

**Reparação de painéis curvos em materiais  
compósitos para aplicações aeronáuticas**  
(Versão final após defesa)

**Patrícia Melo Freire Silvestre**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(Mestrado integrado)

Orientador: Prof. Doutor Paulo Nobre Balbis dos Reis

**Janeiro de 2021**



*Dedicado à minha mãe, Rosa Maria Silvestre.*



# Agradecimentos

Quero agradecer a todas as pessoas e instituições que, das mais diferentes maneiras, contribuíram para que este trabalho se realizasse e fosse concluído:

- Ao orientador científico, Professor Paulo Reis por todo o acompanhamento dado na conceção da dissertação;
- Ao Paulo Santos, por todo o apoio prestado na parte experimental do trabalho;
- Ao engenheiro Carlos Coelho, do Instituto Politécnico de Abrantes, por todo o apoio e disponibilidade na realização dos ensaios de impacto;
- À Sara Valvez por toda a ajuda e apoio que prestou no fabrico dos provetes e na amizade demonstrada;
- Finalmente, a todos os meus amigos e família que de uma forma ou de outra me ajudaram ao longo de todo o percurso académico, e me incentivaram a nunca desistir.



# Resumo

Os materiais compósitos estão cada vez mais presentes nas aeronaves, tanto comerciais como militares. Assim, durante todo o percurso de voo da aeronave, mas essencialmente na descolagem, aterragem ou nos serviços de manutenção, estas estão sujeitas a impactos. De entre os vários impactos, os classificados de baixa velocidade são os mais frequentes e os mais perigosos para estruturas compósitas devido ao dano induzido não ser visível através de uma simples inspeção visual. Segundo a literatura, estes eventos induzem, para além das fissuras da matriz, delaminações e rotura das fibras que são responsáveis por elevadas perdas de resistência residual. Assim, com vista a repor a integridade estrutural é sugerido remover apenas a área danificada e repará-la com recurso a remendos devidamente colados à estrutura sã. Esta reparação pode envolver remendos simples ou duplos e, no caso dos últimos, a cavidade resultante da remoção do dano pode, ou não, ser preenchida com resina.

Este trabalho pretende, assim, avaliar a resistência ao impacto de baixa velocidade de cascas devidamente reparadas, uma vez que a literatura não reporta muitos trabalhos com vista a consolidar este conhecimento. Para tal, estudou-se o efeito do tamanho da reparação, considerando remendos compósitos com diferentes comprimentos e utilizados na forma de reparações simples e de dupla sobreposição com preenchimento da cavidade por resina semelhante à da matriz do laminado. Foi possível concluir que no caso das reparações simples a vida de fadiga por impacto é insensível ao tamanho do remendo, mas o estudo sugere que seja dependente da sua espessura. Na verdade, independentemente do tamanho do remendo colado, a ruína ocorreu sempre no remendo laminado. No que concerne às reparações duplas, a resistência ao impacto revelou-se dependente do tamanho do remendo devido à rigidez induzida na estrutura curva. A maior vida à fadiga foi obtida com o remendo de maiores dimensões, chegando mesmo a ser superior à obtida nos laminados de controlo (sem defeito).

## Palavras-chave

Reparação de Cascas; Compósitos; Resistência ao impacto; Fadiga por impacto.





# Abstract

Composite materials are increasingly present in aircrafts, both commercial and military. Thus, throughout the flight path of the aircraft, but essentially on take-off, landing or maintenance services, they are subject to impact. Among the various impacts, those classified as low-speed are the most frequent and the most dangerous for composite structures due to induced damage not being visible through a simple visual inspection. According to the literature, these events induce, in addition to matrix fissures, delaminations and fiber breaks that are responsible for high losses of residual resistance. Thus, in order to restore structural integrity, it is suggested to remove only the damaged area and repair it using patches properly glued to the healthy structure. This repair may involve single or double patches and, in the case of the latter, the cavity resulting from the removal of the damage may or may not be filled with resin.

Therefore, this work intends to evaluate the resistance to the low speed impact of properly repaired shells, since the literature does not report many works in order to consolidate this knowledge. For this purpose, the effect of the repair size was studied, considering composite patches with different lengths and used in the form of simple and double overlapping repairs with filling of the cavity with resin similar to that of the laminate matrix. It was possible to conclude that in the case of simple repairs the life of impact fatigue is insensitive to the size of the patch, but the study suggests that it is dependent on its thickness. In fact, regardless of the size of the glued patch, the ruin always occurred in the laminated patch. With regard to double repairs, the impact resistance proved to be dependent on the size of the patch due to the rigidity induced in the curved structure. The longest fatigue life was obtained with the largest patch, even exceeding that obtained in the control laminates (without defect).

## Keywords

Shell repair; Composites; Impact resistance; Impact fatigue.



# Índice

<b>Introdução</b>	<b>1</b>
<b>1 Enquadramento teórico</b>	<b>3</b>
1.1 Impacto em materiais compósitos . . . . .	3
1.1.1 Conceito, introdução histórica e campo de utilização dos compósitos	3
1.1.2 Classificação do impacto . . . . .	7
1.1.3 Danos provocados por impacto . . . . .	9
1.1.4 Comportamento ao impacto de cascas . . . . .	12
1.2 Reparações adesivas de materiais compósitos . . . . .	14
1.2.1 Estudos envolvendo a reparação de cascas . . . . .	18
<b>2 Material e procedimento experimental</b>	<b>21</b>
2.1 Manufatura dos laminados . . . . .	21
2.2 Provetes . . . . .	22
2.3 Equipamento . . . . .	25
2.4 Procedimento experimental . . . . .	26
<b>3 Análise e discussão de resultados</b>	<b>29</b>
3.1 Análise estática . . . . .	29
3.2 Resistência ao impacto . . . . .	31
<b>4 Conclusões Finais e Recomendações para Trabalhos Futuros</b>	<b>39</b>
4.1 Conclusões finais . . . . .	39
4.2 Recomendações para trabalhos futuros . . . . .	39
<b>Bibliografia</b>	<b>41</b>



