



FCTUC FACULDADE DE CIÊNCIAS  
E TECNOLOGIA  
UNIVERSIDADE DE COIMBRA

DEPARTAMENTO DE  
ENGENHARIA MECÂNICA

## **Resistência ao impacto de laminados previamente sujeitos a cargas de flexão**

Dissertação apresentada para a obtenção do grau de Mestre em Engenharia  
Mecânica na Especialidade de Produção e Projeto

**Autor**

**Gonçalo José Pedro Ferreira**

**Orientadores**

**Professora Ana Paula Bettencourt Martins Amaro**

**Professor Paulo Nobre Balbis dos Reis**

**Júri**

**Presidente** Professor Doutor Fernando Ventura Antunes  
Professor Auxiliar da Universidade de Coimbra

**Vogais** Professora Doutora Maria Augusta Neto  
Professor Auxiliar da Universidade de Coimbra

**Orientador** Professora Doutora Ana Paula Bettencourt Martins Amaro  
Professor Auxiliar da Universidade de Coimbra

**Coimbra, Fevereiro, 2014**

“A tarefa não é tanto ver aquilo que ninguém viu, mas pensar o que ninguém  
ainda pensou sobre aquilo que todo mundo vê.”

Arthur Schopenhauer

Aos meus avós.

## Agradecimentos

A elaboração desta dissertação só se tornou possível graças ao apoio e dedicação de várias pessoas, às quais não posso deixar de agradecer.

Aos meus orientadores, Professora Doutora Ana Paula Amaro e Professor Doutor Paulo Nobre dos Reis, por toda a disponibilidades, dedicação e colaboração ao longo de toda a elaboração deste trabalho.

Ao Professor Doutor Mário João Simões Ferreira dos Santos, do departamento Engenharia Electrotécnica da Universidade de Coimbra, sem o qual não teria sido possível realizar os ensaios com as técnicas ultrassónicas..

A todos os professores que, fizeram parte do meu percurso académico e contribuíram para que pudesse adquirir o máximo de conhecimento.

À Marlene, pela compreensão, por o apoio ao longo destes anos e por estar presente nos bons momentos e especialmente nos menos bons. Sem ti teria sido mais difícil.

A todos os meus amigos e colegas que fizeram parte do meu percurso académico, responsáveis por momentos inesquecíveis.

À minha madrinha pela dedicação prestada e restante família.

O meu agradecimento muito especial aos meus pais, pelo esforço que fazem todos os dias para dar a mim e aos meus irmãos as oportunidades que temos, por estarem sempre do meu lado, por me apoiarem e aconselharem ao longo de toda a minha vida.

A todos o meu profundo obrigado.

## Resumo

Atualmente vem-se a assistir a um aumento significativo do uso de materiais compósitos laminados em aplicações de engenharia, devido à sua elevada resistência e rigidez, mas a maior vantagem destes materiais é a redução de peso nos componentes finais. Contudo a resistência ao impacto a baixa velocidade, é uma desvantagem nos laminados.

Assim, esta dissertação tem como objetivo principal estudar a resistência ao impacto de laminados carbono/epóxi ( $0_2/90_2$ )<sub>s</sub> previamente sujeitos a um dano induzido, e perceber o comportamento dos mesmos em ensaios de multi-impactos. Para tal, os provetes foram sujeitos a ensaios de flexão em três pontos com diferentes cargas, pretendendo-se induzir um danos nos provetes. Estes foram expostos a ultrassons (C-Scan) para se entender qual foi a dimensão do dano induzido. De seguida foram realizados ensaios de impacto a baixa velocidade, com uma energia de 1 J, o que corresponde a uma velocidade de 0,77 m/s, até que ocorrera perfuração total.

Os resultados do presente estudo foram comparados com provetes de controlo e são analisados em termos dos diagramas força-tempo, força-deslocamento e energia-tempo. O dano foi relacionado com a rigidez de flexão ao impacto.

O aumento da pré-carga (dano induzido) evolui inversamente com a rigidez de flexão ao impacto.

**Palavras-chave:** Compósitos, Laminados, Fibra de carbono, Resina epóxi, Dano induzido, C-Scan, Resistência ao impacto.

## Abstract

Nowadays we come to witness a significant increase in the use of laminated composite in engineering applications due to their high strength and stiffness, being their biggest advantage the weight reduction in the final components. However, the low speed impact resistance is a disadvantage in laminated composites.

Thus, this thesis aims to study the impact resistance of carbon/epoxy laminates (0<sub>2</sub>/90<sub>2</sub>)<sub>s</sub>, previously undergone to induced damage, and understand their behaviour in multi-impacts tests. Samples were subjected to bending tests on three points with different loads, with intention to induce damage on the specimens. These were exposed to ultrasounds (C-Scan) in order to assess the size of this induced damage. Then low speed impact test were performed, with an energy of 1 J, which corresponds to a speed of 0,77 m/s, until total perforation was achieved.

Results of the present study were compared with control samples and analysed in terms of force-time, force-displacement and energy-time diagrams. Damage was associated with bending stiffness to impact.

Increase of the preload (induced damage) follows an inverse relation with the bending stiffness to the impact.

**Palavras-chave:** Composites, Laminated, Carbon fiber, Epoxy resin, Induced damage, C-Scan, Impact resistance.

## Índice

Índice de Figuras .....	v
Índice de Tabelas .....	vii
Siglas .....	viii
Siglas .....	viii
1. Introdução .....	1
2. Estado de Arte .....	2
2.1. Introdução .....	2
2.2. Materiais Compósitos .....	2
2.2.1. Introdução .....	2
2.2.2. Aplicações de materiais compósitos .....	4
2.2.3. Classificação dos Materiais Compósitos .....	7
2.2.4. Fibras .....	9
2.2.5. Matriz .....	11
2.3. Materiais Compósitos Laminados .....	13
2.3.1. Introdução .....	13
2.3.2. Laminados Carbono/Epóxi .....	14
2.4. Cargas de Impacto .....	15
2.4.1. Introdução .....	15
2.4.2. Impacto a Baixa Velocidade .....	16
2.4.3. Impacto a Baixa Velocidade com dano induzido .....	21
3. Procedimento Experimental .....	22
3.1. Introdução .....	22
3.2. Laminados Carbono/Epóxi .....	22
3.3. Equipamento utilizado .....	24
4. Resultados .....	26
4.1. Introdução .....	26
4.2. Apresentação e discussão de resultados .....	26
4.2.1. Ensaio à flexão .....	26
4.2.2. Ensaio de impacto .....	28
5. Conclusões e Propostas Para Trabalhos Futuros .....	41
5.1. Conclusões .....	41
5.2. Propostas Para Trabalhos Futuros .....	42
Referências Bibliográficas .....	43

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1 - Evolução do materiais compósitos [6].....	3
Figura 2.2 - Constituição Boeing 787 [12].....	5
Figura 2.3 - Aeronave militar F-117 [13].....	5
Figura 2.4 - Barco a vela de competição [14].....	6
Figura 2.5 - Prótese materiais compósito [15].....	6
Figura 2.6 - Classificação dos materiais compósitos segundo o reforço [4,6].....	7
Figura 2.7 - Orientação das camadas [19].....	13
Figura 2.8 - Constituição de aeronave [23].....	14
Figura 2.9 - Dano causado em aeronaves [23].....	16
Figura 2.10 - Dano no laminado [1,8].....	17
Figura 2.11 - Comparação da energia de absorção de impacto no ensaio de Charpy de alguns laminados compósitos e de um alumínio [40].....	18
Figura 2.12 - Dimensão do dano fazendo variar a energia de impacto e a orientação das camadas dos laminados [47].....	20
Figura 2.13 - Dano em laminados com pré-esforço [50].....	21
Figura 3.1 - Ciclo de cura das placas laminadas.....	22
Figura 3.2 - a) Serra de corte disco dentes diamantados; b) Geometria dos provetes utilizados.....	23
Figura 3.3 - Ensaio de flexão em 3 pontos.....	24
Figura 3.4 - Equipamento C-Scan meio água em transmissão.....	24
Figura 3.5 - Máquina de impacto Instron CEAST 9340.....	25
Figura 4.1 - Ensaio de flexão placas de controlo.....	26
Figura 4.2 - Visualização do dano por C-Scan.....	27
Figura 4.3 - Força-tempo para o 1º impacto.....	28
Figura 4.4 - Força-deslocamento para 1º impacto.....	29
Figura 4.5 - Energia-tempo para 1º Impacto.....	30
Figura 4.6 - Força de impacto- Pré-carga para 1º Impacto.....	31
Figura 4.7 - Deslocamento máximo- Pré-carga para 1º impacto.....	31
Figura 4.8 - % Energia Dissipada- Pré-carga para 1º impacto.....	31
Figura 4.9 - Relação do Número de impactos com a pré-carga.....	32

---

Figura 4.10 - Força-tempo no provete controlo em Multi-impacto.....	32
Figura 4.11 - Força-deslocamento no provete controlo em Multi-impacto.....	33
Figura 4.12 -Energia-Tempo no provete controlo em Multi-impacto. ....	34
Figura 4.13 - Força-Tempo no provete 1900 N em Multi-impacto.....	35
Figura 4.14- Força-Deslocamento no provete 1900 N em Multi-impacto. ....	35
Figura 4.15 - Energia-Tempo no provete 1900 N em Multi-impacto. ....	36
Figura 4.16 - Evolução da força máxima no provete de controlo e o provete com pré-carga 1900 N. ....	37
Figura 4.17 - Evolução do deslocamento máximo no provete de controlo e o provete pré- carga 1900 N. ....	38
Figura 4.18 - Curva Força-Deslocamento para obtenção da rigidez de flexão ao impacto (6° impacto provete sujeito a pré-carga de 1900 N).....	38
Figura 4.19 - Rigidez de flexão ao impacto após multi-impacto. ....	40



---

## ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 2.1 - Propriedades de fibras e de materiais na sua forma maciça [1].	8
Tabela 2.2 - Classificação das fibras de carbono [4,17].	10
Tabela 2.3 - Propriedades das fibras [1,4].	10
Tabela 2.4 - Propriedades das Resinas [1,4,7,8].	11
Tabela 2.5 - Propriedades mecânicas de diversos laminados [21,22].	14
Tabela 2.6 - Propriedades mecânicas Carbono/Epóxi [23].	15
Tabela 2.7 - Efeito do tipo de matriz na resistência ao impacto [43].	19
Tabela 2.8 - Influência da orientação dos laminados nos ensaios de impacto [46].	20
Tabela 4.1 - Rigidez de flexão ao impacto após 1º impacto.	39

## **SIGLAS**

### **Siglas**

ASTM - American Society for Testing and Materials

DEM - Departamento de Engenharia Mecânica

DTLs - Delamination Threshold Loads

FCTUC - Faculdade de Ciências e Tecnologia da Universidade de Coimbra

ISO - International Organization for Standardization

## 1. INTRODUÇÃO

Os materiais compósitos estão cada vez mais a substituir os materiais, ditos tradicionais nos mais diversos campos da engenharia. Para tal contribui a sua facilidade de produção, elevada resistência e rigidez específica. Neste contexto, é evidente o enorme interesse nos materiais compósitos e em especial nos laminados carbono/epóxi.

No entanto, o seu desempenho em serviço é significativamente afectado pelos defeitos originados durante o processo de fabrico, ou pelo impacto de cargas externas ao longo da sua vida operacional. Os danos por impacto a baixa velocidade são, por exemplo, a principal causa de delaminações em compósitos laminados, promovendo uma redução significativa da sua resistência à compressão (que chega a atingir os 60 %) à tração e flexão. Na literatura já existem vários estudos que abordam este assunto, mas nenhum deles analisa o comportamento de laminados sujeitos ao impacto com defeitos previamente induzidos. Assim, esta dissertação visa estudar a influência da severidade dos danos induzidos por cargas de flexão na resistência ao impacto de laminados carbono/epóxi.

Esta dissertação está organizada em cinco capítulos, sendo este a introdução. O segundo capítulo apresenta o estado de arte, onde é realizada uma pesquisa bibliográfica sobre materiais compósitos, focado especialmente nos laminados carbono/epóxi, e por revisão sobre impacto a baixa velocidade neste tipo de materiais. O terceiro capítulo é descrito todo o procedimento experimental, assim como equipamentos utilizados e geometrias dos provetes. O quarto capítulo os resultados obtidos e sua análise. Finalmente, o quinto capítulo apresenta as principais conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

## **2. ESTADO DE ARTE**

### **2.1. Introdução**

Este capítulo tem como objetivo enquadrar o tema do presente trabalho na bibliografia existente. Os materiais compósitos, com especial incidência aos compósitos laminados carbono/epóxi, propriedades mecânicas e ensaios mecânicos realizados serão abordados.

### **2.2. Materiais Compósitos**

#### **2.2.1. Introdução**

A palavra compósito deriva de composto, isto é, a combinação de dois ou mais materiais. Um material compósito é formado por uma mistura ou combinação de dois ou mais micro ou macro constituintes. Contudo esta definição é muito generalizada, podendo ser aplicado a qualquer tipo de material [1,2]. Alguns autores definem um compósito como sendo um composto constituído por dois ou mais materiais, insolúveis entre si, sendo um deles a matriz e o outro, ou outros, o reforço [3,4]. A incorporação de fibras para melhorar as propriedades dos materiais tradicionais começou nos primórdios da história da humanidade.

A bibliografia atual não é clara quanto à primeira aplicação dos materiais compósitos. Ao que se sabe os primeiros a utilizar os materiais compósitos foram os egípcios em 1500 AC, que usavam uma mistura de barro e palha para criar edifícios fortes e duradouros. Mais tarde, em 1200 DC, os mongóis criaram os primeiros arcos e flechas. Usando uma combinação de madeira, osso e “cola animal”, estes arcos tinham excelentes propriedades e precisão, tendo sido a arma utilizada por forças militares até se descobrir a pólvora. A era moderna dos materiais compósitos teve início com a descoberta dos plásticos; até então, eram utilizadas as resinas naturais derivadas de plantas e animais, que serviam como colas e pastas. No início de 1900, foram desenvolvidos materiais plásticos

como vinil, poliestireno, fenólicas e poliéster, que superaram as resinas que eram retiradas da natureza. Em 1935, a Owens Corning comercializou a primeira fibra de vidro. O maior avanço nos materiais compósitos foi a II Guerra Mundial, que fez com que muitas das aplicações passassem à produção. Até ao final da II Guerra Mundial, um pequeno número de indústrias de compósitos estavam a funcionar ou desenvolvidas. Em 1946 fabricaram o primeiro casco para a indústria naval. O grande avanço a nível de aplicações, modos de produção e diversos tipos de materiais compósitos, foi desenvolvido por Brandt Goldsworthy, fabricando a primeira prancha de surf em fibra de vidro. Em 1970, Dupont desenvolveu uma fibra de aramída conhecida como Kevlar. Desenvolvendo também a fibra de carbono. Hoje em dia a indústria dos compósitos ainda está em crescimento, como se pode verificar na Figura 2.1, estando agora centrada nas energias renováveis, e em aplicações, cuja remoção do peso da estrutura, influencia o seu rendimento e o seu comportamento. Na Figura 2.1, percebemos como os materiais compósitos têm evoluído ao longo dos anos [5,6].

