



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Melhoria das propriedades mecânicas de uma sandwich de compósito

Kévin dos Santos Mateus

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

Orientador: Prof. Doutor Paulo Fael
Co-orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

Covilhã, Outubro de 2014

Agradecimentos

A realização desta dissertação contou com o auxílio de várias pessoas, cujo contributo foi muito importante para a sua elaboração e a quem deixo o meu grande agradecimento.

Aos meus colegas que encontrei durante a minha jornada académica, e cuja amizade considero verdadeira até aos dias de hoje. Não aponto nomes pois não quero deixar ninguém no esquecimento.

Ao orientador da dissertação Professor Paulo Fael, pelo apoio que prestou na elaboração da tese, pela boa disposição demonstrada nas reuniões, pelo tempo e paciência que dispôs para o trabalho experimental e o envio de inúmeros artigos que deram um grande contributo para o desenvolvimento da dissertação.

Ao Professor Abílio Silva pelo tempo dispensado na supervisão dos ensaios dos provetes realizados na máquina Instron e conselhos dados acerca da interpretação dos dados obtidos.

Finalmente quero agradecer à minha família, especialmente aos meus pais e irmãos, pelo apoio, confiança e fé que tiveram em mim durante toda a minha jornada académica. Eu não estaria aqui sem vocês e irei sempre lembrar-me disso. Amo-vos.

Resumo

A utilização das estruturas *sandwich* está envolvida significativamente em vários ramos da indústria tais como a aeronáutica, aeroespacial, civil, automóvel, entre outras. O uso deste tipo de estruturas tem tido um crescente interesse por parte das indústrias, muito devendo-se às diversas vantagens que oferece em termos de resistência, peso, custo e impacto ambiental.

O presente relatório apresenta como principal objectivo a melhoria das propriedades mecânicas de uma *sandwich* de compósito.

No âmbito desta melhoria pretendida, optamos por utilizar uma estrutura *sandwich* com núcleo de material polimérico e faces de materiais compósitos. O material do núcleo é geralmente de pouca resistência, contudo a sua elevada espessura aliada a um baixo peso permite reduzir a densidade global da *sandwich* e ao mesmo tempo fornece uma elevada rigidez de flexão.

Foi implementado um conceito estrutural diferente de uma estrutura *sandwich* que difere da *sandwich* convencional, tendo como diferença a introdução de uma camada intermédia de baixa espessura entre as camadas da face superior e inferior da estrutura *sandwich*. Esta camada intermédia irá possibilitar o uso de camadas muito finas para a face e o uso de materiais de núcleo mais baratos como o XPS (poliestereno extrudido) e PUR (poliuretano), com o custo de um peso global da estrutura ligeiramente maior. A vantagem para o uso deste tipo de *sandwich* poderá não se verificar nos modos de falha de corte do núcleo ou instabilidades nas faces pois possuem propriedades que não incluem interação com outros materiais, mas verificar-se-á nos modos de falha de enrugamento da faces e indentação devido à maior rigidez e estabilidade da face à compressão.

Procedeu-se à realização de vários provetes, que foram posteriormente submetidos a ensaios mecânicos de flexão em 3 pontos, para ser possível analisar as propriedades mecânicas e os modos de falha que ocorrem.

Os resultados obtidos a partir dos ensaios podem variar de acordo com vários factores tais como a espessura total da *sandwich*, as características dos materiais constituintes da estrutura, a camada de ligação (adesivo) utilizado e o método de construção da estrutura.

Foram tiradas algumas conclusões que demonstram a viabilidade da solução preconizada. Foram apresentadas propostas para trabalhos futuros.

Palavras-chave

Estruturas *Sandwich*, Compósitos, Flexão em 3 pontos, ASTM C393.

Abstract

The use of sandwich structures is significantly involved in various branches of industry such as aeronautics, aerospace, civil, automotive, among others. The use of such structures has been a growing interest by industry, given by the various advantages it offers in terms of strength, weight, cost and environmental impact.

The main objective of this report is the improvement of the mechanic properties of sandwich composite structure.

Under this desired improvement, we chose to use a sandwich structure with polymeric core material and composite materials faces. The core material is generally of low resistance, but its low weight combined with a high thickness reduces the overall density of the sandwich and, at the same time, provides high bending stiffness.

It was implemented a different structural concept of a sandwich structure which differs from the conventional sandwich, with the difference introducing an intermediate layer of low thickness between the layers of the top face and bottom of the sandwich structure. This intermediate layer will allow the use of very thin face sheets and the use of cheaper core materials XPS (extruded polystyrene) and PUR (polyurethane), with the cost of a slightly larger overall weight of the structure. The advantage to using this type of sandwich may not be seen in the failure modes of the core or faces buckling because they have properties that do not include interaction with other materials, but it will occur in the failure modes of face wrinkling and face indentation due to greater rigidity and compression stability of the face.

Several test specimens were manufactured and then submitted to 3 point bending tests in order to analyze the mechanical properties and failure modes that occur.

The results obtained from the tests may vary according to various factors such as the overall thickness of the sandwich, the characteristics of its materials, the misuse of the adhesive and the method of construction of the structure.

Some conclusions that demonstrate the feasibility of the proposed solution were taken. Proposals for future work are presented.

Keywords

Sandwich Structures, Composites, 3 Point Bending, ASTM C393.

Conteúdo

1	Introdução	1
1.1	Enquadramento Geral	1
1.2	Objectivo	2
1.3	Estrutura da Dissertação	2
2	Revisão Bibliográfica	5
2.1	Estruturas <i>Sandwich</i>	5
2.1.1	Perspectiva Histórica	5
2.1.2	Considerações estruturais	6
2.1.3	Modos de Falha	7
2.1.4	Vantagens e Desvantagens	7
2.1.5	Aplicações das estruturas <i>sandwich</i> na indústria aeronáutica	8
2.2	Materiais	10
2.2.1	Materiais das Faces	11
2.2.2	Materiais dos núcleos	12
2.2.3	Adesivos	13
3	Simulação Numérica	15
3.1	Simulação Numérica de flexão em 3 pontos	15
3.2	Resultados obtidos da simulação numérica de flexão	16
3.2.1	Análise comparativa	18
4	Materiais, equipamento e ensaios	19
4.1	Materiais Utilizados	19
4.2	Processos de fabrico dos provetes	19
4.2.1	Preparação dos Núcleos	19
4.2.2	Preparação das Faces	20
4.2.3	Preparação das Estruturas <i>sandwich</i>	21
4.3	Ensaio Mecânicos	23
4.3.1	Norma Experimental ASTM C393	24
4.3.2	Equipamento	25
5	Resultados Experimentais	27
5.1	Ensaio à flexão em 3 pontos	27
5.1.1	Gráficos das curvas carga-deslocamento	27
5.1.2	Gráficos das curvas tensão-extensão	30
5.1.3	Gráficos das curvas carga específica-deslocamento	33
6	Conclusões	35
	Bibliografia	37

A	Anexos	41
A.1	Fibra de Carbono	41
A.2	AIREX	42
A.3	Resina/endurecedor	42
A.4	Fibra de Vidro	43
A.5	Gráficos	43
A.5.1	Gráficos das curvas carga-deslocamento	43
A.5.2	Gráficos das curvas tensão-extensão	47
A.5.3	Gráficos das curvas carga específica-deslocamento	50

Lista de Figuras

2.1	De Havilland Mosquito	5
2.2	Cápsula Apollo	6
2.3	Estrutura <i>sandwich</i>	6
2.4	Modos de falha das estruturas <i>sandwich</i>	7
2.5	Jacto privado Cirrus SF50.	9
2.6	Barco voador WIG.	9
2.7	Contentor RAP e2.	10
2.8	Classificação dos materiais compósitos segundo o reforço.	11
2.9	Fibra de Vidro.	12
2.10	Fibra de Carbono.	12
2.11	Tipos de núcleo em estruturas <i>sandwich</i>	13
2.12	Modos de falha do adesivo.	14
3.1	Simulação numérica do provete Simples de AIREX e Carbono.	15
3.2	Simulação numérica do provete Duplo de AIREX e Carbono.	15
3.3	Distribuição de tensões no provete: a)vista de baixo b)vista de cima	16
3.4	Deslocamento do provete Simples de AIREX e Carbono devido a carga aplicada.	16
3.5	Gráfico da carga aplicada em função do deslocamento sofrido do provete Simples de AIREX Carbono.	17
3.6	a)vista de baixo b)vista de cima	17
3.7	Deslocamento do provete Duplo de AIREX e Carbono devido a carga aplicada.	17
3.8	Gráfico da carga aplicada em função do deslocamento sofrido do provete Duplo de AIREX Carbono.	18
4.1	Máquina CNC a fio quente.	20
4.2	Placas de PEX cortadas.	20
4.3	Fibra de carbono Twill pré-impregnadas.	20
4.4	Fibra de Vidro 1280T.	21
4.5	Placa de carbono empilhada e selada.	21
4.6	Máquina de prensa a pratos quentes.	22
4.7	Placa de vidro empilhada e selada com saco de vácuo.	22
4.8	Máquina CNC de corte.	23
4.9	Corte dos provetes: a)Desenho dos provetes na placa b)Parâmetros do processo de corte	23
4.10	Corte dos provetes na CNC Router.	23
4.11	Ensaio em flexão a 3 pontos segundo ASTM C 393.	24
4.12	Dimensões da estrutura <i>sandwich</i>	24
4.13	Máquina de ensaios mecânicos Instron 1341.	25
5.1	Carga-deslocamento dos provetes simples e duplos de XPS e carbono.	27
5.2	a) Falha do provete SPC por indentação b) Falha do provete DPC por instabilidade	27
5.3	Carga-deslocamento dos provetes simples e duplos de XPS e vidro.	28
5.4	a) Falha do provete SPV por indentação b) Falha do provete DPV por instabilidade	28
5.5	Carga-deslocamento dos provetes simples e duplos de AIREX e vidro.	28

5.6 a) Falha do provete SAV por indentação b) Falha do provete DAV por indentação da primeira face	29
5.7 Carga-deslocamento do provete duplo de AIREX e carbono	29
5.8 Falha do provete DAC por indentação	29
5.9 Tensão-extensão dos provetes simples e duplos de XPS e carbono.	30
5.10 Tensão-extensão dos provetes simples e duplos de XPS e vidro.	30
5.11 Tensão-extensão dos provetes simples e duplos de AIREX e vidro.	30
5.12 Tensão-extensão do provete duplo de AIREX e carbono	31
5.13 Carga específica dos provetes simples e duplos de XPS e carbono.	33
5.14 Carga específica dos provetes simples e duplos de XPS e vidro.	33
5.15 Carga específica dos provetes simples e duplos de AIREX e vidro.	33
A.1 Carga-deslocamento dos provetes simples de XPS e carbono.	43
A.2 Carga-deslocamento dos provetes duplo de XPS e carbono.	44
A.3 Carga-deslocamento dos provetes simples de XPS e vidro.	44
A.4 Carga-deslocamento dos provetes duplo de XPS e vidro.	45
A.5 Carga-deslocamento dos provetes simples de AIREX e vidro.	45
A.6 Carga-deslocamento dos provetes duplo de AIREX e vidro.	46
A.7 Carga-deslocamento dos provetes simples de AIREX e carbono.	46
A.8 Tensão-extensão dos provetes simples de XPS e carbono.	47
A.9 Tensão-extensão dos provetes duplo de XPS e carbono.	47
A.10 Tensão-extensão dos provetes simples de XPS e vidro.	48
A.11 Tensão-extensão dos provetes duplo de XPS e vidro.	48
A.12 Tensão-extensão dos provetes simples de AIREX e vidro.	49
A.13 Tensão-extensão dos provetes duplo de AIREX e vidro.	49
A.14 Tensão-extensão dos provetes simples de AIREX e carbono.	50
A.15 Carga específica dos provetes simples de XPS e carbono.	50
A.16 Carga específica dos provetes duplo de XPS e carbono.	51
A.17 Carga específica dos provetes simples de XPS e vidro.	51
A.18 Carga específica dos provetes duplo de XPS e vidro.	52
A.19 Carga específica dos provetes simples de AIREX e vidro.	52
A.20 Carga específica dos provetes duplo de AIREX e vidro.	53

Lista de Acrónimos

ASTM	American Society for Testing and Materials
INEGI	Instituto de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial
XPS	Poliestereno Extrudido
PUR	Poliuretano
PVC	Cloreto de Polivinil
RTM	Resin Transfer Molding
UBI	Universidade da Beira Interior

Simbologia

E	Módulo de Elasticidade (ou de Young)
G	Módulo de Rigidez ao Corte
L	Comprimento do Provete
L'	Comprimento do vão
b	Largura do provete
t	Espessura da face
c	Espessura do núcleo
d	Espessura total do provete
P	Carga aplicada
ε	Extensão (ou de Young)
ρ	Densidade
σ	Tensão normal
τ	Tensão de corte
ν	Coefficiente de Poisson

Capítulo 1

Introdução

1.1 Enquadramento Geral

A utilização das estruturas sandwich está envolvida significativamente em vários ramos da indústrias tais como aeronáutica, civil, automóvel, entre outras. O maior motivo para o crescente interesse no uso destas estruturas por parte das indústrias consiste na redução do peso global, mantendo ao mesmo tempo uma elevada rigidez e um custo reduzido [1], [2]. No entanto, surgem diversas complicações na aplicação deste tipo de estruturas, pois quando estão sujeitas a carregamentos de flexão e de corte podem falhar em diversas formas como indentação local, enrugamento das faces devido a compressão, falha do núcleo devido ao corte, falha da face à tração e compressão, enrugamento total da estrutura [2], [3], [4]. O modo de falha por delaminação das faces também é considerado um problema pois reduz significativamente a capacidade da estrutura de suportar as cargas a que está sujeita [5]. Os modos de falha constituem um grande problema no estudo do comportamento mecânico destas estruturas pois é necessário analisar e estudar a fase de iniciação de cada um deles, separadamente, e descreve-las com uma equação de falha diferente. Quando um modo de falha se inicia, vários modos de falha podem interagir e ocorrer conseqüentemente e um modo de falha pode progredir a partir de um outro modo de falha. Em virtude dessas complicações, têm surgido várias investigações na área dos modos falha em estruturas sandwich, que têm contribuído imenso para o melhor conhecimento e otimização do comportamento mecânico deste tipo de estruturas.

Várias investigações foram realizadas acerca dos modos de falha que ocorrem em estrutura *sandwich* de compósito. Uma revisão geral sobre modos de falha foi realizada por Daniel [6]. Este estudo foi estendido por Triantafillou e Gibson [7], que elaboraram mapas de modos de falha para vigas *sandwich* com faces de alumínio e núcleos de espuma poliuretano de rigidez elevada em flexão em 3 pontos. No modo de falha por engelhamento das faces, Hoff e Mautner [8] realizaram testes em painéis *sandwich* em compressão e observaram que a falha ocorria por engelhamento simétrico e anti-simétrico. Apresentaram também uma teoria da energia de deformação e deduziram uma fórmula para a tensão normal de engelhamento. Chegaram à conclusão, a partir dos resultados experimentais, de que a tensão crítica não depende das dimensões dos painéis mas sim, unicamente, das propriedades do núcleo e das faces, principalmente o módulo de Young (E). Gutierrez e Webber [9] deram seguimento à teoria dos autores anteriormente mencionados, estudando o fenómeno de engelhamento em vigas *sandwich* sujeitas a carregamentos de flexão. Um modelo foi apresentado por Niu e Talreja [10] com o objectivo de analisar o modo de falha de engelhamento e o seu comportamento em painéis *sandwich* em compressão. O modo de falha de corte do núcleo foi profundamente estudado por Zenkert e Allen [3], [4].

O modo de falha por indentação ocorre com muita frequência nas estruturas *sandwich* dificultando muito a sua aplicação nas indústrias, pois reduz significativamente a capacidade de suportar as cargas que nela são aplicadas comprometendo a sua integridade estrutural. Vários

trabalhos foram realizados neste assunto e alguns se destacam. Olsson [11] desenvolveu métodos de prevêr a reacção de carga-indentação de painéis *sandwich* sujeitos ao impacto. Este tema foi aprofundado por Hoo Fatt e Park [12] [13], onde investigaram a influência de condições de fronteira no desempenho de painéis *sandwich* ao impacto de um cilindro *blunt*.

Outro dos principais motivos para a difícil expansão do uso de estruturas *sandwich* deve-se ao vasto número de materiais passíveis de utilizar para a sua construção e, a falta de conhecimento deles. A escolha dos materiais constitui uma das fases mais importantes no processo de construção de uma estrutura *sandwich*, tornando-se um objecto de estudo de vários investigadores que investigam a variedade dos mecanismos de falha das estruturas *sandwich* sujeitas a carregamentos tanto estáticos [3], [5], [14], [15] como dinâmicos [15], [16].

1.2 Objectivo

O objectivo desta dissertação consiste em melhorar as propriedades mecânicas de uma estrutura *sandwich* em compósito, utilizando fibra de vidro e de carbono como faces e AIREX e XPS como núcleos. Também se vai implementar um conceito estrutural diferente de uma estrutura *sandwich* que difere da *sandwich* convencional. Este conceito estrutural alternativo tem como diferença da convencional a introdução de uma camada intermédia de espessura fina entre as camadas da face superior e inferior da estrutura *sandwich* sendo ela ligada apropriadamente de forma a manter a estrutura junta e compacta. Esta solução já foi sugerida num estudo passado [17], apesar de ser ligeiramente diferente. Os autores do trabalho supra-referido tiveram como objectivo, a implementação de uma estrutura *sandwich* híbrida em que a sua estrutura consistia na utilização de metais como faces para aumentar a rigidez e núcleos significativamente leves enquanto se introduzia uma camada intermédia de compósito ou madeira entre as faces e o núcleo. No entanto, chegou-se a conclusão que as estruturas *sandwich* híbridas não podem ser utilizadas como estruturas primárias, apesar destas aumentarem imenso o desempenho estrutural dos materiais que foram utilizados.

Serão realizados testes mecânicos de diferentes tipos de provetes *sandwich* em faces de fibra de carbono e vidro e núcleos de XPS e AIREX, em ensaios de flexão em 3 pontos, de forma a ser possível efetuar uma comparação das propriedades mecânicas dos provetes testados.

1.3 Estrutura da Dissertação

Este trabalho encontra-se dividido em 6 capítulos, incluindo a introdução.

O capítulo 2 centraliza-se nas estruturas *sandwich*, principalmente a sua história, razões para a sua utilização e a descrição de um conceito inovador implementado. Irão ser também descritos, os materiais utilizados neste tipo de estrutura, as vantagens e desvantagens, os modos de falha e as suas aplicações na indústria aeronáutica na actualidade.