# Lista de Figuras

1.1	Lockheed Martin F-35 Lightning II Joint Strike Fighter com a fuselagem e as asas com estruturas em materiais compósitos . . . . .	5
1.2	Aplicação dos materiais compósitos no Airbus 380 (adaptado da ref.) . . .	6
1.3	Aplicação dos materiais compósitos no Boeing 777 (adaptado da ref. ) . . .	7
1.4	Critério da massa (adaptado) . . . . .	9
1.5	Danos de uma tempestade de granizo num A321, mostrando danos substanciais para o nariz e para-brisas do avião. . . . .	10
1.6	Danos iniciais de um laminado compósito impactado (adaptado da ref.) . .	11
1.7	Junta de dupla sobreposição . . . . .	16
1.8	Figura representativa de um remendo <i>scarf</i> , onde a) cavidade e b) adesivo. . . . .	17
1.9	Ilustração da placa reparada e implementação da reparação <i>scarf</i> (adaptado da ref.) . . . . .	18
2.1	Desenho do molde produzido, em [mm]. . . . .	22
2.2	Provete preenchido com resina. . . . .	23
2.3	Provete reparado apenas com uma camada sobreposta (a = 35 mm e 55 mm). . . . .	24
2.4	Adesivo superior e inferior, onde (a) corresponde a 35 mm e 55 mm. . . . .	24
2.5	Equipamento de impacto IMATEK, modelo IM10. . . . .	25
2.6	Equipamento de ensaios estáticos Shimadzu, AG-100KN. . . . .	26
3.1	Curvas típicas força-deslocamento para ensaios estáticos. . . . .	29
3.2	Curvas típicas força-deslocamento de flexão. . . . .	30
3.3	Dano final nos ensaios estáticos de todas as geometrias (em cima- controlo e simples de 35 e 55 mm; em baixo- duplo 35 e 55 mm). . . . .	31
3.4	Curvas típicas força-tempo para o 1º impacto. . . . .	32
3.5	Curvas típicas energia-tempo para o 1º impacto. . . . .	32
3.6	Curvas típicas força-tempo para 10J. . . . .	33
3.7	Curvas típicas energia-tempo para 10J. . . . .	34
3.8	Número de impactos em função da energia. . . . .	34
3.9	Evolução do tempo de contacto ao longo dos vários impactos para a energia de impacto de 10 J. . . . .	35
3.10	Evolução da força ao longo dos vários impactos para a energia de impacto de 10 J. . . . .	36
3.11	Evolução do deslocamento máximo ao longo dos vários impactos para a energia de impacto de 10 J. . . . .	36
3.12	Evolução da energia elástica ao longo dos vários impactos para a energia de impacto de 10 J. . . . .	37
3.13	Evolução do IBS ao longo dos vários impactos para a energia de impacto de 10 J. . . . .	37
3.14	Dano final nos provetes de controlo, para 10J. . . . .	38

3.15	Dano final nos provetes duplos de 55 mm, para 10J. . . . .	38
3.16	Dano final no provete com reparação dupla de 35 mm para 10J. . . . .	38
3.17	Dano final no provete com reparação simples de 35 mm para 6J. . . . .	38

## **Lista de Tabelas**

2.1	Número de provetes utilizados para os ensaios estáticos e de impacto. . . .	27
3.1	Resistência dos laminados. . . . .	31
3.2	Média e desvio padrão do 1º impacto. . . . .	33





## **Lista de Acrónimos e Siglas**

CFRP	Polímeros reforçados com fibras de carbono
CNC	Computer Numeric Control
FRPs	Plásticos Reforçados com Fibras
GFRP	Polímero Reforçado com Fibra de Vidro
IBS	Impact Bending Stiffness
NASA	National Aeronautics and Space Administration
SIF	Fator de Intensidade de Tensão
TDS	Tail Drive Shaft (eixo de transmissão da cauda)
UBI	Universidade da Beira Interior



# Introdução

Com o desenvolvimento de novos compósitos, estes materiais são cada vez mais utilizados na indústria aeronáutica e, conseqüentemente, substitutos dos tradicionais materiais metálicos. Para tal, contribuem as propriedades intrínsecas destes materiais, especialmente ao nível da sua resistência e rigidez específica. Todavia, apesar destes materiais apresentarem excelentes propriedades mecânicas na direção das fibras, o mesmo pode não acontecer ao longo da espessura, tornando-se mesmo uma limitação para muitas aplicações ao nível da engenharia. Por exemplo, devido aos impactos de baixa velocidade que podem ocorrer durante todo o ciclo de voo das aeronaves, estes materiais ficam sujeitos a muitos tipos de danos que acabam por afetar a resistência residual do componente impactado.

Segundo a literatura, os primeiros danos induzidos por impactos de baixa velocidade são as fissuras na matriz dos laminados, as quais podem conduzir a delaminações. Este é um dos principais modos de dano e dos mais catastróficos, pois não são visíveis numa inspeção visual, mas afetam significativamente a resistência residual dos componentes. Neste caso, para repor a integridade estrutural do componente é sugerida a reparação com recurso a um remendo que será colado à estrutura. Todavia, esta reparação requer, muitas vezes, a remoção da área danificada. Assim, as reparações podem envolver remendos simples ou duplos e, no caso dos últimos, a cavidade resultante da remoção do dano pode, ou não, ser preenchida com resina.

Se a literatura reporta muitos estudos, já no que concerne à reparação de cascas, o mesmo não acontece ao nível de superfícies curvas. Conseqüentemente, ainda existem muitas relutâncias por parte das autoridades de Aeronavegabilidade no que diz respeito à utilização deste modo de reparação. Posto isto, este trabalho pretende abordar a reparação de superfícies curvas com recurso a remendos compósitos, em fibra de vidro/epóxida, com vista a repor a sua integridade estrutural. Especial atenção será dada à resistência ao impacto, devido à perigosidade deste modo de carregamento nas estruturas compósitas associada à falta de literatura capaz de promover um conhecimento consolidado sobre este fenómeno. Para tal, será estudado o efeito do tamanho da reparação, considerando remendos compósitos com diferentes comprimentos e utilizados na forma de reparações simples e de dupla sobreposição com preenchimento da cavidade por resina semelhante à da matriz do laminado.

Com vista a cumprir estes propósitos, a presente dissertação encontra-se organizada em 4 capítulos. No capítulo 1, é apresentado um enquadramento teórico sobre o impacto em materiais compósitos, onde se aborda o conceito, uma introdução histórica e o campo de utilização de materiais compósitos, com especial enfoque na indústria aeronáutica. É ainda abordada a classificação ao impacto e os possíveis danos, o comportamento ao impacto em cascas cilíndricas, e por último são expostas as reparações adesivas em ma-

teriais compósitos. Já no capítulo 2 serão descritas as técnicas experimentais utilizadas no trabalho, onde se expõe o procedimento de manufatura e geometria dos laminados e dos provetes, bem como o equipamento utilizado. No capítulo 3 são apresentados os resultados experimentais e a sua discussão. Por último, no capítulo 4 são apresentadas as conclusões e algumas sugestões para trabalhos futuros.

# Capítulo 1

## Enquadramento teórico

Neste capítulo serão apresentados alguns conceitos fundamentais sobre os materiais compósitos, como a sua história e campo de aplicação, com especial enfoque no ramo da aeronáutica. Será ainda abordado o conceito de impacto, os danos provocados por impacto, o comportamento ao impacto de cascas cilíndricas e, por último, as reparações adesivas em materiais compósitos.

### 1.1 Impacto em materiais compósitos

#### 1.1.1 Conceito, introdução histórica e campo de utilização dos compósitos

Os compósitos existem na natureza, por exemplo, um pedaço de madeira não é mais que um compósito, dado que na celulose longa considera-se fibras que são mantidas juntas por uma substância chamada lignina [1]. Um material compósito pode, assim, definir-se como sendo a combinação de dois ou mais materiais macroscópicos e não miscíveis entre si, por forma a obterem-se propriedades mecânicas superiores às dos seus constituintes individualmente [2].