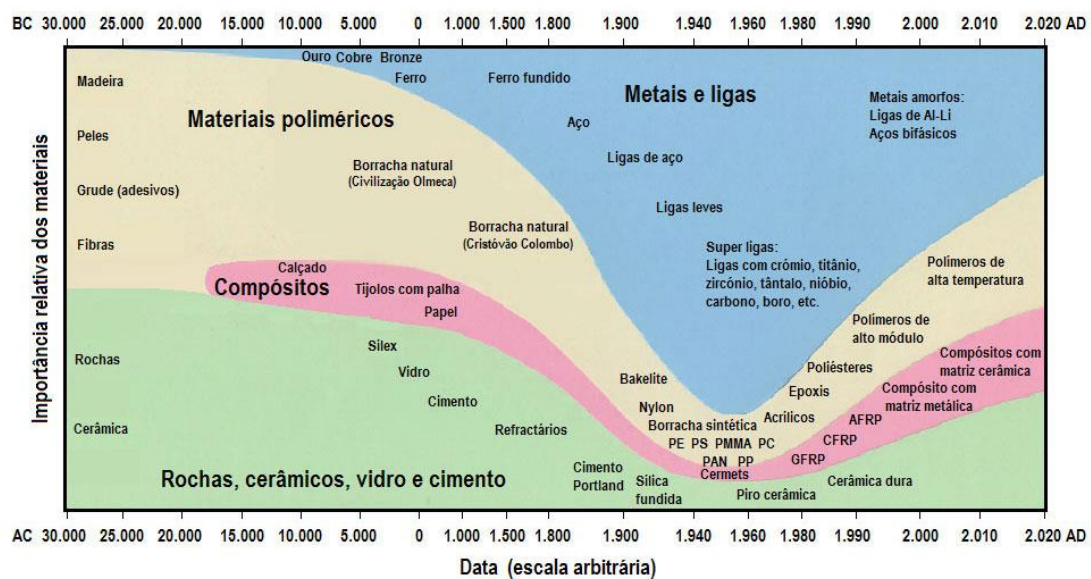


Figura 2.1 - Evolução dos materiais compósitos [6].

Em engenharia, os compósitos têm cada vez mais importância devido às suas propriedades e a bibliografia é possível encontrar inúmeros tipos de compósitos. A maioria deles são constituídos apenas por dois materiais, sendo um deles a matriz e o outro o reforço [3,4,7].

Os materiais Compósitos caracterizam-se fundamentalmente pela sua leveza, alta resistência e elevado custo. Assim, a título de exemplo, verifica-se que na indústria automóvel ao retirar-se do projeto um quilograma promover-se uma poupança de um euro, na indústria aeronáutica conduz a cem euros e na aeroespacial são cerca dez mil euros [8].

### **2.2.2. Aplicações de materiais compósitos**

Os materiais compósitos, na sua vertente estrutural, surgiram em meados do século XX. Após décadas de uso muito restrito em alguns sectores da indústria, como a aeroespacial, aeronáutica e militar, eles têm vindo a alargar a sua aplicação em diferentes sectores da indústria moderna, com um crescimento aproximado de 5% ao ano. O desempenho já foi testado e aprovado por vários autores e empresas, e as normas industriais relativas a estes materiais estão cada vez mais estabelecidas. O aumento das aplicações utilizando matérias compósitos tem vindo a aumentar devido às suas propriedades e a elevada resistência e rigidez continuam a ser a combinação que lança os materiais compósitos para novas áreas. No entanto, a grande capacidade de amortecimento e o baixo coeficiente de expansão térmica são características que podem ser adaptadas para aplicações específicas. Os compósitos reduzem os problemas de fadiga e dão uma maior flexibilidade de concepção, o que pode reduzir significativamente o número de peças necessárias. Outra das vantagens é a resistência a temperaturas extremas, entre outras. Estas vantagens podem conduzir a custos mais baixos de ciclo de vida de um produto. Atualmente a utilização de compósitos com baixo peso e melhores propriedades mecânicas tem sido recorrente na aplicação de vários sectores como por exemplo, indústrias automóvel, aplicações desportivas, construção civil, medicina, entre outras [1,8-11].

Uma das aplicações mais antigas e estudadas é na aviação, tanto militar como civil, como se pode verificar na Figura 2.2. Devido aos custos que estão diretamente ligados à diminuição de peso e à exigência necessária para que não ocorram falhas, o que, sem os compósitos, seria muito mais difícil. É comum, hoje em dia, encontrar secções das asas e da cauda, hélices e pás dos motores fabricados com materiais compósitos, juntamente, com grande parte da estrutura interna e acessórios. Atualmente, é possível encontrar alguns aviões de pequenas dimensões feitos integralmente com materiais compósitos, assim como painéis da asa, cauda e corpo de aviões comerciais [12]. No

conflito do Iraque, mais uma vez, a indústria aeronáutica surpreendeu o sector tecnológico com a fabricação da aeronave militar, Figura 2.3, fabricada em compósitos de fibra de carbono com matriz epóxi, apresentando bons resultados contra detecção por radares. Estes avanços na tecnologia aeronáutica seriam inalcançáveis sem os materiais compósitos [9].

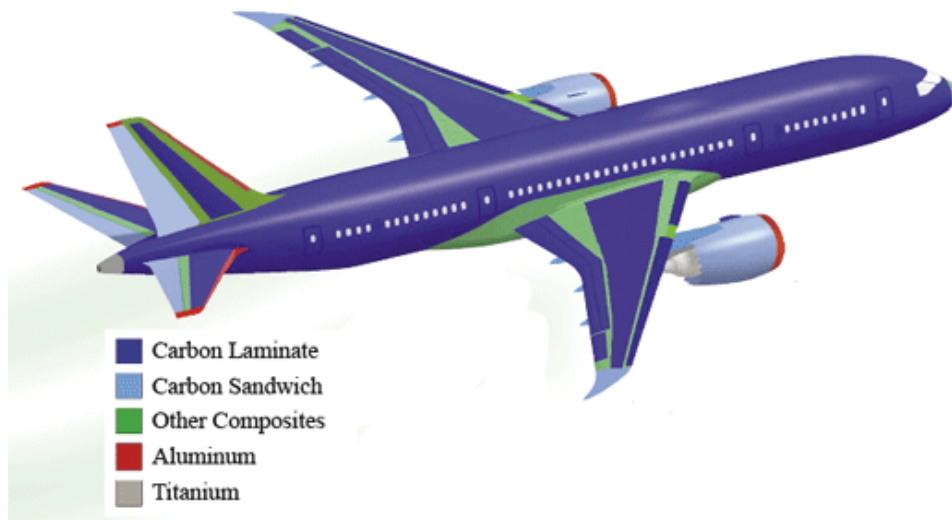


Figura 2.2 - Constituição Boeing 787 [12].



Figura 2.3 - Aeronave militar F-117 [13].

Os materiais compósitos também têm uma boa resistência a ambientes corrosivos e temperaturas extremas, o que, mais uma vez, leva a aplicações importantes como em veículos espaciais, barcos (Figura 2.4) e equipamentos de manuseio de produtos químicos. Na área da medicina também se têm estudado e desenvolvido vários tipos de

aplicações, nomeadamente em implantes e próteses (Figura 2.5). Outra vantagem do material compósito é a possibilidade de moldar formas mais complexas.

A grande desvantagem dos materiais compósitos é o custo. Embora depois de aplicados e utilizados no dia a dia venha a ser mais rentável, a matéria prima é mais cara. Atualmente os materiais compósitos ainda não conseguem substituir os metais em todas as aplicações e necessidades [1,10].



Figura 2.4 - Barco a vela de competição [14].



Figura 2.5 - Prótese materiais compósito [15].



### 2.2.3. Classificação dos Materiais Compósitos

Existem varias formas de classificar os materiais compósitos, segundo Berthelot [4] podem classificar-se quanto à forma e quanto à natureza dos seus constituintes. Quanto á forma podem ser compósitos de partículas e compósitos de fibras, como é representado na Figura 2.6.

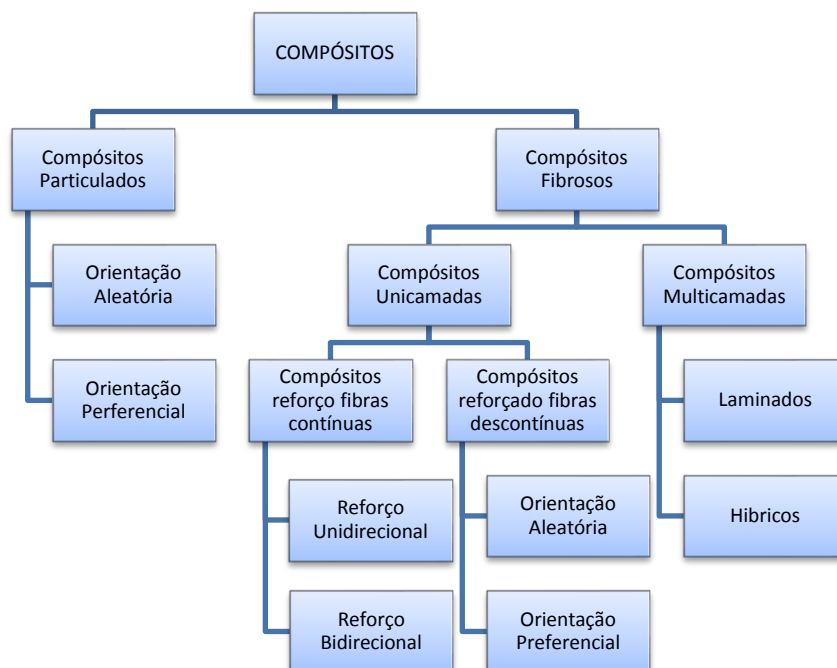


Figura 2.6 - Classificação dos materiais compósitos segundo o reforço [4,6].

Os compósitos também são classificados pela natureza do material, ou seja, podemos ter compósitos de matriz orgânica (materiais poliméricas), de matriz metálica (ligas leves e ultra leves de alumínio, etc) e de matriz mineral (cerâmica) [4].

De acordo com Ventura [16] a fase dispersa ou reforço existe em diversas formas, sendo a classificação mais usada dividida em três categorias: compósitos de partículas, compósitos de fibras descontínuas e compósitos de fibras contínuas. O reforço representar uma vantagem para o compósito, este deve ser mais resistente e rígido que a matriz. Por outro lado, a orientação das fibras em relação a elas mesmas, a quantidade de fibra por volume e a sua distribuição influencia as propriedades dos compósitos reforçados com fibras. A boa interação entre a matriz e o reforço pode ser garantida pela criação de uma interface entre ambos que possa adequar a rigidez do reforço com a ductilidade da

matriz [1]. De acordo com Berthelot [4] é essencial que a ductilidade da matriz seja mínima, ou mesmo nula, para que o compósito apresente um comportamento relevante.

Escolhendo cuidadosamente o reforço, a matriz e o processo de fabrico, consegue-se encontrar e desenvolver compósitos em função das necessidades de cada engenheiro. Por exemplo, consegue-se fazer uma placa de um material compósito mais resistente à carga numa determinada direção do que em outra, alinhando, para tal, as fibras nessa direção [16].

A Tabela 2.1 apresenta as propriedades de algumas fibras e compara-as com as dos materiais ditos convencionais. Quando a distribuição de fibras é uniforme é a situação adequada para originar compósitos com as melhores propriedades. Os compósitos com fibras descontínuas e alinhadas são aplicados, essencialmente, onde as tensões são totalmente multidireccionais [1].

As propriedades dos compósitos dependem da composição, da geometria e do tipo de distribuição. Estas propriedades também variam consoante o tipo de aplicação e de fabricação do material.

**Tabela 2.1 - Propriedades de fibras e de materiais na sua forma maciça [1].**

	Modulo de elasticidade, E (GPa)	Resistência à tração, $\sigma_u$ (MPa)	Densidade $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	Modulo especifico, E/ $\rho$ (MN m/kg)	Resistência especifica, $\sigma_u/\rho$ (kN m/kg)
<b>Materiais convencionais:</b>					
Aço	210	340 – 2100	7800	26,9	43 -270
Ligas de alumínio	70	140 – 620	2700	25,9	52 -230
Vidro	70	700 – 2100	2500	28	280 – 840
Tungsténio	350	110 – 4100	19300	18,1	57 – 210
Madeira	30		390	33,3	
Berílio	300	700	1830	164	380
<b>Fibras:</b>					
Vidro E	72,4	3500	2540	28,5	1380
Vidro S	85,5	4600	2480	34,5	1850
Carbono:					
- alto modulo	390	2100	1900	205	1100
contração elevada	240	3500	1850	130	1890
Kevlar®(aramída)	130	2800	1500	87	1870
Boro	385	2800	2630	146	1100

#### 2.2.4. Fibras

A fibra é o constituinte que faz parte do reforço do material compósito. Contribui para a resistência mecânica, rigidez e dureza que define as principais propriedades mecânicas [8]. As fibras de reforço podem ser de origem mineral ou de origem orgânica. Das fibras minerais fazem parte as fibras cerâmicas, fibras metálicas e fibras de origem inorgânicas. Por sua vez, as principais fibras sintéticas são as fibras de vidro, aramida (nome comercial Kevlar®) e carbono. Podem ser utilizadas como fibras contínuas ou curtas [1,8].

As fibras de aramida são fibras de origem orgânica e sintética, que se obtêm por fios de poliamidas aromáticas. O diâmetro das fibras ronda os 10 µm. As propriedades mecânicas mais significativas são: elevada resistência específica à tração, estabilidade mecânica, quando aplicadas a extremos de temperatura, alto módulo de elasticidade, elevada tenacidade e alta resistência ao impacto [1,4].

As fibras de vidro são o reforço mais utilizado no fabrico de materiais compósitos como resultado do elevado grau de disponibilidade, boas características mecânicas e ao baixo custo. Estas fibras são formadas essencialmente por sílica, que se associam a diversos óxidos. Existem vários tipos de fibras de vidro, consoante a aplicação desejada. As propriedades mais importantes são aderência entre a fibra e a matriz, resistência mecânica, características elétricas, incombustibilidades, estabilidade dimensional, excessiva flexibilidade e o baixo custo [1,4].

A fibra de carbono é um compósito constituído por filamentos, obtidos a partir de fibras orgânicas ricas em carbono tais como a fibra poliacrilonitrila, os poliimidos, poliamidos, álcool polivinílico. São fibras poliméricas ou constituídas por derivados do petróleo e o processo de fabricação chama-se pirólise (processo termoquímico) [1]. Ao contrário dos metais, as fibras de carbono não sofrem corrosão, sendo uma característica de grande relevância [7]. A comercialização das fibras de carbono teve início em 1950, mas só na década de 60 é que se assumiram no mercado. Hoje em dia, as fibras de carbono são utilizadas em inúmeras aplicações, como por exemplo, telemóveis, sapatos, móveis, eletrodomésticos, equipamento desportivo, entre outros. Com a crescente procura a produção teve de aumentar, o que levou à diminuição do seu preço [16]. A classificação das fibras de carbono depende do material e do método de produção, podendo-se

classificada de acordo com a Tabela 2.2. Na Tabela 2.3 comparam-se as propriedades das fibras de carbono com as propriedades de outras fibras [1,4].

**Tabela 2.2 - Classificação das fibras de carbono [4,17].**

Tipo	Propriedades e Características
I-Alto Módulo	Obtidas a partir do PAN e do piche mesofase, apresentam resistência mecânica e a tensão, usada principalmente na indústria automóvel, e na pesquisa eletroanalítica.
II-Medio Módulo	Obtidas principalmente a partir do PAN, resistência a tensão, baixa massa específica, utilizada na indústria aeroespacial, desportos motorizados e na construção civil.
III-Baixo Módulo	Obtenção a partir do rayon e piche isotrópico apresentam resistência mais baixa principalmente à mecânica, densidades um pouco mais elevadas, é utilizada como enchimento de plástico e como aditivo de concreto, custo baixo.

Na literatura é possível encontrar outras fibras, para além das apresentadas em anteriormente, como é o caso das fibras de boro. Estas fibras apresentam elevada resistência, rigidez e um elevado módulo de elasticidade (cerca de quatro vezes mais do que a da fibra de vidro). As fibras de carbono de silício têm sido muito utilizadas devido a terem características muito próximas das fibras de boro, mas a um menor preço. Ainda existem as fibras metálicas que tem a desvantagem da densidade e do elevado custo. Finalmente, as fibras naturais, que existem em grande variedade, com características específicas dependendo da sua origem [1,4,7].

