



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharias

Efeito da geometria de reparação na resistência ao impacto de compósitos laminados

Sara Rita de Macedo Coelho

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

Orientador: Prof. Doutor Paulo Nobre Balbis dos Reis
Co-orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

Covilhã, Outubro de 2016

Agradecimentos

Embora uma dissertação seja um trabalho individual, este trabalho seria impossível de concluir sem a colaboração, apoio e paciência de várias pessoas e instituições a quem não posso deixar de manifestar o meu apreço e agradecimento profundo.

A cima de tudo, o meu orientador, Professor Paulo Nobre Balbis dos Reis, o meu sincero obrigado por toda a simpatia, conhecimentos transmitidos e essencialmente toda a paciência e disponibilidade a qualquer hora na resolução de todos os problemas que foram surgindo no desenvolver deste trabalho.

Ao meu co-orientador, Professor Pedro Vieira Gamboa, pelo suporte neste trabalho e por, na minha opinião, ter sido dos melhores professores que já tive.

Ao professor Carlos Coelho, do Instituto Politécnico de Abrantes, por todo o apoio e disponibilidade para a realização dos ensaios de impacto.

A todos os técnicos e professores da Universidade da Beira Interior que, de alguma forma, contribuíram para a realização deste trabalho, em particular o meu muito obrigado à D. Teresa.

À Universidade da Beira Interior e a todos os meus professores, pela preparação teórica e prática ao longo destes cinco anos.

À Covilhã, cidade que me acolheu durante cinco anos e que levarei com saudade.

Não posso deixar de agradecer também ao Pedro, ao Marius e à Elena pela ajuda insubstituível no trabalho de laboratório.

Ao Rafael, pela constante e imprescindível ajuda ao longo de todo este trabalho e, essencialmente, quero agradecer pela amizade que surgiu das longas horas de companhia nos laboratórios.

Ao Hugo, por toda a ajuda na elaboração deste trabalho, mas especialmente pela grande amizade ao longo deste percurso académico. Foram cinco anos de universidade cheios de vivências que irei para sempre guardar na memória.

Por último gostaria de agradecer aos meus pais e a toda a minha família, pelo apoio incondicional e por acreditarem em mim, em especial ao meu pai, por me ter cultivado o interesse nesta área e pela constante disponibilidade e apoio. Mesmo que, de forma inconsciente e não intencional, se não fosse ele, provavelmente não teria envergado por esta área, obrigada.

Resumo

As estruturas das aeronaves chegam a incorporar mais de 50% de materiais compósitos e estão sujeitas a impactos durante o voo, a descolagem, a aterragem e nas atividades de manutenção. Estes eventos, para além de introduzirem danos internos, são responsáveis pela diminuição da resistência e rigidez dessas estruturas. Deste modo torna-se inevitável a sua substituição ou reparação. Para os danos menores e mais localizados, é vantajoso isolar e reparar apenas a área danificada de forma a corrigir a integridade da estrutura danificada.

Assim, este trabalho pretende estudar o efeito da geometria de reparação na resistência ao impacto de compósitos laminados. As geometrias de reparação estudadas são do tipo “patch repair” que podemos traduzir como remendo compósito colado. Foram utilizadas geometrias de reparação por sobreposição simples (SS) e de sobreposição dupla (SD).

Foi possível concluir que as reparações de SD são claramente preferíveis às de SS visto que, em termos médios, a vida é 51,9 vezes superior às SS.

Palavras-chave

GFRP; Reparação de compósitos; Reparações adesivas, Adesivos epóxicos; Mecanismos de dano; Multi-impacto

Abstract

Aircraft structures come to incorporate more than 50% of composite materials and are subject to impacts during flight, takeoff, landing and in the maintenance activities. These events, in addition to introducing internal damage, are responsible for decreasing strength and stiffness of these structures. As such, substitution or repair becomes inevitable. For smaller, more localized damage, it's advantageous to isolate and repair only the damaged area in order to correct the integrity of the damaged structure.

This work aims to study the effect of the repair geometry on the impact resistance of composite laminates. "Patch repair" were the type of repairs studied. Repair geometries used were simple superposition (SS) and of double superposition (SD).

It was concluded that the SD repairs are clearly preferable to the SS because, on average, their life is 51.9 times higher than that of the SS.

Keywords

GFRP; Composite repair; Adhesive repairs; Epoxy adhesives; Damage mechanics; Multi-impact

Índice

Agradecimentos	iii
Resumo	v
Palavras-chave	v
Abstract	vii
Keywords	vii
Lista de Figuras	xi
Lista de Tabelas	xiii
Lista de Acrónimos	xv
Introdução	1
1. Enquadramento teórico	3
Introdução	3
1.1. Materiais compósitos	3
1.1.1. Conceito, introdução histórica e campo de utilização	3
1.1.2. Propriedades	6
1.1.3. Matriz	7
1.1.4. Fibras	9
1.1.5. Nanomateriais	12
1.3. Impacto em materiais compósitos	14
1.3.1. Classificação do impacto	14
1.4.1 Danos provocados por impacto	15
1.3. Reparação adesivas de materiais compósitos	18
1. Material, equipamento e procedimento experimental	21
Introdução	21
2.1 Manufatura dos laminados	21
2.3 Provetes	22
2.3 Equipamento	23
2.4 Procedimento experimental	24
2. Análise e discussão de resultados	27
Introdução	27
3.1 Efeito da geometria na resistência ao multi-impacto	27
3.2 Estudo da influência do ponto de impacto na resistência ao multi-impacto	36
3. Conclusões finais e sugestões para trabalhos futuros	45
Introdução	45
4.1 Conclusões finais	45

4.2 Sugestões para trabalhos futuros	46
Referências Bibliográficas	47

Lista de Figuras

Figura 1.1 - Chassis em fibra de vidro do Corvette® C1.	4
Figura 1.2 - F117 a sobrevoar as montanhas de Nevada em 2002 [14].	5
Figura 1.3 - Componentes e respetivos materiais utilizados para construir o Boeing 787 Dreamliner [15].	5
Figura 1.4 - Componentes e respetivos materiais utilizados para construir o Airbus 350 XWB [17].	6
Figura 1.5 - Várias aplicações de variados bio compósitos [18].	7
Figura 1.6 - Exemplos ilustrativos dos tipos de reforço.	8
Figura 1.7 - Nanopartículas de dióxido de titânio visto através de um microscópio eletrónico de varrimento. [24]	13
Figura 1.8 - Danos sofridos por um Boeing 737-33V em agosto de 2003 ao encontrar uma severa tempestade de granizo perto de Genebra.	15
Figura 1.9 - Dano provocado pelo impacto de uma ave durante a aterragem de um Boeing 737-800 da Egyptair em Heathrow.	16
Figura 1.10 - Sequência do desenvolvimento dos danos em laminados compósitos. [46]	17
Figura 1.11 - Representação esquemática do início e progressão dos danos devido a: (a) Esforço de contacto; (b) Esforço de flexão.	17
Figura 2.1 - Geometrias dos provetes A e B.	22
Figura 2.2 - Máquina de impacto IMATEK, modelo IM10.	23
Figura 2.3 - Localização do impacto no primeiro tipo de ensaio nas geometrias A e B.	25
Figura 2.4 - Localização das três distancias de impacto no segundo tipo ensaio na geometria A.	25
Figura 3.1 - Efeito da tipologia de reparação nas curvas carga-tempo e energia-tempo obtidas com uma energia de 6 J.	28
Figura 3.2 - Evolução das curvas carga-tempo e energia-tempo com o número de impactos, obtidas para uma energia de 4 J e para a geometria sobreposta simples.	28
Figura 3.3 - Evolução da carga máxima e do deslocamento máximo em função da energia, para o primeiro impacto e para ambas as geometrias estudadas curvas de carregamento e deslocamento máximo para o primeiro impacto em função da energia.	29
Figura 3.4 - Evolução da recuperação elástica em função da energia, para o primeiro impacto e para ambas as geometrias estudadas.	30
Figura 3.5 - Energia do impacto versus número de impactos até à perfuração para as diferentes geometrias.	32
Figura 3.6 - Evolução do carregamento máximo ao longo dos multi-impactos para as energias de 2 J, e 6J para a geometria SS e de 6 J e 12 J para a geometria SD, e respetivas geometrias de reparação.	32

Figura 3.7 - Evolução da recuperação elástica ao longo dos multi-impactos para as energias de 2 J e 6 J para a geometria SS e de 6 J e 12 J para a geometria SD.	33
Figura 3.8 - Evolução do deslocamento ao longo dos multi-impactos para as energias de 2 J e 6 J para a geometria SS e de 6 J e 12 J para a geometria SD.	33
Figura 3.9 - Evolução da rigidez à flexão por impacto (IBS) ao longo dos multi-impactos para as energias de 2 J e 6 J para a geometria SS e de 6 J e 12 J para a geometria SD.	34
Figura 3.10 - Danos típicos observados nas: a) geometrias SS; b) geometrias SD.	35
Figura 3.11 - Efeito da distância nas curvas carga-tempo e energia-tempo obtidas com uma energia de 8 J e para provetes reparados.	37
Figura 3.12 - Efeito da distância no número de impactos até à rotura.	38
Figura 3.13 - Evolução da carga máxima ao longo dos multi-impactos para as diferentes geometrias e distâncias.	39
Figura 3.14 - Evolução do deslocamento máximo ao longo dos multi-impactos para as diferentes geometrias e distâncias.	41
Figura 3.15 - Evolução da recuperação elástica ao longo dos multi-impactos para as diferentes geometrias e distâncias.	42
Figura 3.16 - Evolução da rigidez à flexão por impacto ao longo dos multi-impactos para as diferentes geometrias e distâncias.	43
Figura 3.17 - Sequência de fotografias ilustrando a evolução do dano para os provetes de controlo: a) sem furo; b) impactados a 35 mm.	43
Figura 3.18 - Sequência de fotografias ilustrando a evolução do dano para os laminados reparados: a) impactados a 0 mm; b) impactados a 35 mm; c) impactados a 15 mm.	44

Lista de Tabelas

Tabela 1.1 - Diferenças das propriedades das resinas termoendurecíveis e termoplásticas.	25
Tabela 1.2 - Propriedades físicas e mecânicas de algumas matrizes poliméricas [12,1,77].	10
Tabela 1.3 - Propriedades físicas e mecânicas de alguns tipos de fibras [12,1,77].	11
Tabela 1.4 - Composição química de algumas fibras de vidro, em percentagem de peso [21].	28
Tabela 1.5 - Fórmulas químicas e parâmetros característicos dos silicatos mais utilizados [26].	30
Tabela 2.1 - Número de camadas e respetiva espessura dos laminados fabricados.	37
Tabela 3.1 - Resultados dos ensaios de impacto para as diferentes distâncias de impacto.	56

Lista de Acrónimos

FRP	Fibre Reinforced Polymers
GFRP	Glass Fiber Reinforce Polymer
IBS	Impact Bending Stiffness
ISO	International Organization Standardization
MMT	Montmorillonite
PA	Polyamide
PC	Polycarbonate
PEEK	Polyether Ether Ketone
PES	Polyethersulfone
PMC	Polymer Matrix Composites
PP	Polypropylene
PPS	Polyphenylene Sulfide
SD	Sobreposição Dupla
SS	Sobreposição Simples

Introdução

Durante o voo, decolagem, aterragem e manutenção as estruturas e equipamentos das aeronaves estão sempre sujeitas a impactos. O impacto, em especial o de baixa velocidade, pode ocorrer em serviço ou durante a manutenção e é considerado como sendo uma das cargas mais perigosas no domínio dos materiais compósitos. Delaminações, roturas da fibra, fendas na matriz e separação fibra/matriz são danos típicos que afetam significativamente a sua resistência e rigidez.

Dependendo da gravidade e tipo de dano, a reparação/substituição é garantida. A maior parte das peças compósitas utilizadas em componentes de aviões são bastante dispendiosas, fazendo com que a substituição dessas estruturas danificadas por novas seja sempre um último recuso. No entanto, para danos menores e mais localizados, é vantajoso isolar e reparar apenas a área danificada economizando assim tempo e dinheiro, sem comprometer a integridade da estrutura. A reparação colada mais universal e também utilizada neste trabalho, é conhecida por “*patch repair*”, que podemos traduzir como remendo compósito com recurso às colas.

Os sistemas colados permitem uma diminuição das concentrações de tensões, uma aplicação mais simples, entre outras vantagens. Um requisito essencial é que, embora aplicado em condições de campo, consiga suportar as tensões, as flutuações de temperatura e ambientes químicos adversos encontrados durante o tempo de serviço de uma aeronave.

Este trabalho dedica-se assim ao estudo da resistência ao multi-impacto tendo em conta o efeito da geometria de reparação, em que foram ensaias geometrias de sobreposição simples (SS) e sobreposição dupla (SD), e o efeito do ponto de impacto tendo, para tal, sido utilizada apenas a geometria de sobreposição simples.

Com o intuito de alcançar estes objetivos, a presente dissertação encontra-se dividida em 4 capítulos. O capítulo 1 apresenta um enquadramento teórico sobre materiais compósitos, sua aplicação e classificação. É ainda abordado o tema da reparação e impacto em materiais compósitos. O capítulo 2 descreve as técnicas experimentais utilizadas no trabalho, a manufatura dos compósitos, a geometria dos provetes e equipamentos utilizados. No capítulo 3 é feita a apresentação dos resultados experimentais de ambos os ensaios e sua discussão. Finalmente o capítulo 4 apresenta as conclusões finais e algumas sugestões para trabalhos futuros.

1. Enquadramento teórico

Introdução

Neste capítulo serão apresentados alguns conceitos fundamentais sobre os materiais compósitos, a sua história e campo de aplicação. As suas propriedades gerais serão apresentadas tendo como base as dos seus constituintes (fibras e matrizes) e o recurso aos nano-reforços. Neste ultimo caso, é introduzido o conceito de nano-partículas assim como as vantagens da sua aplicação. Finalmente é abordado o tema da reparação de materiais compósitos e o impacto nos materiais compósitos.

1.1. Materiais compósitos

1.1.1. Conceito, introdução histórica e campo de utilização

Material compósito pode definir-se como sendo a combinação de dois ou mais materiais macroscópicos e não miscíveis entre si, por forma a obter-se propriedades mecânicas superiores às dos seus constituintes individualmente [1].

Ao longo da história da humanidade, o Homem sempre procurou novos materiais de forma a melhorar as suas condições de vida e satisfazer as suas necessidades correntes. No entanto, o conceito de material compósito não se trata de uma invenção humana, pois a madeira ao ser formada por celulose reforçada por lignin (substancia polimérica) constitui um compósito natural [2]. O uso destes materiais no nosso quotidiano surgiu assim de forma muito inconsciente pois, já nas primeiras sociedades agrícolas, a palha era utilizada para reforçar os tijolos de lama na edificação das casas. Mais tarde surge pelos egípcios os laminados de madeira (1500 A.C.) e em 1800 D.C. foram usados metais laminados para forjar espadas [2-5].

No século XIX surgem as primeiras resinas sintéticas. Por exemplo, as fenol-formaldeído para além de se converterem de líquido para sólido através da polimerização, evidenciavam já um avanço muito significativo face às resinas encontradas na natureza. No entanto, não apresentavam resistência suficiente para aplicações estruturais. A baquelite foi então o primeiro polímero sintético industrial, tendo sido descoberta entre 1907-1909 por Leo Bakeland e, mais tarde a sua combinação com fibras de linho, veio a constituir o mais antigo compósito de matriz polimérica (Polymer Matrix Composites, PMC) [3,6-8].

A década de 30, do século passado, foi talvez a mais importante na indústria dos compósitos, pois surge a primeira geração de polímeros reforçados com fibras (Fibre Reinforced Polymers, FRP) por Owens-Corning. Para além de desenvolver a primeira fibra de vidro veio,

posteriormente, a comercializar os polímeros reforçados com fibra de vidro (Glass Fiber Reinforce Polymer, GFRP), surgindo assim as primeiras estruturas que associam a resistência ao baixo peso [5]. Simultaneamente, nesta década, surge também a resina epóxi.

A segunda guerra mundial veio intensificar a utilização e o desenvolvimento destes materiais, devido aos seus elevados valores de resistência e rigidez específica. A produção de aeronaves aumentou significativamente e os compósitos começaram a ser cada vez mais utilizados nas partes estruturais e semiestruturais. Outras aplicações vieram a incidir, por exemplo, nas naceles do motor, radomes (cobertura protetora aerodinâmica para a antena de radar localizada no nariz dos aviões comerciais) e dutos [9,10]. Aplicados inicialmente para fins militares [11,12], com o fim da guerra as empresas procuraram adaptar os seus produtos ao comércio em geral. Como exemplo surge o chassis completo em fibra de vidro desenvolvido para o Corvette® C1 (Figura 1.1) e os barcos [10].



Figura 1.1 - Chassis em fibra de vidro do Corvette® C1.

Uma segunda geração de compósitos veio a surgir com a descoberta das fibras de boro, carbono e aramida, permitindo, assim, aplicações de alto desempenho na indústria aeronáutica e aeroespacial [3,5,7]. Adicionalmente novos polímeros foram desenvolvidos por altura da guerra do Vietnam, devido ao ambiente húmido, e no conflito do Iraque acaba por sobressair a estrutura geométrica do F117 (Figura 1.2) conseguida com os materiais compósitos à base de fibras de carbono com matrizes epóxi e bismaleimida [7]. Mais recentemente, em 2014, o volume de negócios envolvendo materiais compósitos atingiu os 21,1 mil milhões de dólares e, em 2015, subiu para os 22,2 mil milhões de dólares [13]. Neste último caso, os maiores segmentos de mercado centram-se na indústria dos transportes, construção e aeroespacial, representando 62% do valor total [13].



Figura 1.2 - F117 a sobrevoar as montanhas de Nevada em 2002 [14].

No domínio dos transportes, a indústria aeronáutica é líder pois, se na década de 1990 as aeronaves continham apenas 5 a 6% de materiais compósitos, hoje em dia elas incorporam mais de 50% do total dos materiais utilizados. O Boeing 787 (Figura 1.3), o Airbus 350 (Figura 1.4) e 380 são alguns exemplos onde os materiais compósitos desempenham um papel determinante no sector civil [13].

