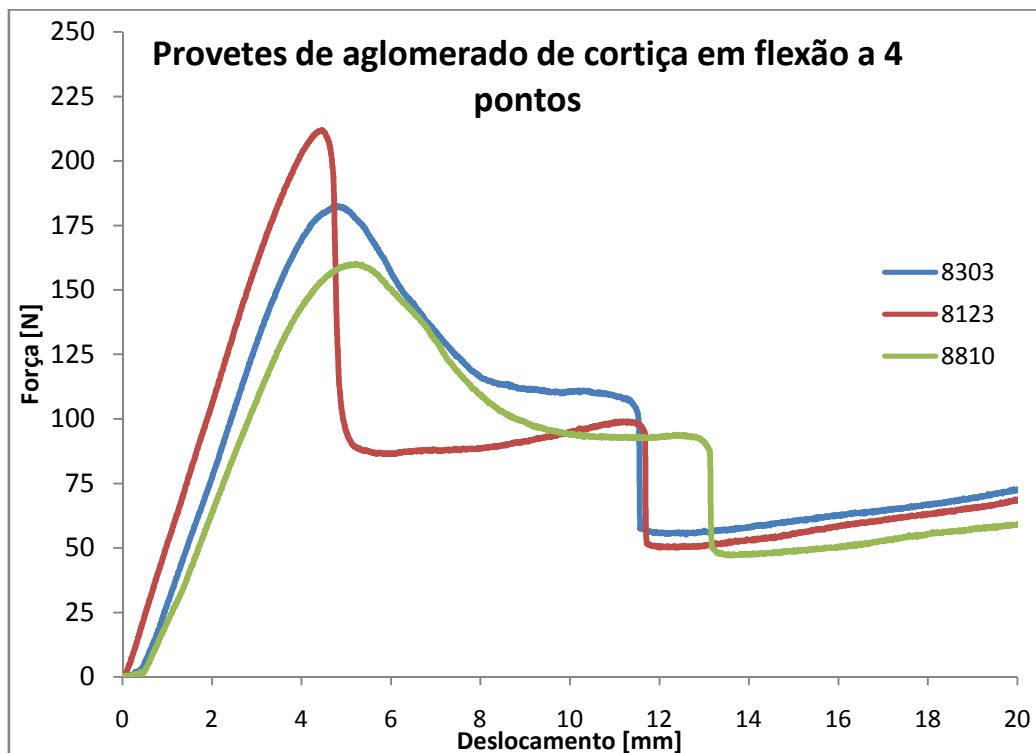


Figura 41 - Comparação da evolução da deformação dos provetes de aglomerado de cortiça nos ensaios à flexão em 4 pontos

- **Resumo dos resultados de carga máxima e deslocamento máximo nos ensaios de flexão a 3 e 4 pontos**

Na tabela 8 são apresentados os resultados de carga e deslocamento dos ensaios de flexão a 3 e 4 pontos realizados, incluindo as médias aritméticas dos valores de carga máxima e deslocamento máximo.

Tabela 8 - Resumo dos resultados de carga e deslocamento dos ensaios efectuados

	Flexão em 3 pontos					Flexão em 4 pontos				
	8303	8123	8810	Ninho Abelha	Rohacell®	8303	8123	8810	Ninho Abelha	Rohacell®
Carga 1 [N]	164	319	180	1268			215	160	1438	1434
Carga 2 [N]	192	305	182	1302	1244		203	160	1434	1803
Carga 3 [N]	163	286	177	1235	1203	189	216	176	1512	1772
Carga 4 [N]		332	184	1208		183	212	173	1531	1707
Carga 5 [N]						169				1572
Média [N]	173	311	181	1253	1224	180	211	167	1479	1658
Δ 1 [mm]	5,092	9,589	5,497	5,997			5,050	4,567	5,483	6,950
Δ 2 [mm]	5,593	9,990	5,097	6,193	7,987		4,233	5,217	5,000	8,367
Δ 3 [mm]	4,795	8,987	4,591	5,694	7,989	4,933	4,450	4,733	5,517	7,520
Δ 4 [mm]		9,785	5,192	5,790		4,747	4,464	5,183	5,750	7,100
Δ 5 [mm]						4,817				6,733
Média [mm]	5,160	9,588	5,094	5,918	7,988	4,840	4,549	4,925	5,438	7,484

6.1.2 Análise de resultados

Material: Aglomerado de cortiça 8303

Todos os provetes 8303 falharam por corte no núcleo, com o aparecimento de fendas no núcleo por volta do deslocamento (máximo), correspondente à carga máxima localizada, nos ensaios em flexão a 3 pontos por baixo do ponto de carregamento, e nos ensaios em flexão 4 a pontos na zona entre o suporte e o travessão imediatamente a seguir. Em ambos os casos a fenda progrediu em direcção à extremidade do provete, ver figura 43 b), afastando-se progressivamente do ponto de carregamento a uma velocidade constante. A quebra final notada nos gráficos, ver figuras 28 e 29, corresponde à altura em que a fenda atinge a extremidade do provete e a estrutura deixa de funcionar como estrutura sandwich.

Os ensaios dos provetes 8303 apresentaram valores muito próximos uns dos outros excepto no ensaio nº 4, onde a carga máxima foi de 312 N, contra os 173 N de média dos outros 3 ensaios. Várias hipóteses foram consideradas, até à observação dos ensaios dos provetes 8123 onde se verificou um ajustamento dos valores do ensaio Nº 4 a estes provetes. Após observação do provete em questão concluiu-se que seria provavelmente um provete 8123 mal assinalado aquando do processo de construção e por essa razão não foi considerado para o cálculo das propriedades dos provetes em aglomerado de cortiça 8303.

Material: Aglomerado de cortiça 8123

Os ensaios dos provetes em aglomerado de cortiça 8123, à semelhança aos provetes 8303 também todos falharam por corte do núcleo, com semelhanças no aparecimento e progressão de fenda, e traço geral dos gráficos, ver figuras 30 e 31. De todos os ensaios realizados foi o que registou a maior deflexão à carga máxima no ensaio em flexão a 3 pontos, ver figura 40, e de todos os provetes de cortiça o que melhor se comportou nos ensaios em flexão a 4 pontos, com o maior valor de carga máxima e o menor valor de deflexão, ver figura 41. Registou uma progressão de fenda semelhante em todos os ensaios.

De todos os provetes testados, os provetes 8123 foram os que apresentaram maiores variações entre os valores de carga máxima e deslocamento entre os ensaios em flexão a 3 e 4 pontos.

É de notar que o comportamento dos provetes nos ensaios em flexão a 3 pontos foram completamente diferentes dos ensaios de todos os outros provetes de aglomerado de cortiça e até dos mesmos provetes a 4 pontos. É possível que, ao existir o dobro do volume de provete a suportar o carregamento do ensaio, devido às diferenças entre os ensaios de flexão a 3 pontos e a 4 pontos, este tenha maior capacidade para se deformar, suportando assim maiores cargas.

Material: Aglomerado de cortiça 8810

Os ensaios dos provetes 8810, tal como nos ensaios de 8303 e 8123, também falharam por corte do núcleo, com semelhanças no aparecimento e progressão de fenda e traço geral dos gráficos, ver figuras 32 e 33, obtendo a menor variação de deslocamento à carga máxima entre os ensaios em

flexão a 3 e 4 pontos.

Para todos os efeitos podem-se considerar os valores de carga máxima idênticos entre ensaios. É de notar que o provete 2 do ensaio em flexão a 3 pontos registou uma progressão de fenda bastante baixa (fenda que atinge o fim do provete para um deslocamento de 20 mm contra os 14-15 mm dos outros ensaios, ver figura 32). Obteve também a maior dispersão de valores de progressão de fenda nos ensaios em flexão a 4 pontos, devido sobretudo ao maior tamanho de grão, que cria espaços livres no provete.

As figuras 42 e 43 mostram o comportamento típico dos aglomerados de cortiça, onde se pode observar: Início do carregamento, figura 42 e 43 a), aparecimento e progressão de fenda após carga máxima, figura 42 e 43 b) e progressão da fenda até à extremidade do provete com consequente quebra de carga suportada, figura 42 e 43 c). A figura 44 mostra a fenda típica dos provetes de cortiça nestes ensaios.