**Tabela 2.3 - Propriedades das fibras [1,4].**

Características	Vidro	Aramida	Carbono HR	Carbono HM	Carbono THM
Densidade $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	2500 - 2600	1390-1470	1750	1810	1950
Diâmetro ( $\mu\text{m}$ )	10 a 20	12	5 a 7	5 a 7	5 a 7
Modulo de Young $E_f$ (GPa)	73 - 86	60 - 160	230	400	600
Modulo de superfície $E_f/\rho$ (MNm/kg)	28	42 - 110	130	210	310
Tensão limite à rutura $\sigma_{fu}$ (MPa)	3400 - 4580	2400 - 3000	3000-4000	2800	2000
Tensão limite superficial $\sigma_{fu}/\rho$ (kNm/kg)	1300	1630 - 2080	1710-2290	1550	1030
Alongamento [%]	4,8 - 5,7	1,9 - 4	1,4	1,7	0,7

### 2.2.5. Matriz

Embora as fibras sejam fundamentais e indispensáveis nos materiais compósitos, elas não podem ser utilizadas diretamente em nenhum tipo de aplicação. A matriz assume assim um papel fundamental, pois é responsável pela forma do componente, pela proteção superficial das fibras e pela distribuição eficiente de cargas entre fibras [1]. As matrizes mais utilizadas por vários autores, são as poliméricas, metálicas, cerâmicas e cimentosas. Contudo, as matrizes poliméricas assumem principal relevo devido à facilidade de processamento e à baixa densidade dos polímeros [8]. Na Tabela 2,4, faz-se a comparação dos diversos tipos de resinas.

**Tabela 2.4 - Propriedades das Resinas [1,4,7,8].**

Resina	T <sub>g</sub> [°C]	E <sub>f</sub> [GPa]	σ <sub>fu</sub> [MPa]	Alongamento máximo [%]
<b>Matriz termoplásticas:</b>				
Policarbonato (PC)	150	2.4	65	125
Polipropileno (PP)	-10	1.4	34	400
Poliamida (PA)	50	2.9	83	200
Poli-eter-eter-cetona (PEEK)	150	3.9	98	250
<b>Matriz termoendurecíveis:</b>				
Poliéster	-	3,3 – 4,1	55 – 70	1,5 – 3,5
Fenólica	-	2,0	32	1,8
Vinilester	-	3,5	68 – 82	3,5 – 6,0
Poliamida	-	1,2 – 2,5	70	1,0
Epóxidas DGEBA (T <sub>c</sub> =20°C)	180	3,2	62	2,0
Epóxidas DGEBF (T <sub>c</sub> =120°C)	-	4,1	125	5,0

As matrizes de natureza poliméricas podem ser termoplásticas (polipropileno, poliamida, poli-éter-éter-cetona (PEEK), etc.), ou termoendurecíveis (poliéster, epóxidas, etc) [4]. Os polímeros termoplásticos, em geral, apresentam maior resistência ao impacto, maior tenacidade e são menos higroscópicas, quando comparadas com as termoendurecíveis [1]. No entanto, a sua maior vantagem está relacionada com o facto de serem passíveis de reciclar. Apesar das resinas termoendurecíveis não poderem ser reaproveitadas, elas têm a vantagem de impregnarem mais facilmente o reforço [1]. As

resinas termoendurecíveis mais utilizadas são as poliésteres insaturadas, as vinilester, as epoxídicas e as fenólicas para aplicações de compósitos de alta resistência [8].

As resinas de poliéster dividem-se em dois grupos principais, as saturadas e as insaturadas. As resinas de poliéster insaturado são as mais utilizadas no fabrico de materiais compósitos porque o custo é mais baixo, facilidade de fabrico e boa relação entre propriedades mecânicas, eléctricas e químicas [1]. As resinas vinilester são concebidas pela reação de uma resina de vinilester insaturadas com uma resina epóxida. Apresenta excelente resistência química, elevada tensão de rotura, baixa viscosidade e processo de cura rápido. Como desvantagem apresenta elevada contracção volumétrica quando comparado com as outras [1]. As resinas fenólicas resultam da reação de fenol com o formaldeído em condições ácidas ou alcalinas, conforme o tipo de resina pretendida. Apresentam excelente comportamento ao fogo [1]. As poliimididas termoendurecíveis são utilizadas onde é necessária elevada estabilidade dimensional a temperaturas elevadas. As principais vantagens são a elevada resistência térmica, a elevada resistência mecânica, a boa resistência ao impacto, a resistência à oxidação, boa capacidade de adesão e o baixo coeficiente de atrito. Como desvantagem o elevado custo e a tendência para a elevada absorção de água [1]. Finalmente, as resinas mais utilizadas, depois das resinas poliésteres insaturadas, são as resinas epoxídicas. Estas resinas utilizadas na forma de matriz, em aplicações onde as propriedades mecânicas são mais importantes do que os custos, como é o caso da aeronáutica, militar e aeroespacial [18]. As principais características mecânicas destas resinas, são [1,4,8]:

Principais vantagens das resinas epoxídicas, são:

- Boas propriedades mecânicas (superiores às poliésteres);
- Boa resistência a temperaturas elevadas;
- Excelente resistência química;
- Baixa taxa de dilatação quando aplicado no molde;
- Excelente adesão a materiais metálicos;

Principais desvantagens das resinas epoxídicas, são:

- Tempos de polimerização longos;
- Custos elevados;
- Sensibilidade à fissuração.

As matrizes termoplásticas são constituídas na sua maioria por “plásticos técnicos”. Estes plásticos são formados à custa de ligações secundárias entre as suas moléculas, tais como forças de Van der Waals e ligações hidrogénio.

## 2.3. Materiais Compósitos Laminados

### 2.3.1. Introdução

Geralmente os materiais compósitos laminados recebem o nome do material das fibras seguido da matriz, podendo utilizar nomes comerciais. São materiais que normalmente compõem-se por camadas sucessivas de fibras e matriz. Cada camada pode ou não ter uma orientação e espessura diferente (Figura 2.7). Se estes laminados forem fabricados com orientações diferentes conduzem a melhores propriedades mecânicas. Quando pronto, o laminado é tratado como um sólido homogéneo e anisotrópico [1,4,7,8].

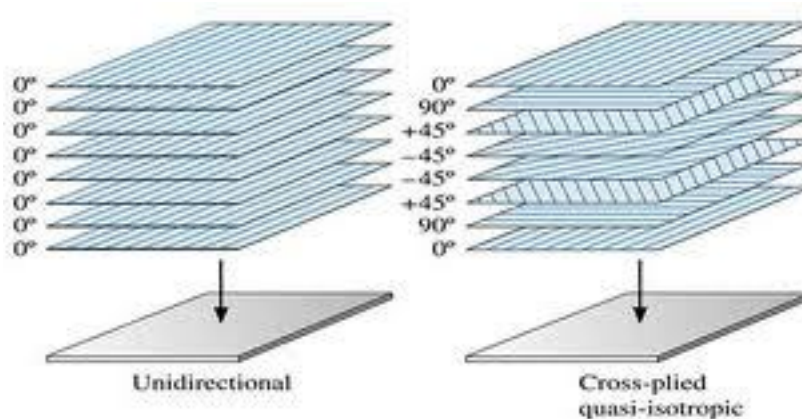


Figura 2.7 - Orientação das camadas [19].

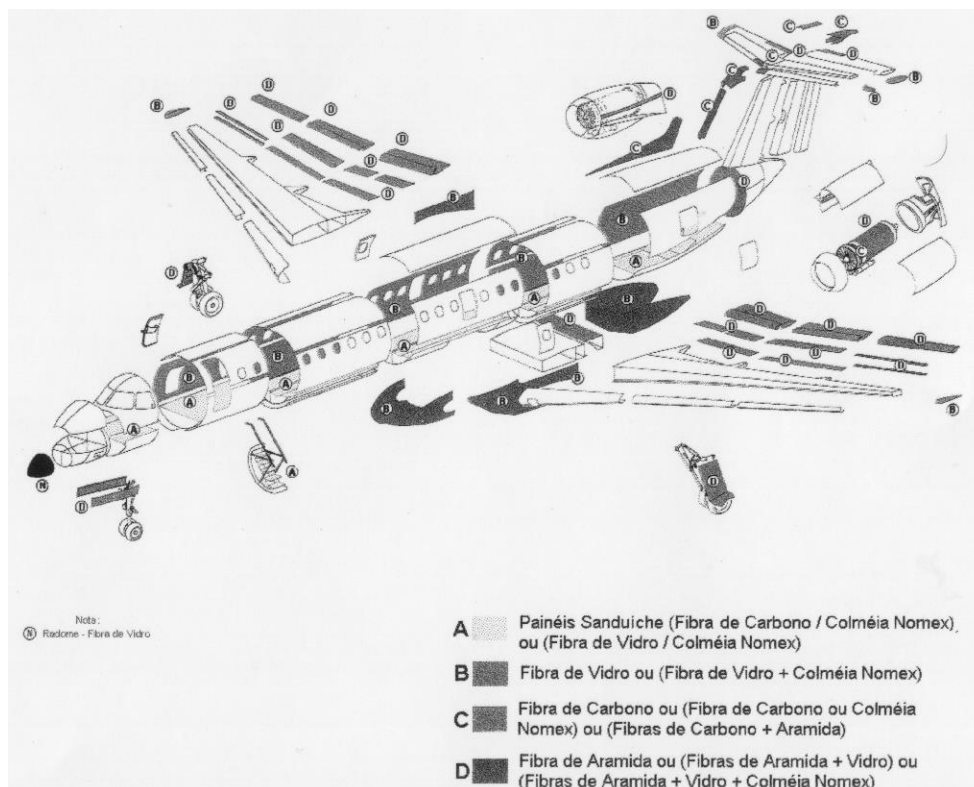
De acordo com Fernandes B. *et al* [20], um laminado é simétrico, quando apresenta simetria geométrica, ou seja, existe distribuição de camadas, espessura, e propriedades mecânicas em relação ao seu plano médio. Contrariamente, se não existir semelhança diz-se que é assimétrico. A Tabela 2.5 apresenta as propriedades de alguns dos materiais compósitos laminados mais utilizados.

**Tabela 2.5 - Propriedades mecânicas de diversos laminados [21,22].**

Propriedades mecânicas	Carbono/Epoxy	Kevlar / Epoxy	Boro / Alumínio	S-Glass / Epoxy
Elasticidade Axial $E_{11}$ [GPa]	132	76,8	227	43,5
Elasticidade Transv. $E_{22}$ [GPa]	10,8	76,8	139	11,5
Coef. Poisson $\nu_{12}$	0,24	0,34	0,24	0,27
Coef. Poisson $\nu_{23}$	0,59	0,37	0,36	0,40
Mód. de Cisalhamento $G_{12}$ [GPa]	5,65	2,07	57,6	3,45
Mód. de Cisalhamento $G_{23}$ [GPa]	3,38	1,4	49,1	4,12
Densidade $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	1540	1380	2650	2000
Espessura de Camada [mm]	0,127	0,127	0,178	-
Força Tracção Limite [MPa]	1276	1310	572	1103

### 2.3.2. Laminados Carbono/Epóxi

O composto mais utilizado na industria aeronáutica é o pré-impregnado carbono/epóxi na forma de laminados, como ilustra a Figura 2.8.

**Figura 2.8 - Constituição de aeronave [23].**



As propriedades mecânicas dos laminados carbono/epóxi são obtidas a partir de ensaios normalizados segundo diversas normas como, por exemplo as ASTM. A Tabela 2.6 ilustra, por exemplo, os valores nominais das propriedades mecânicas à temperatura ambiente, de pré-impregnado carbono/epóxi F-584 [23].

**Tabela 2.6 - Propriedades mecânicas Carbono/Epóxi [23].**

<b>Propriedades Mecânicas</b>	<b>Fita Unidirecional</b>	<b>Tecido Bidirecional</b>	<b>Norma ASTM</b>
Módulo Longitudinal, $E_1$ (GPa)	130	65	D 3039
Módulo Transversal, $E_2$ (GPa)	2	65	D 3039
Módulo de Cisalhamento, $G_{12}$ (GPa)	6	5	D 4255
Quociente de Poisson, $\nu_{12}$ (GPa)	0,27	0,05	D 3039
Resistência à Tração Longitudinal, $X_T$ (MPa)	1721	680	D 3039
Resistência à Tração Transversal, $Y_T$ (MPa)	43	680	D 3039
Resistência à Compressão Longitudinal, $X_c$ (MPa)	703	548	D 3410
Resistência à Compressão Transversal, $Y_c$ (MPa)	133	548	D 3410
Resistência ao Cisalhamento no Plano, $S_{12}$ (MPa)	88	122	D 4255
Resistência ao Cisalhamento Interlaminar, $S_{13}$ (MPa)	84	70	D 2344
Massa Específica, $\rho$ ( $\text{kg/mm}^3 \times 10^{-5}$ )	0,155	0,157	D 3171
Espessura Nominal da Camada, $t_{\text{nom}}$ (mm)	0,18	0,35	
Massa Específica da Resina ( $\text{g/cm}^3$ )	1,22	1,22	
Massa Específica da Fibra de Carbono ( $\text{g/cm}^3$ )	1,77	1,77	

## 2.4. Cargas de Impacto

### 2.4.1. Introdução

Moura *et al* [1], referem que, “... os compósitos de alto desempenho, como é o caso do carbono/epóxi, possuem relativamente aos metais em aplicações que requerem alta resistência, alta rigidez e baixo peso esbatem-se, quando o impacto é um dos parâmetros de concepção a considerar. De facto, estes materiais apresentam uma fraca resistência a este tipo de solicitações que se traduz numa importante redução da sua resistência residual à compressão”. Por outro lado, a cada ano que passa, aumenta a utilização dos materiais compósitos nas mais diversas aplicações. Muitas destas aplicações estão sujeitas a impacto dos mais diversos tipos, logo, é normal que aumente o estudo do comportamento destes materiais neste domínio. A Figura 2.9 mostra a importância do estudo de ensaios de impacto, por exemplo, na indústria aeronáutica.

Vários autores estudaram o comportamento dos materiais compósitos sujeitos ao impacto, não existindo, todavia, uma conclusão consensual. A maior parte deles orienta

o seu estudo apoiado em duas hipóteses: impacto de baixa velocidade e impacto a alta velocidade [24,25]. Estes dois fenómenos são completamente distintos em relação ao nível de dano e comportamento do material. Impactos a baixa velocidade normalmente ocorrem até  $10 \text{ ms}^{-1}$  [25,26], segundo Zukas *et al* [27] os ensaios a alta velocidade realizam-se 500 a  $2000 \text{ ms}^{-1}$  e para velocidades superiores são denominados de hipervelocidade. Por sua vez, outros autores consideram que o tipo de impacto é classificado quanto ao dano provocado no provete. O impacto a alta velocidade existe quando ocorre quebra de fibras, e o impacto a baixa velocidade é caracterizado por delaminações e fendas da matriz [28,29].



Figura 2.9 - Dano causado em aeronaves [23].

#### 2.4.2. Impacto a Baixa Velocidade

O impacto a baixa velocidade é a solicitação mais perigosa, devido às zonas danificadas serem extremamente longas e dado o tipo de provocado. Essas zonas danificadas são caracterizadas por delaminações entre camadas e por fissuração transversal. Quanto ao dano provocado, este não é visível a olho nu e são necessárias técnicas de análise relativamente sofisticadas para o detetar.

Segundo Cantwell *et al* [26] e Richardson *et al* [30], os ensaios de impacto a baixa velocidade referem-se a ensaios na ordem de 1 a  $10 \text{ m.s}^{-1}$ . Não existe um limite de velocidade para os ensaios a baixa velocidade embora muitos autores refiram que essa velocidade limite se encontra entre os 20 e  $30 \text{ m.s}^{-1}$ . Mas Abrate [31] os impactos a baixa velocidade são até aos  $100 \text{ ms}^{-1}$ , enquanto Robinson *et al* [32] defendem que um impacto a baixa velocidade é aquele cuja onda de tensão atravessa a espessura do material e não desempenha um papel significativo na distribuição de tensões, ou seja, provoca apenas pequenas deformações plásticas.