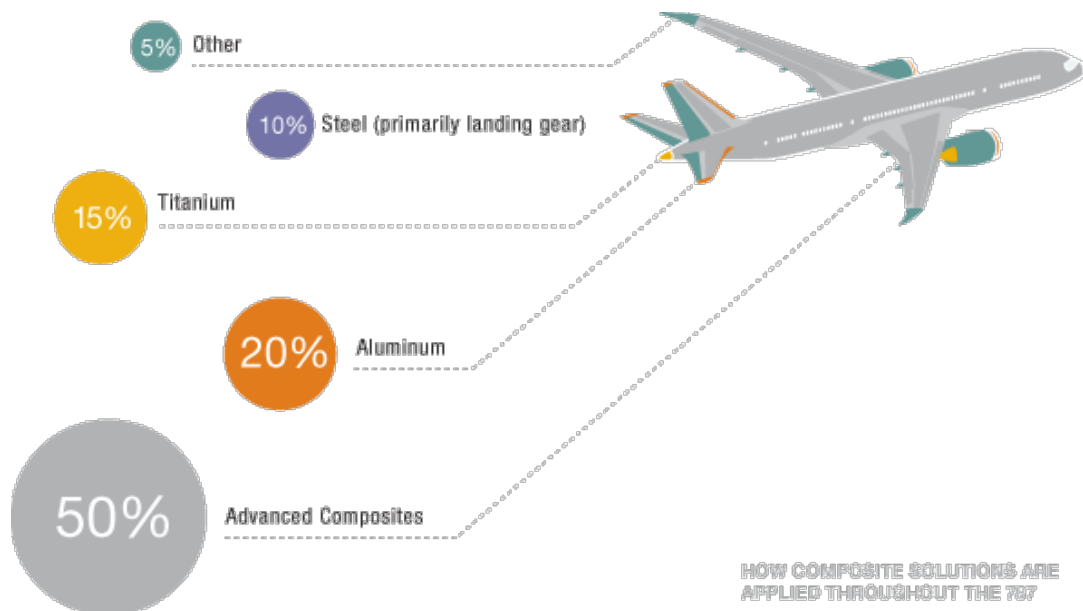


Figura 1.3 - Componentes e respetivos materiais utilizados para construir o Boeing 787 Dreamliner [15].

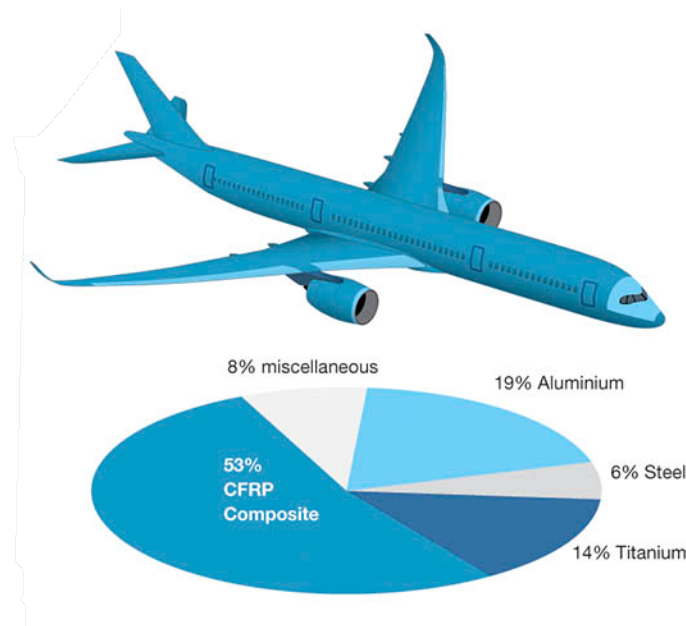


Figura 1.4 - Componentes e respetivos materiais utilizados para construir o Airbus 350 XWB [16].

Logo a seguir ao sector dos transportes, surge o sector da construção como o segundo maior mercado para os materiais compósitos em termos de banheiras, portas, janelas, painéis e outras aplicações em FRP [13]. No entanto a aplicação destes materiais na se fica por aqui. No campo da saúde a ilustra o campo de aplicações destes materiais na reparação, reconstrução e substituição de tecidos duros humanos como os ossos [17]. Finalmente o desporto tornou-se também um grande mercado para os materiais compósitos, principalmente ao nível dos artigos desportivos de alto desempenho e barcos de competição. Para além destes, outros utensílios de uso mais corrente também começam a surgir, como por exemplo: tacos de golfe, raquetes de ténis, esquis de neve, canas de pesca, etc. [12].

1.1.2. Propriedades

Comparados com os metais, os materiais compósitos destacam-se pela sua elevada resistência e rigidez específica, boa resistência à fadiga, ao desgaste, à deformação, à corrosão, à temperatura (dependendo das matrizes usadas) e absorvem bem as vibrações [2].

No entanto, as propriedades dos materiais compósitos dependem de vários factores como: o tipo de reforço (), a matriz utilizada, processo de fabrico e meio ambiente, entre outros. No caso do reforço se tratar de partículas, o comprimento, a forma, a distribuição e sua composição condicionam as propriedades finais dos materiais compósitos. Por outro lado, se o reforço for à base de fibras, o comprimento, a orientação e a fração volumétrica condicionam

as propriedades finais destes materiais. Devido ao facto de neste trabalho se ter usado reforços em fibra, vamos dar especial enfoque a estes.

Muitos compósitos reforçados com fibras, oferecem uma combinação de resistência e módulo de elasticidade que é igual ou superior à dos materiais metálicos. Por outro lado, a sua boa resistência à fadiga associada à baixa densidade revela-se determinante na aplicação destes materiais em estruturas que tradicionalmente eram metálicas no sector aeroespacial e automóvel [1].

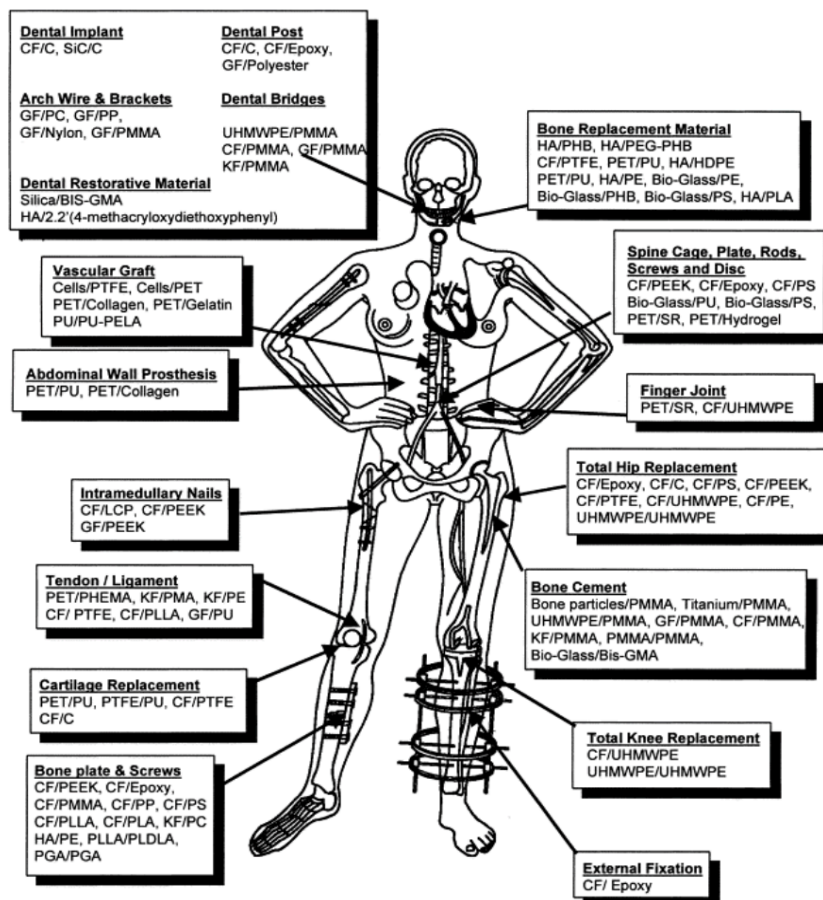


Figura 1.5 - Várias aplicações de variados bio compósitos [18].

1.1.3. Matriz

Os materiais mais utilizados como matrizes são os polímeros, os metais e os cerâmicos. Deste modo, não será de estranhar que o tipo de matriz utilizada num material compósito influencie significativamente as propriedades mecânicas destes materiais. A matriz confere a estrutura ao material, mantém o reforço na sua posição, preenche os espaços vazios e,

simultaneamente, protege-os contra o meio ambiente e os danos físicos [12,19]. Apesar de suportar uma pequena fração da carga aplicada, podemos dizer que quanto mais resistente for a matriz melhor será o desempenho do compósito [1].

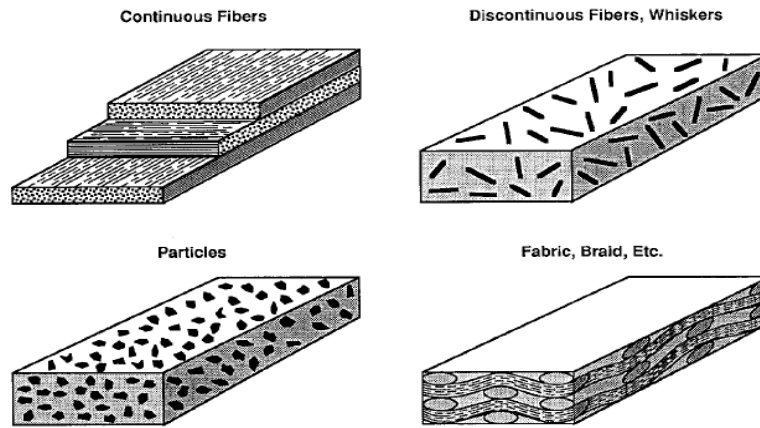


Figura 1.6 - Exemplos ilustrativos dos tipos de reforço.

A seleção da matriz tem uma grande influência nas propriedades à compressão, bem como ao corte interlaminar e planar do material compósito. Sobre compressão, a matriz proporciona apoio contra a possibilidade da fibra encurvar [1]. Já a resistência ao corte interlaminar é um fator a ter em consideração quando se trata de estruturas sujeitas a cargas de flexão, enquanto que a resistência ao corte no plano é importante quando se trata de cargas de torção [1]. A interface fibra/matriz também é importante, pois quanto mais resistente for melhores serão as propriedades finais do compósito. Finalmente, as propriedades dos compósitos também são fortemente pelo processamento da matriz [1].

Dos materiais referidos anteriormente, os polímeros são os mais utilizados como matrizes devido ao seu fácil processamento e baixa densidade. Neste domínio, existem dois grandes grupos: as termoendurecíveis e as termoplásticas. As primeiras são materiais que no processo de fabricação são submetidos a um processo de cura e possuem uma estrutura bastante rígida. Comparativamente às termoplásticas podem ser utilizadas a temperaturas mais altas, mas não são recicláveis [3]. A Tabela 1.1 sintetiza a diferença entre estes dois tipos de polímeros e a tabela 1.2 compara as propriedades mecânicas de várias polímeros utilizados como matrizes.

Tabela 1.1 - Diferenças das propriedades das resinas termoendurecíveis e termoplásticas.

Tipo de Resina	Temperatura do processo	Tempo do processo	Temperatura de uso	Resistência a solventes	Tenacidade
Termoendurecíveis	Baixo	Alto	Alto	Alto	Baixo
Termoplásticas	Alto	Baixo	Baixo	Baixo	Alto

No domínio das resinas termoendurecíveis, as resinas epóxi são das mais utilizadas na indústria aeronáutica e aeroespacial [1], devido à sua elevada resistência mecânica e boas propriedades de adesão às fibras. Possuem também boa resistência à abrasão e química (sobretudo em meios alcalinos). O seu processo de cura decorre sem libertação de produtos voláteis, apresentando grande estabilidade dimensional, baixa absorção de água e podem ser utilizadas até uma temperatura máxima de 220°C [20].

1.1.4. Fibras

Como referido anteriormente, as fibras são as responsáveis pelas propriedades mecânicas do material compósito [19]. O tipo de reforço e a sua quantidade acaba por condicionar as propriedades finais, mas valores superiores a 70% revelam-se impraticáveis pois a resina é incapaz de molhar completamente as fibras [2]. Existem vários tipos de fibras utilizadas como elemento de reforço, desde as naturais às sintéticas, mas as mais utilizadas são as de vidro, carbono e aramida. A Tabela 1.3 compara as principais propriedades mecânicas de várias fibras.

Ainda que o preço das fibras de carbono tenha vindo a decrescer significativamente, as fibras de vidro continuam ainda a ser as mais utilizadas nos mais diversos campos da engenharia. Dada a sua importância no mercado internacional, prevê-se mesmo o seu alargamento a campos de aplicações mais exigentes através do desenvolvimento de fibras de vidro com maior desempenho mecânico e resistência química [13]. Na aeronáutica são, atualmente, usadas nas estruturas secundárias, como: radares, pontas de asas e nos helicópteros para lâminas do rotor.

Em função da percentagem relativa dos óxidos, existem diferentes tipos de fibras de vidro. A Tabela 1.4 indica, por exemplo, os vários tipos existentes assim como os seus nomes comerciais.

Tabela 1.2 - Propriedades físicas e mecânicas de algumas matrizes poliméricas [1,12,66].

Matriz	Massa específica, ρ [kg/m ³]	Módulo de elasticidade, E [GPa]	Resistência à tração, σ_u [GPa]	Alongamento à ruptura, A [%]
Termoplástica				
Polipropileno (PP)	900	1,2	0,03	20-400
Poliamida (PA)	1100	2	0,07	200
Policarbonato (PC)	1200	2,1-3,5	0,055-0,070	-
Poli-eter-eter-cetona (PEEK)	1300	4	0,09	50
Polisulfureto de fenileno (PPS)	1300	4	0,065	100
Polyethersulfone (PES)	1350	3	0,085	60
Termoendurecível				
Epóxi	1200	4,5	1,3	2 (100°C) 6 (200°C)
Poliéster	1200	4	0,08	2,5
Policarbonato	1200	2,4	0,06	-
Fenólica	1300	3	0,07	2,5
Silicone	1100	2,2	0,035	-
Poliamida	1400	4,0-19	0,07	1

Tabela 1.3 - Propriedades físicas e mecânicas de alguns tipos de fibras [1, 12, 66].

Fibra	Diâmetro do filamento, Ø [mm]	Massa específica, ρ [kg/m ³]	Módulo de elasticidade, E [GPa]	Resistência a tração, σ_u [GPa]	Alongamento à ruptura, A [%]
Vidro					
E-glass	7	2450	70	3,45	4,8
S-glass	15	2500	86	3,45	5,7
Carbono					
P-100	10	2150	758	2,41	0,32
P-55	10	2000	380	1,9	0,5
IM-7	5,1	1780	301	5,31	1,81
AS-1	8	1800	228	3,1	1,32
T-300	7	1760	231	3,65	1,4
Aramida					
Kevelar 49	12	1450	130	2,8	2,5
Kevelar 29	12	1450	80	2,8	3,5
Boro					
	130	2600	400	3,5	0,8

Tabela 1.4 - Composição química de algumas fibras de vidro, em percentagem de peso [21].

Elemento	Vidro E	Vidro C	Vidro S
SiO ²	55,2	65,0	65,0
Al ₂ O ₃	8,0	4,0	25,0
CaO	18,7	14,0	-
MgO	4,6	3,0	10,0
Na ₂ O	0,3	8,5	0,3
K ₂ O	0,2	-	-
B ₂ O ₃	7,3	5,0	-

1.1.5. Nanomateriais

Ainda que o primeiro relatório científico que regista a sintetização de partículas de ouro por Michael Faraday date de 1857, só mais recentemente é que os nanomateriais começaram a ser verdadeiramente explorados devido às suas propriedades mecânicas, elétricas, óticas e magnéticas [22]. Assim, ao longo destes anos surgiram várias definições para o termo de nanomateriais mas, só muito recentemente, é que a comunidade científica teve a necessidade de uma definição rigorosa. Neste contexto, a Comissão Europeia a 18 de outubro de 2011 sugeriu a seguinte definição “Por *nanomaterial* entende-se um material natural, incidental ou fabricado, que contém partículas num estado desagregado ou na forma de um agregado ou de um aglomerado, e em cuja distribuição 50 % ou mais das partículas tem uma ou mais dimensões externas na gama de tamanhos compreendidos entre 1 nm e 100 nm” [23]. A recomendação estabelece também que o limiar da distribuição de 50% pode ser substituído por um limiar compreendido entre 1 e 50% em casos que envolvam preocupações ambientais ou de saúde.

Por sua vez, a organização Internacional de normalização (ISO), definiu através da norma TS 80004-1 o conceito de nanomaterial como um material com dimensões externas na escala nanométrica ou com uma estrutura interna ou de superfície à escala nanométrica. Ainda de acordo com esta norma, existe um grande grupo dentro dos nanomateriais chamado de nano-objetos. Estes são definidos como materiais com uma, duas ou três dimensões externas na nanoescala. As nanopartículas, junto com as nanofibras e os nanofilmes, pertencem as subfamílias dos nano-objetos. As nanopartículas, são nano-objetos cujas três dimensões externas estão na nanoescala, isto é, a dimensão nominal de uma partícula estará numa gama de tamanhos entre aproximadamente 1 nm e 100 nm. A título de exemplo a Figura 1.7 apresenta nanopartículas de dióxido de titânio vistas através de um microscópio eletrónico de varrimento.

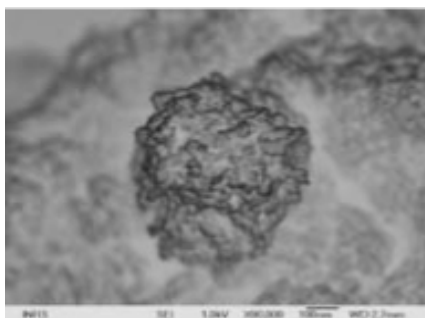


Figura 1.7 - Nanopartículas de dióxido de titânio visto através de um microscópio eletrônico de varrimento. [24]

As primeiras tentativas de preparação de compósitos com nanopartículas remontam à quase meio século atrás. Nesses ensaios, foi testado a incorporação num polímero de 40 a 50% em peso de argilas minerais (bentonite, hectorite, etc.), no entanto os resultados obtidos não foram nada satisfatórios [25]. Só em 1987 é que veio a ser comercializado o primeiro nanocompósito reforçado com montmorilonita (MMT), pelos laboratórios Toyota Central R&D [1]. Utilizando apenas 4.2% de nanopartículas em peso, foram conseguidas melhorias significativas face ao polímero de base. Estas melhorias verificaram-se ao nível da resistência à tração, com um aumento de 55%, e do módulo de elasticidade em 91%.