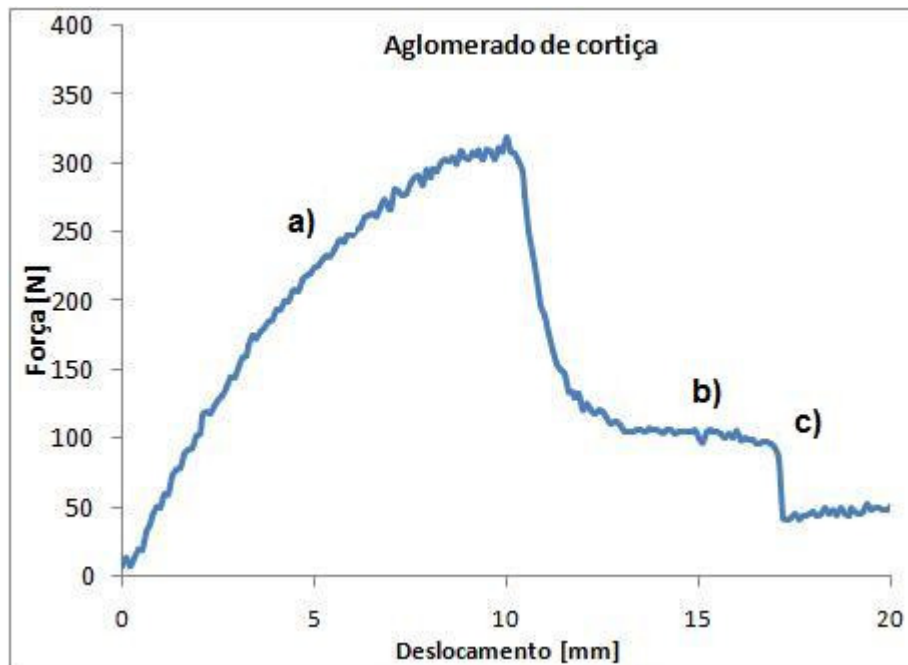


Figura 42 – Evolução do comportamento tipo dos provetes de aglomerado de cortiça

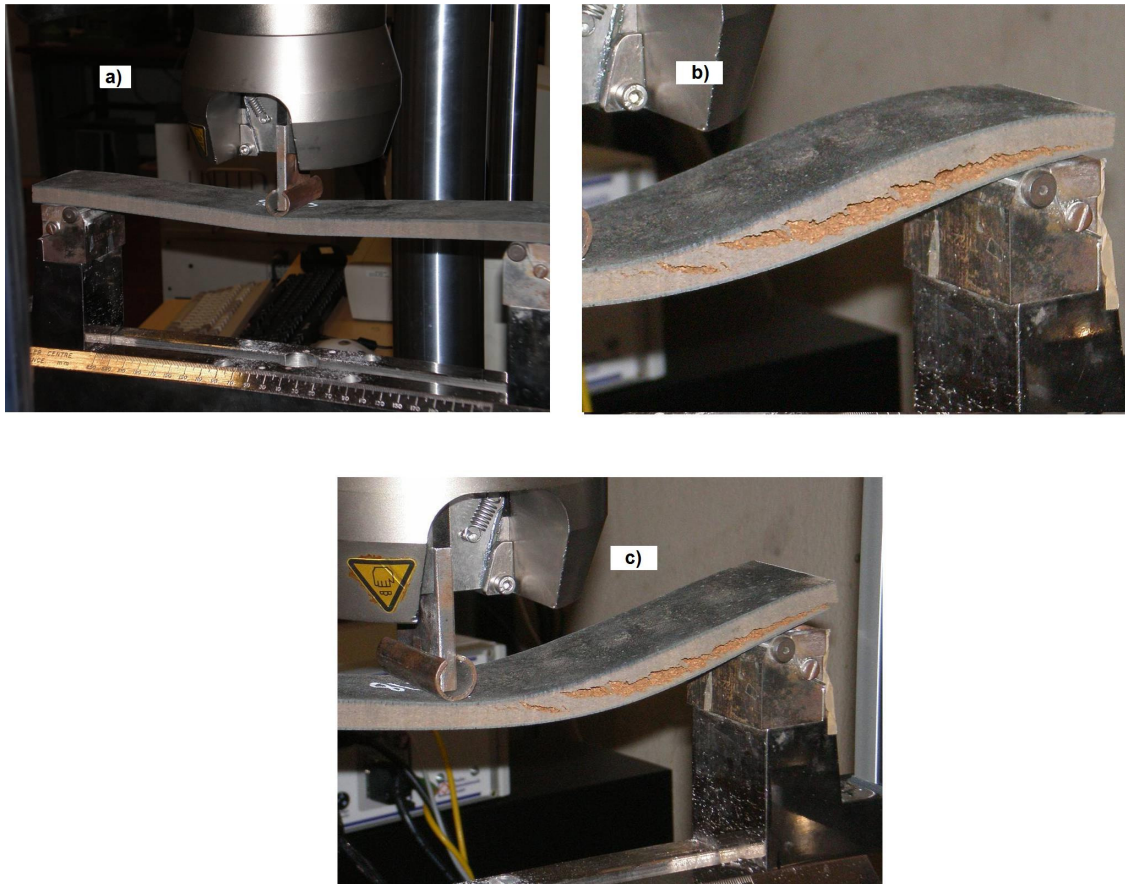


Figura 43 – Fases dos provetes de aglomerado de cortiça nos ensaios efectuados: a) – Início do carregamento, b) aparecimento e progressão de fenda após carga máxima, c) – progressão de fenda até à extremidade do provete



Figura 44 - Fenda típica ocorrida nos ensaios dos provetes de aglomerado de cortiça

Material: Ninho de Abelha

Ensaio em flexão a 3 pontos

Nos ensaios a 3 pontos os provetes de Ninho de Abelha comportaram-se todos do mesmo modo e sob o mesmo mecanismo, por esmagamento e consequente rotura das fibras que constituem a face superior. O valor de carga máxima é obtido imediatamente antes da falha da face à compressão, ver figura 45 e 46 a), seguido do colapso do núcleo ver figura 45 e 46 b).

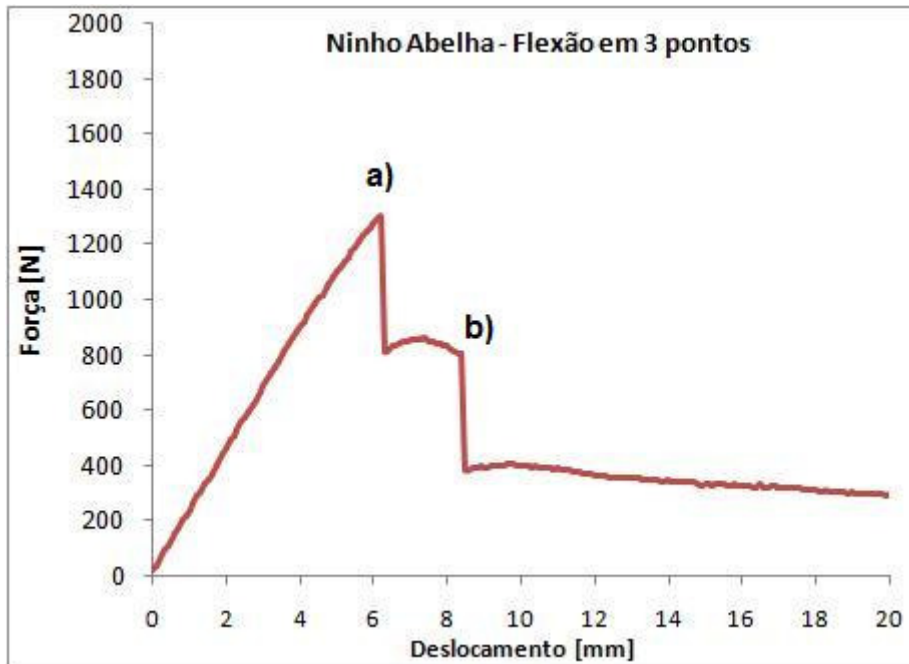


Figura 45 - Comportamento dos provetes Ninho de Abelha nos ensaios em flexão a 3 pontos

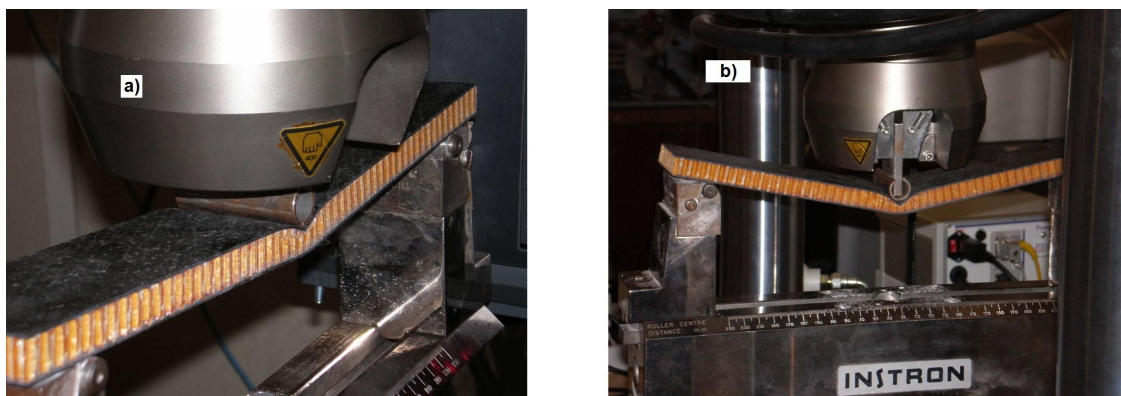


Figura 46 - Fases dos provetes de Ninho de Abelha nos ensaios efectuados: a) - Falha da face à compressão, b) – colapso do núcleo.