O capítulo 3 abrange a simulação numérica dos ensaios á flexão de 3 pontos de estrutura tendo em conta os materiais e geometrias que foram definidos.

O capítulo 4 descreve a metodologia experimental ao longo desta investigação científica, dando especial atenção ao processo de fabrico das estruturas *sandwich*, os materiais que foram utili-

zados, a norma de ensaio experimental em consideração e todo o equipamento necessário para a realização dos ensaios de flexão.

O capítulo 5 apresenta os resultados que foram obtidos dos ensaios realizados, discutindo os resultados de acordo com os modos de falha verificados e as propriedades dos materiais utilizados.

O capítulo 6 consiste na apresentação das conclusões que foram possíveis retirar deste trabalho e são também sugeridos estudos que permitem dar continuidade ao trabalho de forma a intensificar o conhecimento das estruturas sandwich.

Capítulo 2

Revisão Bibliográfica

2.1 Estruturas *Sandwich*

2.1.1 Perspectiva Histórica

A estrutura *sandwich* foi inicialmente considerada por Duleau em 1820 e mais tarde em 1830 por Stephenson. Contudo, este tipo de estrutura apenas atingiu um papel preponderante na indústria na 2ª Guerra Mundial, onde se observou uma produção significativa de laminados *sandwich* que iriam ser utilizados para o fabrico da aeronave *Mosquito* da *de Havilland* (figura 2.1) [3].



Figura 2.1: De Havilland Mosquito

A produção deste bombardeiro obteve grande sucesso, cumprindo as expectativas dos engenheiros da empresa *de Havilland* e impressionando o governo britânico com a sua excelente performance e leveza, que pouco depois encomendou à empresa *de Havilland* 50 unidades deste bombardeiro.

A principal causa para o enorme sucesso do Mosquito foi a utilização da tecnologia *sandwich*, que predominava em quase toda a estrutura do avião, principalmente na fuselagem. A fuselagem do Mosquito possuía uma estrutura *sandwich* com faces de contraplacado e o núcleo de madeira balsa, o que proporcionava ao avião uma leveza significativa. A construção da fuselagem consistia em duas metades que eram depois coladas formando a fuselagem completa da aeronave.

Foi em 1969 que foi implementada com sucesso a tecnologia *sandwich*, entre outras, no primeiro veículo tripulado na lua e desempenhou um papel preponderante na estrutura do mesmo pois tornou-a leve e ao mesmo tempo resistente para suportar os esforços de lançamento e alunagem. A construção da parede da cápsula Apollo consistia na utilização de cascas de *sandwich* interligadas, que possuíam faces de aço e núcleo em favo de abelha (figura 2.2) [18].



Figura 2.2: Cápsula Apollo

Com o papel predominante no sucesso do bombardeiro Mosquito e na primeira alunagem do Apollo, o interesse na tecnologia *sandwich* aumentou significativamente e começou a ser desenvolvida em outras indústrias para além da aeronáutica e aeroespacial, tais como a civil, automóvel e naval.

2.1.2 Considerações estruturais

A estrutura *sandwich* (figura 2.3) é constituída por três elementos: duas faces exteriores de espessura pequena e de material com elevada resistência mecânica; o núcleo, que por sua vez, é mais espesso, leve e separa as faces e suporta cargas de uma face à outra; e o adesivo que tem a capacidade de transmitir esforços axiais e de corte para dentro e fora do núcleo [19]. As faces são coladas ao núcleo através do adesivo, formando a estrutura *sandwich* que apresenta como principal vantagem a elevada relação resistência/peso, isto é, a combinação de uma maior resistência mecânica para um menor peso global [18].

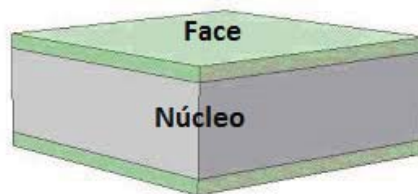
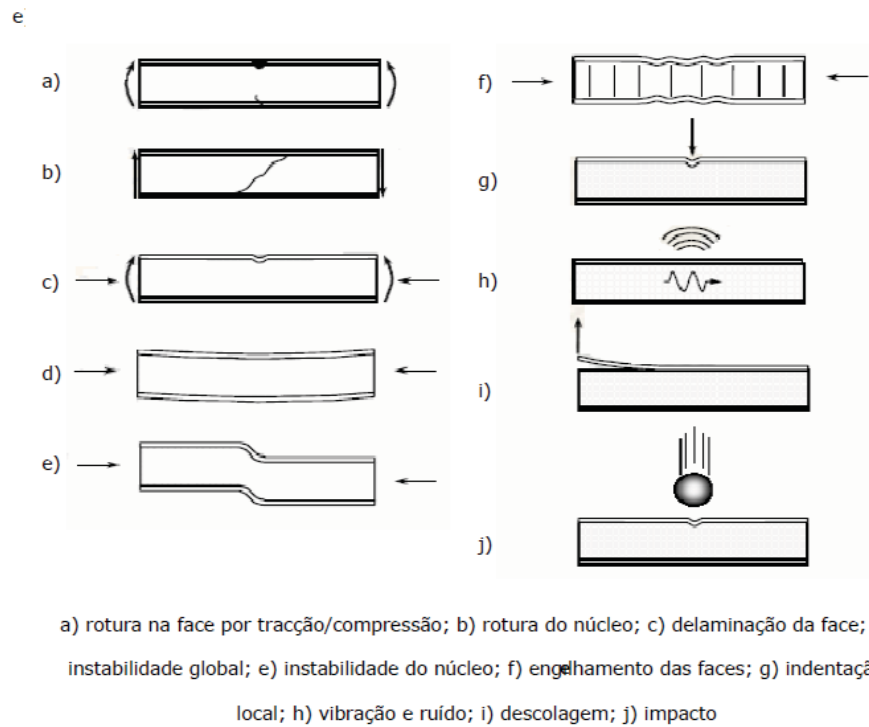


Figura 2.3: Estrutura *sandwich*

A introdução do núcleo no meio das faces promove o aumento do momento de inércia da estrutura, com um ligeiro aumento do peso, produzindo uma estrutura com uma elevada resistência a cargas de flexão e encurvadura. Se aumentarmos a espessura do núcleo podemos tornar a estrutura *sandwich* mais resistente pois aumenta a rigidez à flexão e resistência [19].

2.1.3 Modos de Falha

Uma das grandes dificuldades na análise das estruturas *sandwich* é prever com exatidão o modo de falha que irá ocorrer, visto que depende da geometria e da carga aplicada. A estrutura *sandwich*, quando sujeita à ação de uma força externa exerce uma reação à mesma, podendo sofrer uma falha, podendo esta ser considerada frágil ou dúctil, dependendo das propriedades dos materiais utilizados e efeitos do meio ambiente tal como a temperatura. A figura 2.4 representa os modos de falha mais frequentes nas estruturas *sandwich*.



a) ruptura na face por tração/compressão; b) ruptura do núcleo; c) delaminação da face; d) instabilidade global; e) instabilidade do núcleo; f) engastamento das faces; g) indentação local; h) vibração e ruído; i) descolagem; j) impacto

Figura 2.4: Modos de falha das estruturas *sandwich*.
[20]

2.1.4 Vantagens e Desvantagens

A utilização de estruturas *sandwich* têm evoluído imenso e tem-se expandido significativamente nas várias indústrias, para além da indústria aeronáutica (automóvel, eólica, ferroviária, entre outras). O crescimento do uso deste tipo de estruturas deve-se às várias vantagens que oferece à elaboração de projetos para determinadas aplicações, onde se pode destacar a elevada resistência específica e rigidez específica. Contudo, as vantagens de uma estrutura *sandwich* podem ser transformadas em desvantagens, dando como exemplo, a grande variedade de materiais que podem ser usados para a construção destas estruturas [21]. Tendo isto em atenção, deve-se estudar muito bem os requisitos do projeto, e garantir que estes sejam cumpridos de forma a não comprometer a sua integridade estrutural e qualidade.

De um modo geral, é possível elaborar um resumo das vantagens e desvantagens das estruturas *sandwich* da seguinte forma abaixo demonstrada [18], [21], [22], [23], [24], [25].

▷ Vantagens

- Elevada resistência e rigidez específica;

- Boas propriedades de isolamento térmico e acústico;
- Baixo peso;
- Boa resistência ao impacto;
- Pouca quantidade de peças necessárias;
- Capacidade de resistência á corrosão;
- Capacidade de absorção de energia;
- Facilidade na obtenção de peças de geometria complexa;

▷ Desvantagens

- Difícil controlo de qualidade;
- Poucas possibilidades de reparação e de reciclagem;
- Grande variedade na escolha de materiais para construção;
- Perigos de saúde durante o processo de fabrico (resinas);
- Problemas ambientais como humidade e temperatura;
- Pouca resistência ao fogo;
- Variedade de critérios de rotura;
- Incompatibilidade dos materiais;
- Desconhecimento e falta de informação na fase de projeto;

2.1.5 Aplicações das estruturas *sandwich* na indústria aeronáutica

Como já foi referido anteriormente a utilização das estruturas *sandwich* expandiu-se nos vários ramos da engenharia, mas foi na indústria aeronáutica que se verificou uma maior evolução na sua utilização.

Na indústria aeronáutica a redução em peso traduz-se no melhor desempenho de voo bem como nas reduções do consumo de combustível ou da carga total excessiva. A utilização da tecnologia *sandwich* oferece vantagens significativas nas reduções de peso e melhorias no potencial de voo das aeronaves.

A Cirrus Aircraft, sediada em Minnesota nos Estados Unidos é considerada a maior fabricante de aeronaves civis do mundo para aviões privados e, foi também, a primeira companhia a utilizar estruturas *sandwich* em compósito com núcleo de espuma na estrutura primária das suas aeronaves. Trabalhando em conjunto com a empresa de materiais DIAB, a Cirrus Aircraft apresentou o avião a jacto privado Cirrus SF50 (figura 2.5) que dispõe de uma fuselagem composta unicamente de materiais compósitos e construção *sandwich* com núcleos poliméricos.



Figura 2.5: Jacto privado Cirrus SF50.

Para o fabrico desta aeronave, foi implementada a construção *sandwich* de materiais compósitos e utilizado como material do núcleo a espuma Divinycell HT, sendo esta última bem conhecida pela sua durabilidade e leveza. A adoção deste tipo de construção contribuiu muito para a redução do peso da aeronave sem perda de qualidade de desempenho de voo, maior resistência ao impacto e maior tolerância ao dano de ataques de pássaros [26].

A CSIC (Hainan) Wig Craft Development na China foi umas das companhias pioneiras do fabrico dos WIG's (Wings on Ground) (figura 2.6), utilizando a construção em *sandwich* de compósito com núcleos de espuma no seu processo de construção.



Figura 2.6: Barco voador WIG.

Os WIG consistem, mais ou menos, em barcos que navegam um pouco acima da superfície da água (aproximadamente 15 metros acima do nível do mar), o que reduz o arrasto hidrodinâmico até ao mínimo.

A utilização das estruturas *sandwich* de compósito com núcleo de espuma Divinycell H80 contribui para uma redução do peso em quinze por cento comparativamente com a sua estrutura

tradicional, aumento da capacidade de carga e melhora a rigidez da própria estrutura, tendo esta a capacidade de suportar cargas dinâmicas como o impacto da água durante o levantamento e aterragem na superfície da água [27].

A Envirotainer é a empresa pioneira e líder no desenvolvimento de soluções de transporte aéreo com temperatura controlada para produtos farmacêuticos e outros bens, sensíveis à temperatura. Recentemente, esta empresa lançou o novo contentor RAP e2 (figura 2.7), que respeita os requisitos estabelecidos pela empresa nomeadamente excelente desempenho térmico, boa integridade estrutural e boa resistência ao impacto.



Figura 2.7: Contentor RAP e2.

A fabricação deste contentor contou com a ajuda de engenheiros da DIAB, tendo estes juntamente com a equipa de desenvolvimento da Envirotainer chegado a conclusão que a utilização de estruturas *sandwich* de compósitos com núcleos poliméricos iria fornecer ao contentor um melhor desempenho térmico, estrutural e ao impacto/dano do que utilizando as tradicionais construções à base de alumínio/poliuretano. Tomada a decisão, a Envirotainer avançou com o processo de fabrico VARTM (vacuum assisted resin transfer molding) de forma a garantir a eficiência da produção do contentor RAP e2 e ao mesmo tempo maximizar as propriedades mecânicas das *sandwich* de compósito.

Foram realizados ensaios mecânicos a *full-scale* e estes mostraram que o contentor RAP e2 consegue aguentar com cargas estáticas maiores do que 23 toneladas no telhado. Também oferece quase o dobro do isolamento que o contentor de alumínio/poliuretano, o que reduz o tamanho da bateria do sistema de controlo da temperatura, permitindo ao contentor manter a temperatura interior a um valor constante durante toda a viagem (entre -20 a 40°C numa duração mínima de 35 horas) [28].

2.2 Materiais

A escolha dos materiais é uma das fases mais cruciais e, ao mesmo tempo, das mais difíceis na construção de uma estrutura *sandwich* pois as combinações entre os materiais são muito limitadas, apesar da quantidade significativa que temos ao nosso dispôr atualmente [21].

Na construção de estruturas *sandwich* a seleção dos materiais depende unicamente das especificações do projeto.

2.2.1 Materiais das Faces

Os materiais das faces devem ser materiais com elevado Módulo de Elasticidade e com uma espessura muito reduzida. Tendo isto em conta, existe uma enorme variedade de materiais possíveis de escolher e podem ser divididos por dois grupos: os metálicos e os não-metálicos [21]. O grupo dos metálicos possui inúmeras ligas que são muito utilizadas devido à sua elevada resistência mecânica, tais como os aços e as ligas de alumínio. O grupo dos não-metálicos é muito mais vasto e podemos destacar materiais como a madeira, os compósitos, polímeros e cerâmicos [21]. Os materiais metálicos têm como vantagens a elevada rigidez e resistência mecânica, baixo custo, bom acabamento superficial e elevada resistência ao impacto[29]. Possui como principal desvantagem a elevada densidade e dificuldade para fabricar estruturas *sandwich* com formas geométricas complexas [21]. Os materiais metálicos degradam-se com facilidade devido ao fator de corrosão, logo são sempre sujeitos a tratamentos superficiais que ajuda a resolver esta adversidade [3].

Os materiais não-metálicos mais utilizados para a construção de estruturas *sandwich* são, sem dúvida, os compósitos. Estes materiais resultam da combinação de 2 ou mais materiais, de onde se consegue obter um Módulo de Elasticidade elevado para uma melhor relação peso-rigidez à flexão. Na composição de um material compósito são necessários um material de base denominado de matriz e um material de reforço, isto é fibras. A matriz agrupa as fibras mantendo-as bem unidas, protegendo-as do meio ambiente e servindo como um transmissor das cargas que são aplicadas na estrutura. As fibras, por sua vez, são o elemento que suporta as cargas transmitidas pela matriz [30].

A figura 2.8 representa a classificação dos materiais compósitos de acordo com o reforço que é utilizado, podendo este variar no tipo, geometria e orientação [31].

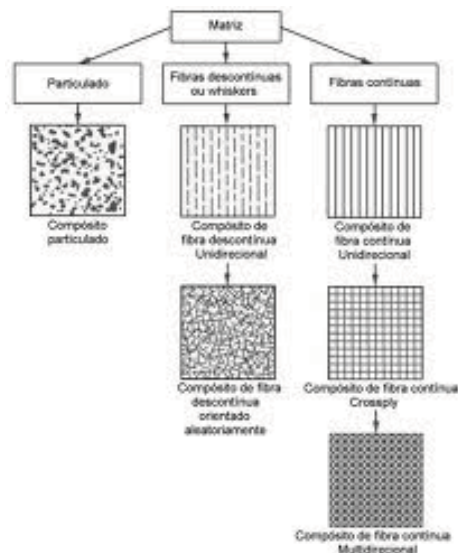


Figura 2.8: Classificação dos materiais compósitos segundo o reforço. [32]

As fibras mais utilizadas no reforço de materiais compósitos são as fibras de vidro (figura 2.9), de carbono (figura 2.10), aramida, alumina e de juta pois são de custo reduzido e apresentam-se sob imensas formas necessárias para cumprir os requisitos do projeto, sendo elas: unidirecionais, 0°/90°, longas, curtas e partículas.

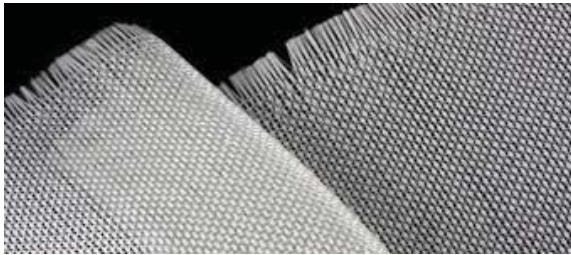


Figura 2.9: Fibra de Vidro.



Figura 2.10: Fibra de Carbono.

2.2.2 Materiais dos núcleos

O material do núcleo deve cumprir determinados requisitos como baixa densidade, alguma rigidez e resistência ao corte e isolamento térmico e acústico [21]. A figura 2.11 demonstra os vários tipos de núcleo que se verificam em estruturas *sandwich*.

Os núcleos mais comuns na construção de estrutura *sandwich* são madeira balsa, espumas, favo de abelha e material ondulado [21]. A madeira balsa foi o primeiro material a ser utilizado como núcleo de uma estrutura *sandwich* pois é significativamente leve, possui uma boa resistência à fadiga e à compressão, é barata e por fim, facilmente manipulável [33], [22].

As espumas poliméricas são mais frequentemente utilizadas pois proporcionam melhor isolamento térmico do que as estruturas *sandwich*, possuem uma baixa densidade, boa resistência mecânica e ainda custo reduzido. Deste tipo de espumas podemos dar como exemplos o poliuretano, o poliestireno, o PVC, entre outras.