Das nanopartículas mais utilizadas encontram-se as nanoargilas, em particular a montmorilonita (MMT) [26]. As nanopartículas de montmorilonita são bastante referenciadas na literatura [26-28], pelo facto de serem baratas e estarem vulgarmente disponíveis na natureza [28]. Um conteúdo mínimo de 1 a 6% em peso destas argilas pode aumentar o módulo de flexão até 31% do polímero e diminuir o coeficiente de dilatação térmica linear em 66% [28-30].

Os silicatos mais usados nos nanocompósitos são, como referido anteriormente, a montmorilonita, mas também a hectorite e a saponite [26], cujas formulações químicas se encontram representadas na Tabela 1.5.

Tabela 1.5 - Fórmulas químicas e parâmetros característicos dos silicatos mais utilizados [26].

Silicatos	Fórmula química	CEC [mequiv/100g]	Comprimento da partícula [nm]
Montmorillonite	$M_x(Al_{4-x}Mg_x)Si_8O_{20}(OH)_4$	110	100-150
Hectorite	$M_x(Mg_{6-x}Li_x)Si_8O_{20}(OH)_4$	120	200-300
Saponite	$M_xMg_6(Si_{8-x}Al_x)Si_8O_{20}(OH)_4$	86,6	50-60

M representa catiões monovalentes; x grau de substituição isomórfica (entre 0.5 e 1.3)

1.3. Impacto em materiais compósitos

1.3.1. Classificação do impacto

É vulgar a literatura classificar o impacto como sendo de baixa e alta velocidade, por vezes ainda de hipervelocidade, mas não é unânime na comunidade científica a passagem de uma categoria para outra.

Sjoblom *et al.* [31] definem o impacto de baixa velocidade como os eventos que podem ser tratados como quase-estáticos. A resposta a impactos de alta velocidade, segundo estes autores, é dominada por propagação de ondas de tensão através do material, em que a estrutura não tem tempo para responder, levando a danos muito localizados na peça. Os efeitos provocados pelas condições de fronteira podem ser ignorados devido ao impacto se dar antes das ondas de tensão atingirem a extremidade da estrutura.

Hogg *et al.* [32] definem impacto de baixa velocidade quando este se situa entre 1 e os 10 m/s. Impactos superiores a 100 m/s são classificados como testes balísticos, enquanto para uma velocidade superior a 1000 m/s são denominados de impactos de hipervelocidade.

Segundo Zukas *et al.* [33], o impacto de baixa velocidade ocorre para velocidades menores que 250 m/s. Na gama dos 0,5 aos 2 km/s o impacto é de alta velocidade e no caso de ser superior a 2 km/s o impacto é considerado de hipervelocidade. Para velocidades superiores a 12 Km/h a propagação da energia acontece a uma taxa tão elevada que ocorre vaporização dos materiais no instante da colisão.

De acordo com Robinson e Davies [34] o impacto de baixa velocidade é aquele em que a onda de tensão não desempenha um papel significativo na distribuição de tensões e, deste modo, sugerem um modelo simples para fazer a transição para a alta velocidade dado pela equação:

$$\varepsilon_c = \frac{\text{velocidade de impacto}}{\text{velocidade do som do material}} \quad (1.1)$$

Para impactos na ordem dos 10 a 20 m/s, segundo estes autores, ocorrem deformações à rotura na ordem dos 0,5 a 1 % em compósitos de epóxi.

Ruiz e Harding [35] defendem a existência de impactos para velocidades da ordem dos 300 m/s, onde o impactor penetra/perfura a superfície do alvo com danos confinados a uma pequena área; impactos para velocidades no intervalo dos 50 a 300 m/s, em que as ondas de tensão têm origem no ponto de impacto mas de imediato transmitem a carga à restante estrutura; e para velocidades abaixo dos 50 m/s, onde ocorrem múltiplas reflexões nas fronteiras da estrutura até se atingir o equilíbrio quase-estático.

Liu e Malvern [36] e Joshi e Sun [37] sugerem que o tipo de impacto pode ser classificado de acordo com o dano sofrido, especialmente se o dano é a principal preocupação. Assim, a alta

velocidade é caracterizada pela rotura das fibras devido a perfuração e a baixa velocidade caracterizada por delaminações ou fendas na matriz.

O impacto de baixa velocidade pode ocorrer em serviço ou durante a manutenção e é considerado como sendo uma das cargas mais perigosas no domínio dos materiais compósitos [38]. Os principais métodos de ensaio são: Izod, Charpy e por queda de peso. Foi durante a primeira metade do século XX que Izod aplicou este tipo de ensaio visando determinar a capacidade de usar alguns metais como ferramentas de corte. O teste consiste fazer embater um pêndulo, de massa conhecida, num corpo-de-prova posicionado verticalmente. Alguns anos mais tarde o corpo-de-prova passou a estar na posição horizontal e o ensaio passou a ser denominado de Charpy. Estes ensaios foram muito importantes durante a segunda guerra mundial e ainda nos dias de hoje [39]. Mais recentemente surgiram os ensaios por queda de peso, os quais utilizam torres capazes de produzir testes com maiores velocidades e energias de impacto. As principais vantagens, face aos referidos anteriormente, são: maior diversidade de geometrias e energias/velocidades mais elevadas [39].

1.4.1 Danos provocados por impacto

Durante o voo, decolagem e/ou aterragem as estruturas/equipamentos das aeronaves estão sujeitas a impactos. Exemplos típicos são a queda de granizo (Figura 1.8 mostra os danos sofridos por um Boeing 737-33V devido a severa tempestade de granizo perto de Genebra) e o choque com aves (mostra o dano provocado pelo impacto de uma ave durante a aterragem de um Boeing 737-800 em Heathrow) [40].



Figura 1.8 - Danos sofridos por um Boeing 737-33V em agosto de 2003 ao encontrar uma severa tempestade de granizo perto de Genebra.



Figura 1.9 - Dano provocado pelo impacto de uma ave durante a aterragem de um Boeing 737-800 da Egyptair em Heathrow.

No caso de colisões com aves, onde as velocidades relativas são muito elevadas, a zona do impacto pode sofrer fratura instantânea, pelo que já se começaram a desenvolver ensaios balísticos [39,41]. Por outro lado, durante a manutenção pode ocorrer a queda de ferramentas/objectos e, neste caso, os materiais compostos podem sofrer danos como: delaminações, fendas na matriz, descolamento da interface fibra/matriz e rotura das fibras [42].

Os modos de dano típicos dos laminados sujeitos ao impacto, segundo Reifsnider *et al.* [43], encontram-se ilustrados na Figura 1.10. Devido à natureza heterogénea e anisotrópica dos laminados é possível distinguir quatro modos de falha: fendas na matriz que ocorrem paralelamente às fibras devido a tensões de compressão ou corte; delaminações produzidas por tensões interlaminares; rotura das fibras por tração e/ou compressão; e perfuração quando o indentador perfura completamente o laminado [44]. É fundamental identificar o modo de falha uma vez que este irá dar informação, não apenas sobre o impacto, mas também em relação à resistência residual da estrutura. A interação entre os diferentes modos de falha também é importante para compreender a propagação dos danos [36].

A propagação dos danos depende bastante da sequência de empilhamento e da rigidez da amostra. Assim, a propagação pode iniciar-se no local de contacto impactor/laminado, ou no lado oposto. No caso da existência de grandes tensões de tração nas camadas mais afastadas do ponto de contacto, estas originam danos na interface fibra-matriz que, por sua vez, induzem delaminações (Figura 1.11b). Já os níveis de energia que induzem um dano local dão origem essencialmente a falhas na interface fibra/matriz com a consequente delaminação (Figura 1.11a) [45].

O aumento da carga, ou o aumento do número de ciclos de aplicação da carga, causa a acumulação contínua de fendas transversais na matriz ao longo da direção das fibras. Estas não promovem uma redução significativa da resistência mecânica, no entanto, induzem uma saturação que promove novos modos de dano. Neste caso ocorrem fissuras secundárias nos planos interlaminares, as quais dão origem a delaminações. Neste caso ocorre uma redução de resistência e rigidez dos laminados. Finalmente ocorre a rotura das fibras que, dada a drástica redução da resistência mecânica, desencadeia uma rápida progressão dos danos até ao colapso final [43,46-49].

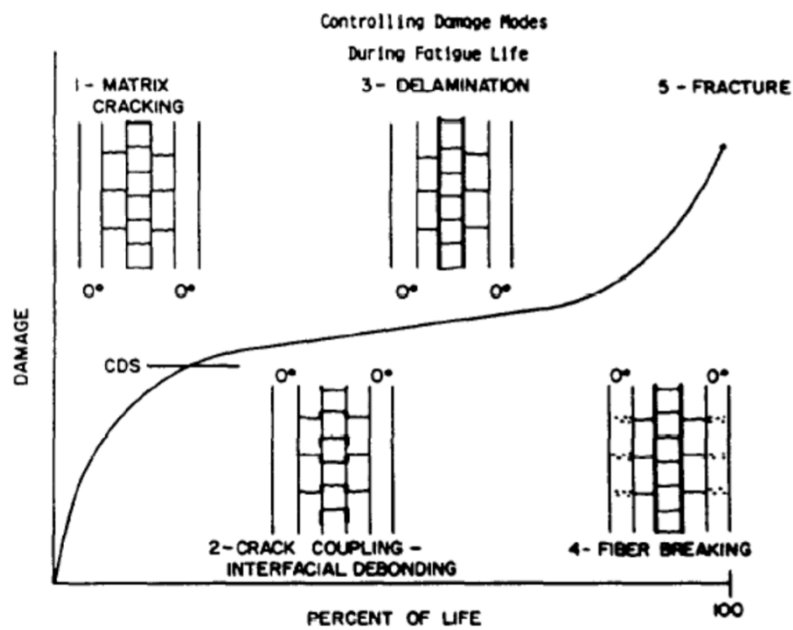


Figura 1.10 - Sequência do desenvolvimento dos danos em laminados compósitos. [46]

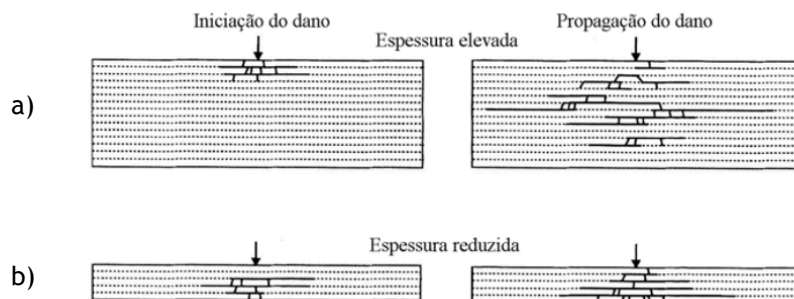


Figura 1.11 - Representação esquemática do início e progressão dos danos devido a: (a) Esforço de contacto; (b) Esforço de flexão.

1.3. Reparação adesivas de materiais compósitos

Dependendo da severidade e tipo de dano, existem várias maneiras de abordar a reparação de uma peça/componente danificada. Assim, quando existem danos graves e generalizados, as peças são removidas e totalmente substituídas. Todavia, devido a ser um procedimento bastante demorado e caro, ele é adotado apenas como um último recurso. Por outro lado, nos danos menores e mais localizados, torna-se vantajoso reparar apenas a área danificada, sem comprometer a integridade estrutural, economizando, assim, tempo e dinheiro.

No caso das reparações aplicadas às aeronaves, elas podem ser temporárias ou permanentes. No primeiro caso, elas visam restaurar a resistência mecânica necessária para que a aeronave se mantenha operacional até que se possa efetuar a reparação/substituição final. É uma solução muito adotada quando as limitações operacionais (por exemplo tempo, ambiente e instalações) não permitem uma intervenção de fundo e o reparo temporário não afeta as questões de segurança exigidas por este sector [43]. No caso das reparações permanentes elas são bastante utilizadas em estruturas relativamente finas e pouco solicitadas [43].

Inicialmente as reparações eram efetuadas com recurso a rebites ou parafusos [44], no entanto, esta metodologia não é a mais aconselhada para os materiais compósitos reforçados por fibras. Para além de não terem a ductilidade das estruturas metálicas, eles são mais sensíveis às tensões localizadas induzidas pelos furos necessários a estas técnicas de união. A presença dos furos induzem cortes nas fibras e, deste modo, a resistência mecânica do componente/estrutura fica bastante afetada, para além das concentrações de tensões que são induzidas. Finalmente, a realização dos furos são sempre passíveis de induzirem defeitos adicionais como fissuras na matriz e delaminações [40,44].

Neste contexto, o recurso às uniões coladas começa a ser cada vez mais frequente. Para tal, também tem contribuído o facto de, nos últimos anos, terem surgido colas estruturais cada vez mais resistentes, tanto do ponto de vista mecânico como do meio ambiente (temperatura e ambientes químicos adversos), e com a capacidade de manterem estas características por longos períodos de tempo [40]. Comparativamente às tradicionais ligações mecânicas, Achour et al. [45] verificou, por exemplo, que é possível reduzir o fator de concentração de tensões na ordem dos 30% com o recurso aos remendos colados em compósitos [46].

No domínio da reparação com recurso às colas existem várias configurações, mas a mais conhecida é denominada por “patch repair” (traduzida como remendo compósito) [41]. Pode ser utilizada na reparação temporária ou permanente [42] e utiliza basicamente remendos externos por sobreposição simples (SS) ou sobreposição dupla (SD), com eventual enchimento do furo [42,43]. Com esta metodologia o remendo é utilizado essencialmente para transferir as cargas ao longo do componente/estrutura e, ao mesmo tempo, minimizar o carregamento na área danificada. Soutis e Hu [57] estudaram o desempenho de estruturas compósitas

reparadas através de sobreposição dupla e chegaram à conclusão que é possível obter resistências residuais, após reparação, até 80% da resistência inicial.

Apesar da simplicidade da sobreposição simples externa no domínio da reparação temporária [42], não se pode omitir a eventual desvantagem no domínio da aerodinâmica [58]. Simultaneamente, as reparações por sobreposições simples são caracterizadas pela excentricidade das cargas transmitidas entre placas/remendo causando, deste modo, flexão. Este fenómeno de flexão é responsável pelas concentrações de tensão na parte inferior do remendo, onde as tensões de tração, devido ao esforço axial e ao momento fletor, apresentam o mesmo sentido [42,47-50]. Por outro lado, as tensões de arrancamento máximas ocorrem dentro da ligação adesiva e próximo da interface adesivo/aderente nas extremidades dos cantos de sobreposição [48]. O preenchimento do furo (designado na literatura por “plug”) reduz, neste caso, para 1,17 o valor do fator de concentração de tensões [51].

Comparativamente às anteriores, as reparações por sobreposição dupla revelam-se mais eficientes. De acordo com Campilho et al. [42], existe um aumento na resistência da junta que chega a atingir mais de 100%. A principal razão deve-se à duplicação da área de corte e à eliminação do fenómeno de flexão, dado que as cargas são simétricas. Deste modo ocorre uma redução do pico de tensões de arrancamento [42,52,53], para além das tensões de corte também se tornarem mais uniformes ao longo de todo o comprimento de sobreposição [42,54,55] Apesar da maior resistência mecânica da junta reparada, não se pode omitir a existência de alguma flexão, originando esforços de arrancamento no exterior da camada de cola, e a existência de cargas de compressão [42,54-56].

2. Material, equipamento e procedimento experimental

Introdução

Com base no objetivo proposto para este estudo, foi necessário realizar um vasto trabalho experimental, pelo que, nesta secção, serão apresentados os materiais utilizados, o seu processo de fabrico, o equipamento utilizado e respetivo procedimento experimental.

2.1 Manufatura dos laminados

Tecido bidirecional de fibra de vidro, 1195P (195 g/m²), uma resina epóxi Biresin[®] CR122 e um endurecedor Biresin[®] CH122-3 (ambos fornecidos pela Sika) foram utilizados para produzir manualmente placas com 330x330 mm². A percentagem de endurecedor adicionado, conforme sugerido pelo fabricante, foi de 30% em peso da resina. As placas foram então colocadas dentro de um saco de vácuo e, posteriormente, foi utilizada uma prensa para aplicar uma carga de 2,5 kN, durante 12 horas, para manter uma fração de fibra e espessura do laminado constante. Durante as primeiras 4 horas o saco permaneceu ligado a uma bomba de vácuo para eliminar as bolhas de ar existentes no compósito. A pós-cura foi seguida de acordo com a ficha técnica do fabricante num forno a 60 °C durante 8 horas. A ilustra a configuração dos laminados utilizados. A Tabela 2.1 ilustra a configuração dos laminados utilizados.

Tabela 2.1 - Número de camadas e respetiva espessura dos laminados fabricados.

Número de camadas	Espessura [mm]
8	3
4	1,5

2.3 Provetes

Os provetes foram obtidos a partir das placas previamente descritas com recurso a uma serra de diamante. Houve um cuidado especial com a velocidade de corte para evitar o aquecimento e consequentes alterações das propriedades mecânicas do compósito. Simultaneamente, para o mesmo fim, foi utilizado ar comprimido seco. Deste modo foram obtidas peças com 100x100x3 mm e com 40x40x1,5 mm. Finalmente as peças de 100x100x3 mm foram perfuradas no seu centro com uma broca craniana de 20 mm de diâmetro.

Duas geometrias foram produzidas, de acordo com a de acordo com a Figura 2.1. Na geometria B o orifício foi preenchido com resina reforçada por nanoargilas Nanomer[®] I.28E fornecidos pela Sigma-Aldrich[®]. A sua introdução na resina epoxy foi efetuada por mistura com ajuda de um misturador mecânico de elevada rotação. Ao mesmo tempo, a mistura encontrava-se num banho ultrassónico. Assim, ao longo de 2 horas, para além da esfoliação das nanopartículas, obteve-se também uma boa dispersão das mesmas. Posteriormente a mistura foi submetida ao procedimento de sonicação durante 6 horas. A sonicação auxiliou no processo de agitação das partículas contidas na mistura retirando as bolhas de ar existentes. Após este processo, a mistura foi introduzida nos furos e sujeita a uma cura a 60°C durante 8 horas.