Os ensaios de impacto são realizados para simular situações que podem acontecer no dia-a-dia e os mais utilizados são os que envolvem dispositivos pendulares ou de queda de peso. Os ensaios Charpy e Izod, por exemplo, fazem parte dos dispositivos pendulares. Estes ensaios têm como objetivo obter a energia necessária para que ocorra a rotura do provete. Os ensaios são efetuados com os provetes fixos na vertical, e um “martelo” que contem um acelerómetro. Este martelo realiza a sua trajetória até atingir o provete [1]. O dispositivo de queda de peso na vertical consiste na queda de um peso com uma massa que pode variar, assim como a forma, a partir de uma determinada altura definida pelo operador responsável pelo ensaio. Esta massa atinge um provete que está colocado no plano horizontal. Na maior parte dos casos este ensaio não provoca a destruição total do provete o que faz com que o impactor recue. Para não provocar múltiplos impactos tem que se adicionar um sistema anti-ressalto.

O dano causado por impacto de baixa velocidade no laminado varia com o nível de energia de impacto, a massa e a forma do impactor. O tipo de orientação dos laminados também influencia as dimensões do dano [1,8]. A Figura 2.10 mostra os diferentes tipos de dano que podem ocorrer nos laminados.

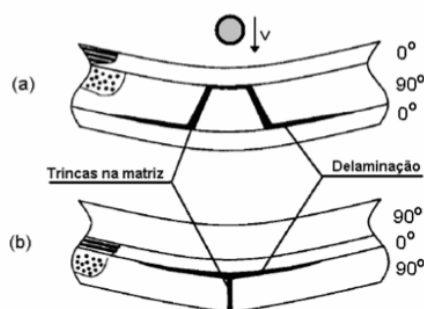
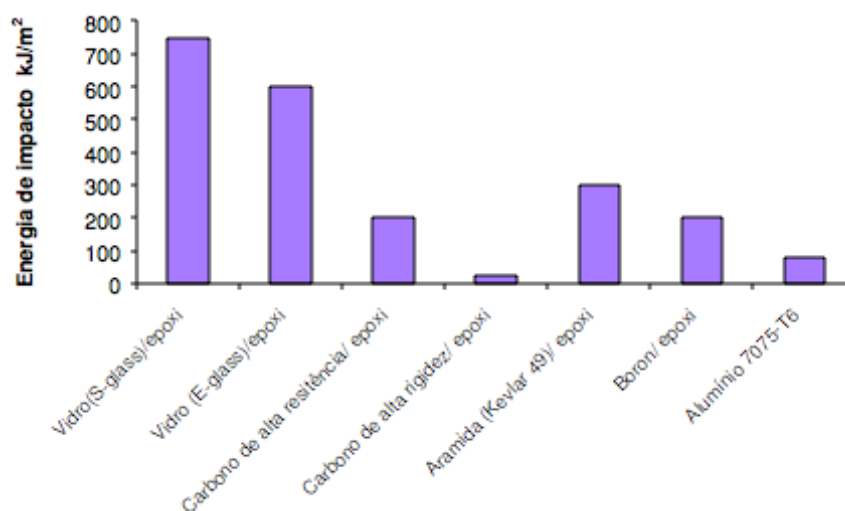


Figura 2.10 - Dano no laminado [1,8].

No impacto de baixa velocidade o dano na maioria dos ensaios causa rotura da matriz e delaminação entre as camadas com diferentes orientações. Na zona onde se dá o contacto entre o provete e o impactor pode ocorrer a rotura da fibra. Por sua vez a delaminação ocorre, normalmente, para impacto de baixa velocidade [33] e, está relacionada com a diferença de rigidez entre camadas, sobretudo quando sujeitas à flexão. A delaminação apresenta a forma de amendoim, orientado segundo a direção das fibras da camada situada abaixo da interface [34], e o seu tamanho aumenta com a diferença de

orientação das camadas adjacentes e com a espessura da mesma [1]. Outro factor que influencia a delaminação é a energia de impacto, que está relacionada com a deformação à flexão [35].

A rotura da matriz e a delaminação estão inevitavelmente ligadas entre si. A fissuração na matriz resulta de tensões de corte e/ou flexão, constitui o dano inicial. As fissuras da matriz são formadas pelas elevadas tensão de corte, estão orientadas a cerca de 45°, propagam-se até às interfaces entre camadas diferentemente orientados ocorrendo o aparecimento das delaminações [1,35]. Uma fissura localizada numa camada intermédia gera uma grande delaminação na interface inferior e uma pequena delaminação na interface superior [1,36]. Por sua vez, a rotura das fibras ocorre normalmente para elevadas energias ou velocidades do impacto e dá-se na zona de contacto [37]. A capacidade de armazenar energia elástica está diretamente relacionada com as fibras [26,38]. No entanto, os laminados com fibras de carbono são mais susceptíveis a dano. Segundo Jang [39], as fibras de vidro podem absorver três vezes mais energia do que as de carbono. Na Figura 2.11 compara-se as energias de impacto para viárias fibras.



**Figura 2.11 - Comparação da energia de absorção de impacto no ensaio de Charpy de alguns laminados compósitos e de um alumínio [40].**

Marcelo *et al* [41], avaliaram o modo de falha de compósitos de matriz polimérica reforçada por fibras de vidro, carbono e aramida, submetidos a impacto de baixa velocidade (na ordem dos  $10 \text{ ms}^{-1}$ ). Chegando à conclusão que a energia absorvida varia inversamente com o módulo de elasticidade das fibras.

Se a escolha da matriz influencia as propriedades dos materiais compósitos, também é de esperar alguma relevância ao nível do impacto, conforme a Tabela 2.7. A maioria das aplicações estruturais utiliza resina epóxida, a qual apresenta boas propriedades de resistência à compressão. No entanto, ao nível de impacto a resina epóxida é frágil e tem tendência a promover delaminações [30]. Neste caso, a utilização de resinas termoplásticas pode aumentar a resistência à fractura interlaminar, apesar de baixar a estabilidade térmica, diminuir a resistência química e promover pior adesão fibra/matriz [42].

**Tabela 2.7 - Efeito do tipo de matriz na resistência ao impacto [43].**

	Carbono/PEEK					Carbono/PPS					Carbono/Epóxi				
	1,88	5,92	10,25	16,95	23,65	1,73	5,78	10,37	16,9	24,5	1,75	5,85	10,3	17,4	25
$E_{\text{Impacto}}$ (J)	1,88	5,92	10,25	16,95	23,65	1,73	5,78	10,37	16,9	24,5	1,75	5,85	10,3	17,4	25
Área do Dano ( $\text{mm}^2$ )	0	52	191	555	900	0	42	230	445	600	0	142	434	763	978
Deslocamento Max (mm)	2,61	4,66	6,19	8,59	11,36	2,5	4,44	6,31	8,34	11,35	2,42	4,55	6,47	9,9	-
$E_{\text{Dissipada}}$ (J)	0,45	3,44	6,74	13,48	20,87	0,3	2,96	6,79	13,05	21,94	0,64	3,7	7,78	16	22,6

Em relação ao impactor é importante variar o material, a forma, a massa e a energia cinética. Um impactor com um material mais flexível altera os resultados experimentais, porque absorve grande parte da energia e o dano provocado é menor [44]. A geometria do impactor é outro parâmetro relevante, pois diferentes formas provocam danos distintos. Mistervski [43] estudou /avaliou impactos em laminados de carbono/epóxi, e verificou que os impactores mais pontiagudos ou cónicos quebram as fibras mais facilmente, enquanto que impactores com formatos esféricos tendem a produzir dano por delaminação. Finalmente, a massa também é um fator importante. Abrate [31] refere que, para os mesmos valores de energia, uma grande massa com baixa velocidade pode não causar o mesmo dano do que uma massa pequena a grande velocidade. Nejhad [45] observou, que para iguais níveis de energia, a massa e o dano estão diretamente relacionados. Paralelamente, Abrate [31], também verificou que há uma relação entre a área de delaminação e a energia de impacto, em que o tamanho do dano aumenta com o aumento da energia. No entanto, o factor que mais influencia a dimensão e o tamanho do dano é a energia de impacto conforme comprova a Figura 2.12. Finalmente, a orientação das camadas e o número de camadas também condiciona o comportamento ao impacto dos laminados compósitos. Laminados com maior número de camadas e diferentes orientações conduz a menores áreas danificadas [46-48]. Como se pode comprovar pela Tabela 2.8.

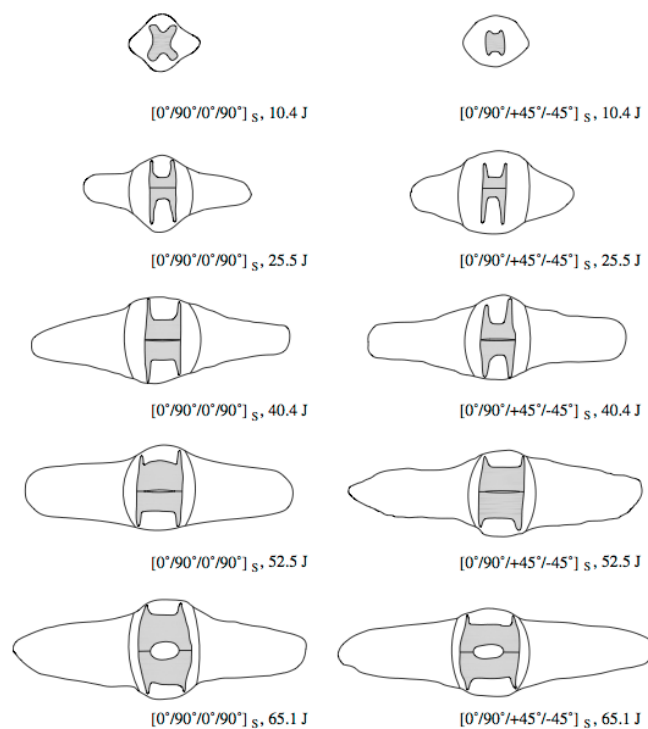


Figura 2.12 - Dimensão do dano fazendo variar a energia de impacto e a orientação das camadas dos laminados [47].

Tabela 2.8 - Influência da orientação dos laminados nos ensaios de impacto [46].

Flexibilidade	Dimensões placa	Sequencia	Teste Quasi-static		
			Força Max [kN]	DTL [kN]	%
Alta	130 x 130 x 1,2	$(45_2/90_2/-45_2/0_2)$	0,819	0,794	96,95
		$(0_2/90_2)_s$	0,734	0,722	98,37
Média	60 x 60 x 1,2	$(45_2/90_2/-45_2/0_2)$	0,845	0,747	88,40
		$(0_2/90_2)_s$	0,755	0,675	89,40
	130 x 130 x 2,4	$(45_2/90_2/-45_2/0_2)$	1,948	1,708	87,68
		$(0_2/90_2)_s$	1,747	1,519	86,95
Alta	60 x 60 x 2,4	$(45_2/90_2/-45_2/0_2)$	2,198	1,794	81,62
		$(0_2/90_2)_s$	1,997	1,731	86,68
	75 x 75 x 4,8	$(45_2/90_2/-45_2/0_2)$	5,800	3,916	67,52
		$(0_2/90_2)_s$	5,067	3,959	78,13
	130 x 130 x 7,2	$(45_2/90_2/-45_2/0_2)$	10,525	7,015	66,65
		$(0_2/90_2)_s$	9,431	6,800	72,10

### 2.4.3. Impacto a Baixa Velocidade com dano induzido

Whittingham *et al* [49], estudaram o efeito do pré-esforço nos laminados de carbono/epóxi sujeitos a impacto de baixa velocidade. As amostras antes de serem impactadas eram sujeitas a uma pré-carga axial e não se notou qualquer efeito em termos de penetração, o pico de carga, energia absorvida para as energias de impacto de 6 J. Contudo, para níveis de carga mais elevadas verificou-se algum efeito nestes parâmetros. Por sua vez Robb [50], estudou a tolerância ao dano de laminados de fibra de vidro/poliéster pré-esforço, tendo concluído que os danos em termos de tamanho e orientação variam com o tipo de pré-carga aplicada como mostra a Figura 2.13.

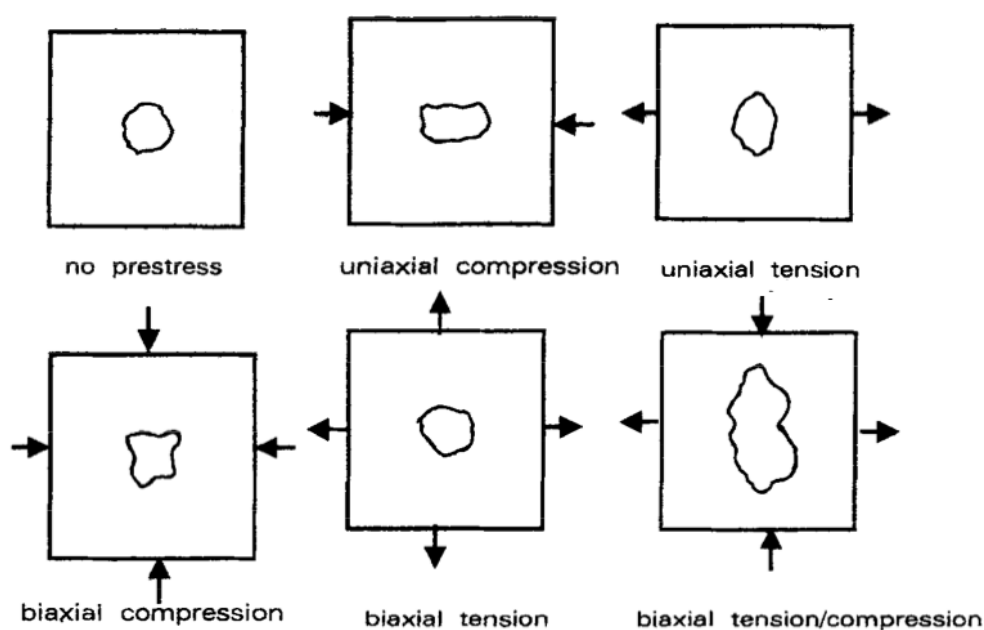


Figura 2.13 - Dano em laminados com pré-esforço [50].

Estudos semelhantes foram desenvolvidos por Chiu *et al* [51], em laminados carbono/epóxi com a orientação de  $[0/45/90/-45]_{3s}$ , mostrando que o dano tem a forma elíptica e o seu eixo maior é perpendicular à direção do carregamento quando o pré-esforço é de tração. Para o mesmo valor de carga, um esforço à tração promove maior área de dano (e mesmo ruína) quando comparado com o de compressão. Finalmente, energias mais elevadas fomentam um maior efeito do pré-esforço e este revela-se no tamanho e forma do dano.

### 3. PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

#### 3.1. Introdução

Este capítulo tem como objetivo explicar os vários equipamentos, materiais e procedimentos experimentais utilizados.

#### 3.2. Laminados Carbono/Epóxi

Os laminados carbono/epóxi foram fornecidos pelo INEGI, Porto, e foram produzidos por autoclave. A moldação por autoclave ao combinar o vácuo, a pressão e a temperatura, permite obter componentes de boa qualidade [1,34,52]. Os laminados estudados apresentam um empilhamento de  $(0_2/90_2)_s$ , ou seja, 8 camadas de carbono/epóxi. Depois da execução do laminado de acordo com o número e orientação de camadas pretendido, procede-se ao ciclo de cura (Figura 3.1), o que no presente caso consistiu no aquecimento em autoclave até à temperatura de 130 °C, com uma velocidade de aquecimento de 3 °C/min. A temperatura do autoclave foi então mantida constante durante 60 min. O arrefecimento foi efetuado à mesma velocidade de 3 °C/min até se atingir a temperatura de 30 °C.