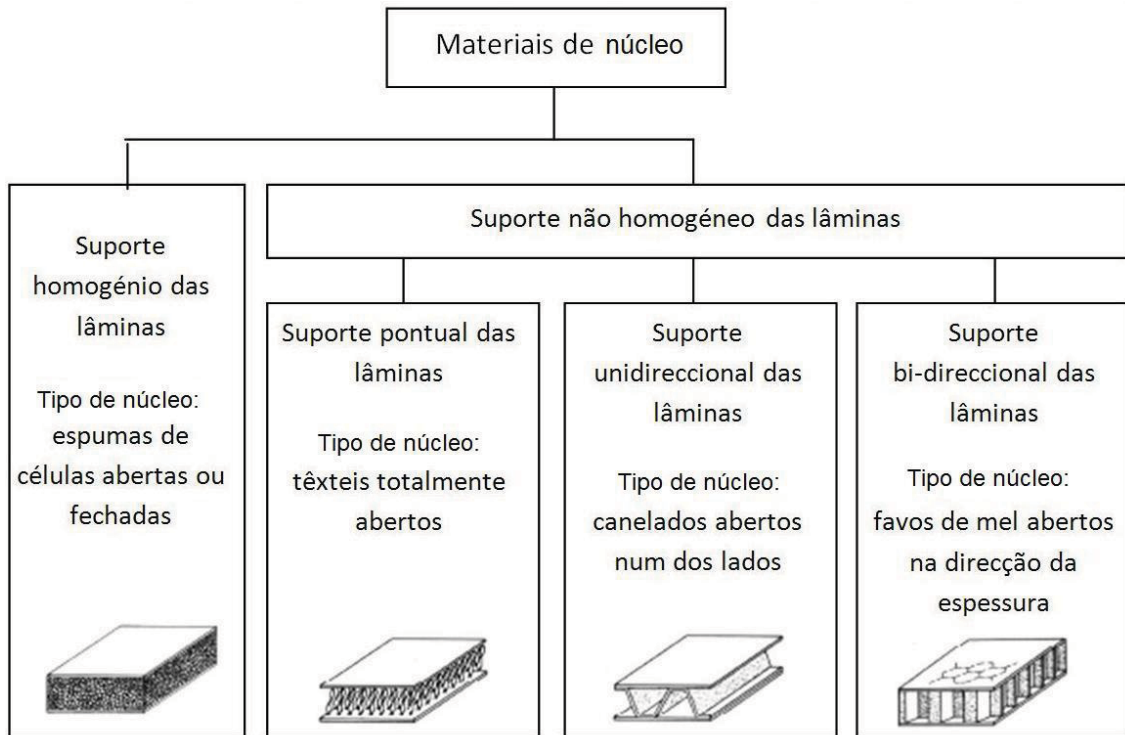


Figura 2.11: Tipos de núcleo em estruturas *sandwich*.
[20]

2.2.3 Adesivos

O adesivo é um elemento importante na construção de uma estrutura *sandwich* pois tem como função manter o núcleo e as faces unidas de forma a oferecer resistência à separação destes materiais, garantindo assim, a integridade da estrutura *sandwich* quando sujeita a carregamentos (estáticos ou dinâmicos) e ao meio ambiente envolvente (humidade, temperatura, etc.) [34]. Existe uma grande variedade de adesivos que podem ser utilizados para unir materiais estruturais como as faces e o núcleo de uma estrutura *sandwich*. Todavia, a seleção de um adesivo tem de obedecer certos requisitos [21], tais como:

- Compatibilidade, tanto com os materiais tal como o meio ambiente em que irá ser utilizado.
- Resistência a esforços de corte e tração de forma a suportar as cargas que irão ser aplicados na estrutura.
- Outros factores: tempo e temperatura de cura, processos de fabrico, etc.

Os adesivos, tal como os materiais, também podem sofrer fratura e os modos de falha mais comuns numa ligação feita por um adesivo são as falhas adesivas, coesivas ou a falha mista [35], [36]. A figura 2.12 demonstra os modos de falha que ocorrem no adesivo.

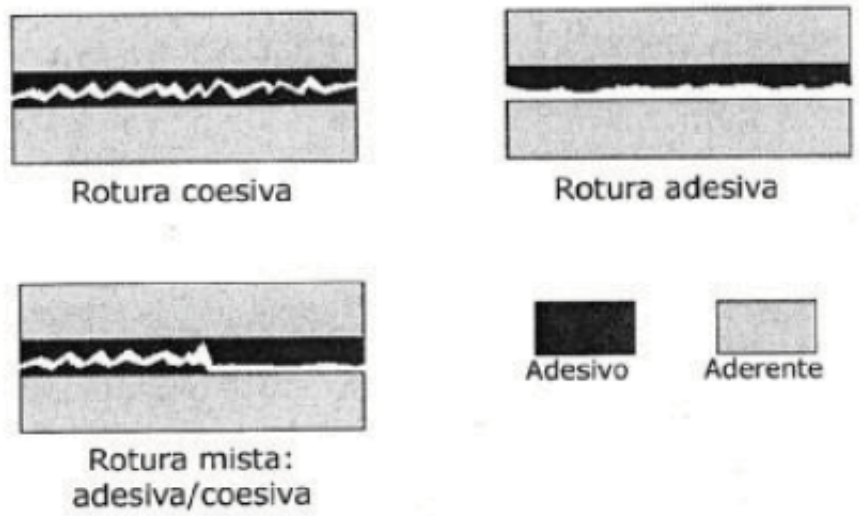


Figura 2.12: Modos de falha do adesivo.
[37]

Os adesivos mais utilizados nas estruturas *sandwich* são os poliuretanos, mas também é frequente o uso de adesivos de resinas epoxídicas, fenólicas, poliéster, silicones, entre outros [21].

Capítulo 3

Simulação Numérica

Nesta fase do trabalho foi efetuado um estudo comparativo entre os dois tipos de *sandwich* através de uma simulação numérica de flexão em 3 pontos programada no *software* comercial Abaqus®. Deste estudo pretende-se descobrir qual das construções *sandwich* apresenta uma maior deformação e a que tensões está sujeita.

3.1 Simulação Numérica de flexão em 3 pontos

As figuras que se seguem representam os dois modelos de estudo da dissertação que são a estrutura *sandwich* simples a dupla sendo definidos como materiais das faces e do núcleo a fibra de carbono ET445 e o AIREX C70.90, respectivamente. Os dois provetes as dimensões de [280x30] mm e uma espessura global de 13,2 mm, tendo o provete simples núcleo e faces de espessura de 12 mm e 0,6 mm, respectivamente enquanto que, o provete duplo possui um núcleo principal com espessura de 10 mm, núcleos intermédios de 1 mm e faces de 0,3 mm. Os cilindros tem 10 mm de diâmetro, a distância entre apoios foi de 230 mm e a carga imposta na placa pelo cilindro é de 250 N.

- Provete Simples AIREX Carbono

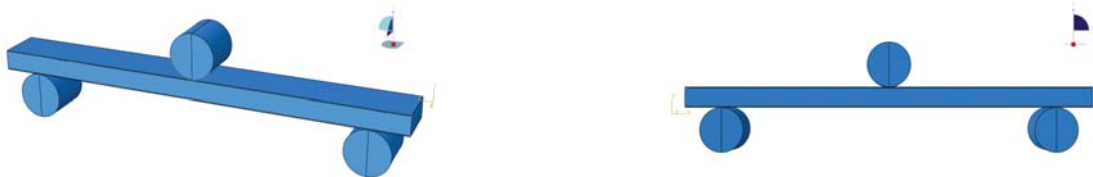


Figura 3.1: Simulação numérica do provete Simples de AIREX e Carbono.

- Provete Dupla AIREX Carbono



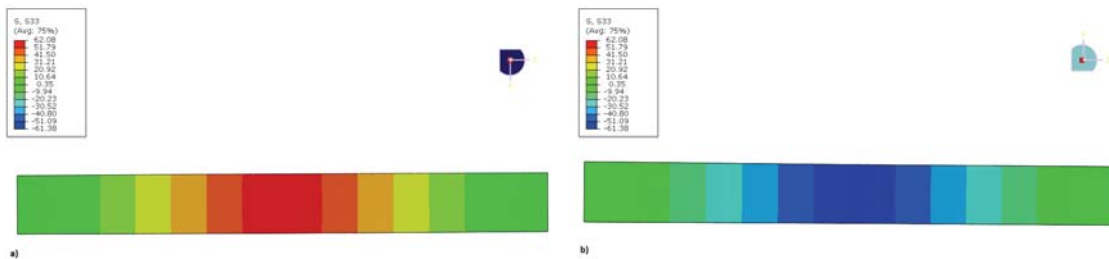
Figura 3.2: Simulação numérica do provete Duplo de AIREX e Carbono.

3.2 Resultados obtidos da simulação numérica de flexão

Uma vez finalizada a simulação numérica no ABAQUS, o mesmo fornece os valores obtidos de imensos dados importantes tais como energia de deformação, tensões, cargas, entre outras. Nas figuras seguintes pode-se observar a distribuição de tensões no provete, os valores do deslocamento do mesmo devido a carga aplicada pelo cilindro e ainda, um gráfico ilustrativo da curva carga-deslocamento.

▷ Provete Simples AIREX Carbono

- Tensões



- Gráfico Carga-Deslocamento

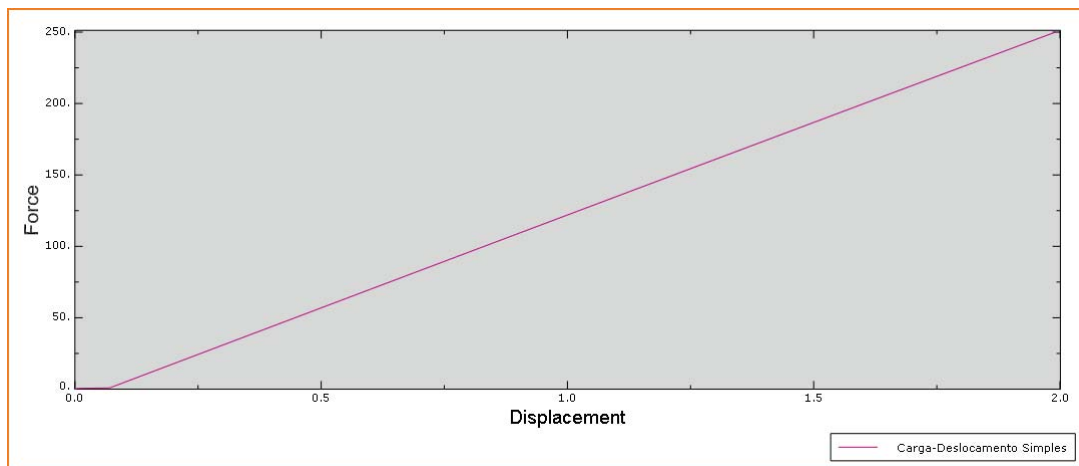


Figura 3.5: Gráfico da carga aplicada em função do deslocamento sofrido do provete Simples de AIREX Carbono.

▷ Provete Duplo AIREX Carbono

- Tensões

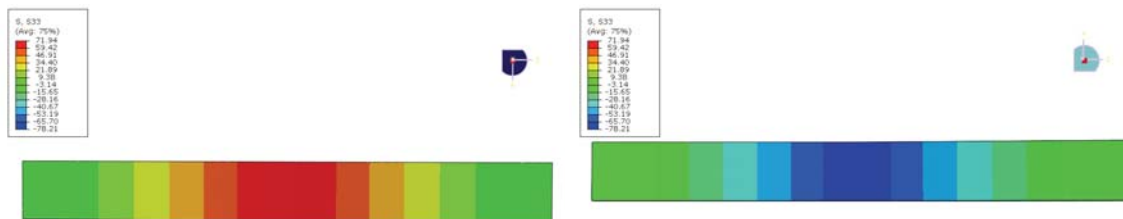


Figura 3.6: a) vista de baixo b) vista de cima

- Deslocamento

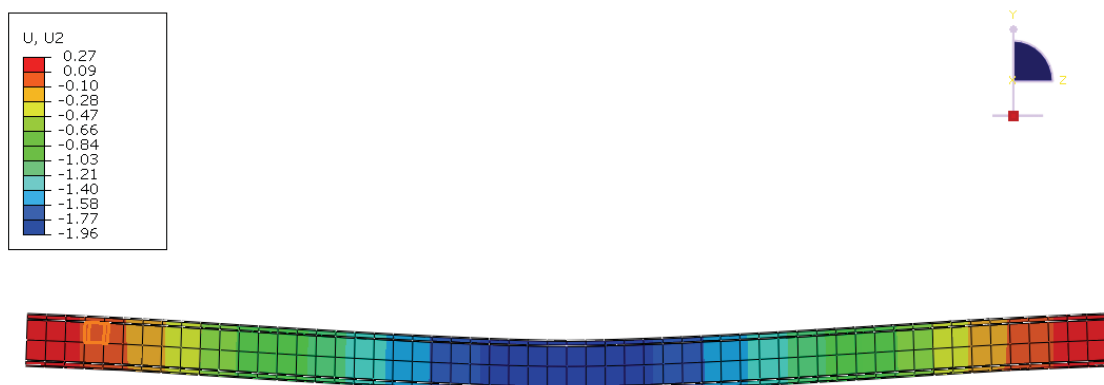


Figura 3.7: Deslocamento do provete Duplo de AIREX e Carbono devido a carga aplicada.

- Gráfico Carga-Deslocamento

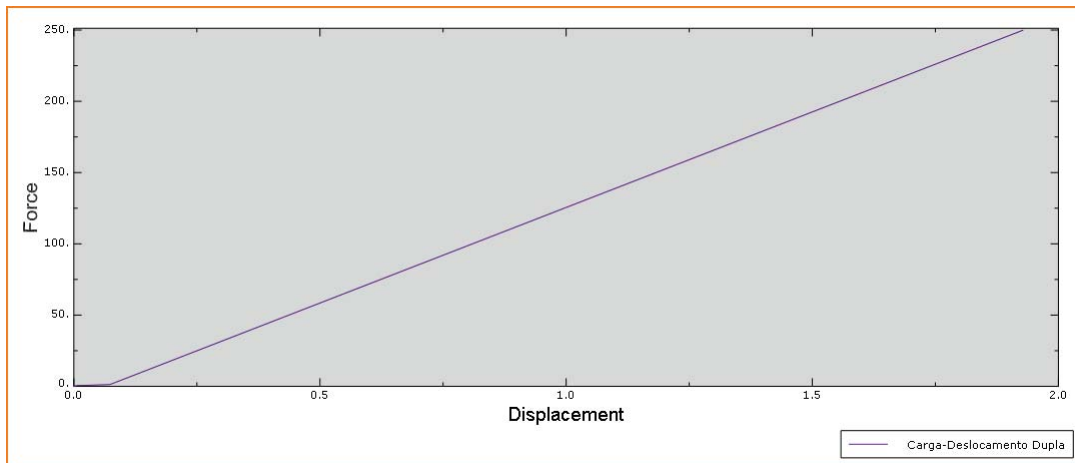


Figura 3.8: Gráfico da carga aplicada em função do deslocamento sofrido do provete Duplo de AIREX Carbono.

3.2.1 Análise comparativa

É de notar que as dimensões da *sandwich* dupla são idênticas ao da *sandwich* simples, isto é, apesar de a configuração das camadas ser distinta a *sandwich* dupla possui a mesma quantidade de material da *sandwich* simples.

A partir dos resultados obtidos das simulações podemos realçar de que a *sandwich* dupla de AIREX e carbono sofreu uma deformação menor que a *sandwich* simples, o que leva a afirmar que a introdução de uma camada intermédia de núcleo entre as camadas da face superior e inferior tornou a estrutura *sandwich* dupla mais rígida. No entanto, as tensões são mais elevadas na *sandwich* dupla atingindo um aumento de dezasseis por cento na face inferior (à tracção) e de vinte e sete por cento na face superior (à compressão). Isto mostra que para o modo de falha das faces à tracção ou compressão a *sandwich* dupla não tem vantagem. Mas para o modo de falha por instabilidade da face à compressão fornece vantagens.

Capítulo 4

Materiais, equipamento e ensaios

Este capítulo visa dar a conhecer quais os materiais utilizados, como estes foram processados, a norma experimental definida para os ensaios de flexão, e ainda, fundamentar os modos de falha mais susceptíveis de acontecer. É também descrito o equipamento utilizado para realizar os ensaios mecânicos e os processos de fabrico dos provetes.

4.1 Materiais Utilizados

Apresenta-se de seguida todos os materiais que foram utilizados na construção das placas *sandwich*, tanto os materiais que compõem o núcleo como as faces. Para a construção dos provetes foram utilizados como núcleo o AIREX C70.90, da empresa 3AComposites e o *Roofmate* (PEX). Para as faces foram utilizadas fibras longas de carbono sob a forma de tecido entrelaçado (Twill) ET330 e fibras de vidro 1280T da Rebelco, tendo sido ambos os materiais gentilmente cedidos pelo Instituto de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial (INEGI) no Porto.

Para realizar a unificação dos núcleos com as faces dos provetes foi necessário utilizar uma resina epoxy da marca Sicomin SR 1500, com o endurecedor SD 2503.

4.2 Processos de fabrico dos provetes

Como foi referido anteriormente nesta investigação, foram construídas placas *sandwich* com faces simples e duplas, utilizando os materiais que foram referidos ainda neste capítulo. O processo de fabrico dos dois tipos de *sandwich* foi diferente, uma vez que são utilizados dois materiais como faces: fibra de carbono e fibra de vidro. As medidas das placas *sandwich* foram definidas de 320x330 mm pois além de ser necessário retirar um grande número de provetes, o seu comprimento tinha que ser ligeiramente menor.

4.2.1 Preparação dos Núcleos

Procedeu-se ao corte manual do AIREX de acordo com as dimensões. As dimensões das placas são as mesmas que foram definidas para as faces, ou seja, 320x330 mm. Posteriormente preparamos as placas de XPS, tendo sido possível cortá-las, devido a sua baixa rigidez, na máquina CNC de corte a fio quente para redução da espessura (4.1 e 4.2).



Figura 4.1: Máquina CNC a fio quente.

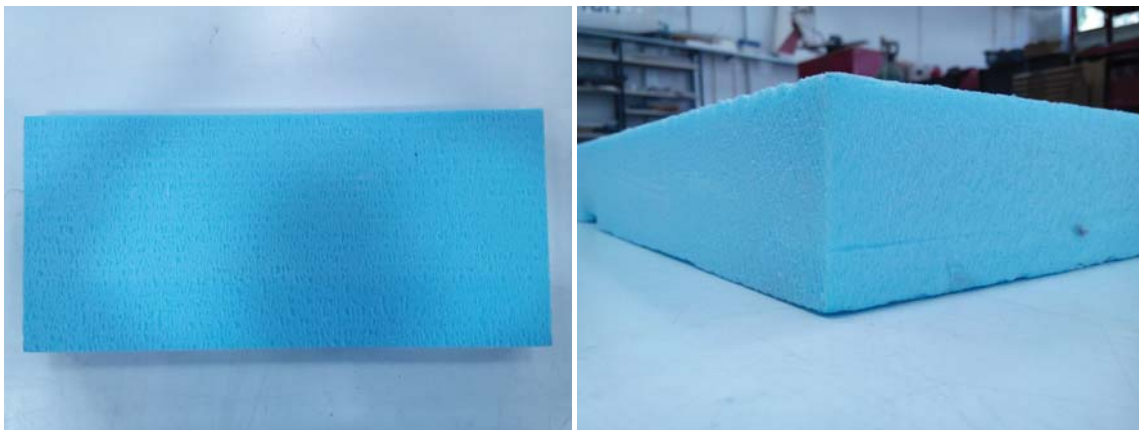


Figura 4.2: Placas de PEX cortadas.