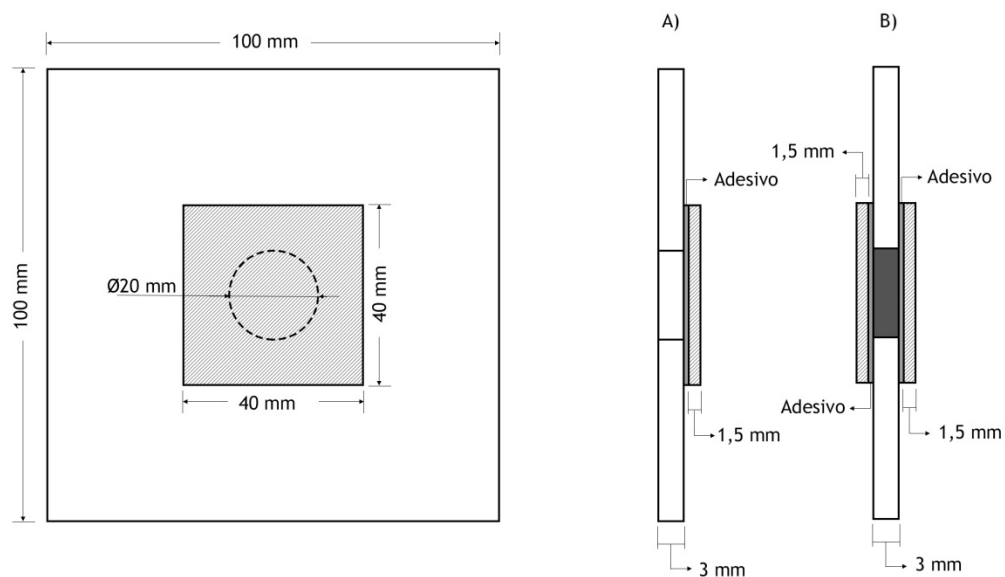


Figura 2.1 - Geometrias dos provetes A e B.

Finalmente o processo de colagem começou com a limpeza das superfícies tendo, para tal, sido utilizado álcool. Foi aplicada uma cola epoxy Araldite® 420 A/B (bi-componente) que, de acordo com as especificações do fabricante [50], à parte A acresce 40% do seu peso do componente B. A mistura resina/endurecedor foi aplicada com uma espátula às superfícies previamente limpas. Uma vez aplicada a cola, recorreu-se a molas para, desta forma, se exercer alguma pressão no conjunto. O procedimento de colagem termina com os provetes a serem colocados num forno a 40°C durante 4 horas.

2.3 Equipamento

Os ensaios de impacto foram realizados numa máquina IMATEK, modelo IM10, cujo impacto dá-se por queda livre do impactor (figura 2.3). Este equipamento permite a aquisição de 32000 pontos através de uma célula de carga piezoelétrica, localizada na raiz do impactor.



Figura 2.2 - Máquina de impacto IMATEK, modelo IM10.

A máquina é essencialmente constituída por uma torre com duas colunas-guia, onde, através de rolamentos, o carrinho que sustenta o impactor se desloca. A energia de impacto deve-se unicamente à ação da gravidade e pode ser ajustada através da altura de queda. Depois de definida a altura do impactor, este é solto e desliza verticalmente nas colunas-guia embatendo no provete. A máquina apresenta ainda um sistema que impede que o provete seja impactado duas vezes durante o mesmo ensaio. A velocidade do impactor é medida por um sensor ótico no início do contacto e a força é medida pela célula de carga. Através do “software” Impact Versão 1.3 é possível armazenar diversos dados provenientes dos ensaios

tais como a força, o deslocamento, o tempo, a energia, a aceleração e a velocidade. A dupla integração da curva de carga em função do tempo fornece a variação da deflexão em função da carga:

$$F(t) = m \frac{d^2x}{dt^2} \quad (2.1)$$

em que $F(t)$ é a força medida pela célula de carga, m a massa do impactor e d^2x/dt^2 é a aceleração da massa. A velocidade pode então, a partir de (2.1), ser calculada pela seguinte expressão:

$$V(t) = -\frac{1}{m} \int F(t)dt + C_0 \quad (2.2)$$

onde $V(t)$ é a velocidade do impactor e C_0 uma constante de integração que na condição inicial de $t = 0$ é igual à velocidade inicial V_0 . Da equação (2.2), é possível obter a deflexão através da expressão:

$$X(t) = \left(-\frac{1}{m} \iint F(t)dt dt \right) + V_0(t) \quad (2.3)$$

em que $X(t)$ é a deflexão da célula de carga ao longo do tempo. Recorrendo ao programa anteriormente mencionado, todas estas integrações numéricas são realizadas automaticamente.

2.4 Procedimento experimental

Os ensaios experimentais decorreram com recurso ao equipamento e provetes previamente descritos, à temperatura ambiente e segundo o procedimento descrito na norma EN ISO 6603-2. Foi utilizado um impactor com diâmetro de 10 mm, massa de 2,827 kg. Ambas as amostras (A e B) foram encastradas e, para cada condição, foram ensaiados 3 provetes (Figura 2.3). As energias de impacto usadas foram de 2, 4 e 6 J para a geometria A e de 6, 9 e 12 J.

Finalmente, no segundo estudo, foram apenas utilizados provetes com a geometria A e as condições de fronteira foram de simplesmente apoiadas. Tal como ilustra a Figura 2.4, foram estudadas as distâncias de 0 mm, 15 mm e 35 mm a partir do centro do provete, respetivamente. Neste estudo a energia de impacto foi de 8 J.

Em ambos os estudos os ensaios decorreram até ocorrer perfuração total. Entende-se como perfuração total a passagem por completo do impactor ao longo da espessura do laminado.

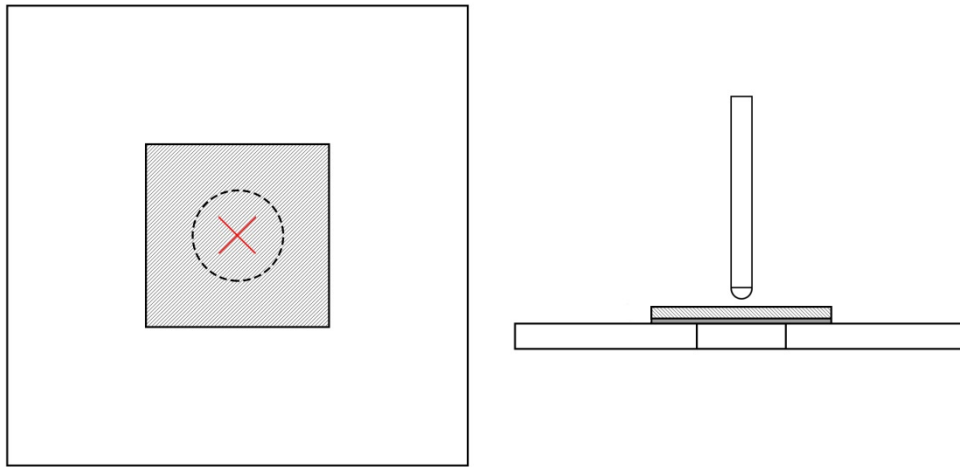


Figura 2.3 - Localização do impacto no primeiro tipo de ensaio nas geometrias A e B.

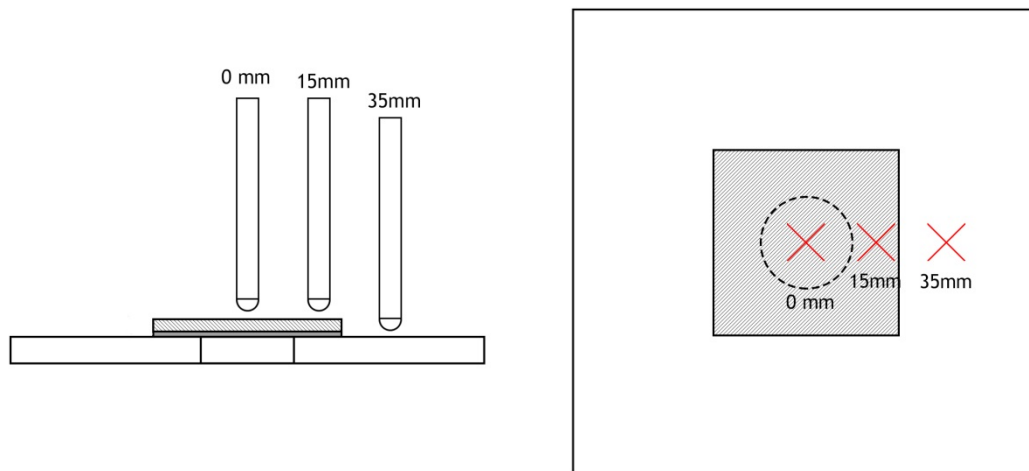


Figura 2.4 - Localização das três distancias de impacto no segundo tipo ensaio na geometria A.

3. Análise e discussão de resultados

Introdução

A generalidade das peças em materiais compósitos utilizadas em componentes de aeronaves são bastante dispendiosas, fazendo com que a substituição dessas estruturas danificadas por outras novas não seja muita vezes uma opção viável. É vantajoso isolar e reparar apenas a área danificada de forma a corrigir a estrutura danificada promovendo uma diminuição não muito significativa na resistência residual dos laminados. Desta forma, o presente capítulo pretende discutir o efeito da geometria do laminado reparado na resistência ao impacto e a influência do ponto de impacto na resistência ao multi-impacto.

3.1 Efeito da geometria na resistência ao multi-impacto

A Figura 3.1 ilustra o efeito da tipologia de reparação nas curvas carga-tempo e energia-tempo obtidas com uma energia de 6 J. Relativamente à Figura 3.2, esta ilustra a evolução das curvas carga-tempo e energia-tempo com o número de impactos, obtidas para uma energia de 4 J e para a geometria sobreposta simples. Estas curvas representam o comportamento típico observado para todos os provetes e estão de acordo a literatura [51-57]. De acordo Schoeppner e Abrate [58], as oscilações observadas são originadas pelas vibrações do provete.

Em pormenor, é possível observar que a força aumenta até a um determinado valor máximo, P_{max} , ao que passa, posteriormente, a diminuir. Verifica-se também que a energia de impacto não foi suficientemente elevada para romper o laminado, dado que o impactor bate na amostra e é devolvido por esta. A evolução da curva energia-tempo denota este comportamento, pois o valor mais alto representa a energia à carga máxima e o início do patamar coincide com a perda de contacto impactor/amostra, ou seja, é a energia absorvida pela amostra. Assim, a energia elástica pode ser calculada pela diferença entre a energia absorvida e a energia para a carga máxima [21]. Quando ocorre o colapso, ou seja, para o último impacto, a energia elástica é zero pois toda a energia é absorvida pela amostra em forma de dano. Relativamente à curva carga-tempo, após a carga máxima ocorre um decréscimo abrupto do valor da força denotando, deste modo, a perfuração do provete.

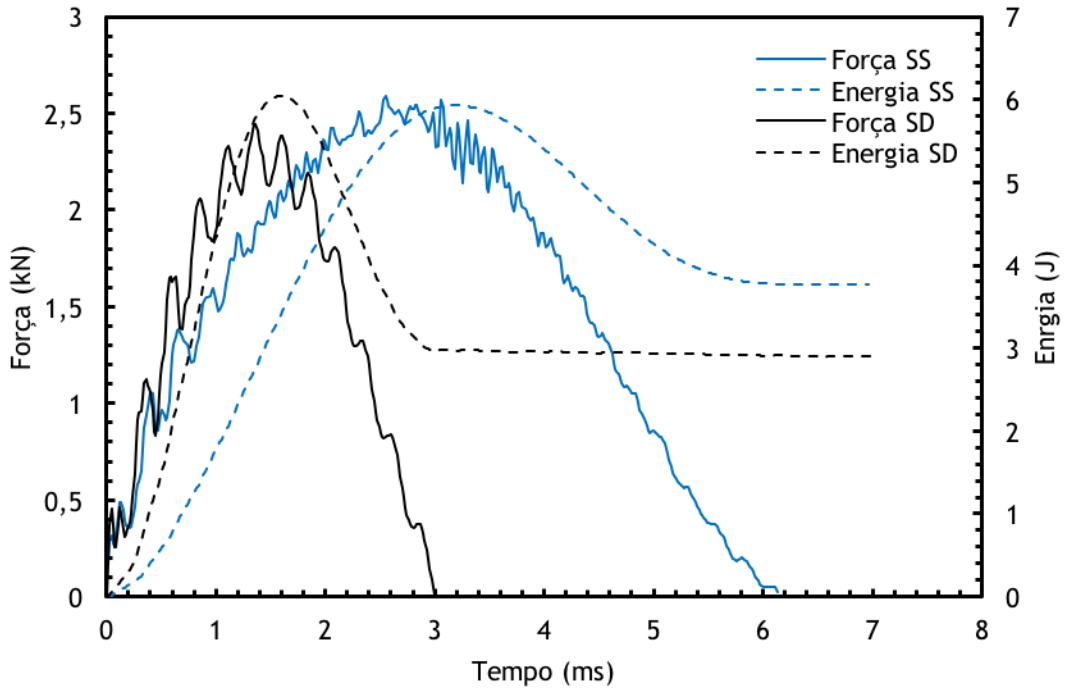


Figura 3.1 - Efeito da tipologia de reparação nas curvas carga-tempo e energia-tempo obtidas com uma energia de 6 J.

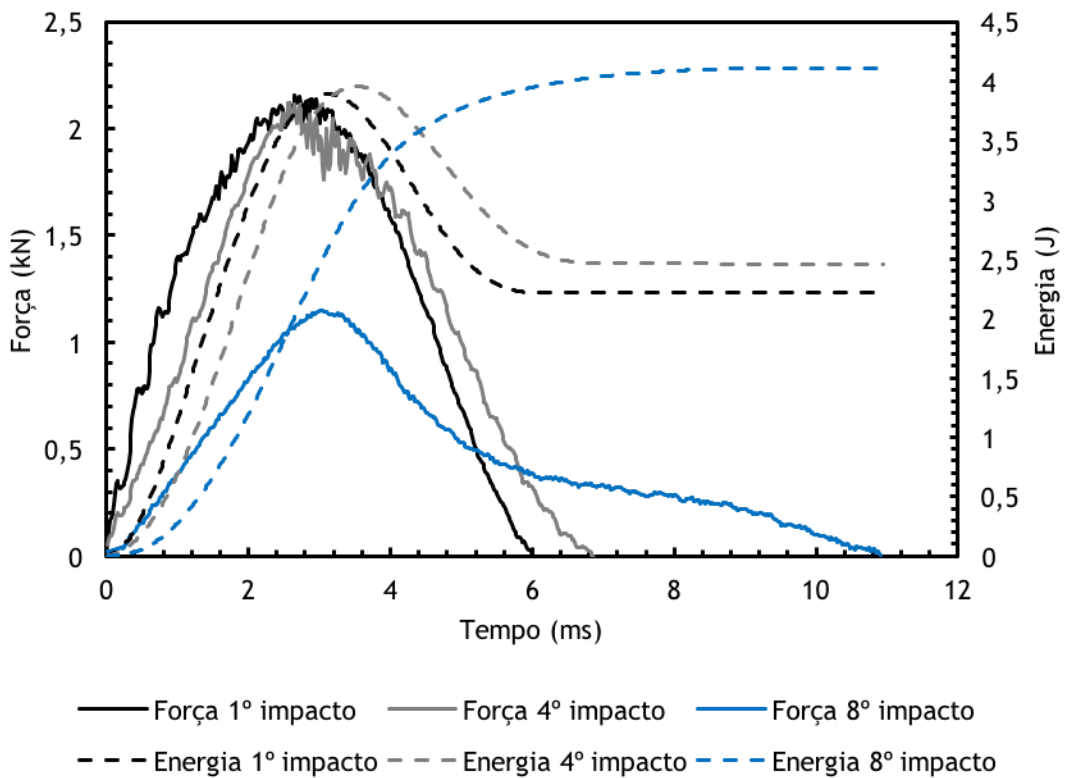


Figura 3.2 - Evolução das curvas carga-tempo e energia-tempo com o número de impactos, obtidas para uma energia de 4 J e para a geometria sobreposta simples.

A Figura 3.3 ilustra, para o primeiro impacto e para ambas as geometrias, os valores da carga máxima e do deslocamento máximo em função da energia. Verifica-se que tanto o carregamento como o deslocamento aumenta com o aumento da energia e esta tendência está de acordo com a bibliografia [59,60]. Relativamente à energia de 6 J, verifica-se que a carga máxima é 97,1 % mais alta nas reparações SD face às SS, enquanto o deslocamento é 49,9 % inferior nas SD face às SS. Podemos assim concluir que as reparações SD são as que suportam mais carga e, simultaneamente, as que menos se deformam.

Em termos de recuperação elástica, a sua evolução com as energias de impacto é ilustrada na Figura 3.4, para o primeiro impacto e para ambas as geometrias. As curvas evidenciam uma clara diminuição da recuperação elástica com o aumento da energia de impacto, o que seria de esperar, pois quanto maior energia maior será o dano produzido. Mais uma vez, relativamente à energia de 6 J, verifica-se que a recuperação elástica é 51,2 % mais alta nas reparações SD que o valor obtido para a geometria SS. Esta tendência aqui verificada confirma o que já tinha sido referido anteriormente, ou seja, as reparações SD são preferíveis às SS.