Ensaio em flexão a 4 pontos

Nos ensaios em flexão a 4 pontos o modo de falha foi o colapso do núcleo por corte, sem indentação ou compressão do núcleo. As duas quedas abruptas nos gráficos apresentados são consequência do colapso ter ocorrido primeiro de um lado dos pontos de carregamento e em seguida no outro, ver

figura 47. Foram os únicos ensaios em flexão a 4 pontos que mantiveram a estrutura intacta, dado que não apareceu fenda, como no caso de todos os ensaios de cortiça, e não existiu descolamento entre as faces e o núcleo, como no caso do Rohacell®. O ensaio 5 dos ensaios em flexão a 4 pontos apresenta um desvio assinalável em relação aos outros ensaios do grupo, ver figura 47, onde a diferença de deslocamento entre o colapso do lado esquerdo e do lado direito foi a maior de todos os ensaios, ver figura 35.

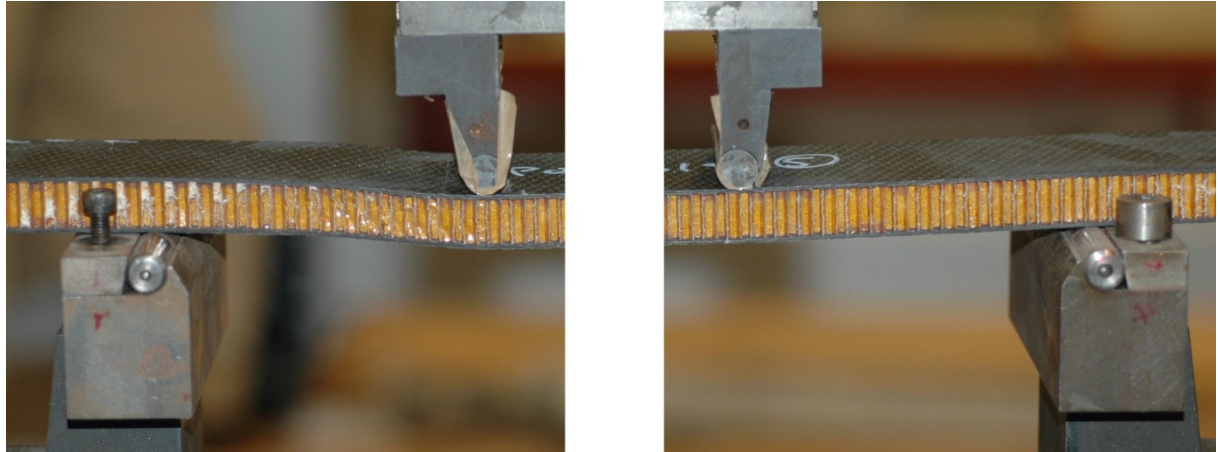


Figura 47 – Exemplo de colapso ocorrendo primeiro no lado esquerdo dos apoios (ensaio nº5 de flexão em 4 pontos)

A figura 48 mostra a falha típica dos provetes de núcleo de Ninho de Abelha nos ensaios em flexão a 4 pontos.



Figura 48 - Falha do núcleo dos ensaios de flexão em 4 pontos de provetes Ninho de Abelha

Material: Rohacell®

Ensaio em flexão a 3 pontos

Nos ensaios em flexão a 3 pontos os provetes Rohacell® apresentaram dois modos de falha diferentes. Em dois dos ensaios existiu falha na interface face-núcleo, por descolagem do adesivo utilizado, figuras 49 e 50 b), sendo a causa provável um defeito de fabrico dos provetes. O outro tipo de falha foi a falha da face superior por tensões normais de compressão, figuras 49 e 50 a), demonstrando a capacidade do Rohacell® para este tipo de carregamento. Ambos os tipos de falha inibem o funcionamento da estrutura sandwich, terminando assim os ensaios.

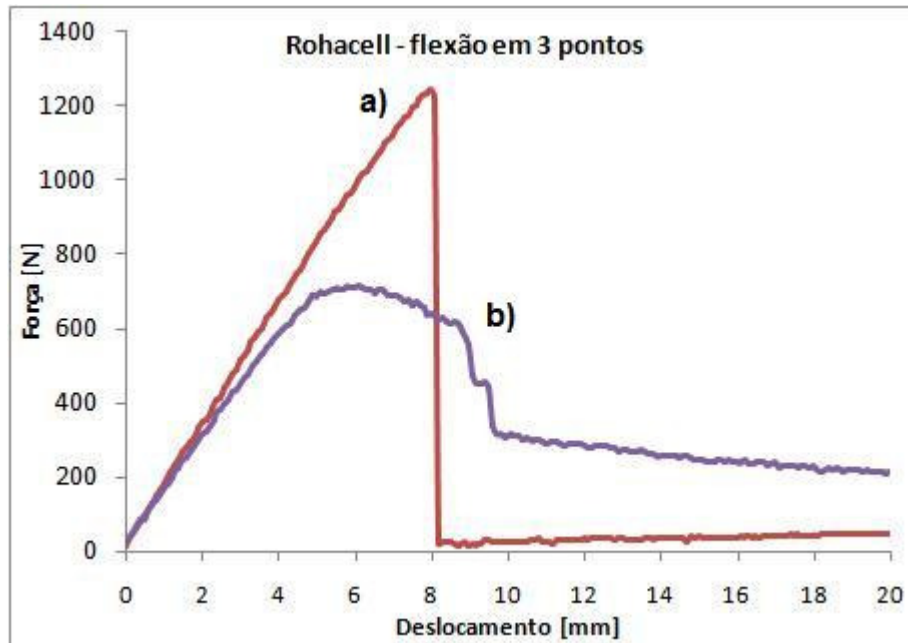


Figura 49 - Modos de falha dos provetes Rohacell® nos ensaios em flexão a 3 pontos

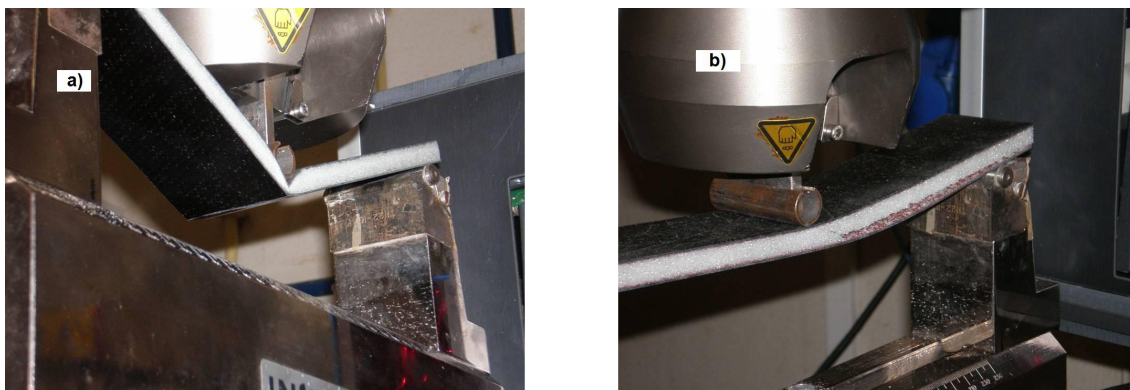


Figura 50 – Imagens dos modos de falha dos provetes Rohacell® nos ensaios em flexão a 3 pontos: a) – Falha da face superior por tensões normais de compressão, b) – Falha na interface face-núcleo

Ensaio em flexão a 4 pontos

Nos ensaios em flexão a 4 pontos os provetes comportaram-se sempre do mesmo modo, com falha do núcleo a ocorrer à carga máxima, entre um apoio e um dos suportes, sem indentação das faces ou

compressão do núcleo visíveis. O comportamento pós falha é diferente de todos os outros provetes, com uma fenda a surgir em todo o núcleo a 45° desde a face superior à face inferior, figura 51. As tensões provocadas pelo aparecimento súbito da falha são suficientes para a prolongar pelo interface face-núcleo até à face mais próxima do provete, para além da propagação da fenda na outra direcção, atravessando inclusivé o ponto de contacto do apoio. Esta falha inibe logo o comportamento da estrutura como estrutura sandwich, dado que as faces ficaram livres uma da outra e terminando o seu funcionamento como estrutura sandwich. Tal como nos provetes com núcleo em Ninho de Abelha a variação do declive da recta antes da tensão máxima é pequena, indício de um material com um comportamento menos dúctil que os provetes de aglomerado cortiça. A figura 51 mostra o tipo de falha dos ensaios de Rohacell® em flexão a 4 pontos. É de realçar que, embora a falha pareça ser por descolamento, tal como nos ensaios em flexão a 3 pontos, o mecanismo é diferente, dado que primeiro se dá o corte do núcleo e só depois, com as tensões geradas por esse corte, é que ocorre o descolamento das faces.