Nas últimas décadas, as estruturas utilizadas no sector da construção civil, marinha, aeronáutica, aeroespacial e automobilística utilizam, cada vez mais, os materiais compósitos devido às suas excelentes propriedades, baixo peso e capacidade de se aplicarem em aplicações muito específicas [3]. Comparando com os materiais metálicos, os compósitos laminados apresentam melhores desempenhos mecânicos, como alta resistência e rigidez específica, apesar de não se poderem omitir algumas limitações associadas ao seu alto custo, propriedades mecânicas ao nível da espessura [4, 5] e dependendo do tipo de fibra, algumas propriedades físicas como, por exemplo, condutividade térmica e elétrica, resistência ao fogo, etc. [6, 7].

Como referido por Ngo [1], o Homem tem usado materiais compósitos há milhares de anos nas mais diferentes áreas. Os primeiros usos remontam a 1500 a.c., quando os primeiros egípcios e colonos da Mesopotâmia utilizavam uma mistura de lama e palha para criar edifícios fortes e duráveis. Neste caso a combinação de lama e palha na forma de um bloco de tijolo confere-lhe uma forte resistência mecânica, alargando-se esta técnica a muitas outras aplicações. No entanto, o maior avanço dos materiais compósitos deu-se durante a

Segunda Guerra Mundial, onde a indústria de FRP (materiais plásticos reforçados com fibras) revelou que estes materiais eram uma alternativa muito promissora aos tradicionais materiais para aplicações leves em aeronaves militares. Para além da elevada resistência e rigidez específica, os compósitos de fibra de vidro revelavam-se transparentes às radiofrequências, pelo que foi, de imediato, adaptado para uso em equipamentos eletrónicos de radar (Radomes).

Na década de 1970, a indústria de compósitos começou a assumir uma maior expressão com o desenvolvimento de novas/melhores resinas e fibras. A DuPont, por exemplo, desenvolveu a fibra de aramida, conhecida como Kevlar, que se tornou muito rapidamente num produto apetecível devido à sua alta resistência à tração, alta densidade e baixo peso. A fibra de carbono também foi desenvolvida nessa época e, cada vez mais, substitui peças antes feitas de aço.

Os materiais compósitos foram empregues pela primeira vez nas aeronaves militares durante a década de 1960 e mais tarde, na década de 1970, a sua aplicação chega ao setor civil [8]. No entanto, no último caso, a aplicação dos materiais compósitos só chegou às aplicações estruturais primárias na década de 2000 [9].

Na verdade, as principais aplicações estruturais dos compósitos reforçados com fibras encontram-se no campo das aeronaves militares e comerciais, onde a redução de peso revela-se determinante para obter velocidades mais altas ou, no último caso, para aumentar as cargas úteis [2]. Assim, quanto mais leves são as estruturas menor é o consumo de combustível e, portanto, menores emissões de gases de efeito de estufa [8]. Nesta última perspetiva está cientificamente e politicamente reconhecido que as emissões de gases de efeito de estufa de diferentes indústrias têm contribuído para as mudanças climáticas [10, 11].

Numa análise mais detalhada, em 1969 aplicou-se compósitos fibras de boro/resina epóxi nos estabilizadores horizontais do F-14 [2]. Com a introdução das fibras de carbono na década de 1970, este material associado com uma resina epóxi tornou-se o principal material para aplicações em asas, fuselagens e componentes da empenagem. Por exemplo, a estrutura do AV-8B, aeronave introduzida em 1982 com descolagem e aterragem vertical curta (VSTOL), contém quase 25% do seu peso em compósitos carbono/epóxi. O caça F-22 também contém aproximadamente 25% do seu peso em polímeros reforçados com fibra de carbono e os outros principais materiais são o titânio (39%) e o alumínio (16%). A casca externa do B-2 e outras aeronaves com ações furtivas são quase todas feitas de polímeros reforçados com fibra de carbono. A maioria das características dessas aeronaves devem-se ao uso de fibras de carbono, revestimentos especiais e outras características de design que reduzem a reflexão do radar e o calor por radiação [2]. A título de exemplo, a Figura 1.1 ilustra o avião Lockheed Martin F-35 Lightning II Joint Strike Fighter com a fuselagem e asas em materiais compósitos [12].



Figura 1.1: Lockheed Martin F-35 Lightning II Joint Strike Fighter com a fuselagem e as asas com estruturas em materiais compósitos [12].

A aplicação dos materiais compósitos em aeronaves comerciais começou com a sua introdução em alguns componentes estruturais secundários, especialmente ao nível dos laminados carbono/epóxi. Esta abordagem surgiu no âmbito do programa de eficiência energética de aeronaves da NASA (ACEE) e foram instalados em vários aviões durante 1972-1986 [13]. Em 1987, por exemplo, 350 componentes fabricados à base de compósitos foram colocados em várias aeronaves comerciais, os quais acumularam milhões de horas de voo. As inspeções periódicas e as avaliações desses componentes mostraram, contudo, alguns danos causados por acidentes de manuseamento em solo, impactos de corpos externos e quedas de raios [13]. Além desses danos, não se verificou degradação das resistências residuais devido à fadiga ou à exposição ambiental. Neste caso, verificou-se uma boa correlação entre o programa de teste ambiental e o desempenho dos componentes após a exposição ao voo [2].

Como referido por Soutis [8], a Airbus foi o primeiro fabricante de aeronaves comerciais a fazer uso extenso de compósitos nas suas aeronaves A310, as quais foram introduzidas em 1987. Os componentes compósitos representavam cerca de 10% do peso da aeronave que incluía, por exemplo, componentes como os painéis de acesso inferior e os painéis superiores do bordo de ataque da asa, portas defletoras externas, portas da roda dianteira, porta da perna da carenagem do trem de aterragem principal, painéis da carenagem do motor, elevador/leme de profundidade e caixa do estabilizador vertical, bordo de ataque e de fuga do estabilizador vertical, carenagens da calha do flape, portas de acesso de flape, carenagens de corpo de asa, revestimentos do cabide (ou suporte), radome, carenagens da entrada de ar da refrigeração, cauda e bordo de ataque. Somente o estabilizador vertical, com 8,3 m de altura por 7,8 m de largura na base, é cerca de 400 kg mais leve que o estabilizador vertical de alumínio usado anteriormente. Por sua vez, o Airbus A320 lançado em 1988, foi a primeira aeronave comercial a usar uma cauda totalmente fabricada em

compósito, que inclui o cone da cauda, estabilizador vertical e estabilizador horizontal. A Figura 1.2 mostra, esquematicamente, o uso dos materiais compósitos no Airbus A380, introduzido em 2006, onde 25% do seu peso inclui materiais compósitos. Entre os principais componentes estão a caixa de torção central (que liga os lados esquerdo e direito das asas sob a fuselagem), a anteparada de pressurização traseira (uma partição em forma de cúpula que separa a cabine de passageiros da parte traseira do avião que não é pressurizado), a cauda e os elementos de controle de voo, como os flapes, spoilers e ailerons.