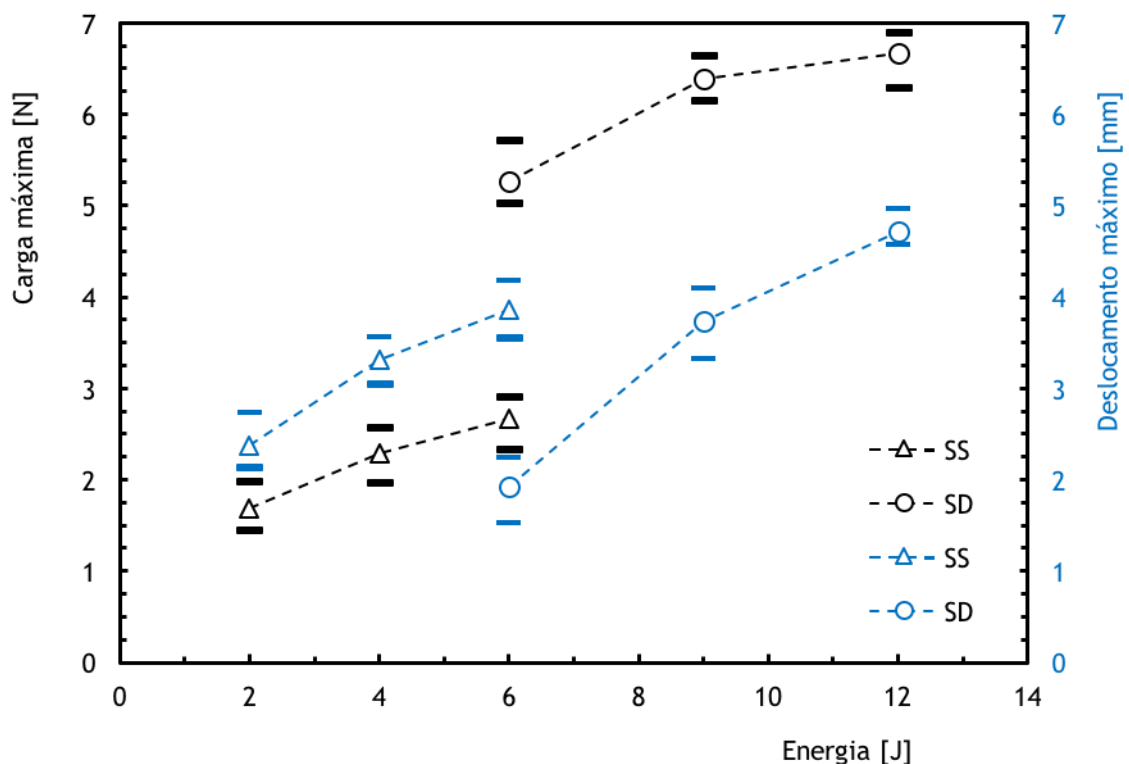


Figura 3.3 - Evolução da carga máxima e do deslocamento máximo em função da energia, para o primeiro impacto e para ambas as geometrias estudadas. Curvas de carregamento e deslocamento máximo para o primeiro impacto em função da energia.

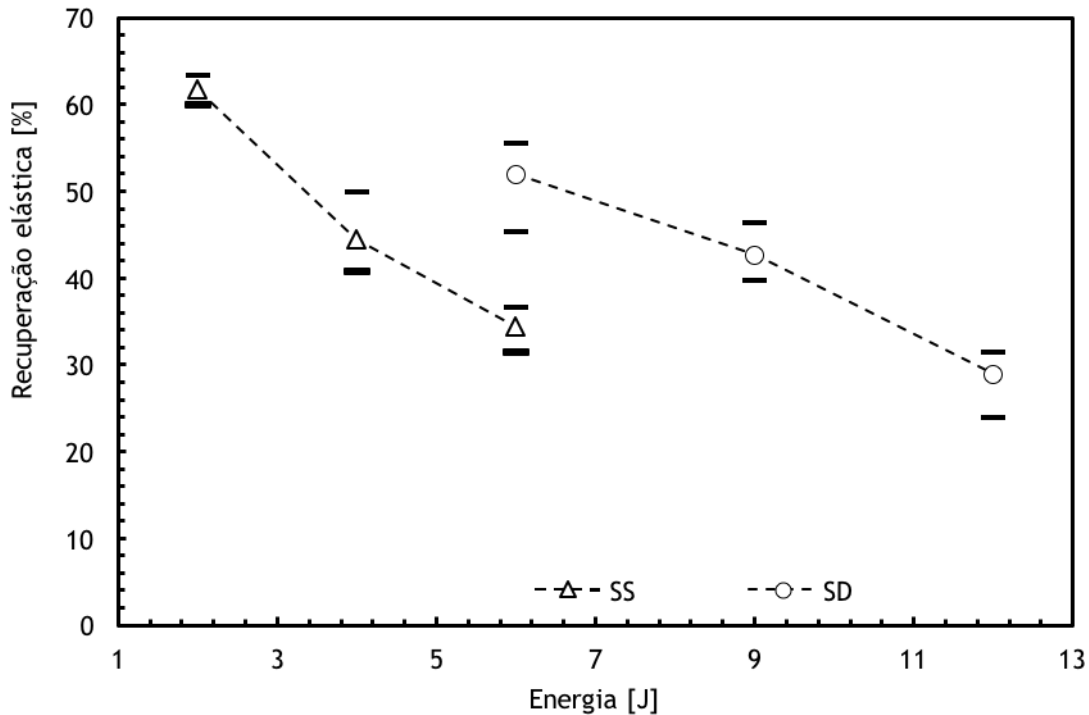


Figura 3.4 - Evolução da recuperação elástica em função da energia, para o primeiro impacto e para ambas as geometrias estudadas.

O número de impactos necessários para que ocorra o colapso de cada geometria, em função da energia, encontra-se ilustrado na Figura 3.5. Para ambas as geometrias estudadas, verifica-se que o número de impactos necessários para que ocorra a perfuração total aumenta à medida que a energia diminui. Por outro lado, comparando a resistência ao impacto, pode observar-se que geometria SD é bem mais resistente que a SS. Por exemplo, para a energia de 6 J, enquanto são necessários 3 a 4 impactos para que ocorra a perfuração total na geometria SS, estes valores variam entre os 156 e os 245 impactos na geometria SD, o que perfaz um aumento mínimo na ordem das 52 vezes.

A evolução da carga máxima ao longo dos multi-impactos foi analisada para ambas as geometrias de reparação e encontra-se ilustrada na Figura 3.6. Nesta representação, N/N_r representa o número de impactos instantâneos sobre o número total de impactos para o qual ocorreu a perfuração. Apenas estão representadas duas energias para cada tipo de geometria, estando uma associada à gama das energias mais baixas e a outra à gama das energias mais altas. No caso da geometria SS, verifica-se que, para todos os níveis de energia estudados, a carga evolui segundo um polinómio do segundo grau. Já na geometria SD, a evolução da carga pode ser descrita por um polinómio do segundo grau na gama das energias mais altas, enquanto na gama das energias mais baixas a carga evolui segundo um polinómio do sexto grau. Tomando como comparação a energia de 6 J, verificamos que a reparação SD apresenta valores de carga máxima mais elevados ao longo de toda a vida, pois as amostras são mais

espessas e, conseqüentemente, mais rígidas. Todavia este fenômeno é replicado para todas as energias. Finalmente, em todos os casos a carga máxima tende a diminuir com o número de impactos, embora a força máxima entre o primeiro e o último impacto não apresente diferenças significativas para as diferentes energias. No caso da energia de 6 J esta diferença na reparação SS é de 73,7% enquanto na SD é na ordem dos 72,4%.

O mesmo tipo de representação, mas agora para a evolução do deslocamento máximo, encontra-se ilustrada na Figura 3.7. Tudo o que foi descrito pode ser agora replicado, mas no sentido inverso. Assim, o deslocamento máximo aumenta com o número de impactos e, para o caso da energia de 6 J, a diferença entre o primeiro impacto e o último é de 265,2% para a geometria SS e de 137,1% para a geometria SD.

Como referido anteriormente, independentemente das energias, tanto a carga como o deslocamento máximo seguem um polinômio do segundo grau para a geometria SS. Isto revela que o dano, uma vez iniciado, progride rapidamente até ao colapso final (perfuração total). No que concerne à geometria SD, o mesmo ocorre para a gama das energias mais altas, mas no domínio das mais baixas este fenômeno não se verifica. Assim, nos gráficos anteriores, pode-se observar que até valores de N/N_r na ordem dos 0.09 existe um decréscimo acentuado da carga (ou um crescimento acentuado do deslocamento) passando a decrescer (crescer) muito lentamente até valores próximos de $N/N_r = 0.2$. Posteriormente volta a decrescer (crescer) rapidamente até muito próximo de 0.6, voltando a tender para uma estabilização. Finalmente, por volta dos 0.85 a carga diminui acentuadamente (deslocamento cresce acentuadamente) até ao colapso final. Este andamento, descrito por um polinômio do sexto grau, é resultado do dano ocorrido nesta geometria. A queda inicial resulta dos primeiros danos introduzidos no provete que, com o aumento do número de ciclos de impacto, ocorre uma acumulação contínua de danos. Estes não promovem uma redução significativa da resistência mecânica, no entanto, induzem uma saturação que promove novos mecanismos de dano. É nesta altura que volta a ocorrer uma nova diminuição abrupta da carga (aumento do deslocamento) como resultado do descolamento progressivo do remendo inferior. Mais uma vez volta a dar-se uma acumulação contínua de danos até que, após nova saturação, volta a diminuir (aumentar) significativamente a carga (deslocamento). Este último estágio culmina com o colapso final e está, neste caso, associado à ruína do remendo superior.

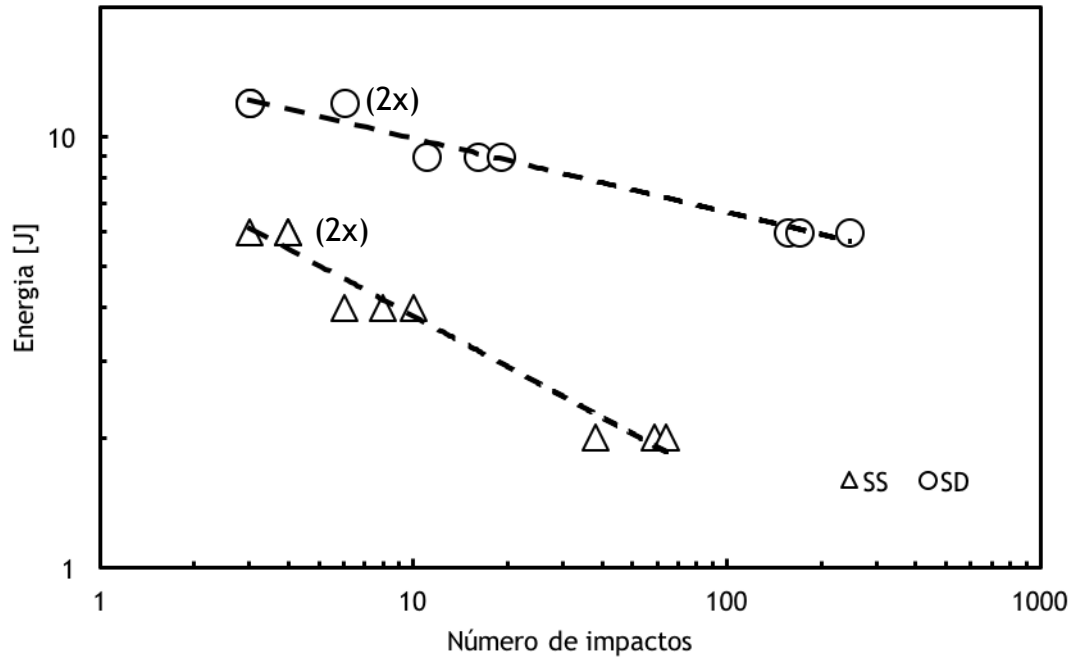


Figura 3.5 - Energia do impacto versus número de impactos até à perfuração para as diferentes geometrias.

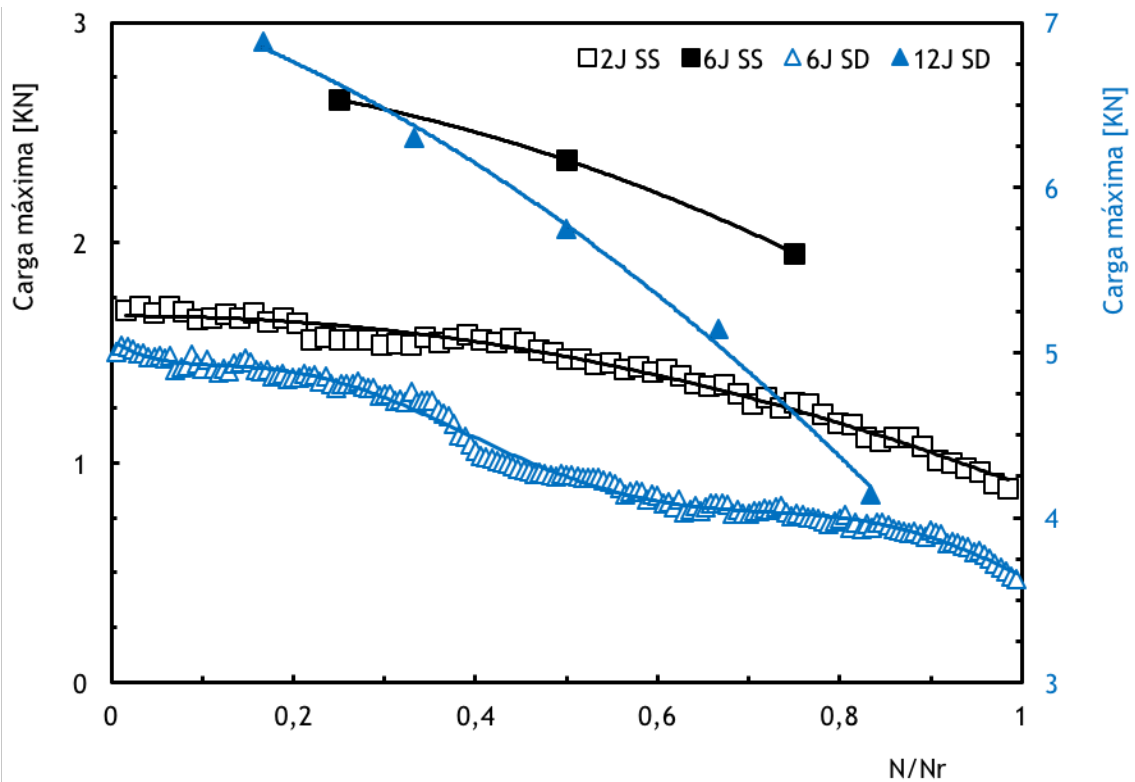


Figura 3.6 - Evolução do carregamento máximo ao longo dos multi-impactos para as energias de 2 J, e 6J para a geometria SS e de 6 J e 12 J para a geometria SD, e respetivas geometrias de reparação.

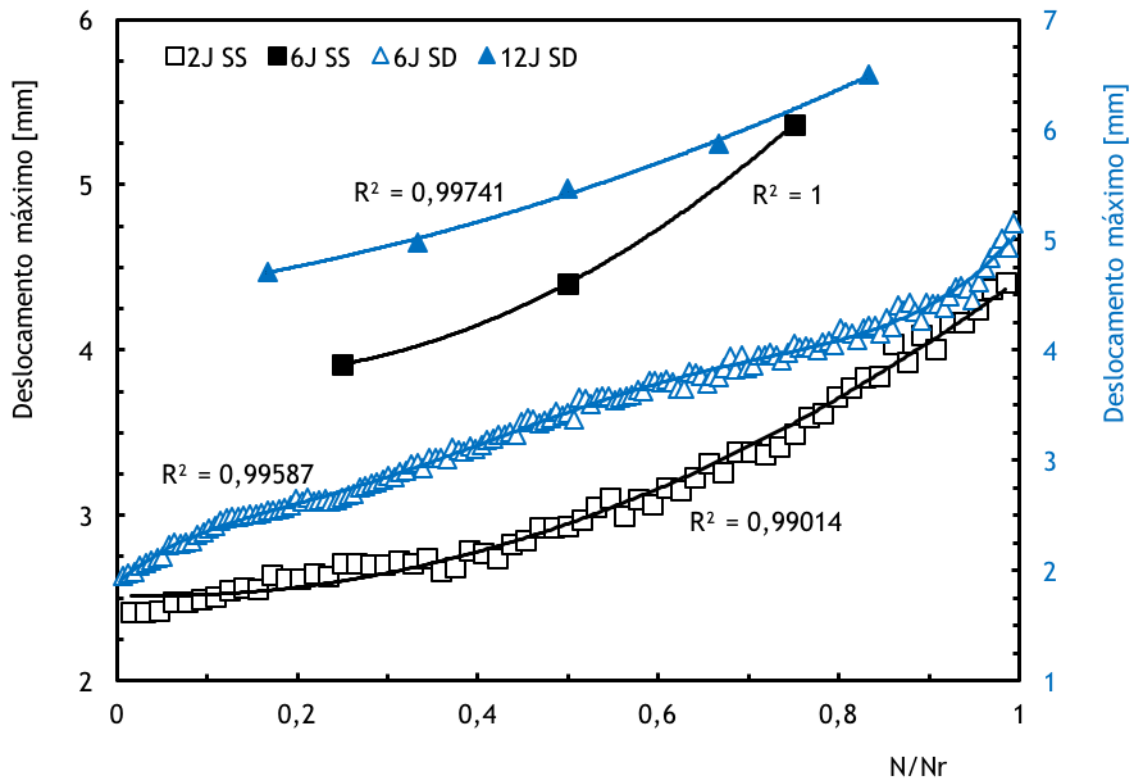


Figura 3.7 - Evolução do deslocamento ao longo dos multi-impactos para as energias de 2 J e 6 J para a geometria SS e de 6 J e 12 J para a geometria SD.

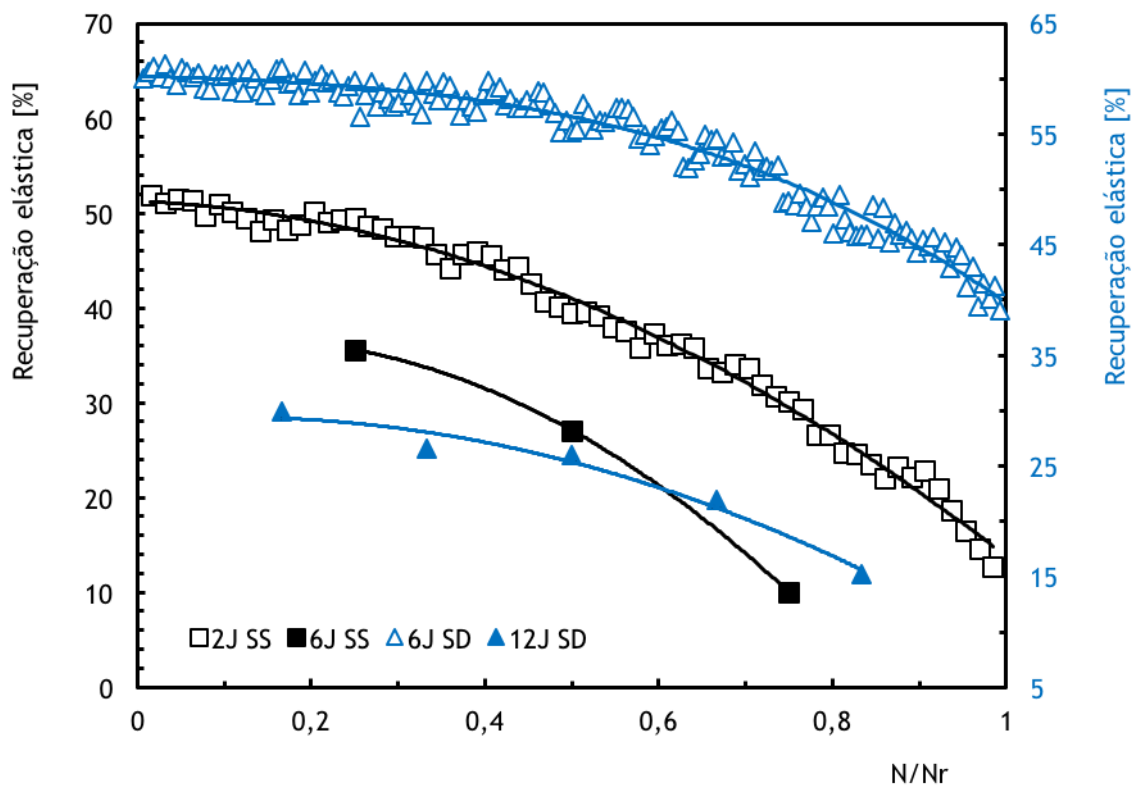


Figura 3.8 - Evolução da recuperação elástica ao longo dos multi-impactos para as energias de 2 J e 6 J para a geometria SS e de 6 J e 12 J para a geometria SD.