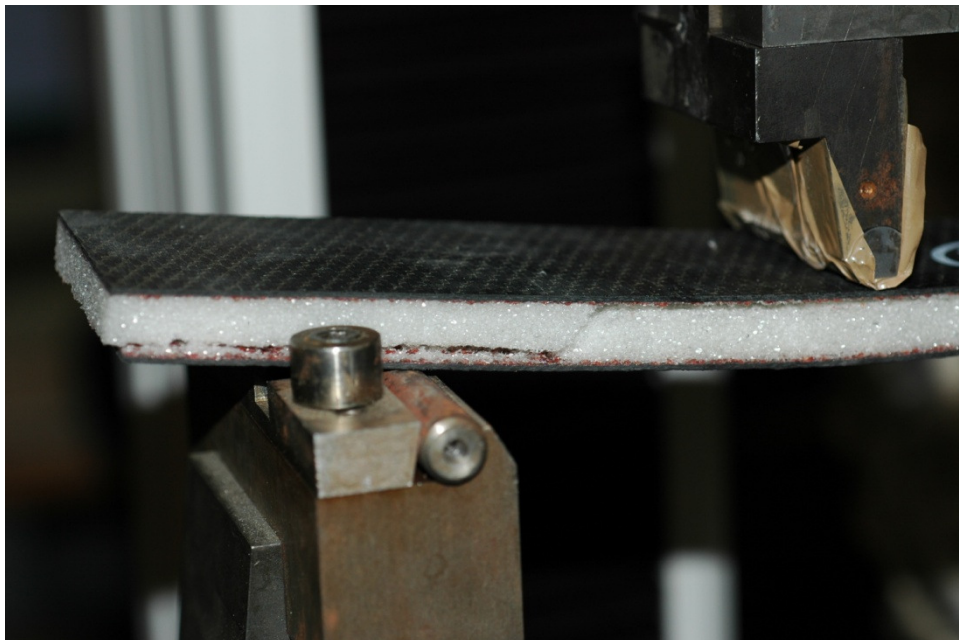


Figura 51 - Modo de falha dos ensaios Rohacell® em flexão a 4 pontos

Nos ensaios em flexão a 4 pontos um dado a assinalar, que poderá ter afectado os resultados, foi o facto de os pontos de contacto não estarem devidamente nivelados com os suportes. Embora esta influência tenha sido devidamente minimizada, notou-se o seu efeito no facto de que na quase totalidade dos ensaios em flexão a 4 pontos, a falha ocorreu entre um dos suportes e o apoio mais baixo, com especial incidência no ensaio nº5 de Ninho de Abelha a em flexão 4 pontos, como se pode observar nas figuras 47 e 52, em que existe já distorção perto do apoio do lado esquerdo mas não do lado direito.

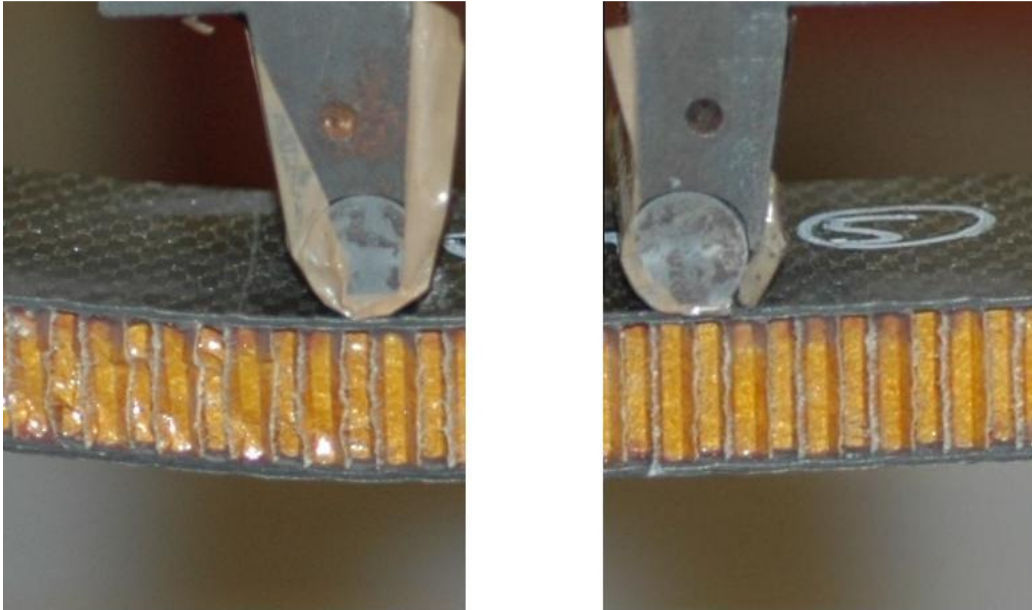


Figura 52 - Dificuldades de alinhamento do ensaio nº 5 em flexão a 4 pontos de Ninho Abelha

Os gráficos obtidos de força-deslocamento revelaram comportamentos aproximados da maioria dos ensaios que se revelou útil para validar os mesmos entre si.

Nos ensaios em flexão a 3 pontos os valores de carga máxima dos provetes Rohacell® e Ninho de Abelha são praticamente iguais, ver figura 38 e tabela 8, devido ao facto de a falha ter ocorrido nas faces, idênticas em ambos os provetes. É de notar no entanto que, como já foi referido, a carga máxima aplicada nas faces é igual e independente do modo de falha.

6.2 Tensões de corte

Nesta secção são apresentados e discutidos os valores relativos às tensões de corte calculadas com recurso aos valores obtidos nos ensaios experimentais.

6.2.1 Apresentação de resultados

A figura 53 apresenta um gráfico comparativo dos valores médios das tensões de corte, calculadas com base nos valores obtidos nos ensaios experimentais, e a tabela 9 apresenta todos os valores calculados, separados por material e por ensaios. É de notar que, como já referido na secção 6, os resultados dos ensaios considerados inválidos não são alvo de tratamento numérico e por esse motivo, já não se encontram nesta secção e nas seguintes.

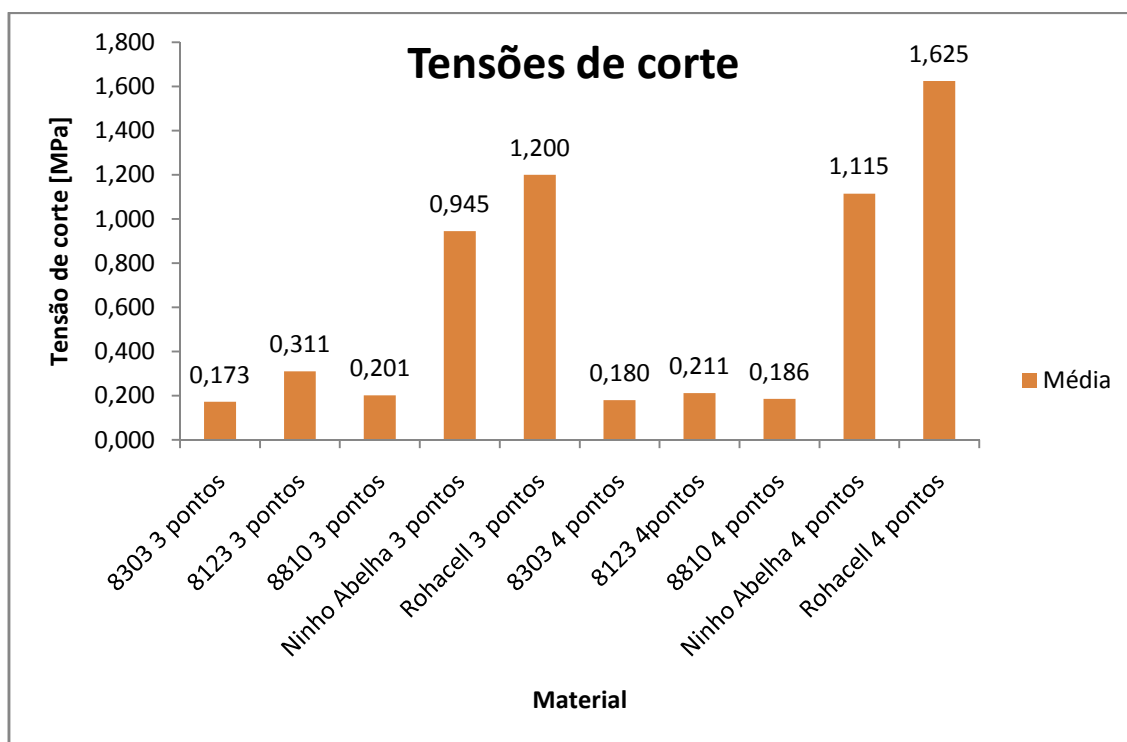


Figura 53 - Gráfico das tensões de corte obtidas nos ensaios em flexão a 3 e 4 pontos