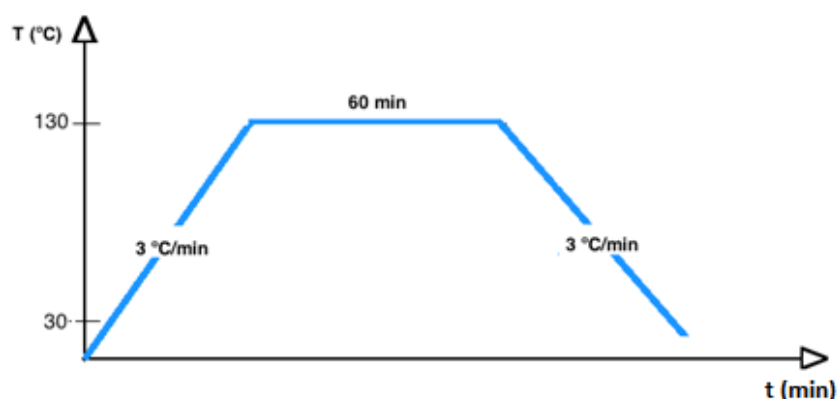


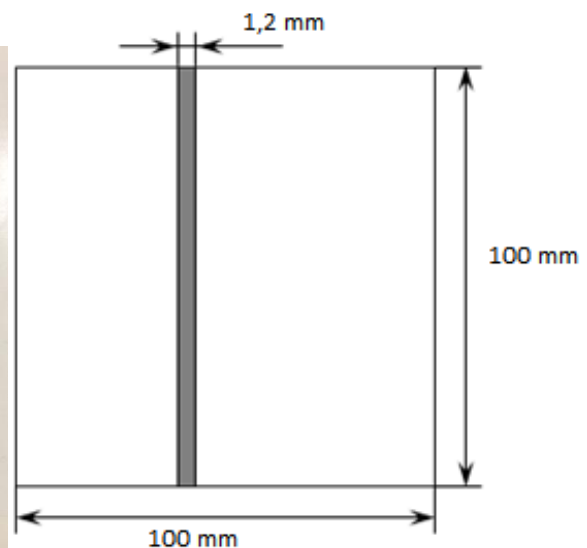
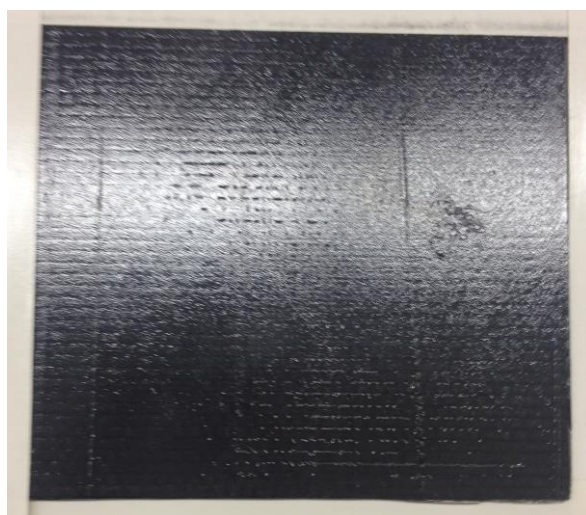
Figura 3.1 - Ciclo de cura das placas laminadas



Tendo sido fornecida a placa com dimensões de  $300 \times 300 \times 1,2 \text{ mm}^3$ , foi necessário proceder-se ao seu corte para obter os provetes necessários ao estudo. Para tal, foi utilizada uma serra de disco com dentes diamantados (Figura 3.2 a) e houve um cuidado especial com a velocidade de avanço. De modo a evitar o aquecimento, e consequentes alterações das propriedades mecânicas, foi utilizado ar comprimido seco. A geometria dos provetes encontra-se ilustrada na Figura 3.2 b).



a)



b)

Figura 3.2 - a) Serra de corte disco dentes diamantados; b) Geometria dos provetes utilizados.

### 3.3. Equipamento utilizado

Os ensaios de flexão foram realizados com recurso ao equipamento Zwick, Modelo 1435 (Figura 3.3), com uma célula de carga de 5 kN, e segundo a norma ASTM D790-2. A distância entre apoios foi de 50 mm.



Figura 3.3 - Ensaio de flexão em 3 pontos.

O defeito introduzido foi analisado por C-Scan com imersão em água. O sistema de C-Scan por imersão em água consiste, como é demonstrado na Figura 3.4, de dois transdutores, um emissor e outro receptor de 20 MHz, e uma plataforma móvel de três eixos. O equipamento está ligado a um computador com *Windows 98*<sup>®</sup>+*PACWIN*<sup>®</sup> que permite, deste modo, fazer a aquisição e tratamento de dados.



Figura 3.4 - Equipamento C-Scan meio água em transmissão

Por sua vez, os ensaios de impacto foram realizados com recurso a uma máquina da Instron, modelo CEAST 9340 (Figura 3.5), equipada com um *software* de aquisição e tratamento de dados.



**Figura 3.5 - Máquina de impacto Instron CEAST 9340**

Os ensaios decorreram com um impactor de ponta hemisférica, com uma massa de 3,4 Kg e velocidade de 0,77 m/s (ao que corresponde uma altura de 30 mm), ao que corresponde uma energia de impacto de 1 J. As placas foram ensaiadas sem qualquer tipo de restrição, ou seja, simplesmente apoiadas, realizados à temperatura ambiente e segundo o procedimento descrito na norma EN ISO 6603-2.

## 4. RESULTADOS

### 4.1. Introdução

Sendo o objetivo do presente estudo a análise da resistência ao impacto de laminados previamente sujeitos a cargas de flexão, o actual capítulo apresenta e analisa os resultados experimentais obtidos.

### 4.2. Apresentação e discussão de resultados

#### 4.2.1. Ensaio à flexão

Visando determinar a resistência à flexão dos laminados, foram ensaiados três provetes, de acordo com o procedimento experimental descrito anteriormente, cujas curvas carga-deslocamento se encontram ilustradas na Figura 4.1. Para melhor visualização do andamento das curvas optou-se por deslocá-las, umas das outras, num *offset* de 0.2 mm.

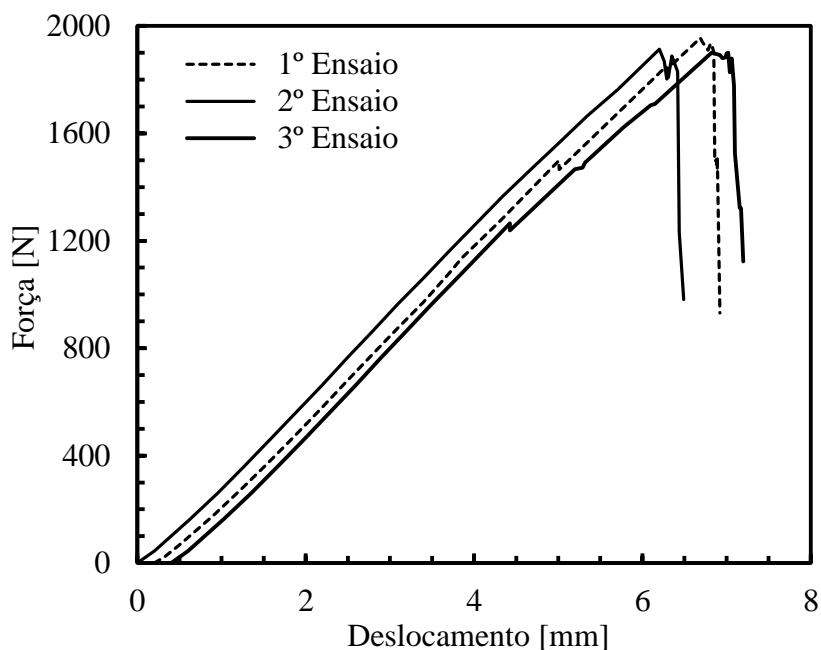


Figura 4.1 - Ensaio de flexão placas de controlo.

Verificou-se que a carga máxima à flexão é na ordem dos 1922,9 N, com um desvio padrão de 28,8 N. Conhecido o valor da resistência à flexão, os restantes provetes

foram então sujeitos a carregamentos da ordem dos 700 N, 900 N, 1250 N e 1900 N, de modo a introduzir defeitos nas amostras. Com recurso à técnica do C-Scan foi avaliada a severidade dos defeitos, a Figura 4.2 as imagens de C-Scan obtidas para as diversas cargas. De realçar que até aos 900 N esta técnica não evidência, de forma conclusiva, qualquer dano introduzido.

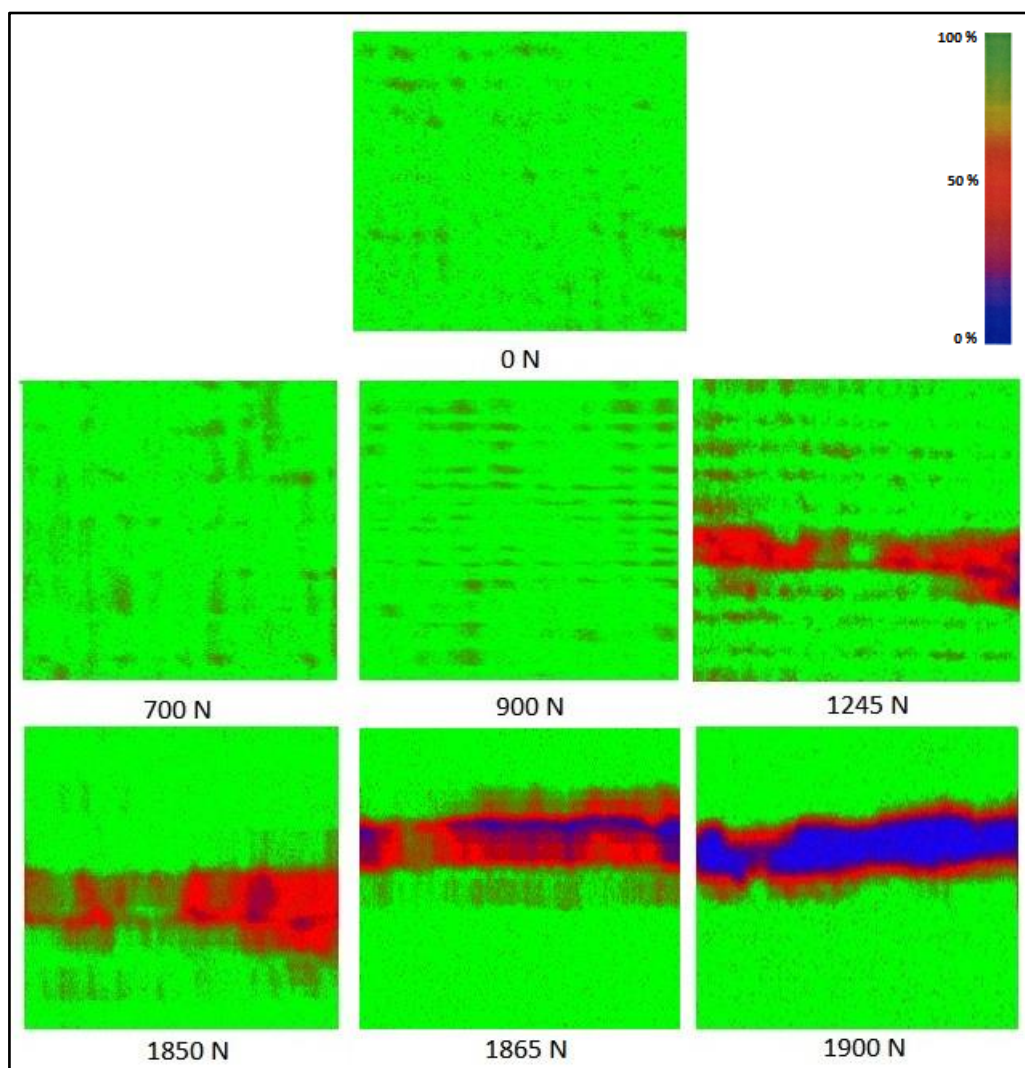


Figura 4.2 - Visualização do dano por C-Scan.

## 4.2.2. Ensaio de impacto

### 4.2.2.1. Impacto simples

Posteriormente, as amostras foram sujeitas a impactos de baixa velocidade, de acordo com o procedimento experimental anteriormente referido. A Figura 4.3 ilustra as curvas típicas força-tempo para a amostra de controlo e para as amostras sujeitas a pré cargas de 900 e 1900 N. Estas curvas são representativas das outras condições de ensaio.

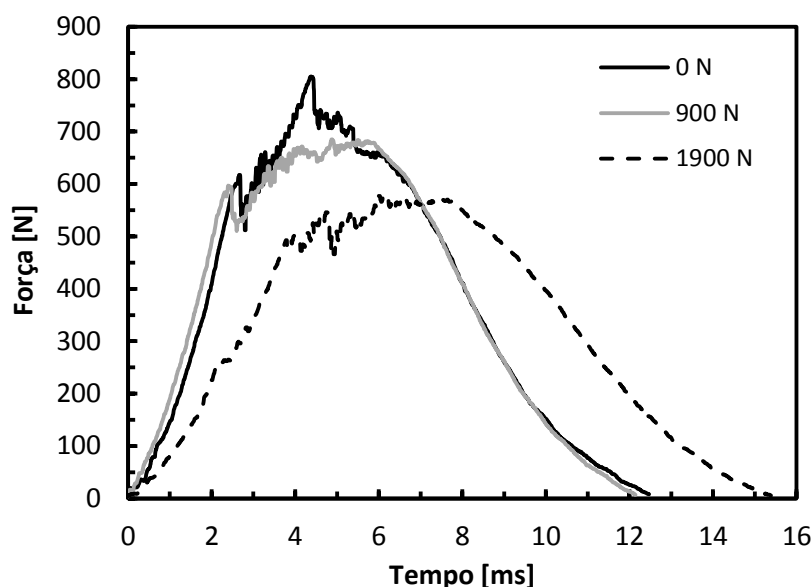


Figura 4.3 - Força-tempo para o 1º impacto.

Analisando a Figura 4.3, é evidente que todas as curvas crescem inicialmente até atingir uma força máxima, e de seguida há um decréscimo até atingir novamente o zero (momento em que o impactor deixa de ter contacto com a placa). Comparando as curvas, é de notar que não existem diferenças significativas entre os provetes de controlo (0 N) e os provetes sujeito a 900 N (o que já era de esperar tendo em conta a visualização do dano por C-Scan). Já para os provetes que foram sujeitos a uma carga estática de flexão de 1900 N, no ensaio de flexão, assinalam-se diferenças nos resultados: o valor máximo da força é mais baixo do que nos restantes ensaios; o tempo de contacto é maior. Este comportamento pode ser justificado pelo facto de o defeito induzido (por flexão) diminuir a rigidez do laminado. A mesma conclusão, em relação à força máxima, pode ser retirada da curva força-deslocamento na Figura 4.4. Desta figura pode-se ainda verificar que o deslocamento aumenta com o valor da carga de flexão.

Os provetes com cargas de 0 N (controlo) e 900 N, depois de serem submetidas ao primeiro ensaio, apresentaram uma elevada recuperação elástica. O mesmo não acontece para a placa 1900 N, ou seja, após o primeiro impacto já ocorreu rotura de algumas das suas camadas, pelo que o valor de deslocamento não consegue atingir o valor zero.

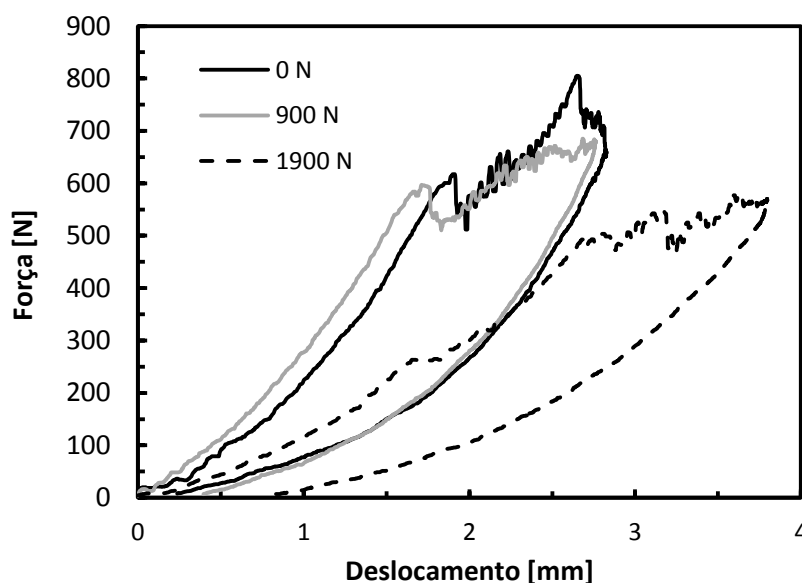


Figura 4.4 - Força-deslocamento para 1º impacto.