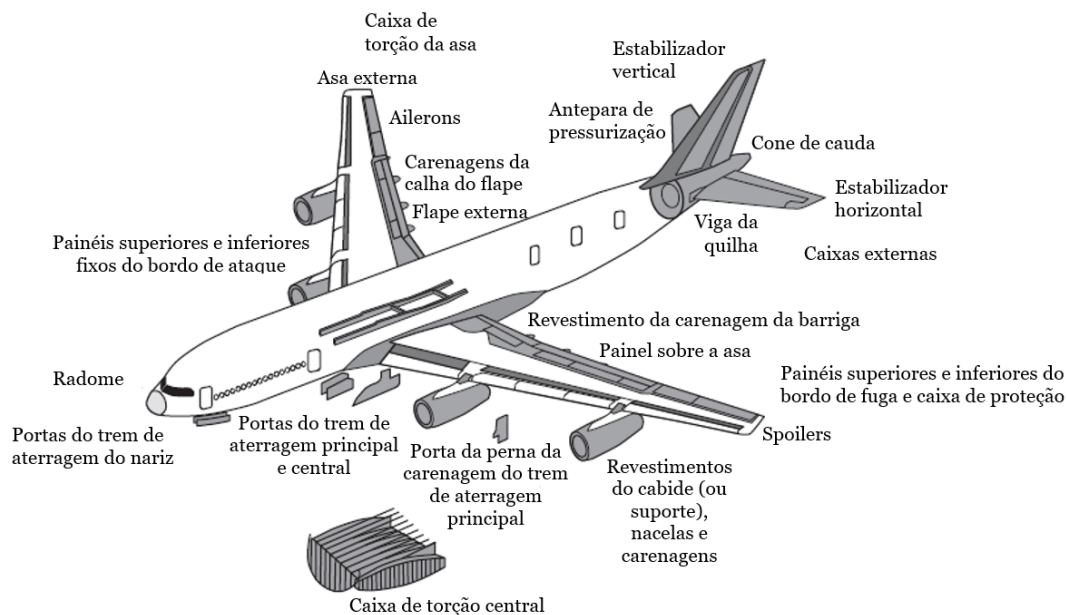


Figura 1.2: Aplicação dos materiais compósitos no Airbus 380 (adaptado da ref. [2]).

O Boeing 777, que foi introduzido pela primeira vez em 1995, começou a fazer uso de compósitos na empenagem (que incluem estabilizador, estabilizador vertical, elevador e leme), a maioria dos elementos de controle, carenagens do motor e vigas do piso da fuselagem (Figura 1.3). Cerca de 10% do seu peso estrutural inclui compósitos carbono/epóxi e cerca de 50% de ligas de alumínio. Todavia, estes valores atingem no 787 Dreamliner cerca de 50% e 20%, respetivamente, para além das ligas de titânio representarem 15% e o aço 10%. Por exemplo, a fuselagem e a secção dianteira serão componentes fabricados essencialmente por compósitos carbono/epóxi [2].

De acordo com Mallick [2], a utilização de materiais compósitos nos helicópteros deve-se à redução do peso, como já foi referido, para, assim, aumentar a carga útil. Para além desta vantagem, outras podem ser citadas em detrimento das ligas de alumínio e titânio:

1. Redução do número de componentes e fixadores, o que promove uma redução dos custos de fabrico e montagem. Por exemplo, a montagem do estabilizador vertical do Lockheed L-1011 tem 72% menos componentes e 83% menos fixadores quando feito de carbono/epóxi em vez do alumínio. A economia de peso total é na ordem dos 25,2%;



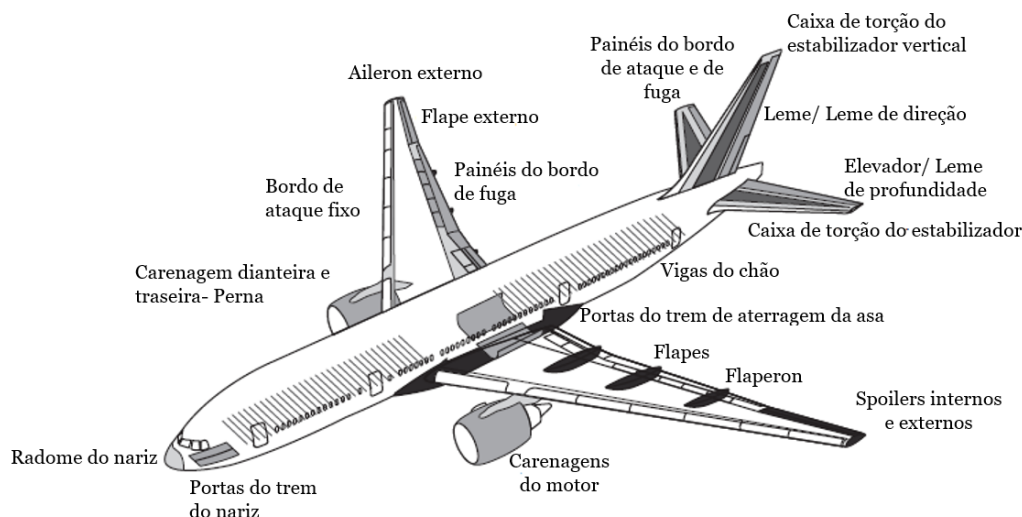


Figura 1.3: Aplicação dos materiais compósitos no Boeing 777 (adaptado da ref. [2]).

2. Maior resistência à fadiga e resistência à corrosão, o que resulta numa redução dos custos de manutenção e reparação. Por exemplo, as extremidades metálicas de helicópteros que voam junto à costa são reparadas em ciclos de 18 meses para remendar fissuras originadas por corrosão. Após alguns anos de serviço, os remendos podem adicionar peso suficiente aos estabilizadores e causar uma mudança no centro da gravidade do helicóptero, pelo que o estabilizador deve ser reconstruído ou substituído. No caso dos estabilizadores em materiais compósitos, estes não requerem qualquer reparação e, portanto, este custo é eliminado;
3. O recurso aos materiais compósitos permite ajustar aeroelasticamente a rigidez da estrutura. Por exemplo, a forma do aerofólio de uma asa de aeronave pode ser controlada ajustando apropriadamente o ângulo de orientação da fibra em cada lâmina e a sequência de empilhamento para resistir à sustentação variável e cargas de arrasto ao longo da sua extensão. Isso produz uma configuração de aerofólio mais favorável e realça as características aerodinâmicas críticas para a capacidade de manobra da aeronave.

### 1.1.2 Classificação do impacto

Comparativamente com as estruturas metálicas, os danos por impacto geralmente são motivo de preocupação por causa da ductilidade do material e respetivos mecanismos de absorção da energia. Em contraste, as estruturas em materiais compósitos são inerentemente frágeis e podem absorver energia apenas através da deformação elástica [14].