Tabela 9 - Tensões de corte atingidas pelos núcleos nos ensaios

Tensão Corte [MPa]	1	2	3	4	5	Média
8303 flexão em 3 pontos	0,164	0,192	0,163			0,173
8123 flexão em 3 pontos	0,319	0,305	0,286	0,332		0,311
8810 flexão em 3 pontos	0,200	0,202	0,197	0,204		0,201
Ninho Abelha flexão em 3 pontos	0,956	0,982	0,932	0,911		0,945
Rohacell® flexão em 3 pontos		1,220	1,180			1,200
8303 flexão em 4 pontos			0,189	0,183	0,169	0,180
8123 flexão em 4 pontos	0,215	0,203	0,216	0,212		0,211
8810 flexão em 4 pontos	0,177	0,178	0,196	0,192		0,186
Ninho Abelha flexão em 4 pontos	1,085	1,081	1,140	1,154		1,115
Rohacell® flexão em 4 pontos	1,406	1,768	1,738	1,673	1,541	1,625

6.2.2 Análise de resultados

Os valores da tensão de corte máxima nos provetes mantiveram-se inalterados do ensaio de flexão a 3 pontos para o ensaio de flexão a 4 pontos. Isto implica que as tensões de compressão e momentos flectores que possam ter surgido no ensaio de flexão a 3 pontos não tiveram efeito nos provetes ao nível da tensão máxima de corte.

Os provetes em material aglomerado de cortiça 8123 revelaram uma queda acentuada da tensão de corte máxima entre os ensaios de flexão a 3 pontos e a 4 pontos (como já se tinha verificado nas cargas máximas e nos deslocamentos máximos), com uma diminuição de cerca de 30% dos ensaios de flexão a 3 pontos para os ensaios de flexão a 4 pontos.

As tensões de corte dos provetes de Rohacell® e Ninho de Abelha não podem ser comparadas entre os ensaios de flexão a 3 pontos e a 4 pontos, dado que nos ensaios de flexão a 3 pontos estas tensões são suportadas pelas faces e não pelo núcleo, isto é, o valor apresentado é o valor máximo da tensão de corte do núcleo, aquando da falha das faces. Na verdade, se os provetes de Rohacell® e e Ninho de Abelha tivessem as mesmas dimensões de núcleo, os valores de tensão de corte seriam semelhantes.

6.3 Módulo de rigidez ao corte

Nesta secção são apresentados, ver tabela 10, e discutidos os resultados referentes ao cálculo do módulo de rigidez ao corte dos provetes testados.

6.3.1 Apresentação de resultados referentes ao módulo de rigidez ao corte dos provetes testados

Tabela 10 - Valores do módulo de rigidez ao corte dos diferentes ensaios

Material	Flexão a 3 pontos			Flexão a 4 pontos				
	8303	8123	8810	8303	8123	8810	Ninho Abelha	Rohacell®
G 1 [MPa]	4,584	4,745	4,745		3,015	2,570	14,840	15,851
G 2 [MPa]	4,917	4,336	5,439		3,413	2,245	16,536	16,776
G 3 [MPa]	4,866	4,538	5,923	2,692	3,459	2,746	15,642	18,890
G 4 [MPa]		4,853	5,389	2,706	3,385	2,445	15,106	19,399
G 5 [MPa]				2,459			12,100	18,646
Media [MPa]	4,789	4,618	5,374	2,619	3,318	2,502	14,845	17,913

6.3.2 Discussão

Dado o referido na secção 6.2.2 não é possível calcular o módulo de rigidez ao corte dos provetes de Rohacell® e Ninho de Abelha dos ensaios de flexão a 3 pontos dado a falha ter sido nas faces e não no núcleo.

Nos ensaios de flexão a 3 pontos os provetes de aglomerado de cortiça 8123 são os que apresentam o menor valor do módulo de rigidez ao corte, dado que o módulo de rigidez ao corte, G , é, *grossa modo*, inversamente proporcional à deflexão máxima e os provetes 8123 apresentam o maior valor de deflexão, cerca do dobro dos outros provetes. Os provetes 8810 foram os que apresentaram os maiores valores de G , dado terem suportado um valor ligeiramente superior de carga máxima a um deslocamento ligeiramente inferior, tendo também um núcleo de menor espessura. No entanto as variações entre os valores máximos e mínimos de G foram da ordem dos 0.4 MPa. No entanto, se observarmos a figura 40, notamos que, à altura da falha dos provetes 8810 e 8303, os provetes 8123 suportam mais carga que os dois primeiros provetes. Este facto é um paradoxo curioso, dado que a maior capacidade de resistir ao corte dos provetes 8123 em flexão a 3 pontos, causa no entanto um menor valor de G , devido à maior flexão suportada pelos provetes 8123. A resolução deste paradoxo encontra-se na secção 6.4.

Nos ensaios de flexão a 4 pontos, as posições dos provetes de aglomerado de cortiça inverteram-se com os provetes 8123, nestes ensaios já com valores de deslocamento próximo dos valores dos outro provetes e mantendo os maiores valores mais altos de carga máxima suportada, a obterem o melhor valor de G dos provetes de cortiça.

Os provetes de Rohacell® e Ninho de Abelha apresentam valores de G muito superiores ao dos diferentes provetes de aglomerado de cortiça, com os provetes Rohacell® a atingirem valores de G médio de 17,9 MPa.

É de notar que os valores obtidos nesta secção servem apenas de comparação, dado que a influência das faces no comportamento ao corte não pode ser desprezada e altera os valores do módulo de rigidez ao corte, mesmo que haja uma tentativa de considerar a sua acção na formulação teórica que serviu de base a estes cálculos. Finalmente a equação (6) não foi utilizada na apresentação de cálculos desta tese, dado que o desvio padrão dos valores de G obtidos por essa fórmula é extremamente grande, efeito já observado por FOKUDA et al. (2001).

6.4 Variação do módulo de rigidez ao corte nos ensaios em flexão a 3 pontos.

Como referido na secção 6.3.2, os provetes em aglomerado de cortiça 8123 apresentam o menor valor do módulo de rigidez ao corte, G, de todos os provetes em aglomerado de cortiça, nos ensaios em flexão a 3 pontos embora suportando mais carga à altura da falha dos provetes em aglomerado de cortiça 8303 e 8810. Esta secção tem como objectivo determinar a razão para tal ter acontecido, estudando a variação de G ao longo dos ensaios em flexão a 3 pontos.

A variação de G será estudada aplicando a formulação utilizada no cálculo das propriedades mecânicas, no que respeita ao módulo de rigidez ao corte, enunciada na secção 2.7, aplicando-a a todos os pares de valores obtidos nos ensaios em flexão a 3 pontos, e apresentando-a em forma de gráficos de módulo de rigidez ao corte em função do deslocamento, ver figura 54.