Da Figura 4.5, representativa da curva energia-tempo, é possível verificar-se que o impactor embate na placa e não perfura o provete, devido à energia de impacto não ser suficiente para causar perfuração total. Na referida curva pode-se visualizar tal efeito, onde após atingida a energia máxima (pico), cerva de 1 J, existe um decréscimo para um valor constante (patamar), o qual corresponde à recuperação elástica após o impacto. O patamar representa o valor da energia absorvida ( $E_a$ ). A energia dissipada ( $E_d$ ) é a diferença entre a energia máxima e a energia absorvida durante o ensaio. Por outro lado também é possível observar que o aumento da carga de flexão promove maiores energias absorvidas.

Para os provetes sujeitos a pré-cargas de 1900N observa-se um aumento no valor da energia absorvida na ordem dos 64.3%, enquanto que para o caso dos provetes submetidos a pré-carga de 900 N este aumento situa-se nos 3.7%. Este facto pode ser justificado pela não existência de defeito significativos nos provetes submetidos a pré-cargas inferiores a 1250N.

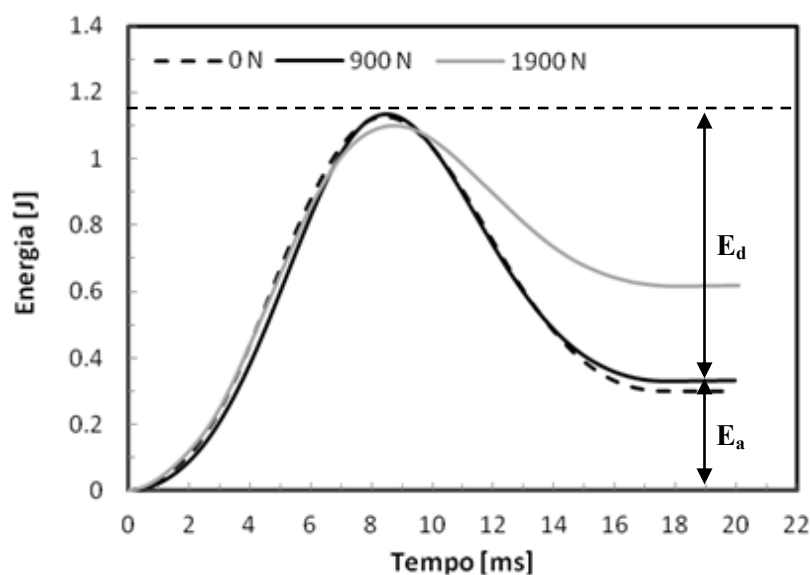


Figura 4.5 - Energia-tempo para 1º Impacto

A Figura 4.6 apresenta os resultados da força máxima em função da pré-carga. É de realçar que aumentando o dano (pré-carga), há uma diminuição da força máxima de impacto, na ordem dos 2.48% para os 900 N, e de 28.03% para os 1900 N, ambas em relação ao provete de controlo.

A Figura 4.7 mostra que o deslocamento máximo provocado pelo impacto aumenta com o dano provocado pela pré-carga, atingindo valores na ordem dos 19.4% para os 900 N e de 32.9% para os 1900 N, relativamente aos valores de controlo.

Finalmente, a Figura 4.8 relaciona o efeito do dano induzido por flexão com a percentagem de energia dissipada. Nesta figura é visível que aumentando a pré-carga diminui a percentagem de energia dissipada, o que corresponde a uma maior quantidade de energia absorvida. Consequentemente maior é o dano. Por exemplo, a energia dissipada diminui 1.23 e 26.7% comparando os valores obtidos para as cargas de 900 N e 1900 N, com os de controlo, respectivamente.



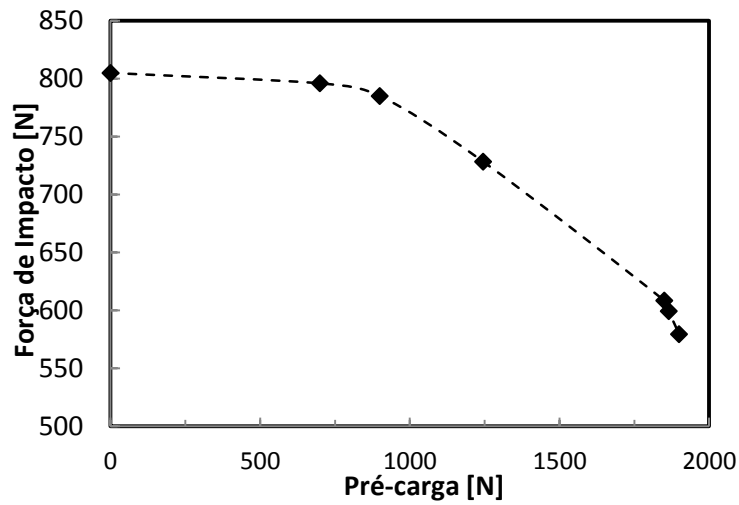


Figura 4.6 - Força de impacto- Pré-carga para 1º Impacto.

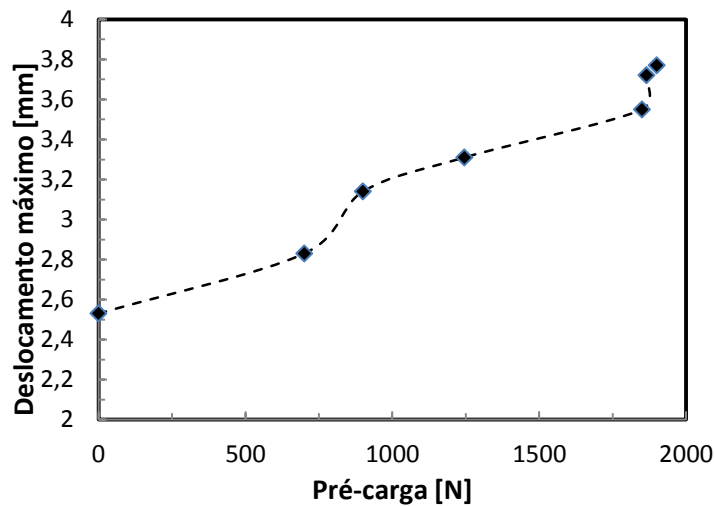


Figura 4.7 - Deslocamento máximo- Pré-carga para 1º impacto.

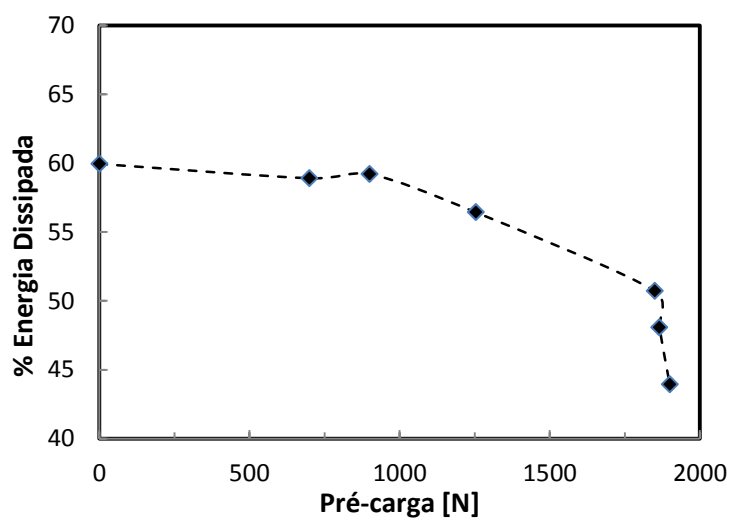


Figura 4.8 - % Energia Dissipada- Pré-carga para 1º impacto.

#### 4.2.2.2. Multi-impacto

Os resultados em termos de multi-impacto encontram-se ilustrados na Figura 4.9, onde se pode confirmar que à medida que se aumenta o dano induzido pela pré-carga, o número de impactos diminui.

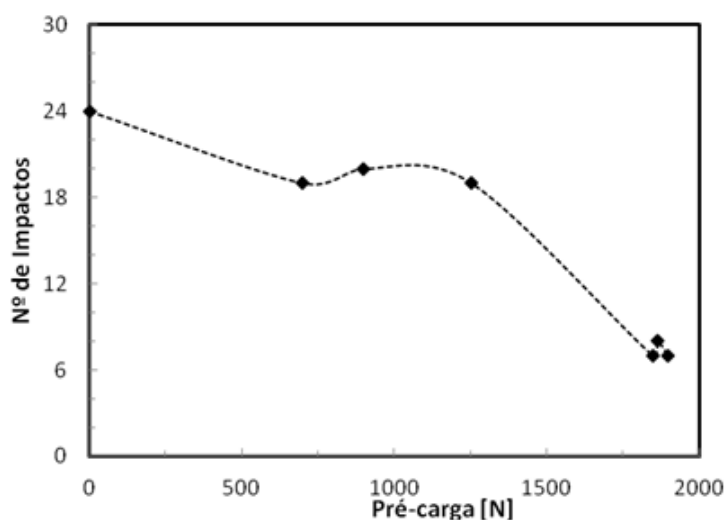


Figura 4.9 - Relação do Número de impactos com a pré-carga.

As curvas força-tempo representadas na Figura 4.10, são ilustrativas dos ensaios de impacto realizados nos provetes de controlo. Neste caso foram 24 impactos para ocorrer a perfuração total. Verificou-se também que a força máxima de impacto diminui com o aumento do número de impactos, mas o tempo de contacto apresenta a tendência inversa.

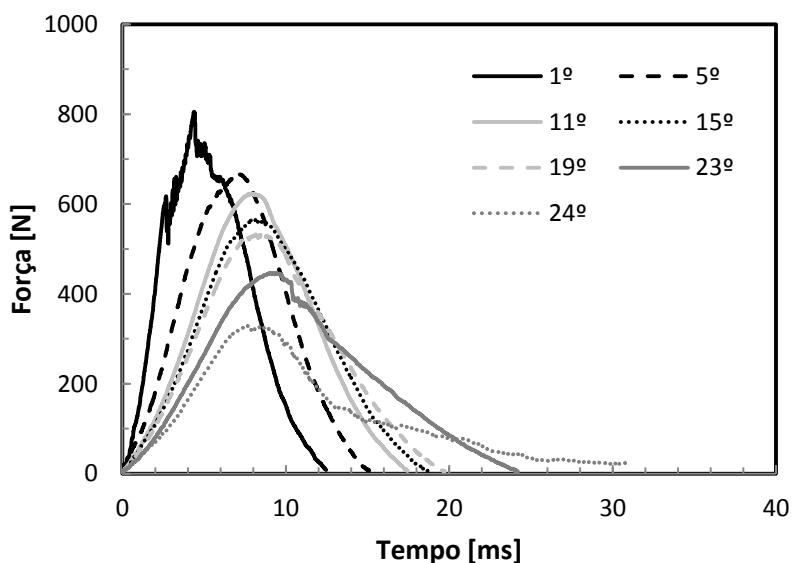


Figura 4.10 - Força-tempo no provete controlo em Multi-impacto.

Concluindo-se que a cada impacto há um aumento do dano e por consequência a diminuição da força máxima. Entre o primeiro e o último impacto existe uma diminuição da força máxima de 155%, o tempo de restituição aumenta cerca de 256%.

Das curvas força-deslocamento em multi-impacto (Figura 4.11), constata-se que a cada impacto realizado o deslocamento máximo aumenta e a força máxima de impacto diminui. Estes resultados vêm de encontro ao que seria de esperar, visto que o aumento do número de impactos provoca maior dano nos provetes até que ocorra perfuração total. Todas as curvas, excepto a do 24º impacto, têm o mesmo padrão. Inicialmente regista-se um aumento da força máxima de impacto e do deslocamento, seguido de um decréscimo até cerca de 0 mm de deslocamento, devido à não ocorrência de perfuração. Para o 24º impacto ocorre perfuração pelo que neste ensaio o valor do deslocamento final é diferente de 0 mm.

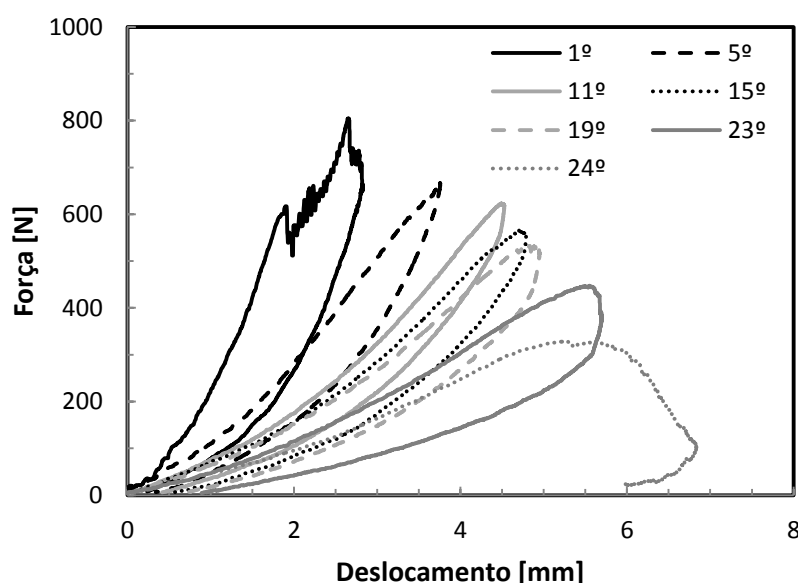


Figura 4.11 - Força-deslocamento no provete controlo em Multi-impacto.

Fazendo uma análise comparativa das referidas curvas ao nível percentual, do primeiro para o último ensaio de impacto, constata-se que a força máxima de impacto sofreu um decréscimo de 155%, enquanto o deslocamento máximo aumentou 241.48%.

Finalmente, a Figura 4.12 ilustra a evolução da energia em função do tempo em cada impacto nos provetes de controlo. O traçado da curva revela-se muito semelhante até se atingir a energia máxima.

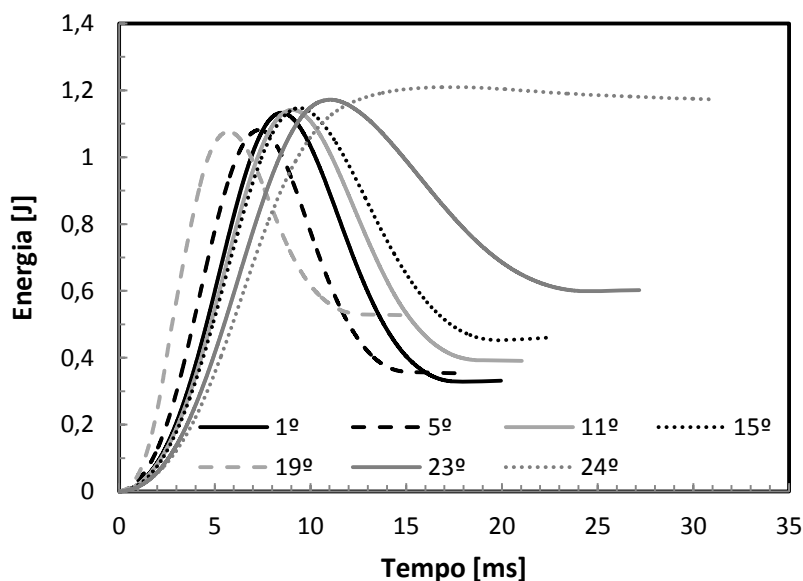


Figura 4.12 -Energia-Tempo no provete controlo em Multi-impacto.

Com o aumento no número de impactos verifica-se que a recuperação elástica ( $E_d$ ) é cada vez menor, o que significa que a energia absorvida pelo provete aumenta, o que pode ser justificado pelo valor do dano acumulado. No caso de haver perfuração total, a energia absorvida é aproximadamente de 100%, o que indica que o provete não teve capacidade de dissipar qualquer valor de energia.

Fazendo uma comparação entre a energia absorvida para os impactos, constata-se que no 1º impacto este valor é cerca de 21.25%, enquanto que para o 23º impacto já só atinge os 52.1%.