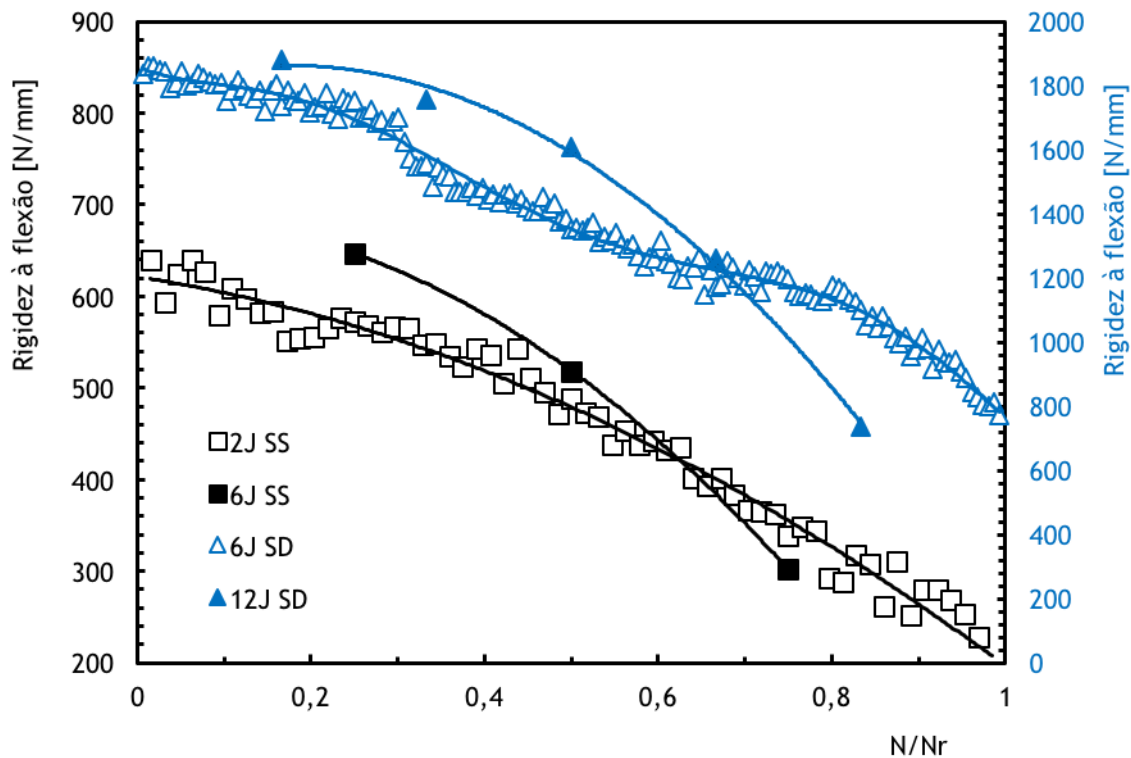


Figura 3.9 - Evolução da rigidez à flexão por impacto (IBS) ao longo dos multi-impactos para as energias de 2 J e 6 J para a geometria SS e de 6 J e 12 J para a geometria SD.

A evolução do dano que foi descrita anteriormente, encontra-se agora representada na Figura 3.8 em termos da recuperação elástica. Para todos os valores é possível ajustar um polinómio de segundo grau, à exceção do ensaio com a geometria SD e energia de impacto de 6 J. Neste caso o polinómio de terceiro grau é o que se ajusta mais adequadamente à distribuição dos valores. É possível confirmar que, para a geometria SS e desde o primeiro impacto, o dano progride rapidamente até ao colapso final, enquanto na geometria SD esta progressão assume especial relevância a partir da última metade da vida e torna-se mais evidente à medida que a energia de impacto aumenta.

Finalmente na Figura 3.9 encontra-se ilustrada a evolução da rigidez à flexão por impacto ao longo dos multi-impactos. A rigidez à flexão por impacto (IBS) é reconhecida como uma propriedade importante na avaliação de danos globais e é obtida pelo declive da parte ascendente da curva carga-deslocamento [61]. Amaro *et al.* [62], obtiveram mesmo uma relação direta entre o IBS e o tamanho do defeito em materiais compósitos. No presente estudo, este parâmetro (IBS) revela-se bastante importante, pois o dano propaga-se pelo laminado e junta colada. A sua avaliação precisa não é assim uma tarefa fácil e, deste modo, temos uma ideia global da progressão do dano. A evolução das curvas vem confirmar o que já foi descrito anteriormente, ou seja, para a geometria SS o dano progride rapidamente desde o primeiro impacto e esta progressão torna-se mais severa à medida que a energia de impacto aumenta. Relativamente à geometria SD, esta progressão assume especial severidade a partir

da última metade da vida e, de igual modo, torna-se mais evidente à medida que a energia de impacto aumenta. Os patamares ilustrados na curva dos 6 J denotam, como referido anteriormente, a evolução do dano do remendo inferior para o superior.

Na Figura 3.10 estão representados os danos finais para ambas as geometrias. Assim, para a geometria SS e para as dimensões estudadas, o colapso final dá-se pela perfuração do laminado/remendo sem ocorrer descolamento generalizado entre este e o laminado danificado. Relativamente à geometria SD, pode observar-se que o dano começa com o descolamento do laminado/remendo inferior, chegando mesmo a soltar-se totalmente da estrutura, culminando com a perfuração do laminado/remendo superior. Tal como na geometria SS, também aqui não se verificou o descolamento generalizado entre o remendo e o laminado danificado. Estas fotografias confirmam, deste modo, o que foi descrito anteriormente em termos de evolução de dano. Finalmente pode-se observar que o descolamento deu-se por ruína do laminado, ou seja, a cola arrancou a camada superficial de resina, deixando as fibras de vidro à mostra. Nestas condições, tanto a preparação da superfície como a técnica de colagem foram eficiente, dado que a ruína ocorreu fora da cola e fora da interface cola/aderente.

a)



b)

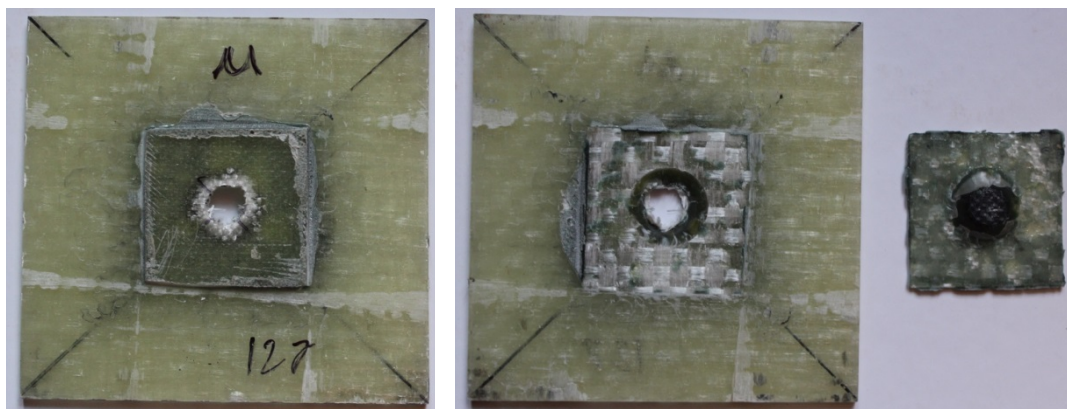


Figura 3.10 - Danos típicos observados nas: a) geometrias SS; b) geometrias SD.

3.2 Estudo da influência do ponto de impacto na resistência ao multi-impacto

Uma vez estudado o efeito da geometria de reparação na resistência ao impacto, pretende-se agora analisar a influência do ponto de impacto numa estrutura reparada. Para tal, considera-se uma geometria com um único remendo (SS) e o ponto de impacto variou em função da distância ao centro do remendo (conforme descrito no capítulo 2 secção 2.4). Neste contexto, a Figura 3.11 mostra o efeito da distância nas curvas carga-tempo e energia-tempo, em termos do primeiro impacto, para uma junta reparada. Mais uma vez estas curvas representam o comportamento típico observado para todos os provetes e estão de acordo a literatura [51-57]. As oscilações observadas são originadas pelas vibrações do provete [58].

Como na secção anterior, também aqui a força aumenta até um dado valor máximo, voltando, posteriormente, a diminuir. A energia de impacto também não foi suficientemente elevada para romper o laminado, pois o impactor bate na amostra e é devolvido por esta. De igual modo, quando ocorre o colapso a energia elástica é zero pois toda a energia é absorvida pela amostra em forma de dano.

Os valores médios e o respetivo desvio padrão para todos os ensaios realizados, em termos de primeiro impacto, encontram-se sintetizados na Tabela 3.1. Para os denominados provetes de controlo, provetes não reparados, efectuaram-se ensaios em amostras sem furo e com furo de 20 mm de diâmetro tendo sido, respetivamente, impactados no centro e a 15 e 35 mm do centro do furo. Neste caso, verifica-se que a carga máxima de impacto obtida nos provetes sem furo apenas difere da obtida nos provetes impactados a 35 mm em 0.47 kN. No entanto, esta diferença cresce quase para o dobro quando se compara os valores obtidos para as amostras sem furo e as impactadas a 15 mm. Relativamente ao deslocamento máximo, a diferença entre eles é na ordem dos 0.4 mm, face ao provete sem furo, ainda que os valores mais altos sejam obtidos nas amostras impactadas a 15 mm. Em termos de recuperação elástica, as amostras impactadas a 15 mm são as que apresentam menor valor médio (42.5%), o qual é 34.3% e 16.8% inferior aos obtidos nos provetes sem furo e nos impactados a 35 mm, respetivamente. O efeito da concentração de tensões provocado pelo furo explica os valores obtidos para as amostras de 15 mm e a sua discrepância face aos obtidos nas outras amostras. Por sua vez, as amostras impactadas a 35 mm não se revelam tão sensíveis ao efeito da concentração de tensões pois, segundo os critérios propostos por Whitney [63] e Nuismer [64], o dano só ocorre quando a tensão média a uma certa distância da frente do entalhe iguala a resistência do laminado sem entalhe. Simultaneamente, para esta distância deve ainda ser tido em consideração as condições de fronteira, dada a sua maior proximidade do bordo. Finalmente, os valores do IBS vêm confirmar esta análise, os quais revelam que o dano é muito maior nas amostras impactadas a 15 mm do que nas restantes.

Face aos laminados reparados, os valores médios mais baixos em termos de carga, recuperação elástica e IBS, assim com os mais altos ao nível do deslocamento, são obtidos para amostras impactadas no centro do remendo. As restantes condições (amostras impactadas a 15 e 35 mm) apresentam resultados muito semelhantes entre si. Esta diferença, segundo Amaro *et al.* [65], pode ser explicada pela diferença de rigidez, uma vez que o laminado aplicado no remendo tem menor número de camadas.

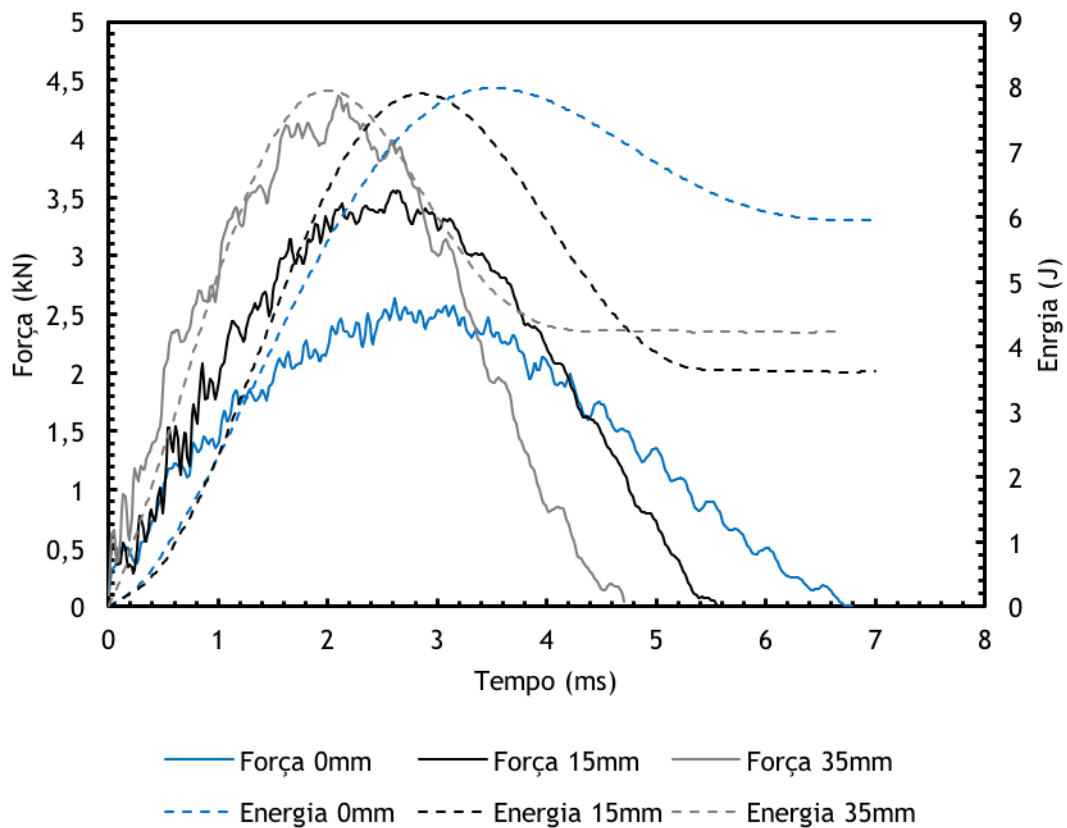


Figura 3.11 - Efeito da distância nas curvas carga-tempo e energia-tempo obtidas com uma energia de 8 J e para provetes reparados.

A Figura 3.12 mostra o número de impactos necessários para que ocorra o colapso (perfuração total) em função da distância. Assim, verifica-se que a zona do remendo é a mais sensível, ou seja, para este nível de energia, são apenas necessários 2 a 3 impactos para que ocorra a perfuração. Comparativamente aos provetes de controlo sem furo, representa uma diminuição da vida, em termos de valores médios, na ordem dos 96.8% e pode ser justificada pela enorme diferença da rigidez dos laminados [65]. Para aumentar a resistência ao impacto seria necessária uma maior espessura do remendo mas, neste caso, estamos a aumentar os eventuais problemas no domínio da aerodinâmica [61]. Relativamente à zona impactada a 15

mm, o recurso ao remendo melhora significativamente a resistência ao multi-impacto pois, deste modo, consegue-se um aumento da vida em cerca de 494.7%. Para este enorme aumento de vida contribui, simultaneamente, a maior rigidez do laminado reparado e a diminuição do efeito da concentração de tensões provocado pelo furo [63-65]. Finalmente, para a distância de 35 mm, a vida mostra não sofrer alterações significativas para esta gama de energia. Isto leva-nos a concluir que o efeito de bordo (concentração de tensões provocadas pela fronteira) é muito mais significativo que a presença do furo à distância estudada.

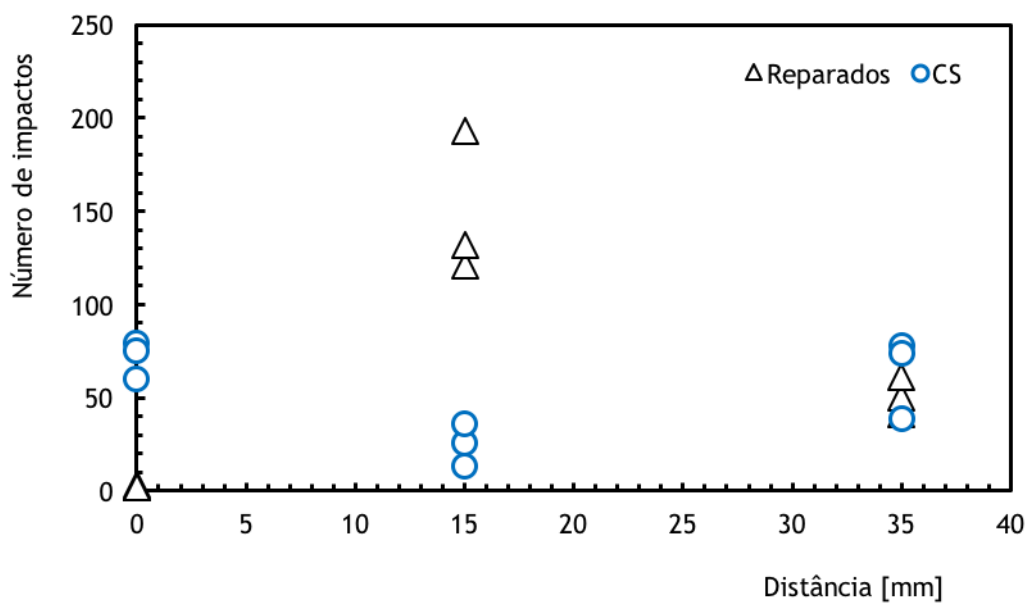


Figura 3.12 - Efeito da distância no número de impactos até à rotura.