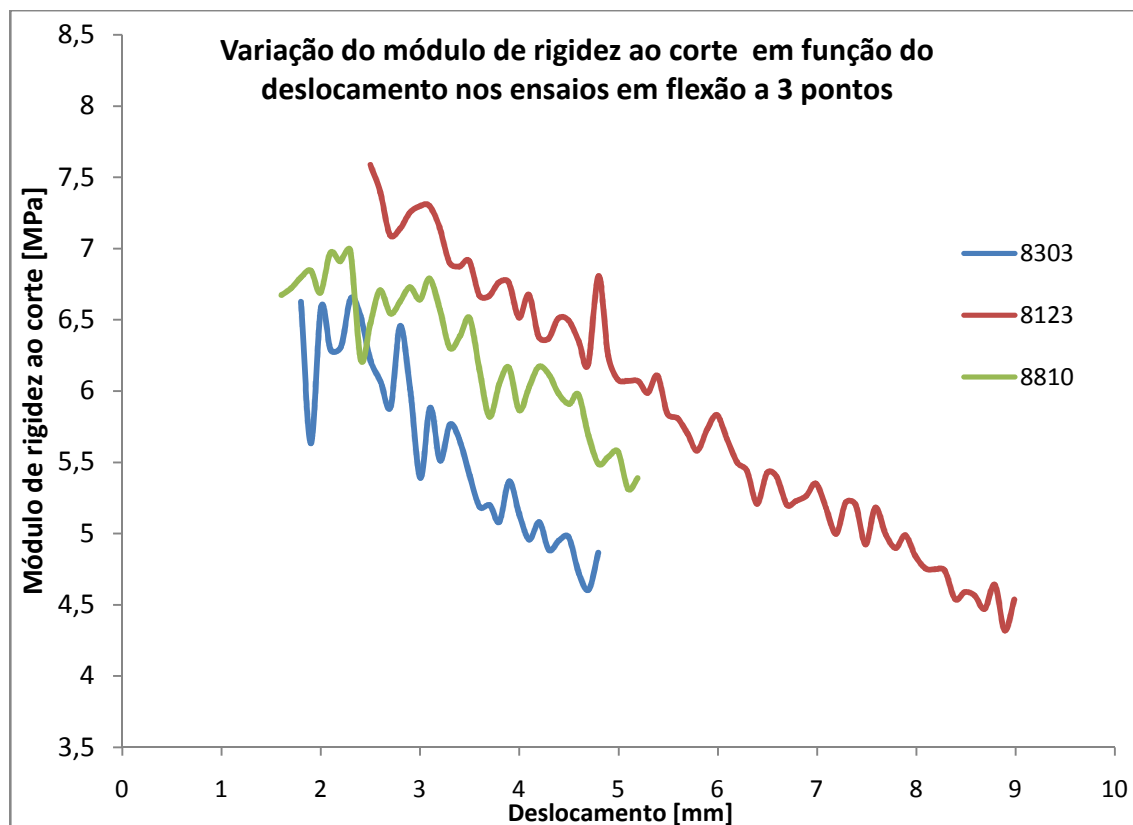


Figura 54- Variação do módulo de rigidez ao corte em função do deslocamento nos ensaios em flexão a 3 pontos

Observando a figura 54, verifica-se que o módulo de rigidez ao corte do provete de aglomerado de cortiça 8123 é maior que o valor do módulo de rigidez ao corte dos provetes em aglomerado de cortiça 8303 e 8810, aquando da falha destes. No entanto, dada a capacidade dos provetes de aglomerado de cortiça 8123 de suportar maiores deformações, o valor de G continua a decrescer até que, quando se dá a falha dos provetes de aglomerado de cortiça 8123, o valor do módulo de rigidez ao corte é menor que o valor de G dos provetes em aglomerado de cortiça 8810 e 8303.

Pode-se então considerar que, embora o valor final do módulo de rigidez ao corte dos provetes em aglomerado de cortiça 8123 seja menor que os valores dos provetes 8303 e 8810, os provetes em aglomerado de cortiça 8123 são na verdade melhores que os provetes 8303 e 8810, dado que, não só suportam maiores valores de carga e de deformação, como o módulo de rigidez de corte dos provetes em aglomerado de cortiça 8123 é maior em todo o espectro de carregamento.

6.5 Comparação com os resultados obtidos por SILVA et al (2006)

Nesta secção pretende-se comparar os resultados obtidos nesta tese utilizando a norma ASTM C393 com os resultados obtidos por SILVA et al. (2006) utilizando a norma ASTM C273, tabela 11. A tabela 12 compara os resultados obtidos com os dados dos fabricantes dos materiais Rohacell® e Ninho de Abelha, dado estes materiais não terem sido objecto de estudo por parte de SILVA et al. (2006).

Tabela 11 - Comparação de resultados obtidos para aglomerados de cortiça

Valores Médios de G	Resultados Obtidos		Resultados SILVA ET AL. (2006)
	3 pontos	4 pontos	
8303	4,789	2,619	4,38
8123	4,618	3,318	4,86
8810	5,374	2,502	2,46

Tabela 12 - Comparação de dados obtidos para Rohacell® e Ninho de Abelha

Valores de G [MPa]	Resultados obtidos	Dados do fabricante
Rohacell®	17,9	42
Ninho Abelha	15,531	38 (L) 24 (W)

Os resultados dos ensaios aos provetes Rohacell® e Ninho de Abelha, são cerca de metade dos valores disponibilizados pelos fabricantes dos materiais, facto que vem confirmar o referido por NORDSTRAND et al. (2001).

Como se pode observar na tabela 11, os resultados do módulo de rigidez ao corte dos provetes de aglomerado de cortiça diferem dos resultados obtidos por SILVA et al. (2006), nos ensaios a 3 pontos em que, ao contrário dos resultados obtidos por SILVA et al. (2006), os provetes de aglomerado de cortiça 8810 cotaram-se como os melhores provetes, e os provetes de aglomerados de cortiça 8123 como os piores provetes dos ensaios.

Em relação aos ensaios em flexão a 4 pontos os valores do módulo de rigidez ao corte são qualitativamente iguais, embora os valores de G dos provetes sejam inferiores aos obtidos por SILVA et al. (2006).

7. Conclusões e propostas para desenvolvimento futuro

Neste capítulo apresentam-se as principais conclusões retiradas dos ensaios realizados bem como algumas propostas de desenvolvimento futuro que em conjunto com esta tese permitam obter uma descrição completa das características mecânicas dos aglomerados de cortiça.

7.1 Conclusões

Após o estudo efectuado conclui-se que:

- A falha nos ensaios em flexão a 3 pontos nos provetes de Ninho de Abelha e Rohacell® é por via das faces, o que implica que a construção dos provetes não é a melhor para calcular os valores de G em flexão a 3 pontos de provetes com elevado módulo de rigidez ao corte. Faces mais espessas suportariam melhor o momento flector aplicado pelo ensaio e permitiriam a determinação do módulo de rigidez ao corte dos materiais referidos.
- Os provetes em aglomerado de cortiça 8810 e 8303 apresentam curvas força-deslocamento semelhantes em flexão 3 e a 4 pontos, indício de um comportamento sob carregamento idêntico.
- Os provetes de aglomerado de cortiça 8123 apresentam o maior valor de deslocamento e carga nos ensaios em flexão a 3 pontos de todos os provetes de cortiça, embora com um comportamento diferente dos outros provetes. Concluiu-se que, ao existir o dobro do volume de provete capaz de suportar o carregamento do ensaio, devido às diferenças entre os ensaios de flexão a 3 pontos e a 4 pontos, o provete é capaz de suportar maiores cargas, embora com maior valor de deflexão máxima. O mesmo se passa com os provetes de aglomerado de cortiça 8810 e 8303, embora o menor número de ligações, em virtude do maior tamanho de grão e menor compactação, causar a falha sensivelmente na mesma altura que nos ensaios em flexão a 4 pontos.
- Nos ensaios em flexão a 4 pontos os valores de carga/deslocamento dos provetes Rohacell® e Ninho de Abelha são semelhantes com vantagem para o Rohacell®, material que suporta 1658 N contra os 1479 N do Ninho de Abelha.
- Os provetes 8123 apresentaram o maior valor de carga de todos os provetes de aglomerado de cortiça, nos ensaios em flexão a 4 pontos, facto já ocorrido nos ensaios em flexão a 3 pontos.

- Os modos de falha dos provetes de aglomerado de cortiça são semelhantes, com aparecimento de fenda ou fendas a 45° a meio do núcleo, e conseqüente progressão até a extremidade do provete.

- Os valores de tensão de corte dos provetes em aglomerado de cortiça 8303 e 8810 não sofreram variação dos ensaios em flexão a 3 pontos para os ensaios em flexão a 4 pontos, sendo ambos abaixo dos valores de tensão de corte máxima dos provetes de cortiça 8123.

- Os valores de tensão de corte dos provetes de Rohacell® e Ninho de Abelha em flexão a 3 pontos são os valores de tensão máxima de corte aquando da falha das faces, dado terem sido as faces a falhar, facto já referido na secção 6.2.2.

- Os ensaios em flexão a 3 pontos foram considerados menos fiáveis pois o maior momento flector e os maiores esforços de compressão sob os pontos de carregamento dos ensaios em flexão a 3 pontos aumenta a contribuição das faces, gerando valores de módulo de rigidez ao corte do núcleo superiores.

- Os valores da tensão de corte máxima em flexão a 4 pontos do melhor provete de aglomerado de cortiça, os provetes 8123, é cerca de 20% do valor dos provetes de Rohacell® e Ninho de Abelha.

- O módulo de rigidez ao corte dos provetes 8123 foi o mais elevado dos provetes de aglomerado de cortiça cerca de 26% melhor que os provetes 8303 e 33% melhor que os provetes 8810. No entanto o módulo de corte dos provetes 8123 foi cerca de 18,5% em relação aos provetes com núcleo em Rohacell®.

-Em todos os ensaios observou-se interacção entre as faces e o núcleo. Dado que esta interacção distorce o valor do módulo de corte do núcleo, leva a concluir que os ensaios pela norma C393 não são os mais indicados para a determinação do módulo de corte dos núcleos, facto já referido pela própria norma e por NORDSTRAND et al. (2001). No entanto caso não seja possível utilizar a norma ASTM C273, os resultados pela norma ASTM C393 produzem resultados qualitativos comparáveis aos da norma ASTM C273. Os resultados, quando comparados com os resultados obtidos por SILVA, et al.(2006) mostram que os resultados são inferiores aos obtidos pela norma ASTM C 273.