No caso particular das estruturas de uma aeronave, estas estão sujeitas a danos provocados por impacto que surgem ao longo das suas atividades operacionais ou manutenção, os quais reduzem a integridade estrutural da aeronave [15]. Na verdade, estes danos

revelam-se bastantes perigosos devido à falta de reforço na direção da espessura. Se no caso de um impacto de alta energia é possível observar por inspeção visual o dano provocado, pois geralmente ocorre perfuração, em termos de impactos a baixa ou média energia, ocorrem fissuras na matriz com a conseqüente delaminação, onde estes danos não são possíveis de ver a olho nu. Neste caso, e no lado oposto ao impacto, geralmente ocorre a quebra de fibras [16]. Assim, as tradicionais propriedades mecânicas obtidas a partir dos ensaios estáticos não podem ser usadas ao nível do projeto, dado que os modos de fratura em condições de impacto são bastante diferentes daqueles observados em testes estáticos [2].

Assim, revela-se necessário começar por caracterizar o impacto quanto à sua velocidade, ou seja, dependendo dos autores, este pode ser dividido em baixa velocidade, alta velocidade, balísticos e em hipervelocidade. No primeiro caso, um impacto de baixa velocidade ocorre para velocidades de impacto inferiores a 11 m/s e, na indústria aeronáutica, pode representar a queda de uma ferramenta numa operação de manutenção [17]. O impacto de baixa velocidade é frequentemente caracterizado pela resposta quase estática entre o impactor e o alvo [18]. Neste caso, são realizados testes de impacto de baixa velocidade para estudar os danos que são bem localizados e incapazes de destruir a amostra. Para isso, são utilizados normalmente testes por queda de peso, nos quais um peso devidamente identificado é libertado a partir de uma dada altura. Após o teste, a amostra está visualmente intacta, mas o recurso a técnicas não destrutivas revelam defeitos internos que afetam significativamente as propriedades residuais [2].

Os impactos de alta velocidade caracterizam-se por uma velocidade superior a 11 m/s e inferior a 500 m/s e resultam, por exemplo, da colisão de detritos da pista contra a fuselagem durante a descolagem ou aterragem, gelo das hélices atingindo a fuselagem, granizo e pássaros [17]. No caso da colisão com pássaros, esta ocorre quando a aeronave está em baixa altitude durante as fases de descolagem e aterragem de voo [19] e os componentes mais vulneráveis são o nariz e as asas/empenagens da aeronave [20, 21]. Neste caso, a resposta do material é dominada pela onda de propagação de tensão e não tem tempo suficiente para acionar os mecanismos de danos estáticos (danos localizados). No impacto de baixa velocidade já não acontece o mesmo, pois a duração do contacto impactor/alvo é suficientemente longo para que toda a estrutura responda à carga de impacto, pelo que mais energia é absorvida elasticamente [22].

Os danos também podem ser causados por impacto balístico ( $> 500$  m/s), os quais são, normalmente, preocupação para aplicações militares [17]. Neste caso, os impactos conduzem a uma penetração completa do laminado e resultam do impacto de balas, fragmentos e outros projéteis de baixa massa [23].

Finalmente, o impacto de hipervelocidade ocorre para velocidades superiores a 2000 m/s e resultam, por exemplo, do impacto de detritos espaciais numa nave espacial. O problema, neste caso, pode ser simplificado dividindo-o em duas condições: impacto de baixa velocidade provocado por uma grande massa e impacto de alta velocidade provocado por

uma pequena massa [17]. Neste caso, o impacto resulta numa redução severa na resistência e estabilidade da estrutura [24].

No entanto, a classificação dos impactos não apresenta uma clara transição e, por isso, não é consensual entre autores [22]. Neste sentido, Olsson [25, 26] sustenta a sua classificação com base na razão impactor/massa da placa. Assim, de acordo com a Figura 1.4, classifica o evento de pequena massa (Fig. a), grande massa (Fig. c) ou massa intermédia (Fig. b).

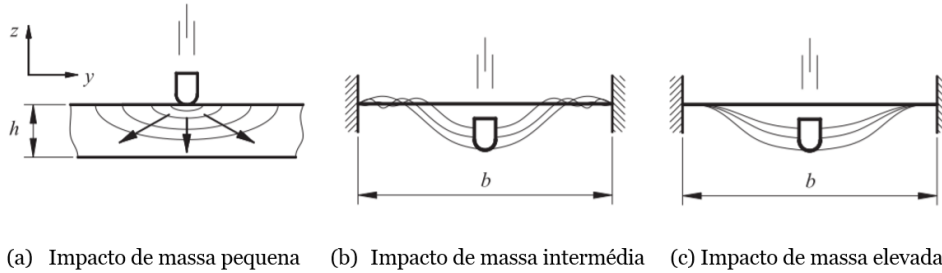


Figura 1.4: Critério da massa (adaptado da ref. [27]).

Sjijblom *et al.* [28] e Shivakumar *et al.* [29] definiram os impactos de baixa velocidade como eventos que podem ser tratados como quase estáticos, ou seja, o limite superior pode variar de um a dezenas de  $m s^{-1}$ , dependendo da rigidez do alvo, das propriedades do material e da massa e rigidez do impactor. A resposta ao impacto de alta velocidade é dominada pela propagação da onda de tensão através do material, no qual a estrutura não tem tempo para responder, levando a danos muito localizados. Os efeitos das condições de fronteira podem ser ignorados porque o evento de impacto termina antes das ondas de tensão atingirem a aresta do fim da estrutura. No impacto de baixa velocidade a resposta é de longa duração e, conseqüentemente, mais energia é absorvida elasticamente.

Cantwell e Morton [17] classificaram como baixa velocidade até  $10 m s^{-1}$ , produzidos por equipamentos de queda de peso, Charpy, Izod, sendo que estes testes que avaliam a velocidade de impacto de maneira diferente. Enquanto para Abrate [30] os impactos de baixa velocidade ocorrem para velocidades de impacto inferiores a  $100 m s^{-1}$ . Liu e Malvern [31] sugerem que o tipo de impacto pode ser classificado de acordo com os danos, especialmente se o dano for a principal preocupação. A alta velocidade é, portanto, caracterizada pela quebra da fibra induzida pela penetração e a baixa velocidade por delaminação, quebra da matriz, rotura das fibras e a separação da matriz/fibra.

### 1.1.3 Danos provocados por impacto

Atualmente, as aeronaves incorporam uma elevada quantidade de materiais compósitos, pelo que, deste modo, são bastante suscetíveis a danos de impacto de baixa velocidade, vulgarmente denominados por impacto quase invisível (BVID). Estes tipos de danos resultam da colisão das aeronaves com detritos, pássaros ou pela simples queda de ferramentais durante as operações de manutenção. Neste caso surgem fissuras na matriz, as

quais poderão conduzir a delaminações que podem, posteriormente, levar à falha completa para condições muito específicas de carregamento [32].