4.2.2 Preparação das Faces

As placas *sandwich* com faces de carbono foram produzidas no INEGI localizado no Porto, que também teve a gentileza de disponibilizar a fibra de carbono para o fabrico. Procedeu-se ao corte manual do tecido da fibra de carbono pré-impregnada nas mesmas dimensões definidas para os núcleos, como se pode ver figura 4.3.



Figura 4.3: Fibra de carbono Twill pré-impregnadas.

O mesmo se realizou para a preparação das faces de fibra de vidro, contudo foi necessário

empilhar 3 camadas para que atingisse a espessura pretendida para as faces da *sandwich*. Pode-se verificar as camadas de fibra de vidro na figura 4.4.

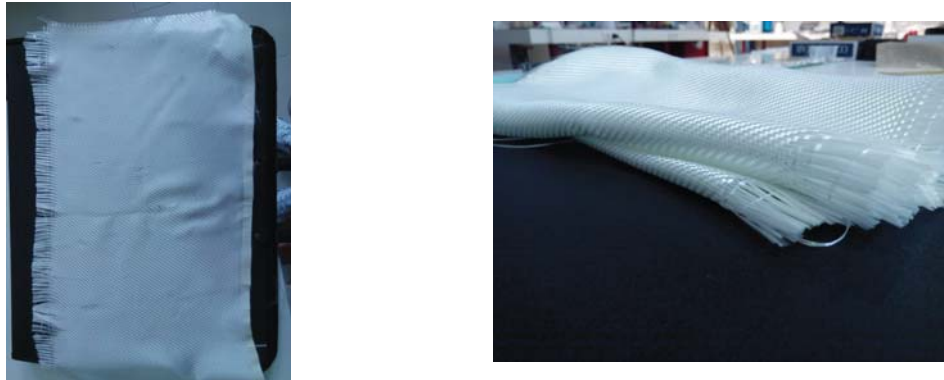


Figura 4.4: Fibra de Vidro 1280T.

4.2.3 Preparação das Estruturas *sandwich*

Nesta fase os processos de fabrico foram distintos tendo sido necessário tomar procedimentos diferentes, tendo em conta, os materiais das faces a utilizar.

Nas placas *sandwich* de carbono, procedeu-se ao empilhamento das faces de carbono e dos núcleos estando seladas por chapas de alumínio na face superior e inferior de forma a ficarem seladas e não haver fugas de ar (ver figura 4.5).



Figura 4.5: Placa de carbono empilhada e selada.

Posteriormente as placas *sandwich* são colocadas numa prensa de pratos quentes do INEGI de forma a colocar pressão sobre a placa e eliminar a resina em excesso das camadas de fibra de carbono (ver figura 4.6).

Estando finalizado este processo, temos as placas *sandwich* de carbono preparadas para serem cortadas e retirar destas os provetes necessários para os ensaios mecânicos.

Nas placas *sandwich* de fibra de vidro, iniciou-se o processo de laminação manual das faces realizando o empilhamento de 3 camadas de fibra de vidro e aplicando por cima desta a mistura de resina epoxy/endurecedor. Posteriormente coloca-se por cima da face de fibra de vidro a camada de núcleo e sucessivamente coloca-se por cima mais 3 camadas empilhadas de fibra de



Figura 4.6: Máquina de prensa a pratos quentes.

vidro com a mistura adicionada repetindo este processo até atingir a última face de fibra de vidro da estrutura *sandwich*.

Estando esta fase de trabalho finalizada, é necessário proceder ao processo de cura da estrutura para que a mistura da resina epoxy/endurecedor solidifique. O processo adoptado foi o saco de vácuo (4.7) em que a placa *sandwich* é selada de forma a não haver fugas de ar e posteriormente o vácuo realiza pressão sobre a estrutura eliminando toda a resina que se encontra em excesso. Para a resina escoar melhor durante este processo, utilizou-se *peel-ply*.



Figura 4.7: Placa de vidro empilhada e selada com saco de vácuo.

Este processo do saco de vácuo exige um tempo estimado de 8 horas para a resina em excesso ser eliminada completamente e estar solidificada. Após a conclusão do processo temos as placas *sandwich* de fibra de vidro preparadas para serem cortadas de forma a retirar os provetes.

Finalizadas as placas, procedeu-se ao corte dos provetes para os ensaios de flexão, de acordo com a norma de ensaio ASTM definida, tendo todos os provetes as dimensões de 280x30 mm e a espessura da placa. O corte das placas foi efectuado numa máquina CNC router (ver figura 4.8 e 4.10), de forma os provetes serem cortados com elevada precisão e qualidade de corte podendo assim ser comparados entre si. A programação do corte dos provetes é efectuado através do software Aspire 3.0, onde também, é possível definir todos os parâmetros do processo (ver figura 4.9).



Figura 4.8: Máquina CNC de corte.

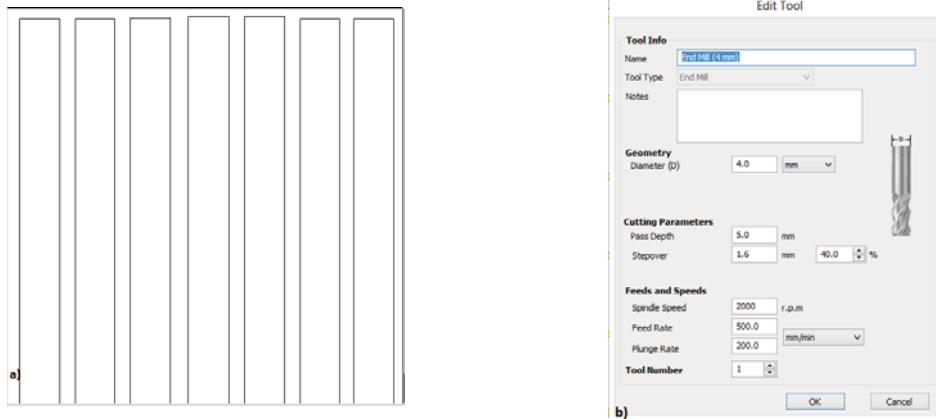


Figura 4.9: Corte dos provetes: a) Desenho dos provetes na placa b) Parâmetros do processo de corte .



Figura 4.10: Corte dos provetes na CNC Router.

4.3 Ensaios Mecânicos

Visto que foram feitas várias placas *sandwich*, tendo em contas os dois tipos de estrutura (simplex e dupla) e algumas combinações entre os materiais das faces e dos núcleos (fibra de vidro e carbono, AIREX e PEX), foi elaborada uma nomenclatura dos provetes fabricados de forma a simplificar a identificação dos mesmos. As nomenclaturas utilizadas são as seguintes:

1. Tipo de *sandwich*: S - Simplex, D - Dupla;
2. Material do núcleo: A - AIREX, P - XPS;
3. Material da face: C - Fibra de Carbono, V - Fibra de Vidro.

Seguindo esta nomenclatura já é possível identificar com maior facilidade os provetes que vão ser ensaiados, como por exemplo, o provete DPV trata-se de um provete de *sandwich* dupla

constituída por núcleos de XPS e faces de fibra de vidro; outro exemplo seria o provete SAC, que corresponde a um provete de *sandwich* simples com o núcleo de AIREX e faces de fibra de carbono.

4.3.1 Norma Experimental ASTM C393

A norma que foi adoptada nos ensaios foi a ASTM C393: Standard Test Method for Core Shear Properties of *Sandwich* Constructions by Beam Flexure [38]. Esta norma experimental demonstra os métodos de teste de estruturas *sandwich* em flexão de 3 pontos e fornece também o método de cálculo para obter as propriedades mais relevantes das estruturas *sandwich*, nomeadamente a resistência e rigidez à flexão da construção *sandwich*.

O tipo de ensaio é o de flexão a 3 pontos, representada na figura 4.11, em que L é a distância entre apoios (vão) e P a carga aplicada.

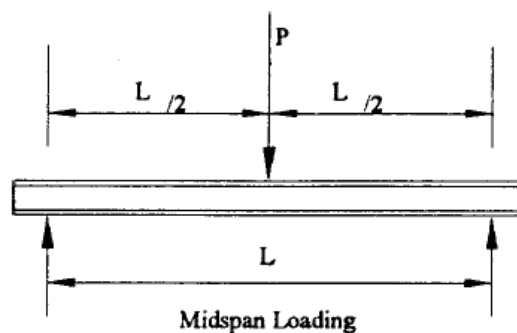


Figura 4.11: Ensaio em flexão a 3 pontos segundo ASTM C 393.

Como foi referido anteriormente em 4.2.3, os provetes foram cortados nas dimensões exigidas pela norma e tendo em conta as dimensões das placas foi possível retirar cerca de 6 a 7 provetes de cada tipo de estrutura *sandwich*. Os provetes são de secção rectangular, possuem uma largura superior a duas vezes a espessura da *sandwich* ($b > 2d$), superior a três vezes a espessura do núcleo ($b > 3c$) e inferior a metade da distância entre apoios ($b < 1/2L$). A distância do vão deve ser igual ao comprimento menos 50mm (figura 4.12).

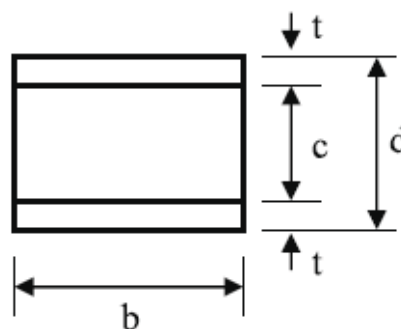


Figura 4.12: Dimensões da estrutura *sandwich*.

d - Espessura da *sandwich*, mm

t - Espessura das faces, mm

c - Espessura do núcleo, mm

b - Largura do provete, mm

4.3.2 Equipamento

Os ensaios mecânicos foram todos realizados na máquina Instron 1341 (ver figura 4.13), instalada na Universidade da Beira Interior. Esta máquina encontra-se ligada a um computador e utilizando o software Wavematrix é possível definir todos os parâmetros do ensaio (carga aplicada, deslocamento, velocidade, etc.) e a visualização da progressão da curva carga-deslocamento ao longo do ensaio, sendo possível depois analisar e armazenar os resultados fornecidos.

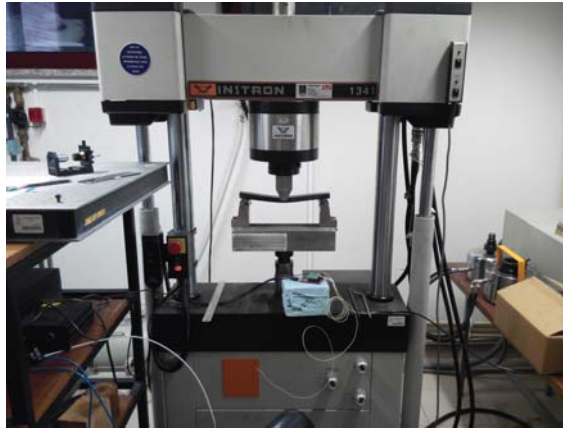


Figura 4.13: Máquina de ensaios mecânicos Instron 1341.

Capítulo 5

Resultados Experimentais

5.1 Ensaio à flexão em 3 pontos

A partir dos ensaios mecânicos à flexão em 3 pontos dos provetes efectuados, foi possível obter valores da carga aplicada e do deslocamento. Com estes dados foi possível calcular os valores das propriedades mais relevantes das estruturas *sandwich* utilizando as fórmulas da norma experimental. Esta secção consiste na apresentação desses valores e a elaboração de gráficos ilustrativos do comportamento mecânico dos provetes ao longo dos ensaios. Para melhor comparação os gráficos referentes a materiais idênticos são apresentados lado a lado e a escalas idênticas para melhor comparação. Em anexo os gráficos são apresentados individualmente para melhor visualização dos valores.

5.1.1 Gráficos das curvas carga-deslocamento

As figuras 5.1 até a 5.5 representam as imagens dos modos de falha ocorridos e os gráficos comparativos das curvas carga-deslocamento obtidos nos ensaios mecânicos dos diferentes provetes fabricados segundo a norma experimental adoptada, onde se pode verificar a evolução da carga para o deslocamento imposto. Foi estabelecida uma velocidade de ensaio de 5 mm/min foi possível observar o tempo de carga a partir do deslocamento.

- Provetes SPC vs DPC

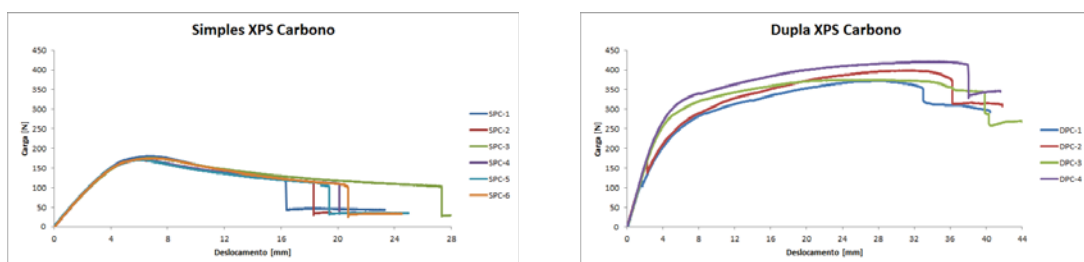


Figura 5.1: Carga-deslocamento dos provetes simples e duplos de XPS e carbono.



Figura 5.2: a) Falha do provete SPC por indentação b) Falha do provete DPC por instabilidade

Na figura 5.1 pode-se observar que, para a *sandwich* simples após a carga máxima e dá-se um decréscimo da resistência, enquanto que na *sandwich* dupla essa resistência se mantém.

- Provetes SPV vs DPV

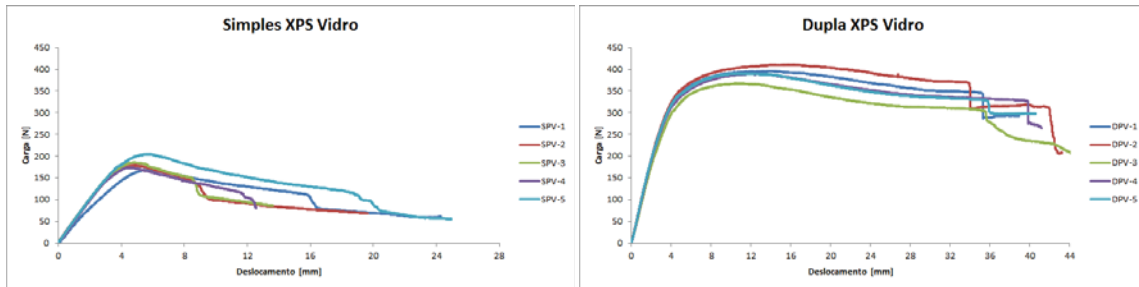


Figura 5.3: Carga-deslocamento dos provetes simples e duplos de XPS e vidro.



Figura 5.4: a) Falha do provete SPV por indentação b) Falha do provete DPV por instabilidade

Na figura 5.3 volta-se a verificar o que aconteceu na 5.1, apesar de os materiais serem diferentes, o que vem a confirmar a vantagem das *sandwich* duplas nesse aspecto.

- Provetes SAV vs DAV

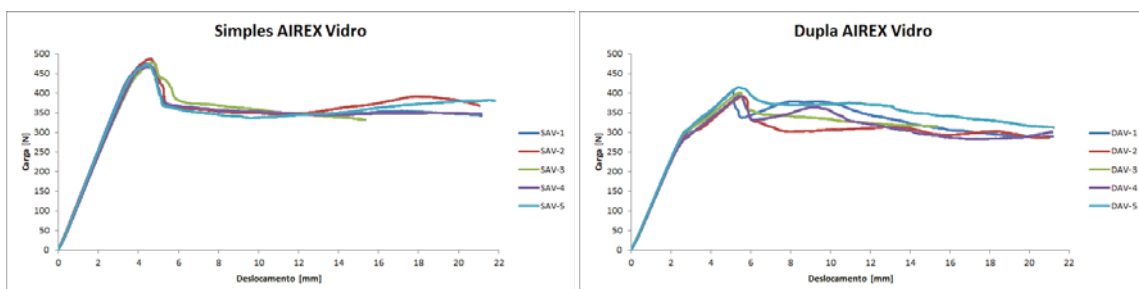


Figura 5.5: Carga-deslocamento dos provetes simples e duplos de AIREX e vidro.



Figura 5.6: a) Falha do provete SAV por indentação b) Falha do provete DAV por indentação da primeira face

Pela comparação dos gráficos podemos dizer que as *sandwiches* apresentam uma resistência semelhante notando-se no entanto a rotura da camada exterior da *sandwich* dupla.