A evolução da carga máxima ao longo dos multi-impactos é analisada na Figura 3.13, para os denominados provetes de controlo (a azul) e para os laminados reparados (a preto). Apenas estão representadas duas distâncias para os laminados reparados pois, para a gama de energia estudada, os provetes impactados ao centro (distância de 0 mm) apresentaram, como vimos anteriormente, apenas 2 a 3 impactos para se dar a perfuração total. Mais uma vez, N/N_r representa o número de impactos instantâneos sobre o número total de impactos para o qual ocorreu a perfuração.

A carga máxima tende a diminuir com o número de impactos e, exceto para os provetes de controlo impactados a 15 mm, todas as outras configurações evoluem segundo um polinómio de grau três. Estão assim bem definidos três estágios, onde no primeiro a carga decai mais ou

menos acentuadamente, consoante a geometria ensaiada, como resultado dos danos introduzidos pelas primeiras cargas de impacto. Posteriormente os danos evoluem lentamente, estabelecendo-se assim o segundo estágio, até atingirem a saturação. Nesta altura os mecanismos de dano alteram-se significativamente e evoluem rapidamente para o colapso final, ou seja, perfuração total (terceiro estágio). Neste caso os provetes que apresentam um segundo estágio mais estável são os de controlo sem furo e os laminados reparados impactados a 15 mm. Isto significa que a progressão do dano foi mais lenta nestas geometrias. Finalmente nos laminados de controlo impactados a 15 mm, o polinómio de segundo grau evidencia a evolução mais rápida do dano, como consequência da concentração de tensões induzida pelo furo. No caso dos laminados reparados e impactados a 15 mm, verificou-se uma evolução do dano muito mais lenta devido à maior rigidez do laminado reparado e à diminuição do efeito da concentração de tensões provocado pelo furo [63-65], como já foi devidamente explicado. No caso dos provetes impactados a 35 mm, apesar dos laminados reparados apresentarem cargas mais elevadas, as curvas evoluem de uma forma muito semelhante. Deste modo é possível concluir que a concentração de tensões induzidas pelo bordo é determinante.

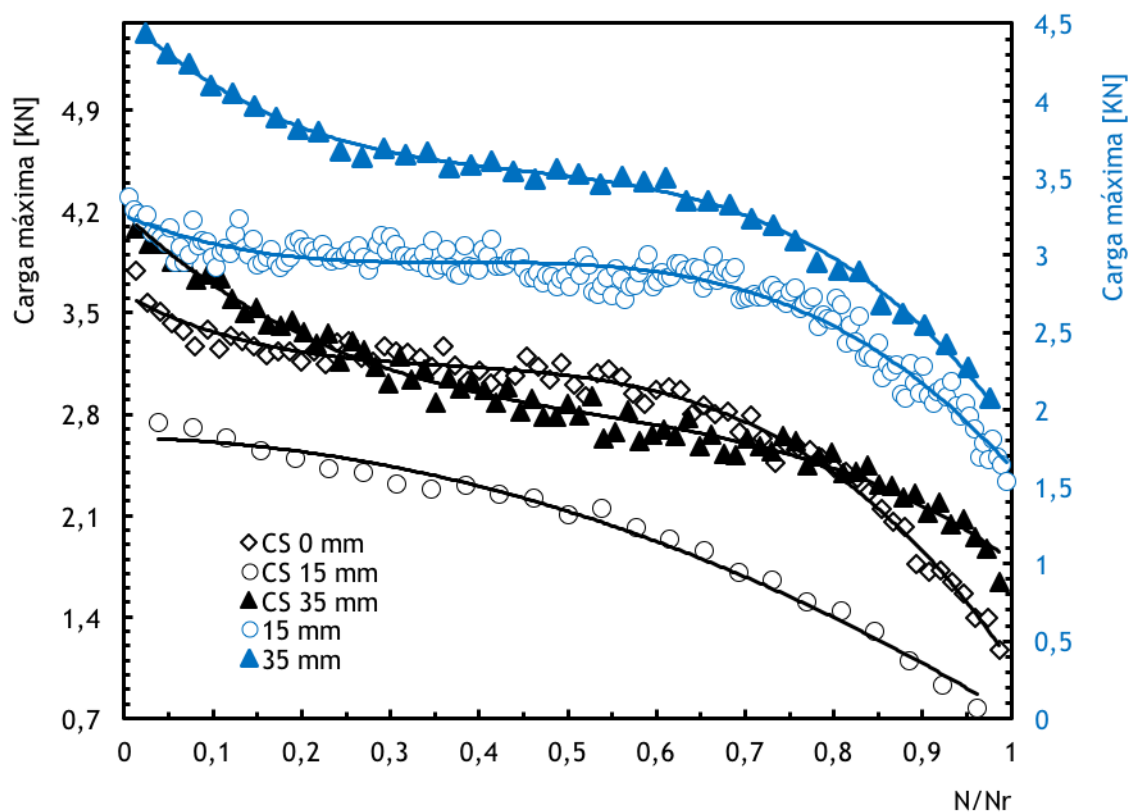


Figura 3.13 - Evolução da carga máxima ao longo dos multi-impactos para as diferentes geometrias e distâncias.

Tabela 3.2 - Resultados dos ensaios de impacto para as diferentes distâncias de impacto.

Geometria	Distância entre o ponto de impacto e o centro geométrico da amostra [mm]	Valores médios máximos				Valores médios			
		Carga [kN]	Desvio padrão [kN]	Deslocamento [mm]	Desvio padrão [mm]	Recuperação elástica [%]	Desvio padrão [%]	Rigidez à flexão [N/mm]	Desvio padrão [N/mm]
Amostra de Controlo (CS)	0	3,61	0,12	4,9	0,39	64,7	1,1	721,3	6,96
CS com furo	15	2,81	0,055	5,3	0,083	42,5	1,41	522,7	15,3
	35	4,08	0,022	4,6	0,17	51,1	1,11	844	17,51
Laminados reparados	0	2,52	0,11	5,1	0,27	28,5	2,33	440,2	34,35
	15	3,38	0,15	4,1	0,15	49,6	8,16	814	10,15
	35	4,42	0,14	4,2	0,13	52,1	1,19	1015,4	13,57

Relativamente ao deslocamento máximo, a Figura 3.14 ilustra o mesmo comportamento observado para a evolução da carga mas em sentido inverso. Neste caso o deslocamento máximo aumenta com o número de impacto e, mais uma vez, exceto para os provetes de controlo impactados a 15 mm, todos as outras configurações evoluem segundo um polinómio de grau três. Os três estágios são bem visíveis, mas, como anteriormente, nos provetes de controlo sem furo e nos laminados reparados impactados a 15 mm o segundo estágio revela-se mais estável.

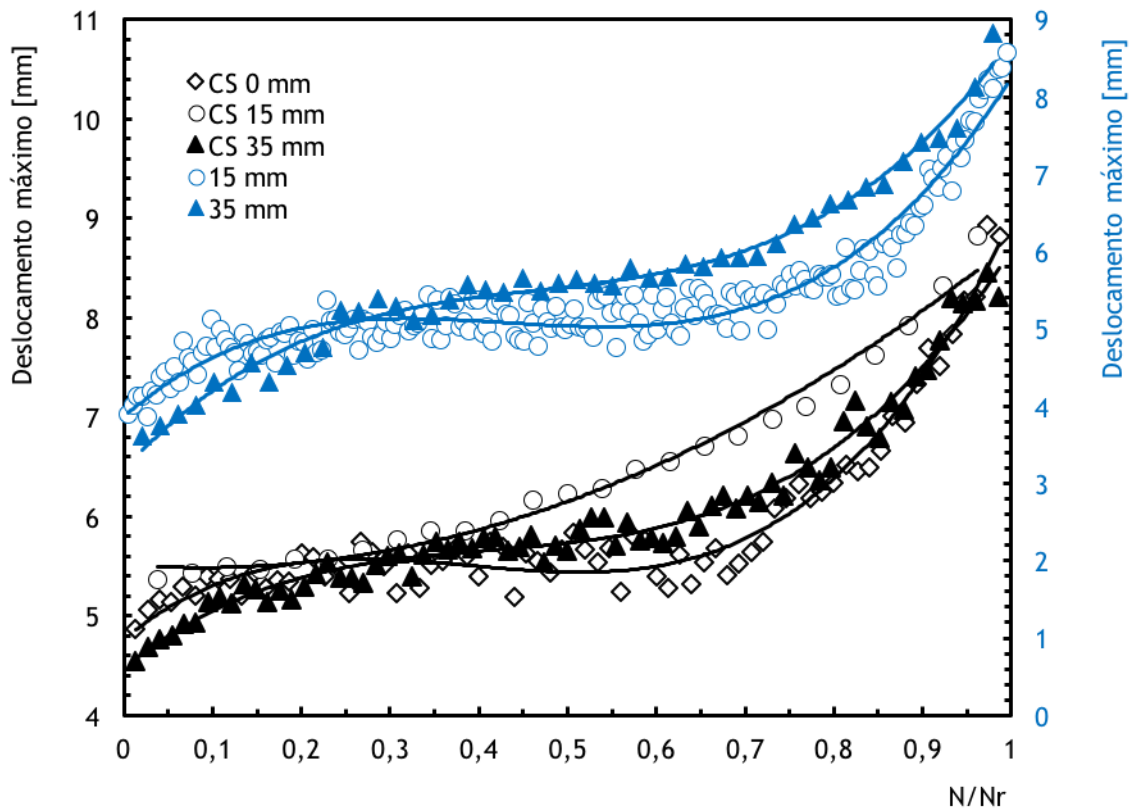


Figura 3.14 - Evolução do deslocamento máximo ao longo dos multi-impactos para as diferentes geometrias e distâncias.

A Figura 3.15 ilustra a evolução da recuperação elástica para as diferentes condições ensaiadas. Neste caso, quanto menor recuperação elástica maior energia acumulada, o que significa que o dano introduzido aumenta após cada impacto. No caso dos laminados de controlo impactados a 15 mm o dano progride rapidamente até ao colapso final, confirmando o que já foi referido anteriormente. Para as outras geometrias, a existência dos três estágios mostra uma progressão mais lenta do dano sendo, no entanto, mais revelante para os provetes de controlo sem furo e para os laminados reparados e impactados a 15 mm do

centro do furo. Neste caso, o segundo estágio apresenta menor declive face aos restantes, denotando uma maior estabilidade na progressão do dano.

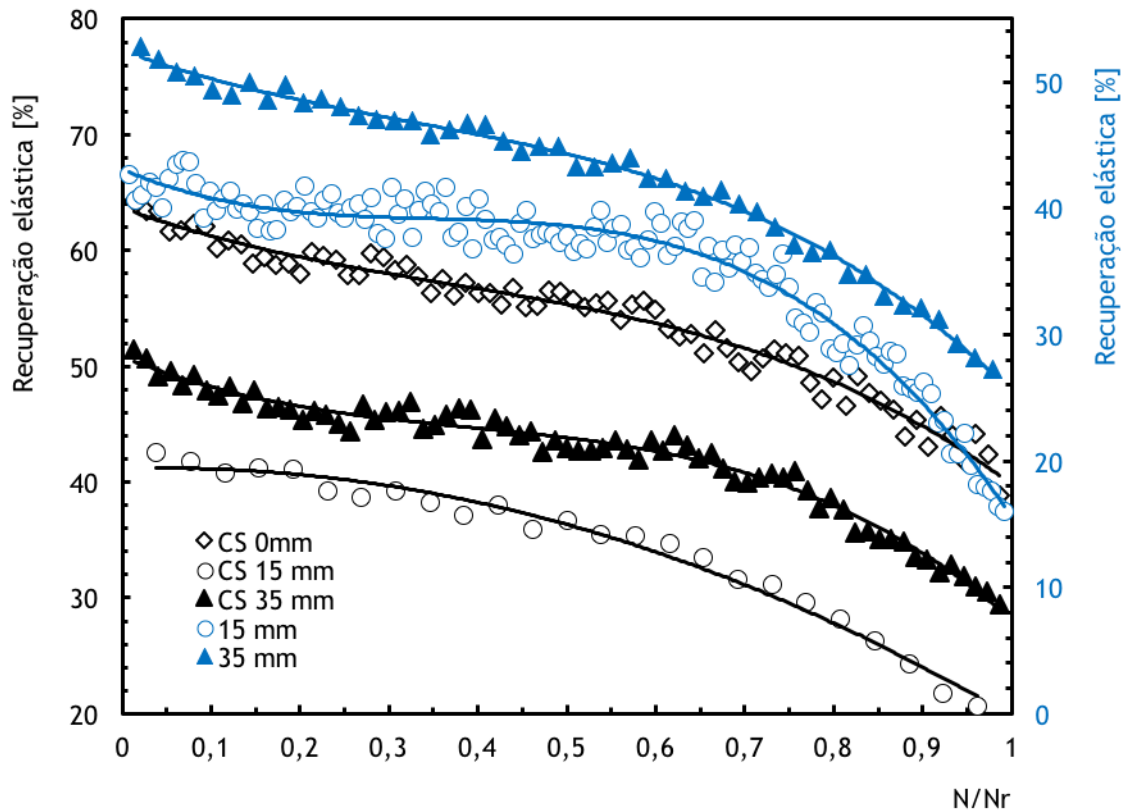


Figura 3.15 - Evolução da recuperação elástica ao longo dos multi-impactos para as diferentes geometrias e distâncias.

A Figura 3.17 ilustra a evolução da rigidez à flexão por impacto (IBS) com o número de impactos. Como já foi referido, sendo o IBS uma forma de avaliar o dano global e que se relaciona diretamente com o defeito [62], ela aqui, mais uma vez, se revela determinante dado que o dano é generalizado ao provete e, nalguns casos, de difícil avaliação. A consonância das curvas ilustradas com as representadas na Figura 3.14, vem corroborar toda a análise previamente descrita.

Finalmente as Figura 3.17 e Figura 3.18 ilustram, através de uma sequência de fotografias, a evolução do dano para os provetes de controlo sem furo, de controlo impactados a 35 mm e referentes aos provetes reparados e impactados a 0, 15 e 35 mm. Esta evolução vem confirmar visualmente o que foi descrito nos parágrafos anteriores.

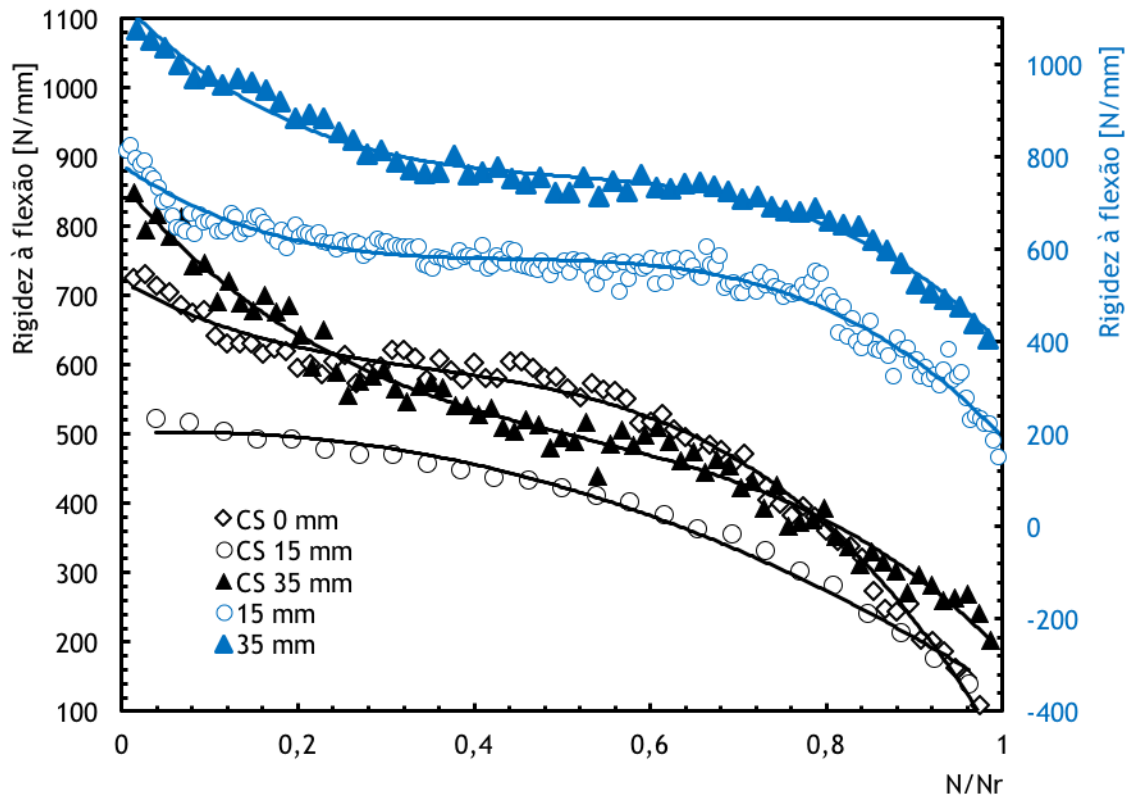


Figura 3.16 - Evolução da rigidez à flexão por impacto ao longo dos multi-impactos para as diferentes geometrias e distâncias.

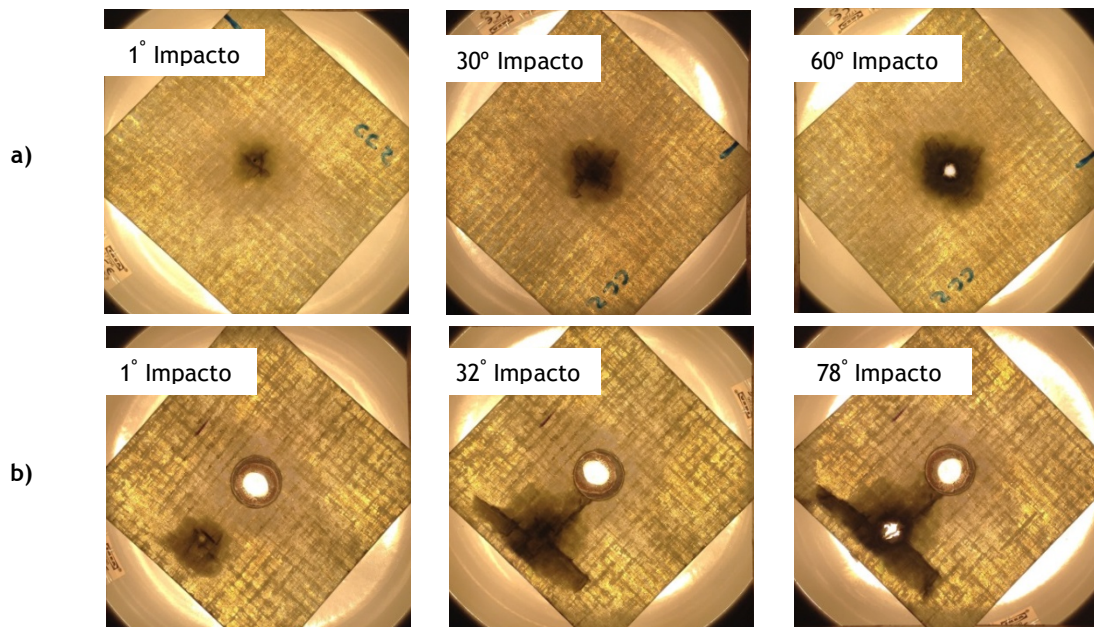


Figura 3.17 - Sequência de fotografias ilustrando a evolução do dano para os provetes de controle: a) sem furo; b) impactados a 35 mm.