As tempestades de granizo podem, por exemplo, causar danos severos nas aeronaves. Neste caso as pedras de granizo não precisam de ser grandes para comprometer a segurança da aeronave, dado que esta navega a alta velocidade. Componentes com menos rigidez como, por exemplo, radomes no nariz do avião tornam-se especialmente vulneráveis [33], como ilustra a figura 1.5. A partir da figura é possível ver a dimensão dos danos, num Airbus A321, devido a uma tempestade de granizo após descolar do Rio de Janeiro, no Brasil, em fevereiro de 2015. Todavia, a extensão destes danos depende de vários parâmetros, como, por exemplo, o tipo de fibra, tipo de resina, *lay-up*, espessura e tipo de objeto que impactou [34]. Porém, este assunto já se encontra bem reportado na literatura, assim como o seu efeito na integridade estrutural residual de painéis compósitos [35].

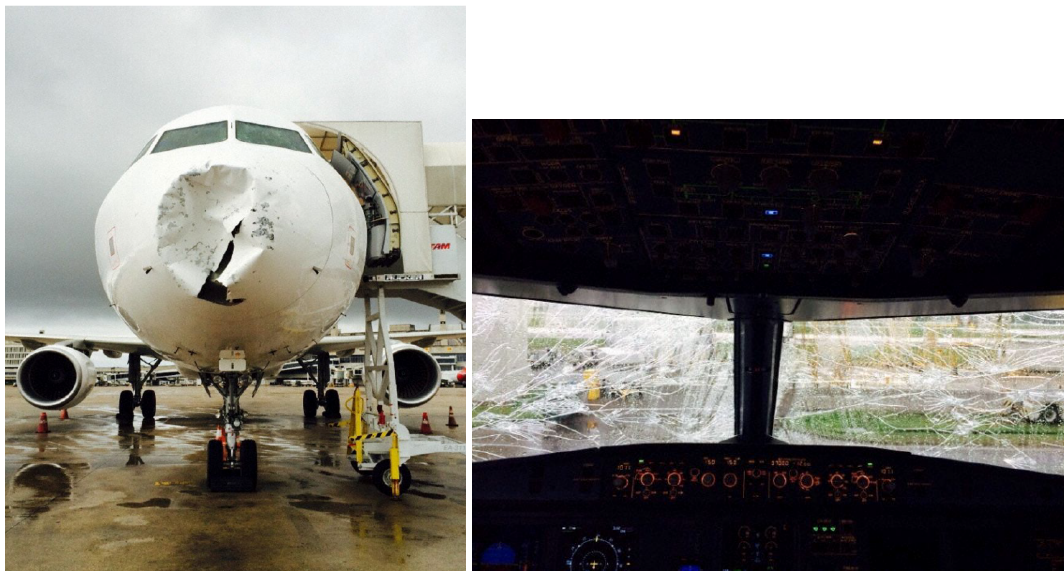


Figura 1.5: Danos de uma tempestade de granizo num A321, mostrando danos substanciais para o nariz e para-brisas do avião [33].

De acordo com Richardson e Wisheart [22], quando um compósito laminado fica sujeito a uma carga de impacto de baixa velocidade ocorrem, essencialmente, quatro modos de falha. Inicialmente ocorrem fissuras na matriz, as quais ocorrem paralelamente às fibras devido à tensão de compressão e de corte. Posteriormente, estas crescem e dão origem às delaminações devido às tensões interlaminares. Deve-se realçar, no entanto, que a delaminação só ocorre depois de se atingir o limite de energia capaz de fazer propagar as fissuras criadas na matriz [36]. Finalmente surge rotura das fibras, as quais colapsam em modo de tração (quando a carga ultrapassa a carga limite de ruína) ou por compressão devido à curvatura. Neste caso pode dar-se a penetração, ou seja, o impactor perfura completamente a superfície danificada. Assim, consoante o tipo de dano induzido, diferente será a resistência residual da estrutura [31].

No primeiro caso, as fissuras na matriz resultam do facto de serem o elemento menos

resistente do compósito e podem ocorrer nos compósitos unidirecionais, em planos paralelos à direção da fibra [22]. A figura 1.6 ilustra estes modos de dano, e as consequentes delaminações, onde se pode verificar que a sua iniciação depende fortemente do *lay-up* dos laminados. No caso dos laminados  $[90,0,90]$ , figura 1.6a, as primeiras fissuras ocorrem nas camadas exteriores, iniciando-se junto ao ponto de contacto impactor/laminado nas camadas superiores, enquanto nas inferiores elas ocorrem verticalmente e devido às elevadas tensões de flexão induzidas nestas camadas. No caso de laminados  $[0,90,0]$ , estas ocorrem essencialmente nas camadas intermediárias devido às elevadas tensões de corte aí desenvolvidas [36, 37].

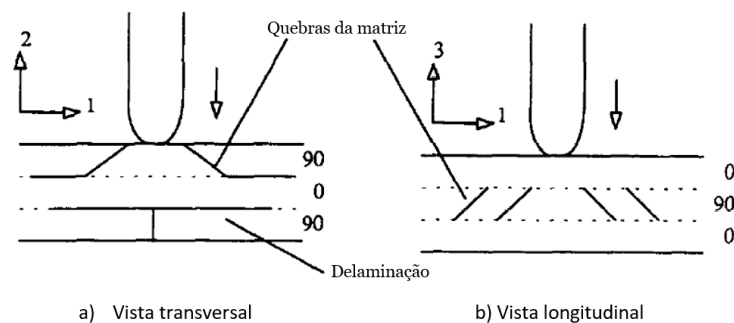


Figura 1.6: Danos iniciais de um laminado compósito impactado (adaptado da ref. [22]).

No que diz respeito às delaminações, Liu [38] refere que estas são o resultado da incompatibilidade entre camadas adjacentes ao nível da sua rigidez à flexão, ou seja, devido às diferentes orientações das fibras entre camadas surgem lâminas com rigidez bastante diferente. Por outro lado, as tensões induzidas por flexão ao longo da direção da fibra, que são a principal causa de delaminação, tendem a curvar a placa de forma côncava, enquanto que na direção transversal a curva da placa é convexa. Por este motivo, placas com camadas  $0/90$  apresentam danos em forma de amendoim, cuja extensão depende muito das propriedades do material, sequência de empilhamento e espessura do laminado [39].

De acordo com Takeda *et al.* [40], as delaminações nem sempre surgem na região da interface, mas podem ocorrer em qualquer lado. Já Joshi e Sun [41] afirmam que quando as fissuras surgem nas camadas superiores (Fig. 1.6) atingem a interface onde ocorre a mudança de orientação das fibras, estas passam a propagar-se entre camadas na forma de delaminação.

A falha das fibras é um modo de dano que geralmente ocorre muito mais tarde do que as fissuras na matriz e as delaminações, ocorrendo sob o impactor, devido às elevadas tensões desenvolvidas nesse local e aos efeitos produzidos pelo recuo do impactor, enquanto na face não impactada é devido às elevadas tensões de flexão [22].