- Comparando os resultados dos ensaios de flexão a 4 pontos da presente tese e os obtidos por SILVA et al (2006) e tendo em conta o referido por NORDSTRAND et al (2001), pode-se concluir que as faces dos provetes dos ensaios dos aglomerados de cortiça estão sobredimensionadas, dado os valores do módulo de rigidez ao corte serem bastante superiores a metade dos valores obtidos por SILVA.

- A comparação com os resultado dos ensaios de provetes pela norma C273 é apenas de natureza qualitativa dado que os resultados entre normas não são directamente comparáveis. No entanto os resultados destes ensaios são qualitativamente semelhantes ao ensaios realizados por SILVA et al.(2006), embora com menor diferença entre o valor do módulo de corte do núcleo entre os 3 provetes de aglomerado de cortiça.

- Em todos os ensaios de aglomerados de cortiça a falha gerou-se na ligação entre grãos de cortiça, isto é nas resinas aglomerantes. Os dados confirmam as observações visuais, com os provetes em aglomerado de cortiça 8123 a obterem os melhores resultados do módulo de rigidez ao corte. Na verdade o menor tamanho dos grãos de cortiça em conjunto com a maior compactação do aglomerado geram mais superfície de ligação entre grãos aumentando a capacidade de resistir ao corte. Infelizmente esta medida é contraproducente, dado que o aumento de densidade vai contra a principal característica dos materiais do núcleo, nomeadamente o baixo peso.

- No entanto o facto de a falha se dar entre as ligações dos grãos, isto é nas resinas aglomerantes, traz boas possibilidades de pesquisa e desenvolvimento, dado que, se a falha fosse transgranular, as possibilidades de melhoria seriam muito menores dado o facto de os grãos serem de material natural. Logo, a pesquisa poder-se-á centrar em melhorar a ligação entre os grãos de cortiça, desenvolvendo novos materiais aglomerantes, e desenvolvendo novos métodos de ligação, nomeadamente com grãos de cortiça de diferentes tamanhos de modo a aumentar ainda mais as superfícies de ligação, como nos provetes testados por PINTO (2007) na sua tese.

7.2 Propostas para desenvolvimento futuro

Terminada a tese é útil referir certas perspectivas de desenvolvimento futuro, que em conjunto com esta tese permita obter uma descrição completa das características mecânicas dos aglomerados de cortiça dado que, certos aspectos observados e certos métodos de ensaios carecem de novas observações e/ou uma maior investigação nesse domínio, de modo a tornar os aglomerados de cortiça cada vez mais competitivos no mercado global de soluções. Sugere-se então:

Um método baseado na norma ASTM C393 foi desenvolvido por BENDERLY et al.(2003), em que é possível, com um conjunto específico de amarras, variar a forma como o ensaio é realizado de modo a privilegiar-se as tensões de compressão ou as tensões de corte, variando para isso a posição relativa dos travessões de aplicação de carga. Este método permite criar um envelope de falha de estruturas sandwich recorrendo a apenas um tipo de ensaio. Recomenda-se testar esta solução de modo a obter um melhor entendimento do comportamento dos provetes de aglomerado de cortiça a estas solicitações e comparar com os resultados obtidos por esta tese que utilizou o ensaio standard ASTM C393.

Como já foi referido a norma C393 encontra-se em processo de revisão de modo a dividi-la em 3 novas normas. Está previsto que estas novas normas indiquem métodos mais precisos de construção de provetes, bem como uma revisão geral a todo o trabalho matemático presente na norma ASTM C393-00. Sugere-se uma nova bateria de testes, logo que a revisão da norma esteja concluída, de modo a averiguar se as alterações propostas têm influência nos resultados observados nesta tese.

Infelizmente não foi possível testar os novos compostos de cortiça provenientes da Cortiçeira Amorim, de forma a compará-los com os aglomerados testados. Recomenda-se assim efectuar os ensaios a estes provetes de modo a compará-los com os provetes testados.

Recomenda-se mais ensaios aos provetes de aglomerado de cortiça 8123 em flexão a 3 pontos, dado o seu comportamento nestes ensaios ter sido diferente do comportamento nos ensaios de flexão a 4 pontos. Mais ensaios poderão ajudar a confirmar as conclusões desta tese.

Recomenda-se o estudo de outras propriedades, tais como o isolamento térmico e vibroacústico, bem como o dispêndio de energia e o impacto ambiental no fim do ciclo de vida útil, uma vez que poderão ser melhores nos aglomerados de cortiça.

Referências

ADAMS, D. F.; (2007) Shearing Testing of Sandwich Panel Core Materials. <http://www.compositesworld.com/hpc/issues/2007/January/1557>.

ALLEN, H. G.; (1969) Analysis and Design of Structural Sandwich Panels. Oxford New York, Pergamon.

ASTM C 393; (2000) Standard Test Method for Flexural Properties of Sandwich Constructions. American Society for Testing and Materials Annual Book of ASTM Standards.

AZUL, Anabela; (2002) "Diversidade de fungos ectomicorrízicos em ecossistemas de Montado" Tese de Doutorado

BENDERLY D.; PUTTER, S. (2003) Characterization of the shear/compression failure envelope of Rohacell® foam, Polymer Testing 23 (2004) 51–57

BISHOP, E; (2000) Mosquito: The Wooden Wonder (4th Ed.), Airlife Publishing.

BOWDITCH, M. R. e SHAW, S. J.; (1996) Adhesive Bonding for High Performance Materials, Advanced Performance Materials, 3, 325.

BROUGHTON, W. R.; CROCKER, L. E. e GOWER, M. R. L.; (2002) Design Requeriments for Bonded and Bolted Composite Structures, NPL Report MATC(A)65.

BROCKMAN, W.; HENNEMANN O. D.; KOLLEK H. e MATZ C.; (1986) Adhesion in Bonded Aluminion Joints for Aircraft Constructon, International Journal Adhesion & Adhesives, 6(3), 115.

BROWN, J.; (1993) Aerospace Adhesives in the 90's, 38th International SAMPE Symposiium, 771.

CURTIS, H. D.; (1997) Fundamentals of Aircraft Structural Analysis. Irwin. Chicago.

DIRECÇÃO GERAL DOS RECURSOS FLORESTAIS, Divisão de Estudos e Informação (2007) BOLETIM DE INFORMAÇÃO "ANÁLISE DA EVOLUÇÃO DO COMÉRCIO EXTERNO DE PRODUTOS FLORESTAIS" Fevereiro 2007

FOKUDA, H.; TAKANORI, K.; ATSUSHI, K.; SUSUMI, T; (2001) Bending test for CFRP skin/ foamed core sandwich plates, *Adv. Composite Mater.*, Vol. 10, No. 2,3, pp. 199–208

GIBSON, L. J. e ASHBY, M. F.; (1997) *Cellular Solids and Properties*, 2nd edition, Cambridge University Press, Cambridge UK.

GIL, L.; (1998) *Cortiça, Produção, Tecnologia e Aplicação*, edição INETI, Lisboa, 1998.

GOUGH, G. S.; ELAM, C. F. e De BRUYNE, N. A.; (1940) The Stabilization of a Thin Sheet by a Continuous Supporting Medium, *Journal of the Royal Aeronautical Society*, Vol 44, N^o349, P-12, Janeiro 1940.

HIGGINS, A.; (2000) Adhesive Bonding of Aircraft Structures. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 20, 367-376.

HOFF, N. J.; (1943) It's the Skin!, *Air Progress*, Vol 3, N^o3, P.13, Setembro, 1943.

HOFF, N.J.; (1944) *Monocoque Sandwich and Composite Aerospace Structures*. Selected papers of Nicholas J. Hoff.

KINLOCH, A. J.; (1996) *Adhesives in engineering*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 8, London.

KLADSTRUP; D. & P. *Champagne* pg 38 Harper Collins Publisher ISBN 0060737921

KUNO, J. K.; (1979) Structural Adhesives Continue to Gain Foothold in Aerospace and Industrial Use. Proceedings of the Structural Adhesives Bonding Conference. El Segundo, California, EUA.

LEITE, M.; (2004) *Estudo Experimental, Analítico e Numérico de Vigas em Construção Sandwich Reforçada com Aplicações ao Transporte Refrigerado de Bens Perecíveis*. Tese de Mestrado, IST/UTL, Lisboa.

LIBRESCU, L. e T. HAUSE; (2000) Recent Developments In the Modeling and Behavior of Advanced Sandwich Constructions: A Survey. *Composite Structures* 48(1-3): 1-17.

MIDDLETON, D. H.; (1990). *Composite materials in aircraft structures*. Harlow, Longman. Scientific & Technical.

MINFORD, J. D.; (1993) *Handbook of Aluminium Bonding Technology and Data*, Marcel Dekker, NY.