- Provetes DAC

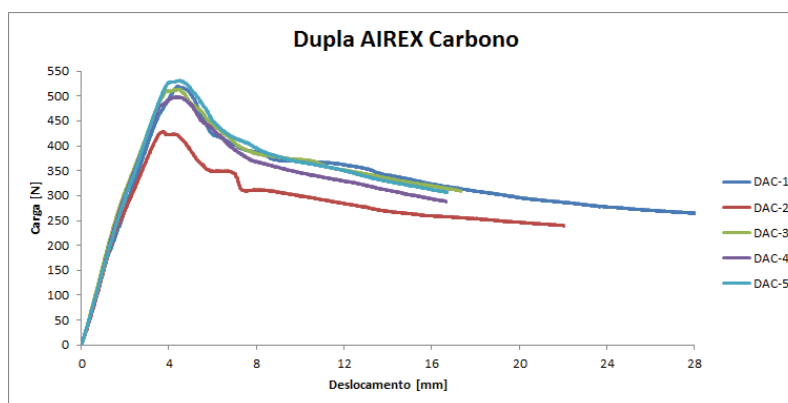


Figura 5.7: Carga-deslocamento do provete duplo de AIREX e carbono

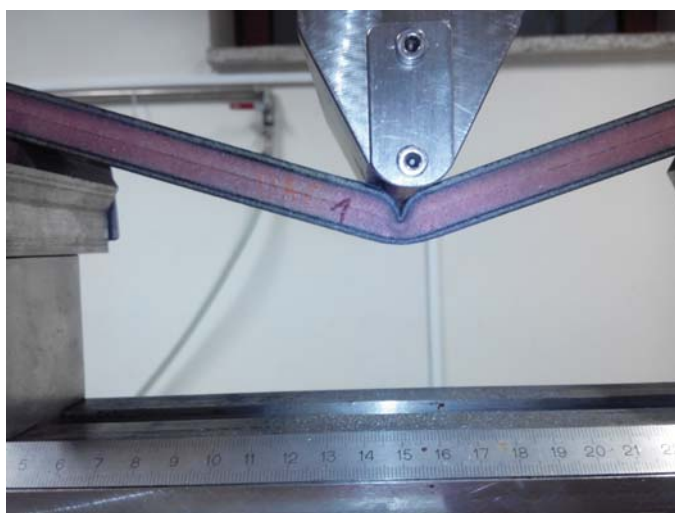


Figura 5.8: Falha do provete DAC por indentação

Neste gráfico relativo a *sandwich* dupla é de salientar o elevado valor da carga de rotura. Nota-se no entanto um elevado decréscimo na resistência após a falha por indentação das duas camadas da face à compressão.

5.1.2 Gráficos das curvas tensão-extensão

As figuras 5.9 até a 5.11 representam os gráficos das curvas tensão-extensão, onde se pode verificar a relação entre as resistências à rotura em função do tipo de *sandwich*. O método de cálculos destas grandezas será abordado mais a frente nesta mesma secção.

- Provetes SPC vs DPC

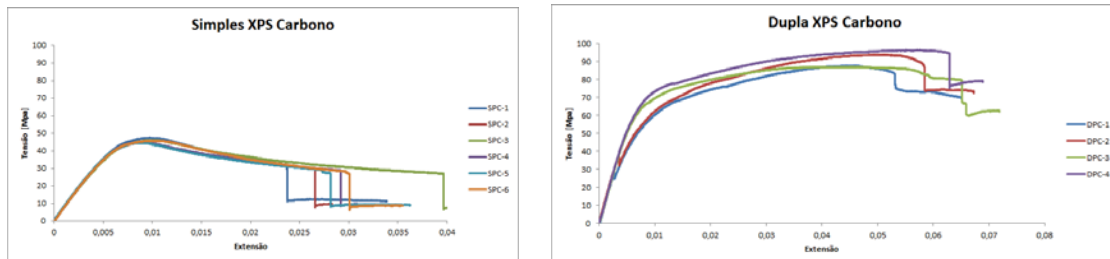


Figura 5.9: Tensão-extensão dos provetes simples e duplos de XPS e carbono.

Na figura nota-se claramente a superior resistência da *sandwich* dupla relativamente à simples justificando a elaboração deste trabalho.

- Provetes SPV vs DPV

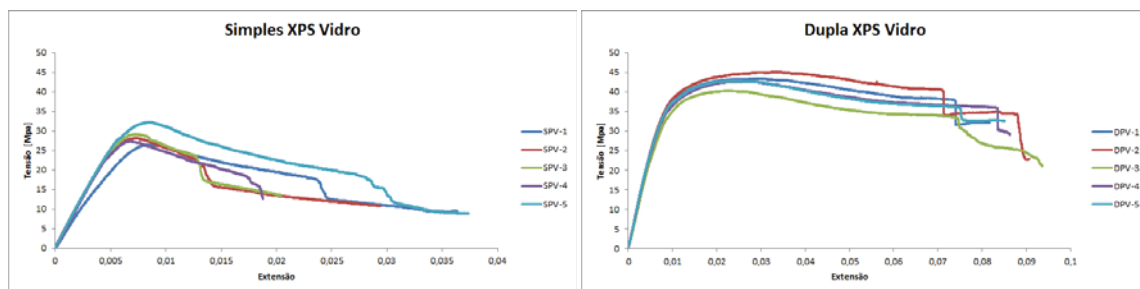


Figura 5.10: Tensão-extensão dos provetes simples e duplos de XPS e vidro.

Nestes gráficos verifica-se a superior resistência da *sandwich* dupla XPS/vidro relativamente à simples.

- Provetes SAV vs DAV

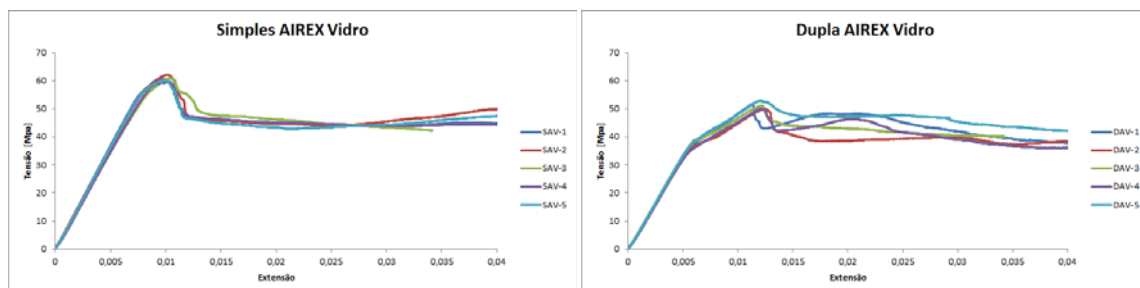


Figura 5.11: Tensão-extensão dos provetes simples e duplos de AIREX e vidro.

Neste caso as resistências são muito semelhantes no entanto nota-se que na *sandwich* dupla se dá uma primeira rotura correspondente à face exterior e a carga máxima dá-se quando a face

intermédia rompe. Não existe vantagem da *sandwich* dupla relativamente à simples. Atribuímos este facto à espessura demasiado elevada do núcleo intermédio relativamente à espessura da face.

- Provetes DAC

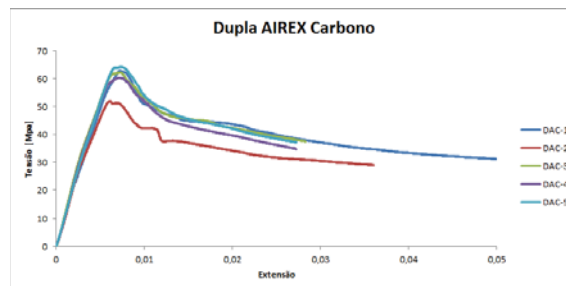


Figura 5.12: Tensão-extensão do provete duplo de AIREX e carbono

Neste caso após a falha por indentação das duas camadas da face superior à compressão verifica-se uma baixa repentina da resistência da *sandwich*.

A tensão normal é obtida através da equação mencionada na norma da ASTM C393 [38]. A constante C assume um valor de $\frac{1}{4}$ para ensaios à flexão em 3 pontos.

$$\sigma = \frac{C * PL'}{bt(c+t)} \quad (5.1)$$

onde:

σ - Tensão normal, Mpa

P - Carga aplicada, N

L' - Distância do vão, mm

b - Largura da *sandwich*, mm

t - Espessura da face, mm

c - Espessura do núcleo, mm

Para o cálculo da extensão foi adoptado o seguinte raciocínio, de forma a que conseguirmos obter uma aproximação da extensão do eixo horizontal (não sei explicar bem).

A fórmula da extensão é dada por:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} \quad (5.2)$$

Onde:

ε - Extensão

σ - Tensão Normal, Mpa

E - Módulo de Elasticidade (ou de Young), Mpa

Sabendo que :

$$\sigma = \frac{M * c}{I} \quad (5.3)$$

e

$$M = \frac{PL'}{4} \quad (5.4)$$

Onde:

M - Momento Fletor, N.mm

I - Momento de Inércia, mm⁴

c - Distância máxima ao centro logo corresponde a metade da espessura total do provete ($\frac{d}{2}$)

Partindo da equação da extensão 5.2, é aplicado o seguinte raciocínio matemático:

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \frac{M * c}{EI} \Leftrightarrow \\ \Leftrightarrow \varepsilon &= \frac{M * c}{EI} \Leftrightarrow \quad (5.5) \\ \Leftrightarrow \frac{\varepsilon}{c} &= \frac{PL'}{4EI} \end{aligned}$$

Substituindo a equação 5.5 na equação da deformação que é dada por:

$$\delta = \frac{PL'^3}{48EI} \quad (5.6)$$

Obtemos a seguinte equação:

$$\begin{aligned} \delta &= \frac{L'^2}{12} * \frac{PL'}{4EI} \Leftrightarrow \\ \Leftrightarrow \delta &= \frac{\frac{\varepsilon}{c} * L'^2}{12} \Leftrightarrow \\ \Leftrightarrow \delta &= \frac{\varepsilon * L'^2}{12c} \Leftrightarrow \quad (5.7) \\ \Leftrightarrow \varepsilon &= \frac{12c * \delta}{L'^2} \Leftrightarrow \\ \Leftrightarrow \varepsilon &= \frac{6d * \delta}{L^2} \end{aligned}$$

5.1.3 Gráficos das curvas carga específica-deslocamento

Os gráficos 5.13 até 5.15 apresentam a comparação da carga aplicada por unidade de área, designada por carga específica, com o deslocamento. Pretende-se fazer a comparação entre as placas do mesmo material, tendo em conta o seu peso por unidade de área, pois acaba por ser o fator determinante em projeto de estruturas aeronáuticas. Em cada comparação foi seleccionado um provete representativo de cada material ensaiado.

- Provetes SPC vs DPC

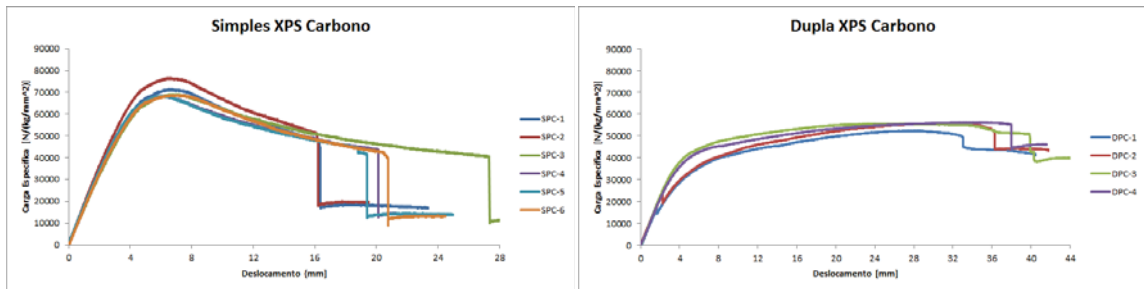


Figura 5.13: Carga específica dos provetes simples e duplos de XPS e carbono.

- Provetes SPV vs DPV

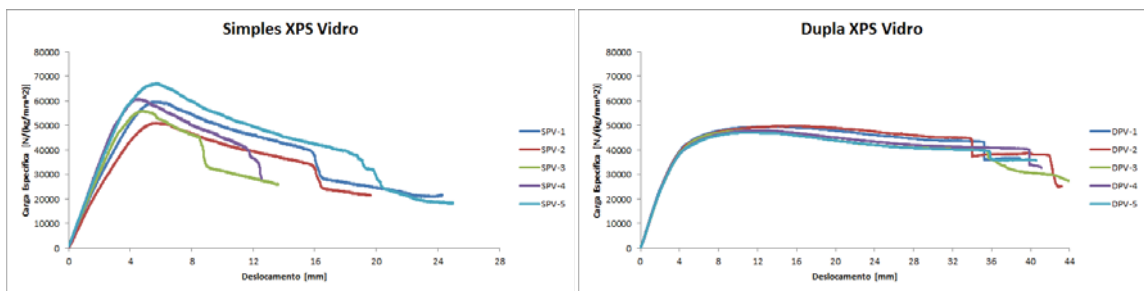


Figura 5.14: Carga específica dos provetes simples e duplos de XPS e vidro.

- Provetes SAV vs DAV

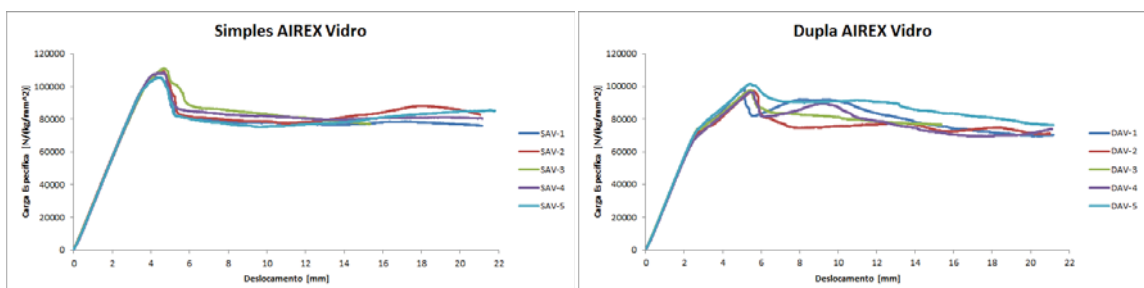


Figura 5.15: Carga específica dos provetes simples e duplos de AIREX e vidro.

Capítulo 6

Conclusões

Este trabalho teve como objetivo a avaliação de uma hipótese de melhoria das propriedades mecânicas de um *sandwich* de compósito através do aumento da rigidez da face à compressão. Para isso dividiu-se a espessura da face em duas partes inserindo um pequeno núcleo entre elas. A simulação numérica onde apenas se determinou a relação entre uma carga e as respectivas tensões e deslocamentos mostrou maiores tensões para a *sandwich* dupla apesar de uma maior rigidez. Se esta última característica é benéfica em termos estruturais, a primeira já não o é.

Tendo em conta que alguns modos de falha se dão por falta de rigidez da face à compressão foram feitos ensaios para verificar se a maior rigidez das faces duplas trariam vantagens na resistência das *sandwiches*.

Na análise de resultados conclui-se que de uma forma geral as resistências das *sandwiches* duplas são superiores às das simples. No entanto também se verificou que devido ao fato de a *sandwich* dupla necessitar do triplo de interface/núcleo o processo de fabrico é mais complexo e o peso do adesivo pode tornar-se um elemento crítico na resistência específica da *sandwich*.

Relativamente aos provetes SAV e DAV podemos verificar que a introdução de um núcleo intermédio mais espesso não contribui para a melhoria da estrutura pois acontece o modo de falha de indentação na primeira camada da face à compressão. Verificou-se que a relação entre a espessura da face e a espessura do núcleo intermédio tem grande influência na resistência da *sandwich* piorando quando esta relação diminui pelo que esta espessura do núcleo intermédio deverá ser limitada.

Demonstrada a viabilidade e as vantagens desta estrutura *sandwich* dupla e apesar das desvantagens já referidas achamos que este estudo deverá ser continuado quer experimentalmente quer numericamente. Deverão ser feitos mais estudos utilizando mais materiais e estudar a relação entre as espessuras de faces e de núcleos para otimizar a estrutura *sandwich*. Também deverá ser feito um estudo ao impacto na medida que nos parece ser uma característica fundamental das *sandwiches* em aplicações aeronáuticas onde se poderão revelar grandes vantagens.

No estudo numérico deverá ser contemplada a instabilidade das faces à compressão que este trabalho não contemplou.

Bibliografia

- [1] W. Broughton, L. Crocker, and M. Gower, *Design requirements for bonded and bolted composite structures*. National Physical Laboratory, 2002. 1
- [2] Y. Liu, K. Yu, H. Hu, S. Belouettar, M. Potier-Ferry, and N. Damil, "A new fourier-related double scale analysis for instability phenomena in sandwich structures," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 49, no. 22, pp. 3077--3088, 2012. 1
- [3] D. Zenkert, *Handbook of sandwich construction*. Engineering Materials Advisory Services, 1997. 1, 2, 5, 11
- [4] H. G. Allen *et al.*, *Analysis and design of structural sandwich panels*. Pergamon press Oxford, 1969, vol. 51. 1
- [5] V. Rizov, A. Shipsha, and D. Zenkert, "Indentation study of foam core sandwich composite panels," *Composite structures*, vol. 69, no. 1, pp. 95--102, 2005. 1, 2
- [6] I. Daniel, E. Gdoutos, K.-A. Wang, and J. Abot, "Failure modes of composite sandwich beams," *International Journal of Damage Mechanics*, vol. 11, no. 4, pp. 309--334, 2002. 1
- [7] T. C. Triantafillou and L. J. Gibson, "Failure mode maps for foam core sandwich beams," *Materials Science and Engineering*, vol. 95, pp. 37--53, 1987. 1
- [8] N. Hoff, S. Mautner, I. Skydyne, and I. of the Aeronautical Sciences (U.S.), *The Buckling of Sandwich Type Panels*. Skydyne, 1945. 1
- [9] A. Gutierrez and J. Webber, "Flexural wrinkling of honeycomb sandwich beams with laminated faces," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 16, no. 7, pp. 645--651, 1980. 1
- [10] K. Niu and R. Talreja, "Modeling of wrinkling in sandwich panels under compression," *Journal of engineering mechanics*, vol. 125, no. 8, pp. 875--883, 1999. 1
- [11] R. Olsson, "Engineering method for prediction of impact response and damage in sandwich panels," *Journal of Sandwich Structures and Materials*, vol. 4, no. 1, pp. 3--29, 2002. 2
- [12] M. S. Hoo Fatt and K. S. Park, "Dynamic models for low-velocity impact damage of composite sandwich panels--part a: Deformation," *Composite structures*, vol. 52, no. 3, pp. 335--351, 2001. 2
- [13] H. Fatt and K. S. Park, "Dynamic models for low-velocity impact damage of composite sandwich panels-part b: Damage initiation," *Composite Structures*, vol. 52, no. 3, pp. 353--364, 2001. 2
- [14] S. Abrate, *Impact on composite structures*. Cambridge university press, 2005. 2
- [15] A. Mamalis, D. Manolakos, M. Ioannidis, and D. Papapostolou, "On the crushing response of composite sandwich panels subjected to edgewise compression: experimental," *Composite structures*, vol. 71, no. 2, pp. 246--257, 2005. 2
- [16] G. Pitarresi, J. Carruthers, A. Robinson, G. Torre, J. Kenny, S. Ingleton, O. Velecela, and M. Found, "A comparative evaluation of crashworthy composite sandwich structures," *Composite structures*, vol. 78, no. 1, pp. 34--44, 2007. 2