Finalmente, a penetração é um modo de dano macroscópico que ocorre quando a falha da fibra atinge uma extensão crítica, permitindo, assim, que o impactor penetre completamente na amostra [42]. Este tipo de dano ocorre essencialmente ao nível balístico ou para

níveis muito elevados de energia. Cantwell e Morton [43] mostraram, por exemplo, que a energia de impacto aumenta significativamente com a espessura dos laminados para que ocorra penetração.

#### 1.1.4 Comportamento ao impacto de cascas

Nas aeronaves existem estruturas contendo curvaturas como, por exemplo, a secção de uma asa delimitada por nervuras/longarinas ou uma superfície estabilizadora horizontal/vertical, que devem ser analisadas quando impactadas por um corpo externo [44]. Neste contexto, a literatura já reporta alguns estudos onde, por exemplo, Ramkumar e Thaker [45] previram a resposta transitória de uma casca submetida a impactos transversais de baixa velocidade. Eles analisaram cascas usando as aproximações de Donnell para cascas finas com o método da série de Fourier. Lin e Lee [46] estudaram, experimentalmente e numericamente, o dano obtido por impacto, tendo observado que estruturas em casca são mais suscetíveis a danos do que placas para a mesma velocidade de impacto. Já Lagace *et al.* [47] consideraram os efeitos do pré-dano na resposta ao impacto e concluíram que esta tem mais efeito na resposta local do que na resposta global.

Kistler e Waas [18, 48, 49] realizaram estudos experimentais, numéricos e analíticos sobre o efeito da curvatura na resposta ao impacto de painéis laminados. Eles mostram que, ao aumentar a espessura da placa, as deformações diminuem e os efeitos da curvatura tornam-se cada vez menos importantes. Estes autores também observaram que para o impacto da casca, os efeitos de flexão e membrana devem ser levados em consideração, pois são mais importantes do que o efeito da inércia, para as condições de impacto de baixa velocidade. Os efeitos de inércia tornam-se mais importantes quando é realizada uma análise dinâmica. Ambur e Starnes [50] verificaram experimentalmente e analiticamente que a força máxima de contacto depende do aumento do raio da casca.

Sun e Chattopadhyay [51] estudaram analiticamente a resposta dinâmica de placas anisotrópicas pré-tensionadas e sujeitas a impacto. Através da resolução da equação integral não linear foi obtida a força de contacto e a resposta dinâmica, tendo verificado que a energia absorvida é menor se a placa estiver sob pré-tensão. Krishnamurthy *et al.* [52] através de estudos numéricos analisaram o efeito da variação da massa, velocidade do impactor e raio de curvatura na resposta ao impacto de laminados curvos e totalmente cilíndricos, tendo concluído que os primeiros absorveram quase toda a energia de impacto, enquanto que os laminados cilíndricos dependem das condições de impacto.

A resposta elástica de cascas cilíndricas foi analisada por Gong *et al.* [53], os quais propuseram uma função analítica da força de impacto em função das propriedades do material, massa do projétil/impactor e velocidade de impacto. Posteriormente esta função foi usada para prever a força das diferentes massas e velocidades do impactor. Khalili *et al.* [54] estudaram a resposta de um painel curvo, quando submetido a impacto transversal

de baixa velocidade. Considerando o modelo de contacto linear hertziano Kistler e Waas [48] estudaram a influência das condições de fronteira, o efeito da curvatura e a validade da teoria da placa linear e não linear no impacto transversal de painéis cilíndricos. Vieram provar que à medida que a espessura diminui, as deformações aumentam e os efeitos da curvatura tornam-se cada vez mais importantes.

Por sua vez, Saghafi *et al.* [55] investigaram os efeitos da pré-carga na resposta ao impacto de laminados curvos. Os resultados mostraram que o pré-carregamento da placa teve um efeito drástico nos parâmetros de impacto, como deslocamento máximo e área danificada. Eles provaram que à medida que a pré-carga aumenta, a carga máxima e o deslocamento aumentam e diminuem, respetivamente. Isso deveu-se principalmente ao aumento da instabilidade do laminado. Choi [56] estudou numericamente a resposta transitória de placas e cascas cilíndricas sujeitas a impactos de baixa velocidade. Os seus resultados mostraram que cascas com grandes curvaturas exibiram deflexões menores e forças de contacto maiores que as placas planas. Leylek *et al.* [57] desenvolveram uma análise de elementos finitos no impacto de baixa velocidade em painéis de compósitos curvos. Foi mostrado que, à medida que o raio de curvatura do painel aumenta, a força máxima de contacto diminui. A malhagem do modelo desempenhou um papel importante e demonstrou que as análises de elementos finitos podem ser usadas eficientemente na resposta ao impacto de compósitos laminados curvos.

Goo e Kim [58] desenvolveram uma análise de elementos finitos para simular o comportamento dinâmico de laminados compósitos curvos. Eles apontaram as limitações da lei de contacto de Hertz modificada na incapacidade de levar em conta a espessura e a sequência de empilhamento, no entanto, estudaram as forças de impacto em função das várias curvaturas e sequências de empilhamento. Shivakumar *et al.* [29] previram a força de impacto em laminados curvos, embora esta não tenha considerado os efeitos de dano da placa. Estudos realizados por Singh e Mahajan [59] demonstraram que a força e a deflexão do laminado são dependentes da extensão dos danos nos laminados. O dano causou uma degradação da rigidez no local do impacto e, portanto, menor força de contacto. O modelo foi capaz de prever os efeitos dos danos interlaminar e intralaminar na rigidez da estrutura e as simulações provaram que o dano muda a natureza da força de impacto. As fissuras e as delaminações afetam a extensão do dano, assunto que foi devidamente abordado por Olsson [26, 60, 61] através de um modelo analítico para prever o impacto de pequenas massas. Shahid *et al.* [62] estabeleceram a resposta da força de impacto como um dos principais parâmetros que caracterizam a resistência a danos por impacto em materiais compósitos, tendo, inclusivamente, desenvolvido um modelo analítico para prever a resistência ao dano. Arachchige e Ghasemnejad [63] desenvolveram um modelo teórico para prever o impacto transversal das cascas de rigidez variável. De acordo com os resultados, a alteração da espessura varia a resposta ao impacto dos painéis.

## 1.2 Reparações adesivas de materiais compósitos

A indústria aeroespacial depara-se, nos dias de hoje, com o problema do envelhecimento das estruturas, pois estima-se que aproximadamente 30% da frota mundial tem mais de 15 anos de idade. Essas estruturas, maioritariamente metálicas, sofrem essencialmente de problemas associados com a fadiga e danos por corrosão [64]. Neste caso, as fissuras podem iniciar-se em regiões inesperadas, devido à concentração de tensões locais e à sua propagação o que pode conduzir a falhas imprevisíveis. Com vista a resolver estes problemas, os métodos tradicionalmente usados envolvem a desmontagem da peça e a sua reparação com recurso a uma nova camada metálica, sobreposta ao dano e fixada mecanicamente. No entanto, esta abordagem leva ao aumento de sobrecargas locais, devido à transferência de carga dos fixadores mecânicos, e resulta num elevado custo de manutenção para além do tempo de inatividade da aeronave necessário para a sua manutenção [65].