A mesma análise pode ser realizada para os provetes submetidos a pré-carga de 1900 N, figuras 4.13 – 4.15. Nesta condição de ensaio observou-se que o número máximo de impactos para que ocorresse a perfuração foi de sete.

Na Figura 4.13, estão representadas as curvas da força-tempo para os provetes sujeitos a 1900 N de pré-carga. Para os ensaios sujeitos a esse valor de pré-carga os primeiros ensaios têm um valor de força máxima muito próxima, o que pode ser justificado devido aos ensaios de impacto serem realizados com uma energia de impacto muito baixa (1) e, por isso, não provocarem um aumento significativo do dano previamente induzido.

Como já foi referido a cada impacto efetuado o tempo de contacto aumenta, até que ocorra perfuração total. Do 1º para o 5º impacto a força máxima diminui cerca de

15.3%, enquanto do 1º para o 7º impacto o valor da força máxima de impacto apresenta um decréscimo de cerca 74.2%.

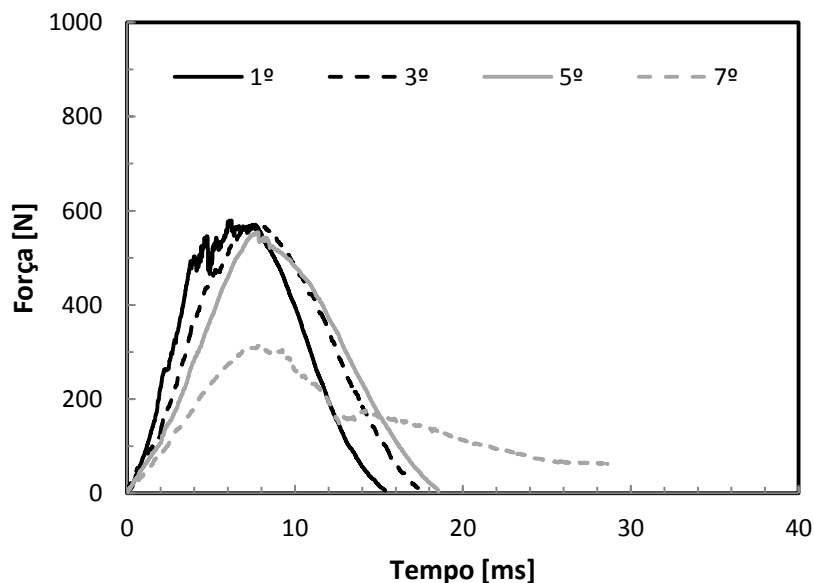


Figura 4.13 - Força-Tempo no provete 1900 N em Multi-impacto.

Na Figura 4.14, estão representadas as curvas força-deslocamento para os provetes com pré-carga de 1900 N. Pode-se confirmar, de acordo com o dito anteriormente, que a cada impacto efetuado, o valor do deslocamento aumenta até que no último impacto (7º impacto), ocorre a perfuração dos provetes.

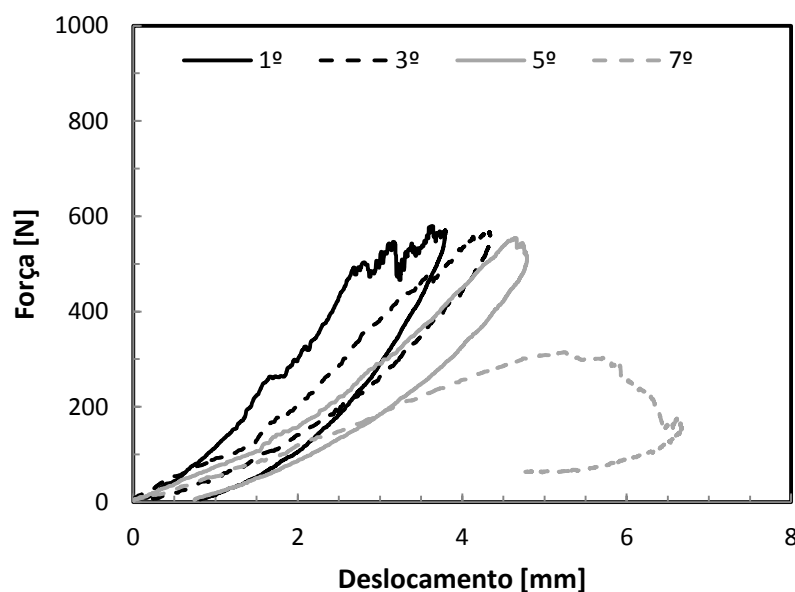


Figura 4.14- Força-Deslocamento no provete 1900 N em Multi-impacto.

Comparando percentualmente o valor máximo do deslocamento, do 1º para o 7º impacto existe um aumento de cerca de 75.5%, o que está em concordância com o decréscimo observado no valor da força máxima para a mesma análise.

A Figura 4.15 representa as curvas energia-tempo para os provetes sujeitos à pré-carga de 1900 N. A interpretação do tipo de curva já foi efetuada na análise da Figura 4.12.

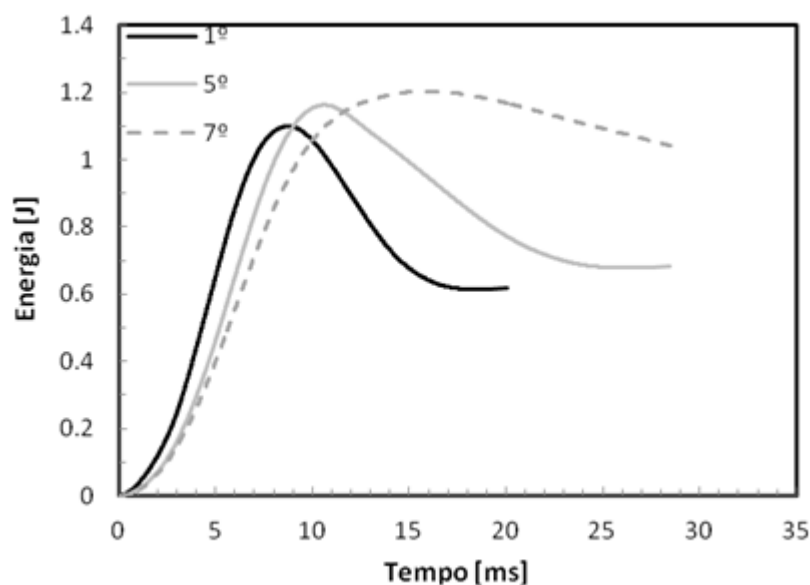


Figura 4.15 - Energia-Tempo no provete 1900 N em Multi-impacto.

Analisando, em termos comparativos, o gráfico da energia absorvida, nos diferentes impactos, constata-se que energia absorvida no 1º impacto é aproximadamente 55.3%, no 5º impacto é cerca de 66.8% e no 7º impacto o valor é de 86.4%. Do 1º para o 5º impacto assinala-se um aumento no valor da energia absorvida de cerca de 13.4%, sendo este valor na ordem dos 36% do 1º para o 7º impacto. De referir que a um maior valor de energia absorvida corresponde maior dano, pelo que estes resultados estão de acordo com o apresentado ao longo do presente trabalho.

A evolução da força máxima e do deslocamento máximo nos multi-impactos foi analisada para os provetes de controlo e para os provetes sujeitos à pré-carga de valor 1900 N, encontram-se representados na Figura 4.16 e na Figura 4.17 respectivamente. Verifica-se que à medida que aumenta o número de impactos diminui a força máxima e aumenta o deslocamento. Nas curvas representadas pode ser ajustado um polinómio de 3º

grau a cada ensaio, o que origina 3 estágios distintos, este efeito é mais nítido nas curvas relativas ao provete de controlo, devido ao maior número de impactos. Os 3 estágios são representativos da evolução do dano ao longo dos ensaios de impacto.

Para o ensaio relativo ao provete de controlo, e considerando a evolução da força máxima, o primeiro estágio tem início no 1º impacto e termina após o 8º impacto, o segundo estágio concentra-se entre o 9º e o 18º impacto, onde o aumento do dano não é significativo e por último o terceiro estágio observa-se desde o 19º impacto até o 24º, onde o aumento do dano é mais significativo, terminando com a rotura total do provete.

Analisando agora a evolução da força máxima para os ensaios de impacto, referente aos provetes sujeitos a pré-cargas de 1900 N, em virtude da existência de dano induzido pelo ensaio de flexão, o primeiro e o segundo estágio tem uma declive menor, o que já não acontece no terceiro estágio, que conduz à rotura total do provete, comportamento semelhante ao provete de controlo.

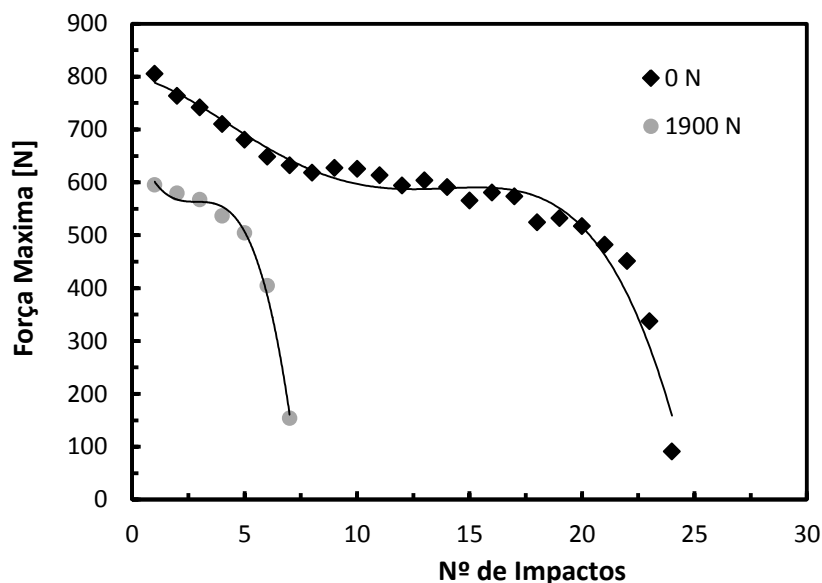


Figura 4.16 - Evolução da força máxima no provete de controlo e o provete com pré-carga 1900 N.

Na Figura 4.17 é possível voltar a distinguir os 3 estágios referidos para a Figura 4.16, sendo que neste caso se observa um aumento no valor do deslocamento. A curva representativa do último estágio nos provetes de controlo apresenta um declive menos acentuado quando comparado com a curva para os provetes sujeitos a pré-carga de 1900 N.

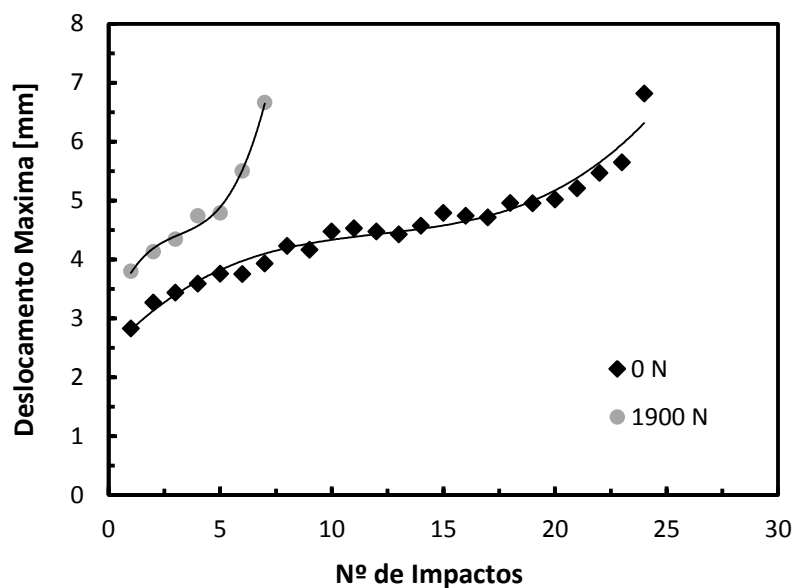


Figura 4.17 - Evolução do deslocamento máximo no provete de controlo e o provete pré-carga 1900 N.

A rigidez de flexão ao impacto é um parâmetro que se encontra estritamente relacionado com o tipo de dano. Este valor é obtido pela inclinação da curva força-deslocamento, obtida no segmento que vai da origem até ao valor máximo da força, Figura 4.18. Através da rigidez à flexão ao impacto é possível prever a resistência residual do laminado. Na Tabela 4.1 é são apresentado os resultados da rigidez de flexão ao impacto após o primeiro impacto, em cada provete com a respetiva pré-carga.

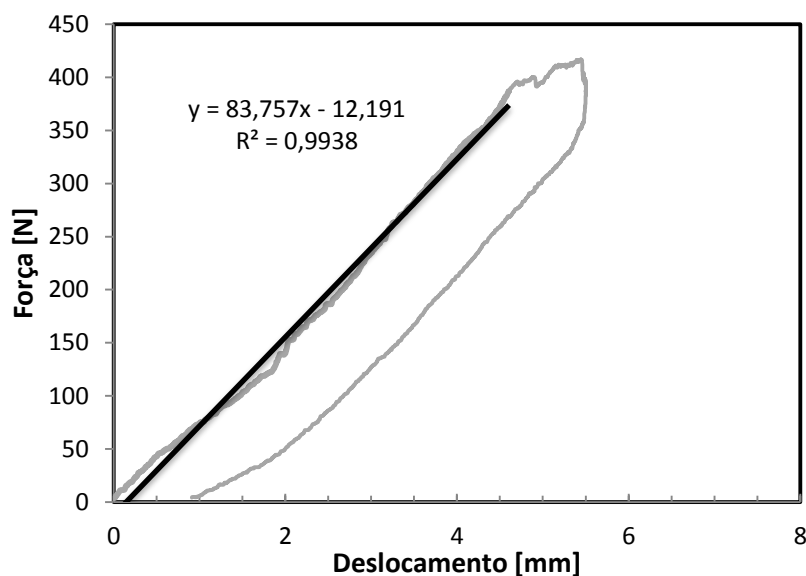


Figura 4.18 - Curva Força-Deslocamento para obtenção da rigidez de flexão ao impacto (6º impacto provete sujeito a pré-carga de 1900 N).



**Tabela 4.1 - Rigidez de flexão ao impacto após 1º impacto**

Pré-Carga [N]	Rigidez de flexão ao impacto [N/mm]	Desvio padrão [N/mm]	Varição em relação ao controlo [%]
0	345.4	21.5	
700	337.4	26.4	2.3
900	317.6	25.2	8.1
1245	268.4	19.4	22.3
1850	212.4	18.9	38.5
1865	202.5	22.6	41.4
1900	184.2	17.8	46.5

Atendendo às percentagens da variação em relação aos provetes de controlo, é de notar que para 700 N e 900 N não existe uma grande variação de valores. Mas, quando se analisa os provetes que foram sujeitos a pré-carga no valor de 1245 N, a percentagem em relação ao provete de controlo diminui cerca de 22%. Este facto pode ser justificado pela existência de dano induzido nos provetes em função do valor da pré-carga. De acordo com a Figura 4.2, é possível identificar-se a presença de dano nos provetes solicitados com pré-carga a partir dos 1245 N. À medida que o valor do dano induzido por pré-carga de flexão aumenta, a rigidez de flexão ao impacto vai diminuindo, atingindo o menor valor para o caso dos provetes sujeitos a pré-carga de 1900 N, que apresenta uma diminuição na ordem dos 46.5%.

Finalmente, a evolução da rigidez de flexão ao impacto ao longo dos multi-impactos encontra-se ilustrada na Figura 4.19. para cada um dos valores de pré-carga, a curva foi ajustada, de acordo com o realizado para a força máxima e para o deslocamento, a um polinómio de 3º grau, observando-se, em conformidade, três estágios distintos, que continuam a estar relacionado com a evolução do dano, em função dos impactos sucessivos a que o provete vai sendo submetido.