- [17] A. Mamalis, K. Spentzas, N. Pantelelis, D. Manolakos, and M. Ioannidis, "A new hybrid concept for sandwich structures," *composite structures*, vol. 83, no. 4, pp. 335--340, 2008. 2
- [18] J. M. Davies, *Lightweight sandwich construction*. John Wiley & Sons, 2008. 5, 6, 7
- [19] A. Petras, "Design of sandwich structures," Ph.D. dissertation, University of Cambridge, 1999. 6
- [20] H. Kolsters and P. Wennhage, "Optimisation of laser-welded sandwich panels with multiple design constraints," *Marine Structures*, vol. 22, no. 2, pp. 154--171, 2009. 7, 13
- [21] M. Ashby, *Materials Selection in Mechanical Design*. Elsevier Science, 2004. 7, 10, 11, 12, 13, 14
- [22] P. Carvalho, "Análise do comportamento mecânico e identificação do tipo de falha em estruturas sandwich com núcleos de cortiça," *Mestrado, Departamento de Engenharia Mecânica do Instituto Superior Técnico, Universidade Técnica de Lisboa, Lisboa*, 2008. 7, 12
- [23] N. M. A. Lopes, *Análise e caracterização da degradação de compósitos reforçados com fibra de juta de vidro em ambiente controlado (temperatura & humidade) /*. Lisboa :: UTL, Instituto Superior Técnico,, 2009. 7
- [24] U. Defense, *Composite Materials Handbook-MIL 17: Polymer Matrix Composites: Materials Properties*. Taylor & Francis, 2000, no. vol. 2. 7
- [25] B. Soares, "Estruturas sandwich com utilização de núcleos de cortiça," *Mestrado, Departamento de Engenharia Mecânica do Instituto Superior Técnico, Universidade Técnica de Lisboa, Lisboa*, 2007. 7
- [26] DIAB. (2008) Divinycell-cored cirrus sf50. [Online]. Available: <http://www.diabgroup.com/en-GB/Cases/Aerospace/DIVINYCELL-CORED-CIRRUS-SF50-PIONEERS-THE-PERSONAL-JET>(Consultadoa20deMarçode2014) 9
- [27] ----- (2014) Divinycell-cored flying boats to transform maritime transportation. [Online]. Available: <http://www.diabgroup.com/en-GB/Cases/Aerospace/Divinycell-cored-flying-boats-to-revolutionize-maritime-transportation>(Consultadoa30deAgostode2014) 10
- [28] ----- (2011) The next generation of air cargo container from envirotainer. [Online]. Available: <http://www.diabgroup.com/en-GB/Cases/Aerospace/The-Next-Generation-of-Air-Cargo-Container-from-Envirotainer?c=> (consultadoa10deMaiode2014) 10
- [29] W. F. Smith, *Princípios de ciência e engenharia de materiais*. McGraw-Hill, 1998, vol. 3. 11
- [30] J. Reddy, *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and Analysis, Second Edition*, ser. CRC Mechanical Engineering Series. Taylor & Francis, 2003. 11
- [31] I. M. Daniel, O. Ishai, I. M. Daniel, and I. Daniel, *Engineering mechanics of composite materials*. Oxford university press New York, 1994, vol. 3. 11

- [32] A. M. F. Ventura, "Os compósitos ea sua aplicação na reabilitação de estruturas metálicas," *Ciência & Tecnologia dos Materiais*, vol. 21, no. 3-4, pp. 10-19, 2009. 11
- [33] W. Simpson and A. TenWolde, "Wood handbook: Wood as an engineering material," *Gen. Tech. Rep. FLP-GTR-113. USDA--Forest Service, Forest Products Laboratory, Madison, WI*, 1999. 12
- [34] A. J. Kinloch, *Adhesion and adhesives: science and technology*. Springer, 1987. 13
- [35] D. A. Dillard and A. V. Pocius, *Adhesion Science and Engineering: Surfaces, Chemistry and Applications*, ser. Annals of Discrete Mathematics. Elsevier Science, 2002. 13
- [36] -----, *The mechanics of adhesion*. Elsevier Amsterdam, 2002. 13
- [37] I. da F. P. A. Pires, *Ligação por adesivos da liga 2024-T3 /*. Lisboa :: UTL, Instituto Superior Técnico,, 2003. 14
- [38] A. Standard, "C393 (2000)," *Standard test method for flexural properties of sandwich constructions. ASTM C393-00. ASTM International, Philadelphia, Pa*, vol. 19103, 2000. 24, 31

*

Apêndice A

Anexos

A.1 Fibra de Carbono

SAATI

Composites technical data

CURED PREPREG

MECHANICAL PROPERTIES OF PREPREG LAMINATES

Test carried out on a ET445 3KT300 2x2Twill Carbon Fabric Prepreg. Values are normalized to 60% F.V.

Cured Material Property	Unit	Value Actual 49%F.V.	Value Normalized 60%F.V.	Standard
Tensile Modulus	GPa (Msi)	55.1 (7.99)	67.5 (9.79)	
Tensile Strength	MPa (ksi)	574 (83.3)	703 (102)	ASTM D3039-00
Poisson's ratio	-	0.06	-	
Compressive Modulus	GPa (Msi)	77.4 (11.2)	94.8 (13.7)	ASTM D6641-01
Compressive Strength	MPa (ksi)	546 (79.2)	668 (96.9)	
Flexural Modulus	GPa (Msi)	51.6 (7.48)	65.2 (9.46)	ASTM D790-03
Flexural Strength	MPa (ksi)	836 (121)	1056 (153)	
Interlaminar Shear Strength	MPa (ksi)	76.4 (11.1)	-	ASTM D2344-00
In-Plane Shear Modulus	GPa (Msi)	3.1 (0.45)	-	ASTM D3518-94
In-Plane Shear Strength	MPa (ksi)	80.6 (11.7)	-	

FIBER PROPERTIES

STANDARD VALUES ACCORDING TO CARBON FIBER SUPPLIER DATASHEETS.

Property	Unit	3KT300
Tensile Modulus	GPa (Msi)	230 (33.4)
Tensile Strength	MPa (ksi)	3530 (512)
Elongation	%	1.5
Number of filaments	-	3000
Yield	dtex	1980
Density	g/cm ³	1.76
Electrical Resistivity	Ohm-cm	1.70x10 ⁻³
Basis Raw Materials	-	PAN

A.2 AIREX

AIREX BALTEK BANOVA

Typical properties for AIREX® C70			Unit (metrical)	Value ¹⁾	C70.40	C70.48	C70.55	C70.75	C70.90	C70.130	C70.200	C70.250
Density	ISO 845	kg/m ³	Average Typ. range	40	48 43 - 55	60 54 - 69	80 72 - 92	100 90 - 115	130 120 - 150	200 180 - 250	250 225 - 288	
Compressive strength perpendicular to the plane	ISO 844	N/mm ²	Average Minimum	0.45	0.60 0.50	0.90 0.75	1.45 1.10	2.0 1.7	3.0 2.6	5.2 4.5	6.6 5.3	
Compressive modulus perpendicular to the plane	DIN 53421	N/mm ²	Average Minimum	41	48 35	69 55	104 80	130 110	170 145	280 240	350 280	
Tensile strength in the plane	ISO 527 1-2	N/mm ²	Average Minimum	0.70	0.95 0.6	1.3 1.0	2.0 1.6	2.7 2.2	4.0 3.0	6.0 4.8	7.5 5.5	
Tensile modulus in the plane	ISO 527 1-2	N/mm ²	Average Minimum	28	35 28	45 35	66 50	84 65	115 95	175 140	230 160	
Shear strength	ISO 1922	N/mm ²	Average Minimum	0.45	0.55 0.50	0.85 0.70	1.2 1.0	1.7 1.4	2.4 2.1	3.5 3.2	4.7 3.8	
Shear modulus	ASTM C393	N/mm ²	Average Minimum	13	16 14	22 18	30 24	40 34	54 45	75 68	95 78	
Shear elongation at break	ISO 1922	%	Average Minimum	8	10 8	16 10	18 10	23 12	30 20	30 20	30 20	
Thermal conductivity at room temperature	ISO 8301	W/m.K	Average	0.031	0.031	0.031	0.033	0.035	0.039	0.048	0.056	
Standard sheet	Width	mm ± 5		1330	1270	1150	1020	950	850	750	700	
	Length	mm ± 5		2850 ²⁾	2730 ²⁾	2450 ²⁾	2180	2050	1900	1600	1500	
	Thickness	mm ± 0.5		5 to 80	5 to 70	5 to 70	3 to 68	3 to 60	5 to 50	5 to 40	5 to 40	
Color				ligh green	violet	yellow	green	red	blue	brown	green	

Finishing Options, other dimensions and closer tolerances upon request

¹⁾ Minimum values acc. DNV definition; test sample thickness 20 mm except tensile properties (10 mm) and compressive modulus (40 mm)

²⁾ Half size plane sheets for thickness ≤ 8 mm

The data provided gives approximate values for the nominal density and DNV minimum values according to DNV type approval certificate. The information contained herein is believed to be correct and to correspond to the latest state of scientific and technical knowledge. However, no warranty is made, either expressed or implied, regarding its accuracy or the results to be obtained from the use of such information. No statement is intended or should be construed as a recommendation to infringe any existing patent.

A.3 Resina/endurecedor

Epoxy resin SR 1500

Aspect / color		Light yellow liquid
Viscosity (mPa.s)	@ 20 °C	2 100
	@ 25 °C	1 180
Density (g/cm ³)	@ 20 °C	1.13
Storage		Cristalization free

Hardeners SD 250x or SD 6131

Hardeners		SD 2507	SD 2505	SD 2503	SD 6131
Type of reactivity		"fast"	"standard"	"slow"	"very slow"
Aspect / color		Yellow liquid	Yellow liquid	Yellow liquid	Red liquid
Viscosity (m.Pas)	@ 20°C	1 800	280	180	80
	@ 25°C	1 400	210	125	55
Viscosity of the mix (mPa.s)	@ 20°C	1 700	800	700	650
	@ 25°C	1 160	550	510	470
Density (g/cm ³)	@ 20°C	1.09	1.00	1.00	0.98
Mixing ratio by weight		100 g / 33 g	100 g / 33 g	100 g / 33 g	100 g / 31 g
Mixing ratio by volume		100 ml / 35 ml	100 ml / 37 ml	100 ml / 37 ml	100 ml / 36 ml

Reactivities of the mixes SR 1500 / SD 250. and SD 6131

Systems		1500 / 2507	1500 / 2505	1500 / 2503	1500 / 6131
Gel time TECAM on 150 g mix :	@ 25°C	14'	26'	1 h 10'	5 h 30'
	@ 20°C	19'	54'	3 h 10'	8 h
Pot-life on 500 g mix :	@ 25°C	13'	24'	47'	6 h 10'
	@ 20°C	16'	35'	1 h	8 h 45'
Working time on 3 layers of E glass fabric of 300 g/m ² :	@ 25°C	1 h 15'	2 h 15'	3 h 30'	7 h
	@ 20°C	2 h	3 h 15'	5 h	9 h

Curing

SD 2507 and SD 2505 have been developed to offer excellent mechanical properties after a post-cure at moderate temperature

	SD 2507 SD 2505	SD 2503	SD 6131
Time to wait @ 20°C before post-cure	2 to 4 hours	24 hours	48 hours
Minimum post-cure cycle	2 to 7 days @ 20°C	14 days @ 20°C	20 hours @ 55°C
Advised post-cure cycle	2 to 7 days @ 20°C Or 12 hours @ 40°C Or 6 hours @ 60°C	14 days @ 20°C Or 24 hours @ 40°C Or 16 hours @ 60°C	20 hours @ 55°C

A.4 Fibra de Vidro

m= 280g

A.5 Gráficos

A.5.1 Gráficos das curvas carga-deslocamento

- Provetes SPC e DPC

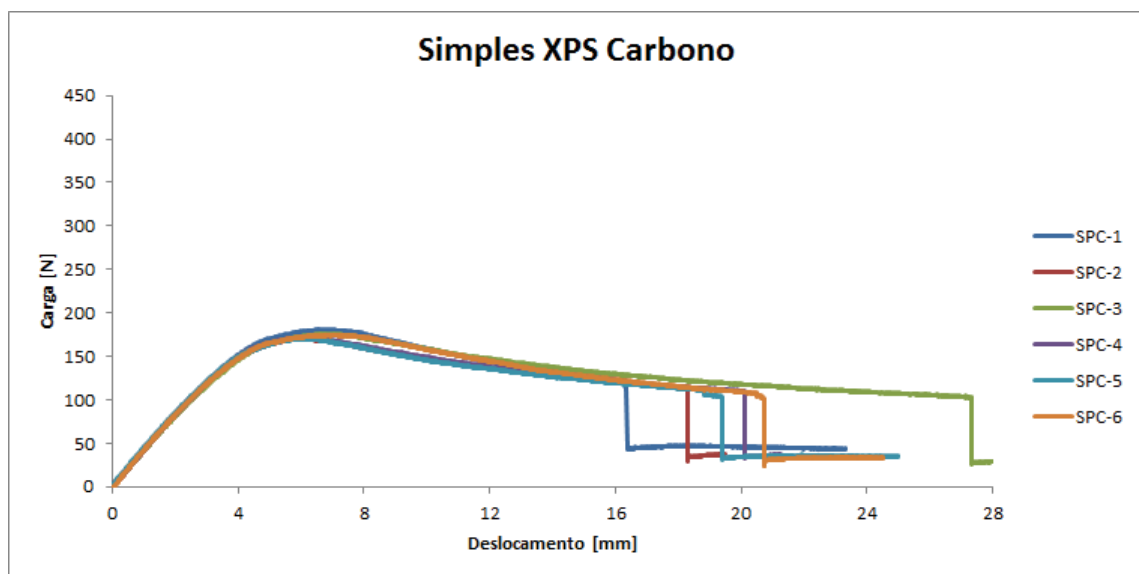


Figura A.1: Carga-deslocamento dos provetes simples de XPS e carbono.

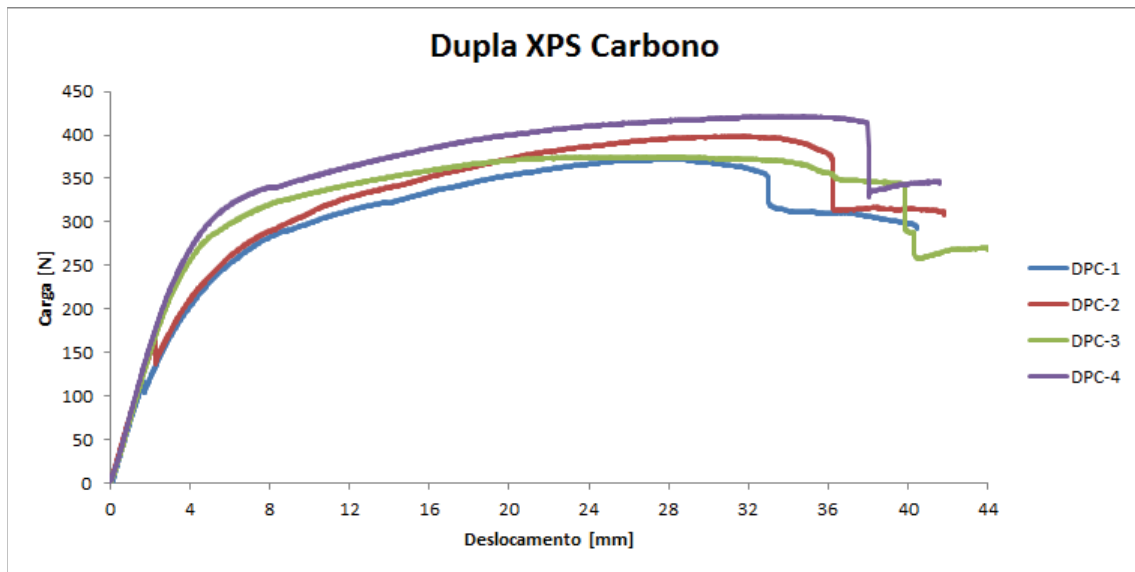


Figura A.2: Carga-deslocamento dos provetes duplo de XPS e carbono.

- Provetes SPV e DPV

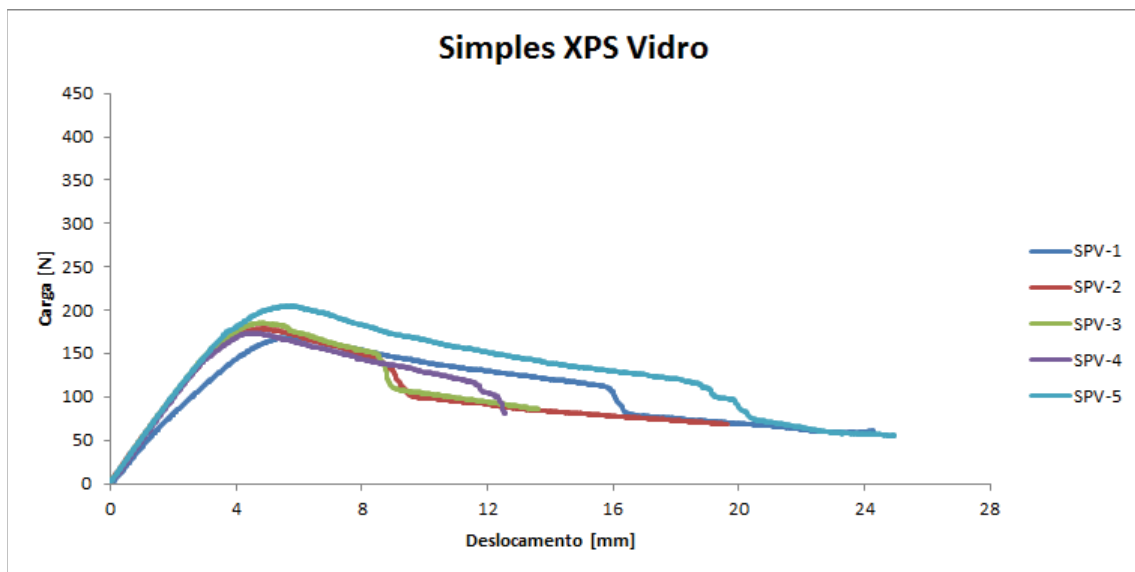


Figura A.3: Carga-deslocamento dos provetes simples de XPS e vidro.