NORDSTRAND, T. M. e CARLSSON, L. A.; (1997) Evaluation of transverse shear stiffness of structural core sandwich plates. *Composite Structures* 37(2),145-153.

OLIVEIRA, M. A. E OLIVEIRA, L.; (2000) A Cortiça. Corticeira Amorim S.G.P.S., Lisboa.

PEERY, D. e AZAR, J.J.; (1982) Aircraft Structures, McGraw-Hill, New York.

PIRES, I.; (2003) Ligação por Adesivos da Liga 2042-T3. Tese de Doutoramento, IST/UTL, Lisboa.

RÖHM, J.; (1988) Technical Manual of Rohacell®, Darmstadt, Germany.

RÖHM, J.; (1998) Rohacell® WF PMI Foam, Röhm Ltd., Bradbourne Drive, Tilbrook, Milton Keynes, Bucks, MK7 8AU.

SIEBERT, H.; (2006) Aerospace Sandwich Structures, Reinforced Plastics Janeiro 2006.

SILVA, A.; LOPES, J.; ALMEIDA, P.; REIS, L. e LEITE, M.; (2006) Experimental Testing of a Natural Cork-Based Composite.

VINSON, J. R. e SIERAKOWSKI, R. L.; (1986). The Behavior of Structures Composed of Composite Materials. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht.

VON KÁRMÁN, T. H. e STOCK, P.; (1924) Patente N° 235884, 21 Junho 1924, Gabinete de patentes Britânico.

ZENKERT, D.; (1997) The Handbook of Sandwich construction, Cradley Heath: EMAS Publishing.

Anexos

A.1. Propriedades de diversos materiais em aplicações sandwich

	Strength		Modulus		Elongation %	Density g/cm ³	Moisture Regain %
	Ksi	GPa	Msi	GPa			
PBO-hm	841	5.8	41	280	2.5	1.56	0.6
Kevlar® 49	406	2.8	16	109	2.4	1.45	4.5

Ref.: Aramid, LTD & Dupont

	Density lb/ft ³	Compressive		L-Shear		W-Shear	
		Strength Psi	Modulus Ksi	Strength Psi	Modulus Ksi	Strength Psi	Modulus Ksi
UPF-165-1/4-2.5	2.5	129	11	115	25	65	12

	Strength		Modulus		Elongation %	Density g/cm ³	CTE 10 ⁻⁶ /K	TK W/mK
	Ksi	GPa	Msi	GPa				
YSH-70A	530	3.6	105	720	0.5	2.15	-1.5	250

	Density lb/ft ³	Compressive		L-Shear		W-Shear		TK* W/mK
		Strength Psi	Modulus Ksi	Strength Psi	Modulus Ksi	Strength Psi	Modulus Ksi	
UCF-145-3/8-0.8	0.8	37	9.3	25	19	14	12	84

* Thermal Conductivity measurement of the cell wall

	Density lb/ft ³	Compressive		Core Shear		Flexural Stiffness lb-in ²
		Strength Psi	Modulus Ksi	Strength Psi	Modulus Ksi	
UCCM-11-171.270-7.0	7.0	171	13	364	26	TBD

	Density lb/ft ³	Compressive		L-Shear		W-Shear	
		Strength Psi	Modulus Ksi	Strength Psi	Modulus Ksi	Strength Psi	Modulus Ksi
UCF-121-1/4-3.0	3.0	392	47.4	301	26.9	185	19.1

Facing Material	Yield Strength f _y (psi x 10 ³)	Modulus of Elasticity E _r (psi x 10 ⁶)	Wt. per Mil Thickness (lb/ft ²)	K _f	Comments
Aluminum-2024-T3	42	10	0.014	1.0	Good strength, moderate cost
Aluminum-3003-H16	20	10	0.014	1.0	Moderate strength, good weathering when Alclad
Aluminum-5052-H32	23	10	0.014	NA	Coated for corrosion resistance
Aluminum-6061-T6	21	10	0.014	1.0	Workable, corrosion resistant
Aluminum-7075-T6	60	10	0.014	1.0	High tensile strength and dent resistant
Cold rolled carbon steel-1.5% carbon content	50	28	0.040	.35	Low cost, high weight, hard to cut with hand tools
Stainless steel-316	60	29	0.040	.33	Heavy, expensive, hard to bond and fabricate with hand tools; high rigidity and strength
Titanium: Annealed Ti-75A	70	15	0.0235	.67	High cost, low corrosion, hard to bond, hard to machine
Fiberglass cloth laminates					
Epoxy-Gillfab 1040	30	3.3	0.01	3.0	Std. epoxy, 180°F service temp.
Epoxy-Gillfab 1045	30	3.3	0.01	3.0	High strength, 250°F service temp.
Phenolic-Gillfab 1002	30	3.0	0.01	3.0	Retains strength well at 350°F, most fire-resistant
Polyester-Gillfab 1074	33	3.0	0.01	3.0	Good strength
Polyimide-Gillfab 1028	22	2.5	0.01	3.3	Retains strength at 400°F
Polyester-glass-mat-Gillfab 990C	16	1.8	0.01	5.0	Lowest cost, excellent corrosion, resistance, low flex strength and modulus
Polyester- woven rovings-Gillite 1027 (24oz.)	25	2.0	0.01	4.6	Low cost, general purpose laminate
Kevlar®-epoxy-Gillfab 1313	18	2.5	0.0068	6.0	Moderate strength, light weight
Kevlar®-phenolic-Gillfab 5055	16	2.0	0.0068	NA	Light weight, low smoke
Carbon-epoxy-Gillfab 1089	65	16.0	0.008	1.6	High cost, strength, stiffness; guard against galvanic corrosion
Carbon-phenolic-Z119	60	15.0	0.008	NA	High cost, strength, stiffness; guard against galvanic corrosion
Douglas fir plywood	2.6	1.5	0.003	7.3	Low cost, poor weathering, heavy
Tempered hardboard	2.0	0.6	0.0045	16.0	Low cost, low strength, heavy

Core	Cell Size in.	Foil Th. in.	Density pcf	Shear Str. psi L/W Dir.*	Shear Mod. ksi L/W Dir.*	Stabilized Compress. Strength psi	Heat Transfer U = BTU/hr/ft ² /°F
Aluminum Honeycomb	1/8	.0007	3.1	155/90	45/22	215	0.85
	1/8	.001	4.5	285/168	70/31	405	0.95
	1/8	.002	8.1	670/400	135/54	1100	0.95
	3/16	.002	5.7	410/244	90/38.5	600	0.95
	1/4	.001	2.3	100/57	32/16.2	130	1.00
	1/4	.002	4.3	265/155	66/29.8	370	1.00
	1/4	.003	6.0	445/265	96/40.5	660	1.00
Glass Cloth/Phenolic Honeycomb	3/16		4.0	210/110	11.5/5.0	480	0.45
	3/16		5.5	370/190	19.5/8.5	750	0.50
	1/4		3.5	170/100	9/3.5	400	0.50
	1/4		4.5	250/140	14/6.0	560	0.50
Aramid Fiber Honeycomb (Nomex®)	1/8		1.8	65/36	3.7/2.0	85	0.42
	1/8		3.0	160/85	7.0/3.5	270	0.45
	1/8		5.0	235/175	11.1 /5.4	660	0.45
	1/8		9.0	370/240	17.0/9.0	1600	0.42
	1/4		3.0	135/60	7.0/3.0	240	0.50
Paper Honeycomb	1/4		5.0	192/86	30.2/6.5	400	0.40
	1/2		2.2	79/41	11.9/4.4	140	0.60
Gillfoam® (Phenolic)			7	103	3.6	190	.257
			10	152	6.4	334	.293
			18	320	9.5	1257	.408
Polyurethane Foam			2.0	20	0.226	27	0.14
			4.0	48	0.750	80	0.14
			6.0	90	1.50	140	0.18
			20.0	450	15.00	850	0.40
PVC Foam Closed Cell			3.5	78	1.8	110	0.10
			6.2	120	2.2	200	0.18
End grain Balsawood (Ochroma pyramidale)			6.0	140	16.0	750	0.3
			9.5	220	28.0	1500	0.4

*For Honeycomb cores: L = ribbon direction; W = transverse direction

Kevlar® and Nomex® are DuPont registered trademarks

Type of Foam	Density PCF	Compressive Strength, PSI	Compressive Modulus PSI	Shear Strength PSI	Shear Modulus PSI	K-Factor BTU/in hr ft ² °F
Test Method	ASTM D-1622	ASTM D-1621	ASTM D-1621	ASTM C-273	ASTM C-273	ASTM C-518
Polyurethane	18	877	8,750	548	16,322	.34
PVC	7	128	2,591	199	8,553	.27
Rohacell	6.9	427	NA	341	22,700	NA
Gillfoam	7	190	3,799	103	3,647	.26
	10	334	6,741	152	6,408	.29
	18	1,257	22,935	320	9,488	NA