Nos provetes de controlo o primeiro estágio tem um decréscimo da rigidez de flexão ao impacto cerca de 73%, e ocorrendo durante os primeiros 40% de vida dos provetes. Nos ensaios para provetes sujeitos a pré-carga de 900 N, os valores são idênticos aos provetes de controlo, enquanto que para os provetes submetidos a maior valor de pré-carga, 1900 N, o decréscimo da rigidez é de aproximadamente 53% com um tempo de vida até à rotura de cerca de 43%. No segundo estágio os provetes de controlo e os provetes

sujeitos a uma pré-carga de 900 N têm valores muito aproximados, assinalando-se um decréscimo da rigidez de flexão ao impacto de cerca de 6% e 5% respetivamente. Estes valores correspondem a cerca de 25% da vida dos provetes até à rotura. Para os provetes sujeitos a 1900 N de pré-carga a diminuição da rigidez é de 18.8% equivalendo a cerca de 29% da vida até à rotura total. No terceiro e último estágio ocorre um decréscimo da rigidez de cerca 21%, 20% e 28% respetivamente em cada provete, a que condiz uma percentagem de vida até à rotura de 33%, 25% e 42%, respetivamente.

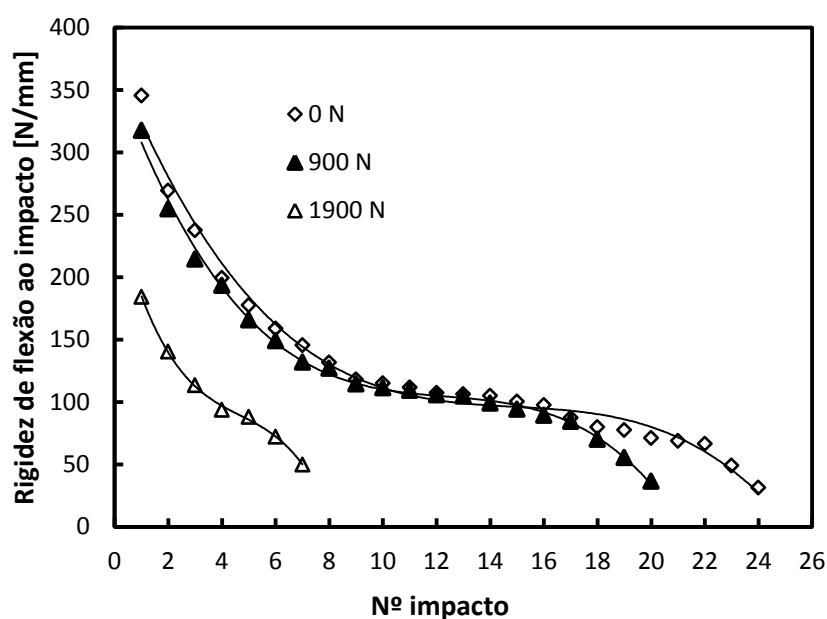


Figura 4.19 - Rigidez de flexão ao impacto após multi-impacto.

## 5. CONCLUSÕES E PROPOSTAS PARA TRABALHOS FUTUROS

Neste capítulo, serão apresentados as principais conclusões desta dissertação, com base nos objectivos que foram inicialmente estabelecidos, tendo em conta a apresentação e discussão dos resultados no capítulo anterior. Também são indicadas algumas propostas para trabalhos futuros.

### 5.1. Conclusões

- 1- O valor da pré-carga (dano induzido) afecta significativamente a integridade estrutural dos materiais compósitos em estudo.
- 2- De acordo com os resultados obtidos pelos ensaios de flexão em 3 pontos, é possível verificar que a carga máxima à flexão é na ordem de 1930. No entanto, a partir dos 1200 N já é notória a perda de linearidade na curva representativa do comportamento do material.
- 3- Por recurso à técnica de C-Scan foi possível observar-se a não existência do dano até a pré-carga de 900 N. A partir deste valor o dano começa a ser detetado.
- 4- No 1º impacto não ocorre dano muito elevado em nenhum dos provetes para os diferentes valores de pré-cargas.
- 5- À medida que o valor da pré-carga aumenta deteta-se uma diminuição da força máxima de impacto, aumento do deslocamento máximo, aumento do tempo de contacto e diminuição da percentagem de energia dissipada do provete, mesmo para o 1º impacto.
- 6- O número de impactos que o provete suporta até à ocorrência de perfuração total diminui com o aumento da pré-carga.
- 7- Os resultados obtidos nos ensaios de multi-impactos, para os provetes com pré-carga de 700 N e 900 N, não apresentam diferenças

significativas quando comparados com os determinados para os provetes de controlo.

- 8- A evolução da rigidez de flexão ao impacto após o primeiro impacto varia inversamente à pré-carga.
- 9- A evolução da força máxima, deslocamento máximo e rigidez de flexão ao impacto, para os multi-impactos, pode ser ajustado por um polinómio de 3º grau. Verifica-se a existência de três estágios distintos, os quais podem estar relacionados com a evolução do dano.

## 5.2. Propostas Para Trabalhos Futuros

Na sequência do presente trabalho surgiram alguns aspectos podem ser alvo de uma abordagem mais detalhada. Seguidamente são abordados alguns:

- 1- Utilizar técnicas mais sensíveis na avaliação de pequenos defeitos, já que a 900 N o C-Scan não evidencia a presença de dano.
- 2- Analisar o comportamento ao impacto de laminados com diferentes tipos de energia.
- 3- Avaliar o efeito da temperatura nos laminados sujeitos a impactos quando submetidos a uma pré-carga.
- 4- Estudar o comportamento ao impacto de laminados com diferentes orientações.
- 5- Recorrer a técnicas de análise não destrutivas de forma a visualizar a evolução do dano ao longo dos multi-impactos

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1]. Moura, M.F.; Morais, A.M.; Magalhães, A.G. (2005) *Materiais Compósitos: Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*. Publindústria, Porto.
- [2]. Mazumdar, Sanjay K (2002) *Composites Manufacturing: Materials, Product, and Process*. CRC Press LLC, New York, pp. 1-55.
- [3]. Smith, W.F. (1998) *Princípios de ciência e engenharia de materiais*, McGraw-Hill, Lisboa.
- [4]. Berthelot, J. (2012). *Matériaux Composites: Comportement Mécanique et Analyse des Structures*. Masson Editorial.
- [5]. "Importância Relativa dos Materiais." *CTB* (10 Outubro. 2013). Disponível na WWW: <[http://www.ctb.com.pt/?page\\_id=442](http://www.ctb.com.pt/?page_id=442)>.
- [6]. "History of Composites." *About.com Composites / Plastics* (10 Outubro 2013). Disponível na WWW <<http://composite.about.com/od/aboutcomp>>
- [7]. Daniel, I.M.; Ishai, O. (1994) *Engineering mechanics of composite materials*. Oxford University Press. New York.
- [8]. Miravete, A. (2000) *Materiales compuestos*. António Miravete. Los autores. Zaragoza.
- [9]. Rezende, M.C.; Botelho, E. C. (2000) "O Uso De Compósitos Estruturais Na Indústria Aeroespacial." *Polimeros*.
- [10]. "Aplicações da Fibra de Carbono." - *Trabalho académico de Materiais de Construção* (10 Outubro 2013). Disponível na WWW: <<http://www.ebah.com.br/content/ABAAAAYuEAA/aplicacoes-fibra-carbono#>>.
- [11]. "MATERIAIS COMPÓSITOS." (10 Outubro 2013) Disponível na WWW: <<http://www.spmateriais.pt/INEGI.htm>>.
- [12]. "New Airliners Influence Lightning Tests." *Evaluation Engineering*. (10 Outubro 2013). Disponível na WWW:

- <<http://www.evaluationengineering.com/articles/200606/new-airliners-influence-lightning-tests.php>>.
- [13]. "Lockheed F-117 Nighthawk." Wikipedia. Wikimedia Foundation, ( 10 Outubro 2013) <[http://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_F-117\\_](http://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_F-117_)>
- [14]. "Composite Materials Help Set New Transatlantic Sailing Record | Altair Enlighten." *Altair Enlighten*. (10 Outubro 2013). Disponível na WWW: <<http://altairenlighten.com/2012/07/composite-materials-help-set-new-transatlantic-sailing-record/>>.
- [15]. "Applications." *Prosthetic Feet*. (19 Novembro 2013). Disponível na WWW: <<http://www.quantumcomposites.com/applications/prosthetic-feet/>>.
- [16]. Ventura, A. M. (2009) *Os compósitos e a sua aplicação na reabilitação de estruturas metálicas. Ciência & Tecnologia dos materiais, vol. 21 nº 3/4, 9-19*
- [17]. "Fibra de Carbono." *InfoEscola*. (11 Outubro 2013). Disponível na WWW: <<http://www.infoescola.com/quimica/fibra-de-carbono/>>.
- [18]. Callister, W.D. (2000) *Materials Science and Engineering: an Introduction; Interactive Materials Science and Engineering*, (5º ed.). Wiley. New York.
- [19]. "Composites laminad." (11 Outubro 2013). Disponível na WWW: <<http://www.quartus.com/resources/white-papers/composites-101/>>.
- [20]. Filho, N. M. (2000) *Uma Introdução a Placas Laminadas Constituídas de Materiais Compostos em Fibras Longas. Semina: Ci. Exatas/Tecnol., v. 21, n. 4, pp. 95-108.*
- [21]. Fernandes B.S.; Damm D.D.; Nunes S.G.; Souza K.G.S.; Souza T.F.; Amado F.D.R. (2007) *Análise do Comportamento Térmico e Mecânico de Compósitos PRFV Sob Diferentes Orientações de Reforço*. Departamento de Ciências Exatas e Tecnológicas da Universidade Estadual de Santa Cruz, rodovia Ilhéus/Itabuna, km 16, CEP 45662-900, Ilhéus-BA, Brasil
- [22]. Chung, D. D. (1994) *Carbon fiber composites*. Boston: Butterworth-Heinemann.
- [23]. *Air and Space magazine*. (12 Outubro 2013). Disponível na WWW: <<http://www.airspacemag.com/snapshot/>>
- [24]. Sjoblom, P.O.; Hartness, J.T.; Cordell, T.M. (1988) On Low-Velocity Impact Testing Of Composite Materials. *Journal of Composite Materials*,

- 22(1), 30-52.
- [25]. Shivakumar, K.N.; Elber, W.; Illg, W. (1985) Prediction Of Low-velocity Impact Damage In Thin Circular Laminates. *AIAA Journal*, 23(3), 442-449.
- [26]. Cantwell, W.; Morton, J. (1991) The Impact Resistance Of Composite Materials. A Review. *Composites*, 22(5), 347-362.
- [27]. Zukas, J.A.; Nicholas, T.; Swift, H.F.; Greszczuk, L.B.; Curran, D.R (1982) Impact Dynamics. Jonh Wily & Sons, Inc., Canada.
- [28]. Liu, D.; Malvern, L.E. (1987) Matrix Cracking In Impacted Glass/Epoxy Plates. *Journal of Composite Materials*, 21(7), 594-609.
- [29]. Joshi, S.P.; Sun, C.T. (1987) Impact-induced fracture initiation and detailed dynamic stress field in the vicinity of impact. In 'Proc.American Society of Composites 2nd Tech. Conf.', DE, pp. 177-185.
- [30]. Richardson, M.O.W.; Wisheart, M.J. (1996) "Review Of Low-velocity Impact Properties Of Composite Materials." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 27.12: 1123-1131.
- [31]. Abrate, S. (1998). *Impact on composite structures*. Cambridge: Cambridge University Press.
- [32]. Robinson, P.; Davies, G. (1992) Impactor Mass And Specimen Geometry Effects In Low Velocity Impact Of Laminated Composites. *International Journal of Impact Engineering*, 12(2), 189-207.
- [33]. Middleton, D.H. (1990) *Composite materials in aircraft structures*. Burnt Mill, Harlow, Essex, England: Longman Scientific & Technical.
- [34]. Amaro A.P.B.M. (2003) *Estudo do Comportamento Mecânico de Materiais Compósitos: Utilização Conjugada do Método dos Elementos Finitos e de Técnicas de Interferometria Holográfica e Ultra-sonora*. Dissertação para Doutoramento em Engenharia Mecânica na área de Mecânica Estrutural apresentada à Faculdade de Ciências e Tecnologia da Universidade de Coimbra, Coimbra.
- [35]. Jih, C.; Sun, C. (1993) Prediction Of Delamination In Composite Laminates Subjected To Low Velocity Impact. *Journal of Composite Materials*, 27(7), 684-701.
- [36]. Aktas, M.; Atas, C.; Icten, B.; Karakuzu, R. (2009) "An Experimental

- Investigation Of The Impact Response Of Composite Laminates." *Composite Structures* 87.4: 307-313.
- [37]. Dorey, G. (1988) Impact damage in composites-development, consequences, and prevention. In 'Proc. 6th Int. Conf. on Composite Materials and 2nd European Conf. on Composite Materials', Imperial College, London, Vol. 3, pp. 3.1-3.26.
- [38]. Morais, W.A.; Almeida, J.R. (2003) "Comparação Do Comportamento à Flexão Com Restrições à Deflexão De Placas De Compósitos De Matriz Polimérica Epoxídica Em Função Do Tipo De Fibra De Reforço." *Polimeros* 13.3: 181-187.
- [39]. Jang, B.Z.; Chen, L.C.; Hwang, L.R.; Hawkes, J.E.; Zee, R.H. (1990) The Response Of Fibrous Composites To Impact Loading. *Polymer Composites*, 11(3), 144-157.
- [40]. Mallick, P.K. (1993) *Fiber-reinforced composites materials, manufacturing, and design* (2° ed.). New York, N.Y.: M. Dekker.
- [41]. Marcelo M.M.; Almeida R.M. (1998) *Avaliação Dos Modos De Falha Sob Impacto De Compósitos De Matriz Polimérica Reforçados Por Fibras*. *Polimeros* 8.1: 54-60.
- [42]. Sela, N.; Ishai, O. (1989) Interlaminar Fracture Toughness And Toughening Of Laminated Composite Materials: A Review. *Composites*, 20(5), 423-435.
- [43]. Vieille, B.; Casado, V.M.; Brouvet, C. (2013) About the impact behavior of woven-ply carbon fiber-reinforced thermoplastic and thermosetting-composites: A comparative study, *Composite Structures* 101, 9-21.
- [44]. Mitrevski, T.; Marshall, I.; Thomson, R. (2006) The Influence Of Impactor Shape On The Damage To Composite Laminates. *Composite Structures*, 76(1-2), 116-122.
- [45]. Nejhad, M.G. (1990) Impact Behaviour And Damage Tolerance Of Woven Carbon Fibre-reinforced Thermoplastic Composites. *Composites*, 21(2), 155-168.
- [46]. Rilo, N.F.; Ferreira, L.M. (2008) Experimental Study Of Low-velocity Impacts On Glass-epoxy Laminated Composite Plates. *International Journal of Mechanics and Materials in Design*, 4(3), 291-300.



- [47]. Aktas, M.C; Atas, B I.; Karakuzu, R. (2009) "An Experimental Investigation Of The Impact Response Of Composite Laminates." *Composite Structures* 87.4: 307-313.
- [48]. Byun, J.; Song, S.; Lee, C.M.; Hwang, B. (2006) Impact Properties Of Laminated Composites With Stitching Fibers. *Composite Structures*, 76(1-2), 21-27.
- [49]. Whittingham, B.I.; Marshall, T.; Mitrevski; Jones, R. (2004) "The Response Of Composite Structures With Pre-stress Subject To Low Velocity Impact Damage." *Composite Structures* 66.1-4: 685-698.
- [50]. Robb, M. (1995) "The Damage Tolerance Of GRP Laminates Under Biaxial Prestress." *Composite Structures* 32.1-4 : 141-149.
- [51]. Chiu, S.Y.; Liou, Y.; Chang; Ong. K. (1997) "Low Velocity Impact Behavior Of Prestressed Composite Laminates." *Materials Chemistry and Physics* 47.2-3: 268-272.
- [52]. Materiais compósitos na aviação - Aviação.org." *Materiais compósitos na aviação - Aviação.org*. (10 Outubro 2013). Disponível na WWW: <<http://www.aviacao.org/especiais/materiais-compositos/16/>>.