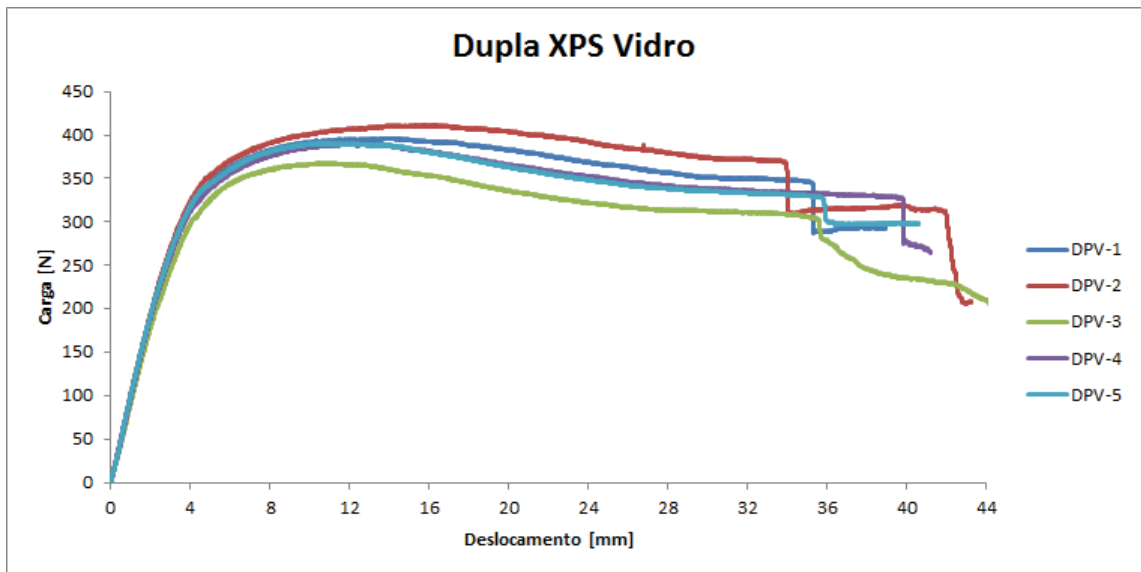


Figura A.4: Carga-deslocamento dos provetes duplo de XPS e vidro.

- Provetes SAV e DAV

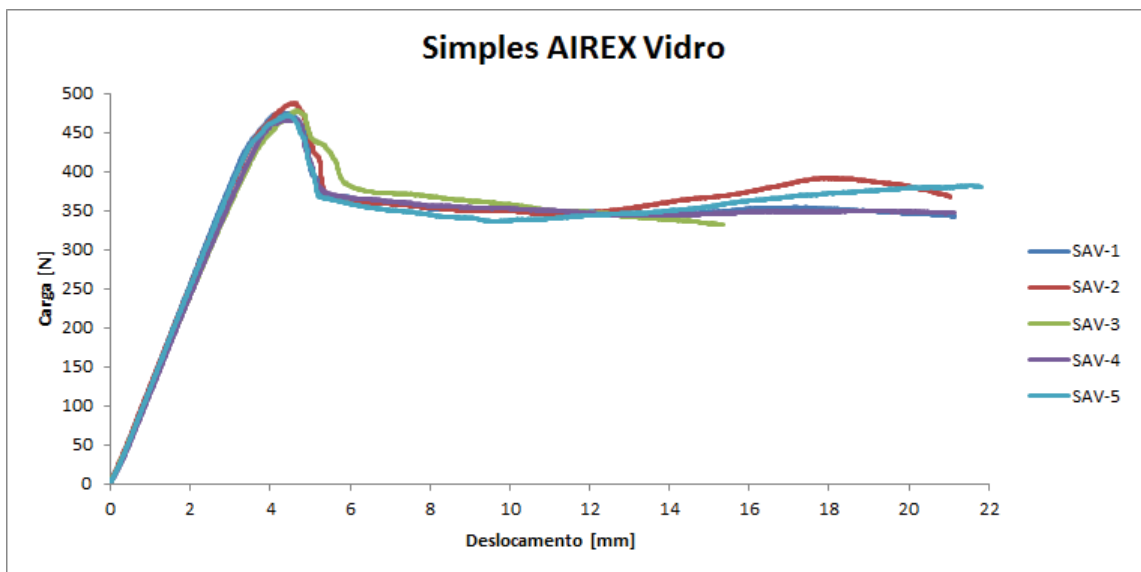


Figura A.5: Carga-deslocamento dos provetes simples de AIREX e vidro.

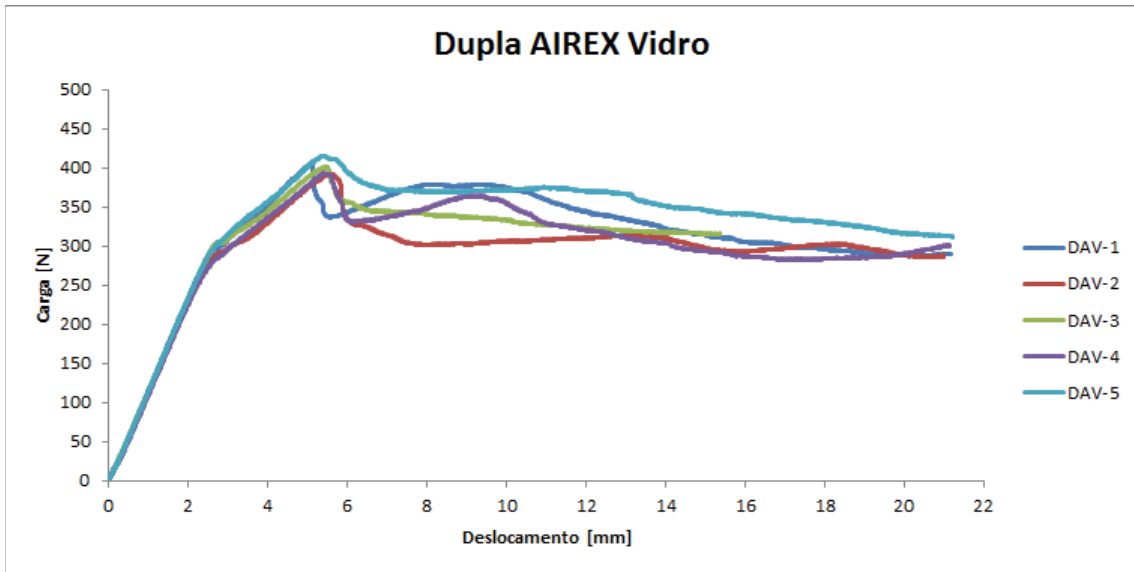


Figura A.6: Carga-deslocamento dos provetes duplo de AIREX e vidro.

- Provetes DAC

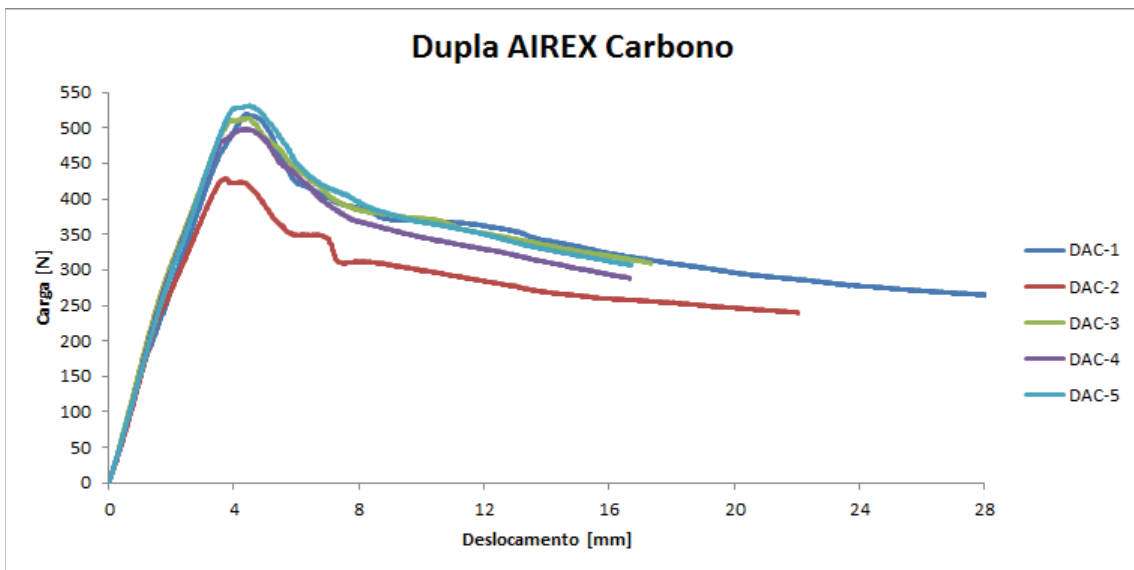


Figura A.7: Carga-deslocamento dos provetes simples de AIREX e carbono.

A.5.2 Gráficos das curvas tensão-extensão

- Provetes SPC e DPC

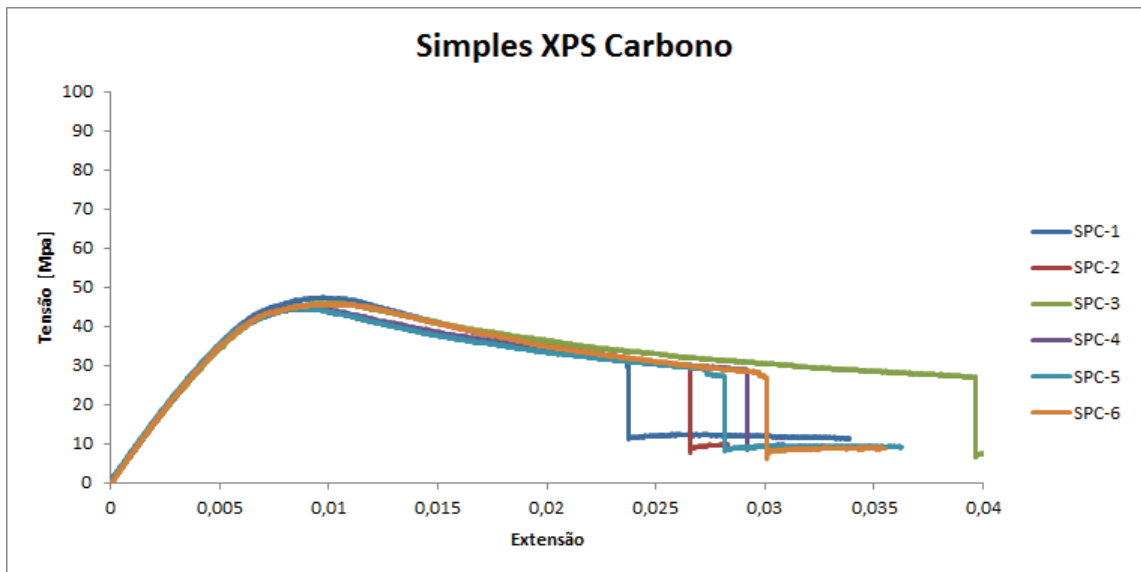


Figura A.8: Tensão-extensão dos provetes simples de XPS e carbono.

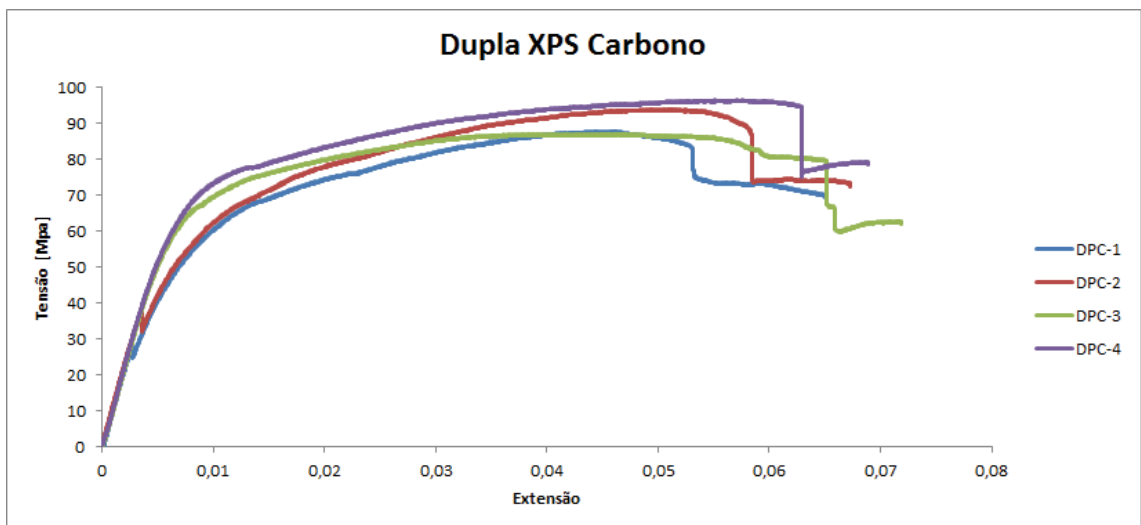


Figura A.9: Tensão-extensão dos provetes duplo de XPS e carbono.

- Provetes SPV e DPV

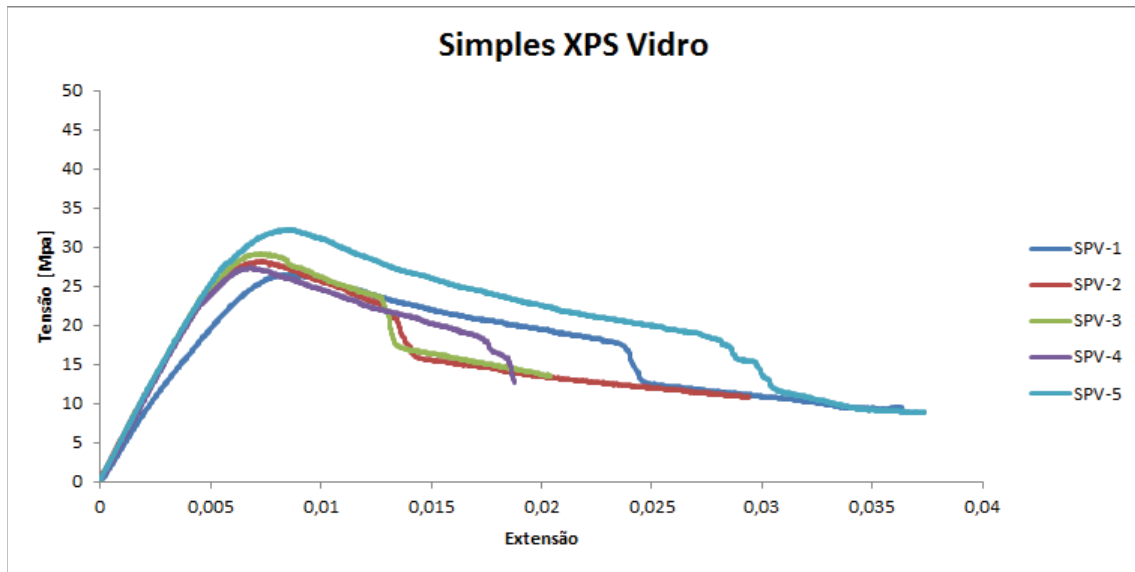


Figura A.10: Tensão-extensão dos provetes simples de XPS e vidro.

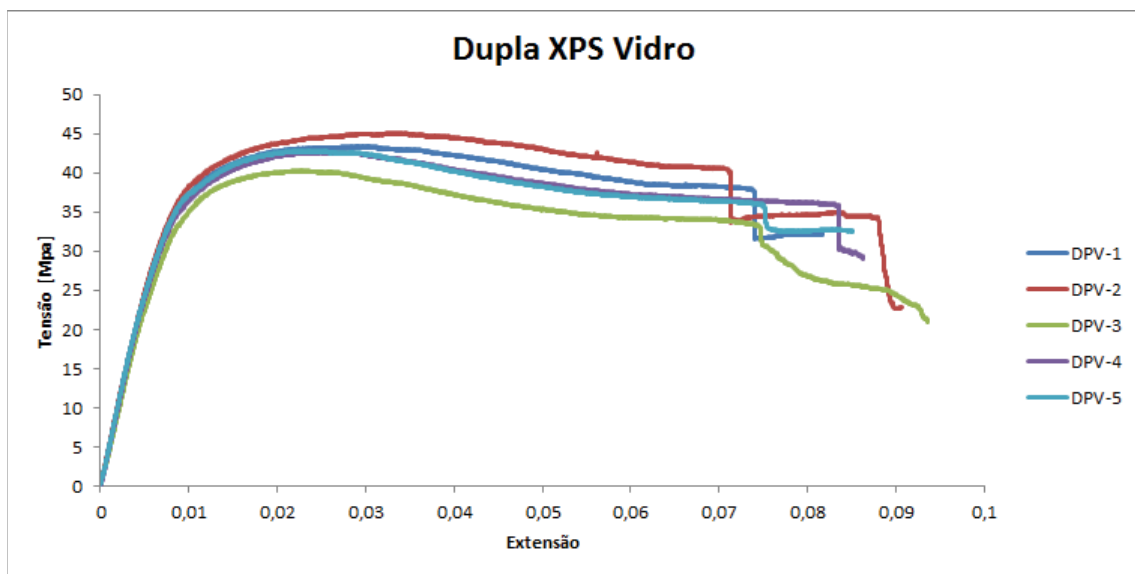


Figura A.11: Tensão-extensão dos provetes duplo de XPS e vidro.

- Provetes SAV e DAV

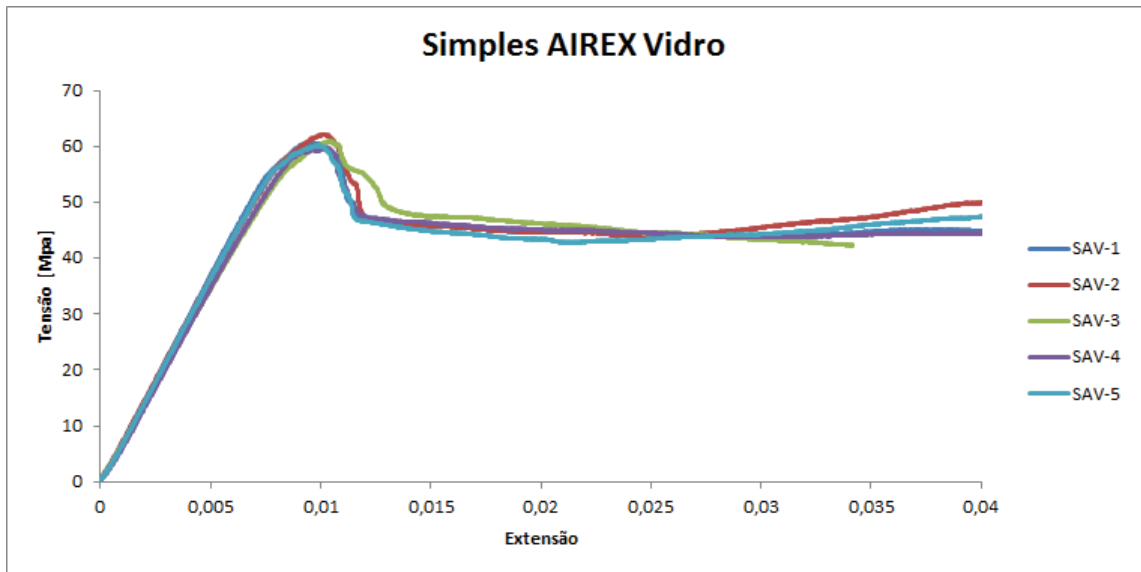


Figura A.12: Tensão-extensão dos provetes simples de AIREX e vidro.