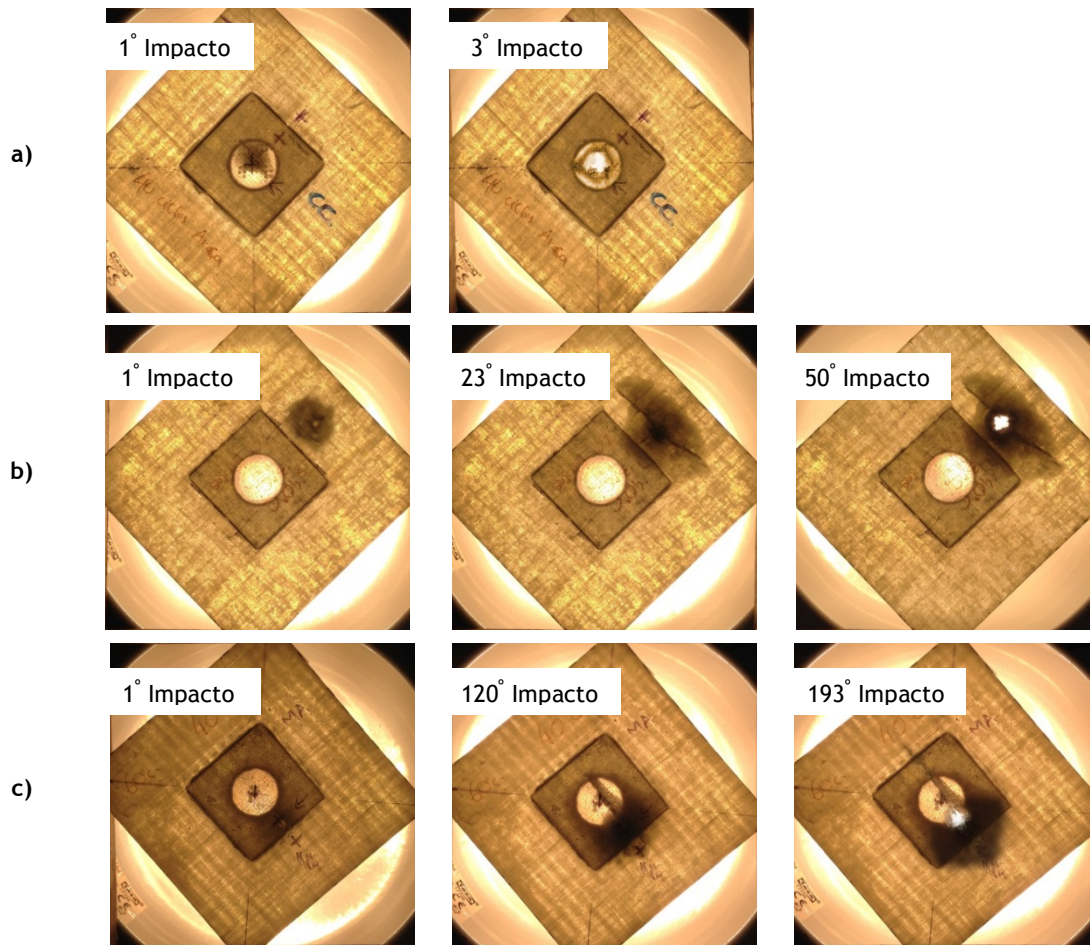


Figura 3.18 - Sequência de fotografias ilustrando a evolução do dano para os laminados reparados: a) impactados a 0 mm; b) impactados a 35 mm; c) impactados a 15 mm.

4. Conclusões finais e sugestões para trabalhos futuros

Introdução

De acordo com o objetivo proposto para este estudo, foi apresentada uma análise detalhada dos resultados obtidos e a sua discussão levou a algumas conclusões que serão abordadas nesta secção. Finalmente serão apresentadas algumas sugestões para trabalhos futuros.

4.1 Conclusões finais

Do estudo efetuado sobre o efeito da geometria na resistência ao impacto é possível concluir que as reparações SD são claramente preferíveis às SS. As SD promovem um carregamento máximo, uma recuperação elástica, uma rigidez à flexão e uma resistência à fadiga por impacto superior às SS. O deslocamento é inferior nas SD uma vez que são as que menos de deformam.

Relativamente à influência do ponto de impacto na resistência ao multi-impacto, quando a zona impactada a 15 mm é reparada a resistência ao multi-impacto aumenta a vida em cerca de 494.7%. O enorme aumento de vida significa que a progressão do dano foi mais lenta e, para tal, contribuiu a maior rigidez do laminado reparado e a diminuição do efeito da concentração de tensões provocado pelo furo. Esta distância, quando comparada com as restantes, promove um carregamento máximo, uma recuperação elástica e uma tolerância ao dano por impacto superior e um deslocamento menor. Para a distância de 35 mm, a vida mostra não sofrer alterações significativas na gama de energias estudadas, o que permite concluir que, neste caso, o efeito de bordo (concentração de tensões provocadas pela fronteira) é muito mais significativo do que a presença do furo à distância estudada. Os laminados reparados nesta distância obtiveram uma rigidez à flexão superior às restantes na mesma condição. O impacto em laminados reparados a 0 mm apresentou um decréscimo médio de vida na ordem dos 96.8% que pode ser justificado pela enorme diferença da rigidez dos laminados. Esta distância, quando comparada com as restantes nos compósitos laminados reparados obteve os piores resultados, tendo sido menor em todos os parâmetros excepto no deslocamento que foi superior.

4.2 Sugestões para trabalhos futuros

Como perspectivas de trabalho futuro, e na sequência do trabalho realizado, seguem alguns aspetos passíveis de serem abordados em trabalhos futuros:

- Desenvolver um estudo numérico capaz de simular o comportamento ao impacto de juntas reparadas;
- Estudar outras geometrias utilizadas no domínio das reparações;
- Estudar o efeito aerodinâmico das geometrias reparadas de modo a obter uma espessura ideal de sobreposição;
- Estudar os efeitos ambientais na resistência ao impacto de juntas reparadas.

Referências Bibliográficas

- [1] M. Pankaj K., FIBER- REINFORCED COMPOSITES Materials, Manufacturing, and Design, Terceira, CRC Press, 1946.
- [2] F.C. Campbell, Structural Composite Materials. ASM International., 2010.
- [3] A.M.F.M. Ventura, Os Compósitos e a sua aplicação na Reabilitação de Estruturas metálicas, Ciência Tecnol. dos Mater. 21 (2009) 10-19.
- [4] Handbook of materials and methods, 1972.
- [5] M.S. Jayalakshmy, Development of selected electro active polymer ceramic nanocomposites as pyroelectric thermal infrared detector materials, Cochin University of Science and Technology, 2015.
- [6] A.K. Kaw, Mechanics of composite materials, Second, CRC Press, 2006.
- [7] M.C. Rezende, E.C. Botelho, O uso de compósitos estruturais na indústria aeroespacial, Polímeros. 10 (2000) e4-e10.
- [8] J. Elder, PMMA Clay Nanocomposites, Durham University, 2009.
- [9] B. Strong, History of Composite Materials – Opportunities and Necessities, Compos. Manuf. (2002) 1-8.
- [10] B. Strong, Fundamentals of Composites Manufacturing, Second Edition: Materials, Methods and Applications, SME, 2008.
- [11] E. Kop, Synthesis and Characterization of Mechanical, Thermal and Flammability Properties of Epoxy Based Nanocomposites, Middle East Technical University, 2007.
- [12] S.K. Mazumdar, Composites Manufacturing: Materials, Product, and Process Engineering, CRC Press, 2002.
- [13] S. Mazumdar, State of the Composites Industry - A look at materials, manufacturing processes and markets in 2016 and beyond, Compos. Manuf. (2016) 19-23.
- [14] A.D. Allmon, F-117 pioneer test pilot passes away at 70, (sem data). <http://www.holloman.af.mil/News/Photos/tabid/6277/igphoto/2000493525/Default.aspx> (acedido 26 de Setembro de 2016).
- [15] J. Hale, Boeing 787 from the Ground Up, AERO Mag. (2006) 17-23.
- [16] Airbus, A350XWB Special Edition, Airbus Tech. Mag. (2013).
- [17] F. Namvar, M. Jawaid, P.M. Tanir, R. Mohamad, S. Azizi, A. Khodavandi, H.S. Rahman, M.D. Nayeri, Potential use of plants fibres and their composites for biomedical applications, Bioresources. 9 (2014) 19.
- [18] S. Ramakrishna, J. Mayer, E. Wintermantel, K.W. Leong, Biomedical applications of

- polymer-composite materials: A review, *Compos. Sci. Technol.* 61 (2001) 1189-1224.
- [19] MAST, Scientific Principles of Composites, em: *Compos. - Des. Mater.*, sem data: p. 16.
- [20] M. Moura, A.B. de Moraes, A.G. Magalhães, *Materiais Compósitos - Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*, Porto, 2006.
- [21] K.K. Chawla, *Composite Materials: Science and Engineering*, Springer-Verlag, New York, 1987.
- [22] A. Alagarasi, Introduction to Nanomaterials, em: *Nanomaterial*, 2009: p. 75.
- [23] C. Europeia, RECOMENDAÇÃO DA COMISSÃO de 18 de Outubro de 2011 sobre a definição de nanomaterial, *J. Of. da União Eur.* (2011) 2010-2012.
- [24] M. Ricaud, W. Olivier, Nanomaterials, *Defin. Toxicol. risk, characterisation Occup. Expo. Prev. Meas.* (2012).
- [25] M. Okamoto, Polymer / Layered Silicate Nano-composites, *Intern. Polym. Process.* XXI. (2006).
- [26] S. Sinha Ray, M. Okamoto, Polymer/layered silicate nanocomposites: A review from preparation to processing, *Prog. Polym. Sci.* 28 (2003) 1539-1641.
- [27] T.N. Blanton, Polymer Nanocomposites with a Low Thermal Expansion Coefficient, *Macromolecules.* 41 (2008) 935-941.
- [28] F. Bensadoun, N. Kchit, C. Billotte, F. Trochu, E. Ruiz, A Comparative Study of Dispersion Techniques for Nanocomposite Made with Nanoclays and an Unsaturated Polyester Resin, *J. Nanomater.* (2011).
- [29] I. Ortega, Fabrication et caracterisation de nanocomposites a matrice epoxy, *Library and Archives Canada = Bibliothèque et Archives Canada*, 2008.
- [30] D. Dean, A.M. Obore, S. Richmond, E. Nyairo, Multiscale fiber-reinforced nanocomposites: Synthesis, processing and properties, *Compos. Sci. Technol.* 66 (2006) 2135-2142.
- [31] P.O. Sjoblom, J.T. Hartness, T.M. Cordell, On low velocity impact testing of composite Materials, *J. Compos. Mater.* 22 (1988) 28-52.
- [32] P.J. HOGG, G.A. BIBO, Impact and damage tolerance, em: *Mech. Test. Adv. Fibre Compos.*, Woodhead Publishing, 2000: pp. 211-247.
- [33] J. A, Zukas, *Impact Dynamics*, John Wiley & Sons, Inc., 1982.
- [34] P. Robinson, G. a. O. Davies, Impactor mass and specimen geometry effects in low velocity impact of laminated composites, *Int. J. Impact Eng.* 12 (1992) 189-207.
- [35] R. S R, Z. G, *Impact behaviour of fibre-reinforced composite materials and structures*, Elsevier Science, 2000.
- [36] D. Liu, L.E. Malvern, Matrix Cracking in Impacted Glass/Epoxy Plates, *J. Compos.*

- Mater. 21 (1987) 594-609.
- [37] S.P. Joshi, C.T. Sun, Impact-induced fracture initiation and detailed dynamic stress field in the vicinity of impact, Proc. Am. Soc. Compos. 2nd Tech. Conf. (1987) 177-185.
- [38] S.N.A. Safri, M.T.H. Sultan, N. Yidris, F. Mustapha, Low Velocity and High Velocity Impact Test on Composite Materials - A review, Int. J. Eng. Sci. (2014) 50-60.
- [39] F. Silva, Tenacidade de materiais compósitos não convencionais, PUC-Rio, 2004.
- [40] J. Pernas-Sánchez, D.A. Pedroche, D. Varas, J. López-Puente, R. Zaera, Numerical modeling of ice behavior under high velocity impacts, Int. J. Solids Struct. 49 (2012) 1919-1927.
- [41] N. Rajesh Mathivanan, J. Jerald, Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of woven glass fiber epoxy matrix composite laminates of EP3 grade, Mater. Des. 31 (2010) 4553-4560.
- [42] J. Jefferson Andrew, V. Arumugam, K. Saravanakumar, H.N. Dhakal, C. Santulli, Compression after impact strength of repaired GFRP composite laminates under repeated impact loading, Compos. Struct. 133 (2015) 911-920.
- [43] K.L. Reifsnider, E.G. Henneke, W.W. Stinchcomb, J.C. Duke, Damage Mechanics and NDE of Composite Laminates, em: Elsevier (Ed.), Mech. Compos. Mater. Recent Adv., Elsevier Science, 2013.
- [44] M.O.W. Richardson, M.J. Wisheart, Review of low-velocity impact properties of composite materials, Compos. Part A Appl. Sci. Manuf. 27 (1996) 1123-1133.
- [45] R.L. Sierakowski, S.K. Chaturvedi, Dynamic loading and characterization of fiber-reinforced composites, 1997.
- [46] A.M. M.S., D. R., A. M., A. N.A.M, C. E.M., G. A.G., H. M., Stress-Strain Response Modelling of Glass Fibre Reinforced Epoxy Composite Pipes Under Multiaxial Loadings, J. Mech. Eng. Sci. 6 (2014) 916-928.
- [47] J. Isometsii, H. Lahtinen, Criteria for Matrix Failure in Continuous Frp-Composites-a Literature Study. Part 1: Matrix Cracking, Rmseura.Tkk.Fi. 29 (1996) 3-28.
- [48] R. Talreja, Residual stiffness properties of cracked composite laminates, em: Proc. sixth Int. Conf. Fract., New Dalhi, India, 1984: pp. 3013-3020.
- [49] R. Talreja, Modeling of damage development in composites using internal variables concepts, Damage Mech. Compos. (1987) 11-16.
- [50] Huntsman Advanced Materials, Technical Datasheet: Araldite Structural Adhesive 420 A/B, 2009.
- [51] P.O. Sjoblom, J.T. Hartness, T.M. Cordell, On Low-Velocity Impact Testing of Composite Materials, J. Compos. Mater. 22 (1988) 30-52.

- [52] A.M. Amaro, P.N.B. Reis, M.F.S.F. De Moura, Residual Strength after Low Velocity Impact in Carbon-Epoxy Laminates, *Mater. Sci. Forum.* 514-516 (2006) 624-628.
- [53] R. Olsson, Impact response of orthotropic composite plates predicted from a one-parameter differential equation, *AIAA J.* 30 (1992) 1587-1596.
- [54] S.M. Lee, P. Zahuta, C. Corpornrioti, Instrumented Impact and Static Indentation of Composites, *J. Compos. Mater.* 25 (1991) 204-222.
- [55] G.A. Schoeppner, S. Abrate, Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.* 31 (2000) 903-915.
- [56] M. Quaresimin, M. Ricotta, L. Martello, S. Mian, Energy absorption in composite laminates under impact loading, *Compos. Part B Eng.* 44 (2013) 133-140.
- [57] T. Roy, D. Chakraborty, Delamination in FRP laminates with holes under transverse impact, *Mater. Des.* 29 (2008) 124-132.
- [58] R.D.S.G. Campilho, M.F.S.F. De Moura, Modelação numérica de reparações por sobreposição simples e dupla em materiais compósitos, *Assoc. Port. Análise Exp. Tensões.* 15 (2008) 103-116.
- [59] P.N.B. Reis, J.A.M. Ferreira, P. Santos, M.O.W. Richardson, J.B. Santos, Impact response of Kevlar composites with filled epoxy matrix, *Compos. Struct.* 94 (2012) 3520-3528.
- [60] P.N.B. Reis, J.A.M. ZhangFerreira, Z.Y. Zhang, T. Benameur, M.O.W. Richardson, Impact response of Kevlar composites with nanoclay enhanced epoxy matrix, *Compos. Part B Eng.* 46 (2013) 7-14.
- [61] O.S. David-West, D.H. Nash, W.M. Banks, An experimental study of damage accumulation in balanced CFRP laminates due to repeated impact, *Compos. Struct.* 83 (2008) 247-258.
- [62] A.M. Amaro, P.N.B. Reis, M.A. Neto, C. Louro, Effects of alkaline and acid solutions on glass/epoxy composites, Elsevier Ltd, 2013.
- [63] J.M. Whitney, R.J. Nuismer, Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations, *J. Compos. Mater.* 8 (1974) 253-265.
- [64] R.J. Nuismer, J.M. Whitney, Uniaxial Failure of Composite Laminates Containing Stress Concentrations, *Astm Stp 593.* (1975) 117-142.
- [65] A.M. Amaro, P.N. Balbis Reis, M. De Moura, J.B. Santos, Influence of the specimen thickness on low velocity impact behavior of composites, *J. Polym. Eng.* 32 (2012) 53-58.
- [66] D. Gay, S. V Hoa, S.W. Tsai, Composite materials design and applications, Quarta, CRC Press, 1942.