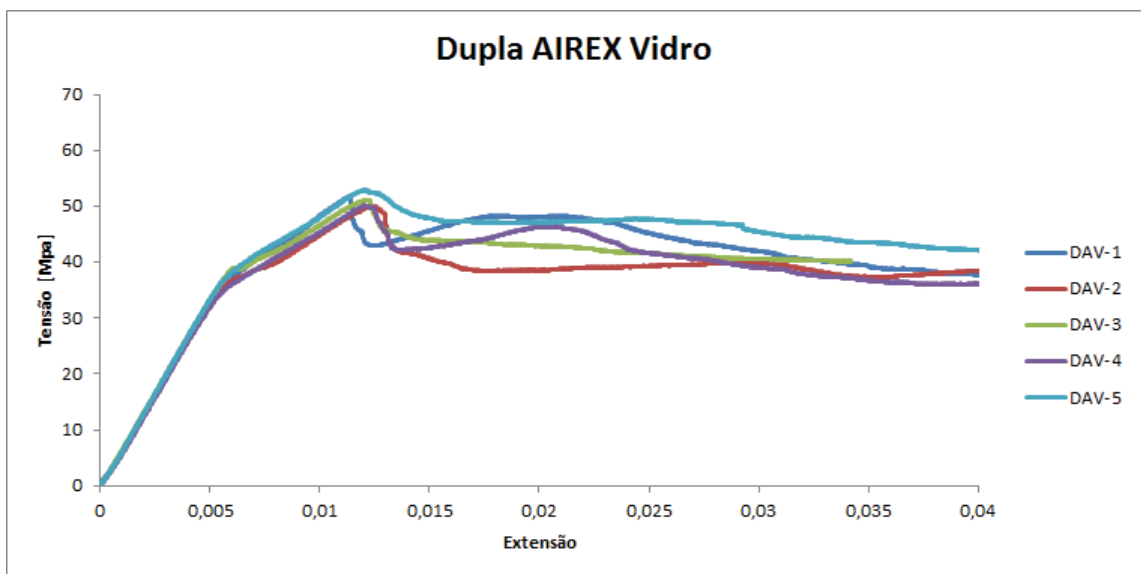


Figura A.13: Tensão-extensão dos provetes duplo de AIREX e vidro.

- Provetes DAC

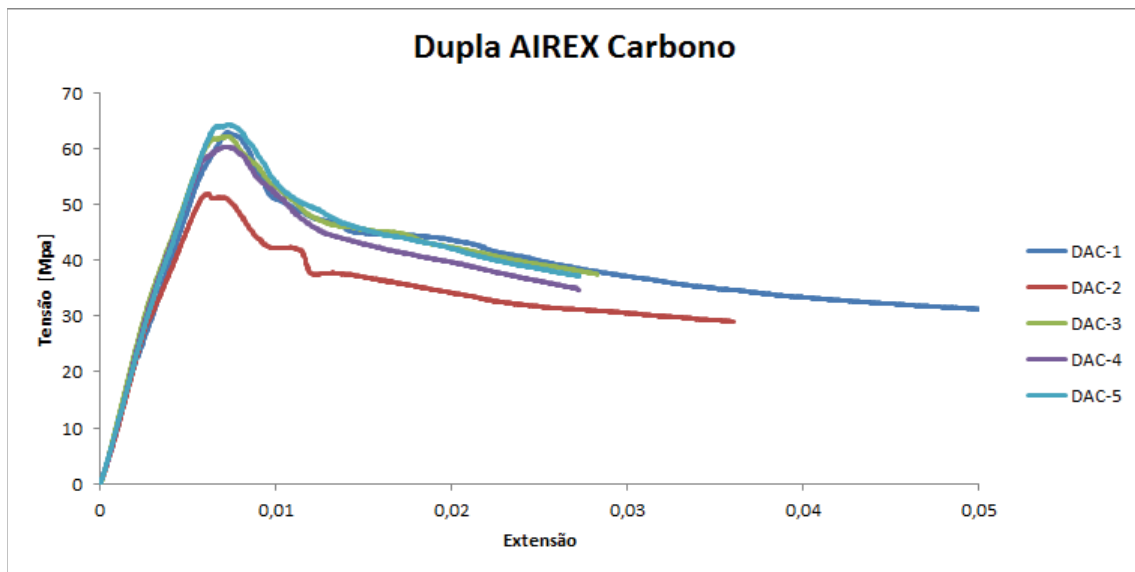


Figura A.14: Tensão-extensão dos provetes simples de AIREX e carbono.

A.5.3 Gráficos das curvas carga específica-deslocamento

- Provetes SPC e DPC

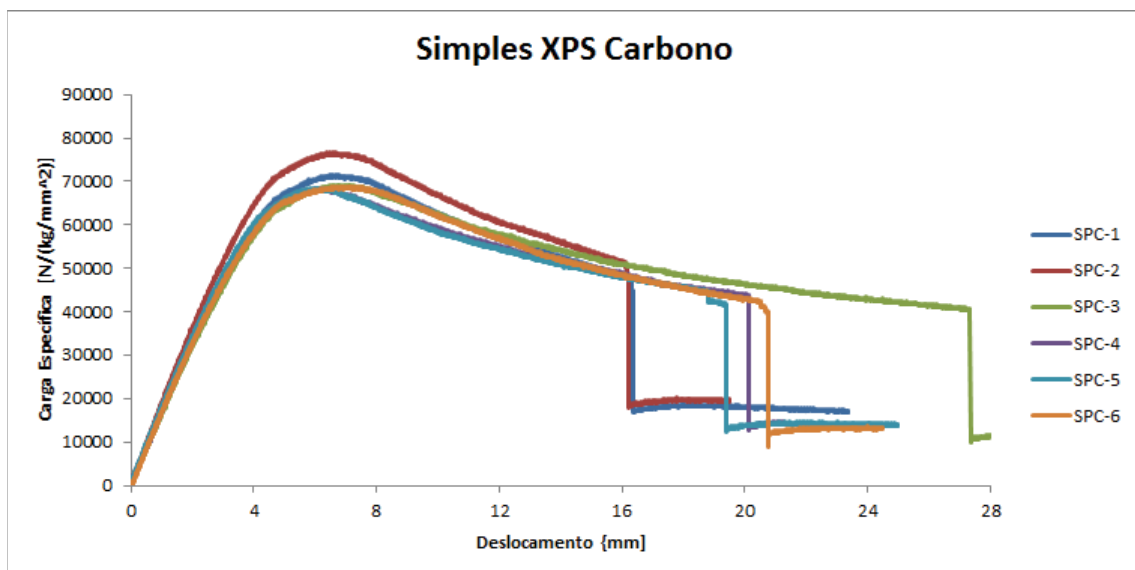


Figura A.15: Carga específica dos provetes simples de XPS e carbono.

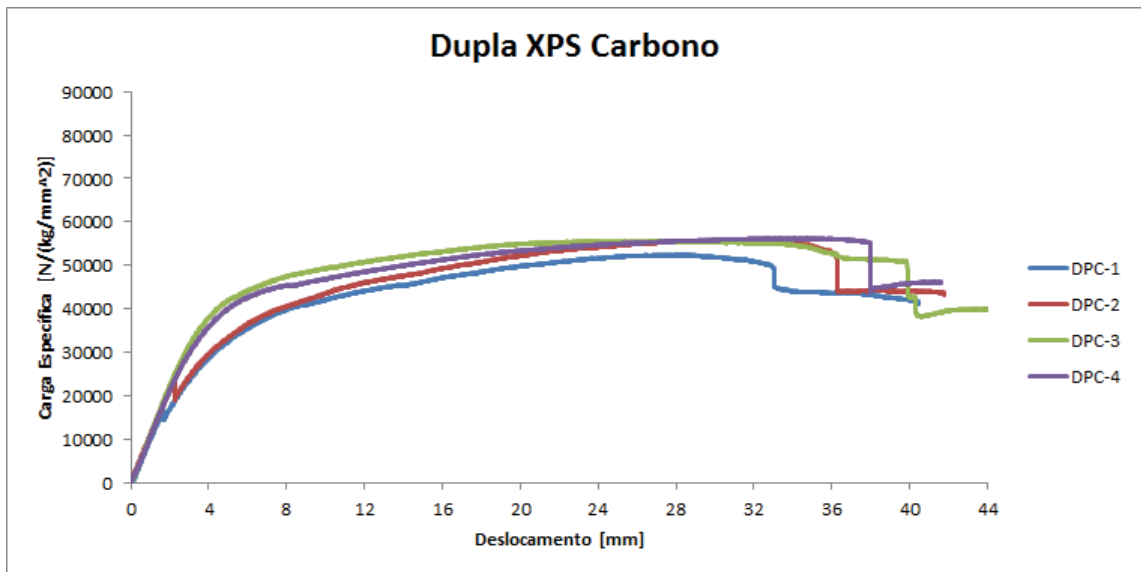


Figura A.16: Carga específica dos provetes duplo de XPS e carbono.

- Provetes SPV e DPV

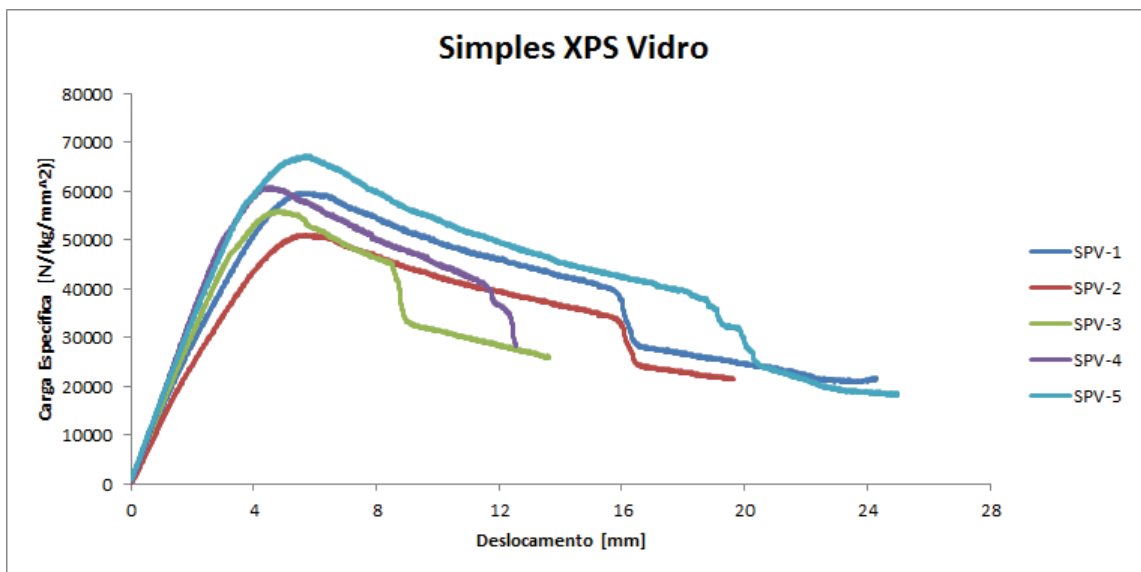


Figura A.17: Carga específica dos provetes simples de XPS e vidro.

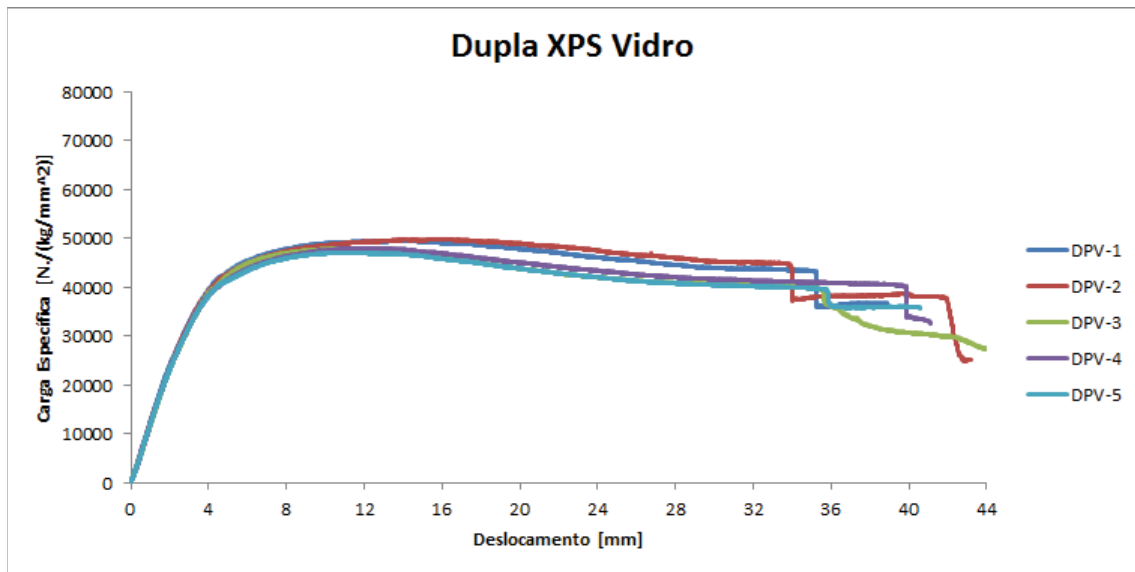


Figura A.18: Carga específica dos provetes duplo de XPS e vidro.

- Provetes SAV e DAV

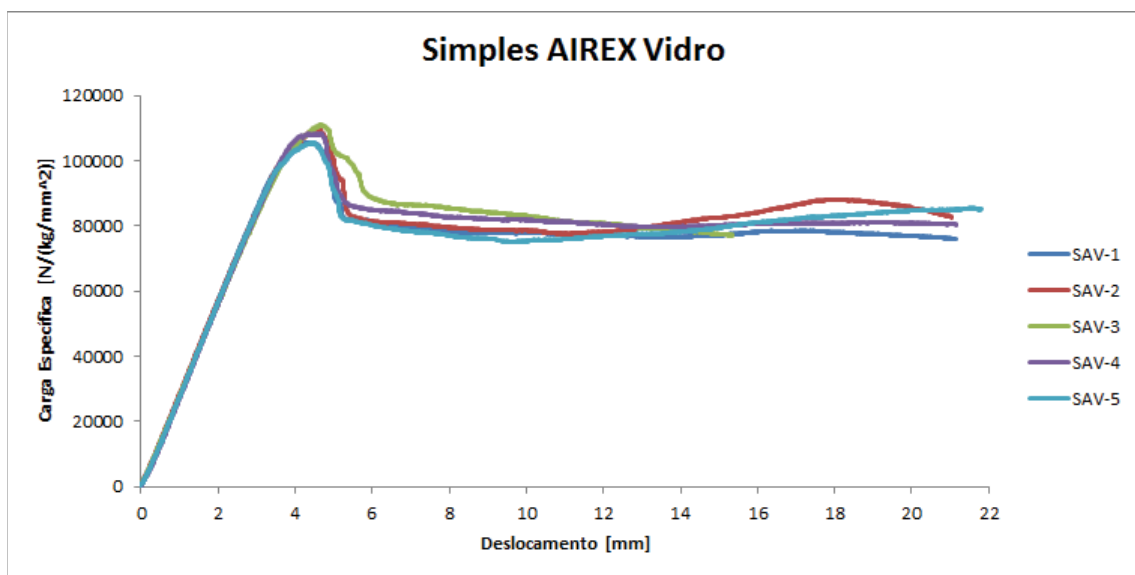


Figura A.19: Carga específica dos provetes simples de AIREX e vidro.

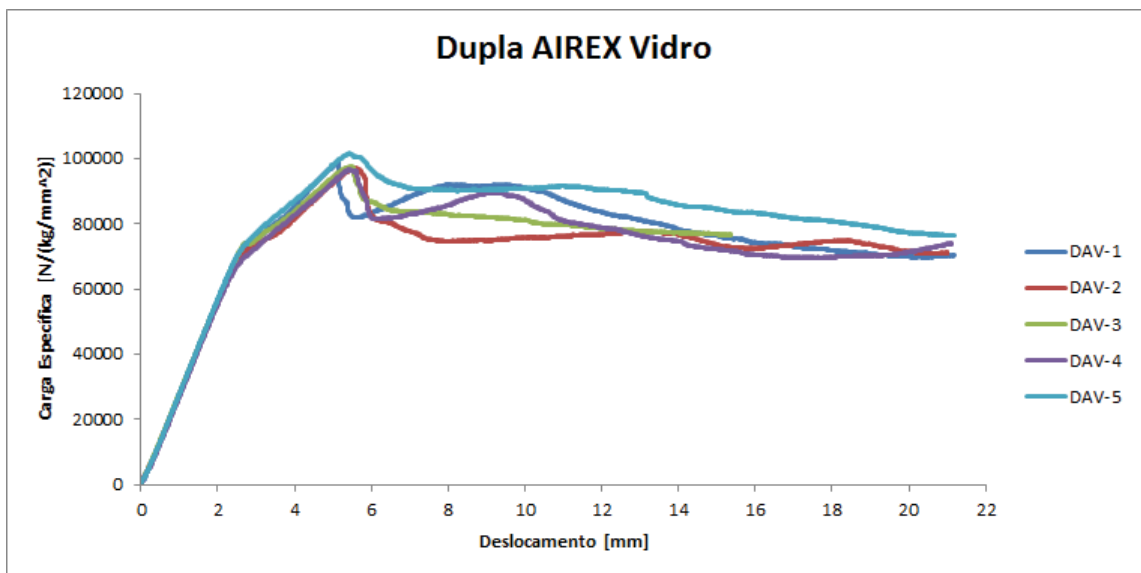


Figura A.20: Carga específica dos provetes duplo de AIREX e vidro.