Além disso, mais recentemente, a indústria aeroespacial passou a incorporar materiais compósitos avançados de base polimérica no seu fabrico, como é o caso do Airbus 380 e do Boeing 787 [64]. Estas aeronaves já incorporam um valor bastante considerável de materiais compósitos no seu peso total, mas o novo Airbus 350 ainda vai reforçar mais a percentagem destes materiais, face aos restantes, em termos de compósitos carbono/epóxi (CFRP) ao nível da fuselagem e das estruturas das asas. Desta forma, está a desenvolver-se um novo paradigma, onde a relação rigidez/peso é maximizada para incrementar a eficiência ao nível do combustível. Todavia, estas estruturas são muito sensíveis a danos resultantes de impactos com corpos estranhos, especialmente ao nível de impactos de baixa velocidade. Neste caso, o dano pode permanecer invisível e, inclusivamente, não ser detetado numa inspeção visual, mas a sua propagação pode ser catastrófica sob certas condições de carregamento.

Surge, assim, no âmbito desta problemática um enorme desafio para a indústria aeronáutica no que concerne à reparação/manutenção de estruturas danificadas, com vista a estender a vida útil de uma aeronave envelhecida. Pretende-se, desta forma, garantir o prolongamento da vida operacional das aeronaves envelhecidas com o menor custo de manutenção possível [66], perspectiva que, inclusivamente, se estende a outras indústrias como a naval ou a automóvel.

É neste contexto que aparece uma nova abordagem de reparação com recurso aos adesivos, a qual pode ser aplicada a aeronaves com estruturas metálicas e/ou de materiais compósitos. De acordo com Baker e Jones [67], esta técnica pode ter estado associada à necessidade de restaurar a integridade elétrica de um constituinte que, simultaneamente, também apresentasse um ligeiro carregamento estrutural. Desta forma, os componentes monolíticos foram reparados com recurso a adesivos externos, sendo de importância primordial, nessas reparações, a restauração das características de transmissão elétrica. Neste caso, por exemplo, variações de espessura que alterassem as características



elétricas poderiam constituir a base para a rejeição do reparo. Atualmente esta filosofia de reparação já se encontra estendida a estruturas produzidas com materiais compósitos, ainda que aplicada ao nível das estruturas secundárias [67]. Apesar da sua elevada eficiência em relação aos fixadores mecânicos, os remendos colados geralmente estão limitados às estruturas não primárias e a danos não críticos na estrutura primária devido às enormes exigências de certificação. Na verdade, a certificação da reparação com recurso aos adesivos é sempre necessária quando o dano reduz, a resistência residual abaixo da resistência de projeto. Porém, esta requer uma extensa base de dados, o que é um grande desafio, pois a maioria das reparações são casos pontuais e o tempo consumido com os testes experimentais não é viável e/ou feitos a um custo acessível. Todavia, este método revela-se bastante promissor, pois permite a manutenção de aeronaves a um custo controlado, eficiente e relativamente fácil de aplicar [68].

Assim, dependendo da gravidade do dano, existem as reparações cosméticas que visam, essencialmente, restaurar a suavidade da superfície através da aplicação de um adesivo líquido ou resina na região danificada. No entanto, para além destas, existem também situações em que surgem pequenos descolamentos ou delaminações que, apesar das reduzidas implicações a nível estrutural, devem ser reparadas para evitar a sua propagação. Neste caso, a reparação envolve a injeção de um adesivo ou resina através de um orifício perfurado até à profundidade do dano. Muitas vezes é necessário um aquecimento prévio para garantir a diminuição da viscosidade da resina/adesivo enquanto a pressão garante que esta preenche todos os vazios da região reparada. No entanto, quando a gravidade do dano é muito mais crítica, outros tipos de reparações mais elaboradas devem ser utilizados, como as reparações *scarf*, ou as que utilizam remendos internos ou externos [69].

Segundo Baker [70], uma reparação com recurso a um remendo interno e sem alteração de espessura envolve a maquinação de uma cavidade cónica e, em seguida, a colagem de um remendo com essa geometria. A maquinação pretende, essencialmente, remover a região danificada e fornecer a geometria necessária da junta para o reparo. Existem, todavia, várias opções para fabricar e aplicar o remendo:

- (a) Remendo macio - O remendo, em material compósito, é colocado na cavidade de reparo, na forma de *preg*, e pré-curado com o adesivo ao mesmo tempo (abordagem tradicional);
- (b) Remendo rígido moldado - O remendo é pré-fabricado num molde combinando a cavidade maquinada e a linha de molde externa e, posteriormente, colado numa operação separada;
- (c) Remendo duro maquinado - O remendo é maquinado via CNC (controlo numérico computadorizado) para o contorno da linha de molde externa e a cavidade e, posteriormente, colados numa operação separada. Opções para o material do remendo incluem laminados compósitos, ligas de titânio ou outras;

- (d) Remendo Semiduro - O remendo é fabricado a partir de uma série de produtos laminados compósitos pré-curados, cada um contendo várias camadas de titânio, que são intercalados com adesivo e pré-colado ou colado durante o processo de colagem do remendo.

Uma das vantagens mais importantes das reparações adesivas e que envolvem remendos produzidos com materiais compósitos, está relacionada com a leveza que se pode associar à estrutura, para além destes serem fáceis de projetar com vista a estabelecer a forma e rigidez necessária ao reparo. Em comparação com os métodos mecânicos, a colagem oferece transferência de carga mais eficiente e menos pontos com concentração de tensões na estrutura [71]. Por sua vez, as reparações que envolvem remendos externos seguem procedimentos muito mais fáceis e visam, essencialmente, proporcionar uma restauração temporária da resistência mecânica em regiões que não são tão críticas em termos de desempenho estrutural. Essas reparações podem ser simples ou duplas, dependendo da acessibilidade. Este método baseia-se no modelo teórico de Hart-Smith [72, 73], posteriormente desenvolvido por Hu e Soutis [74].

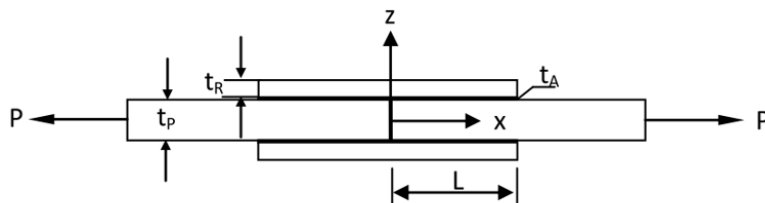


Figura 1.7: Junta de dupla sobreposição [74].

A espessura ideal do remendo ( $t_R$ ) é responsável pela resistência geral da junta, pelo que o seu dimensionamento revela-se de extrema importância. Um remendo fino ou um remendo com baixa rigidez, por exemplo, conduz a uma região reparada de baixa resistência. De igual modo, um adesivo “*overstiff*” pode levar a uma redução da resistência devido a maiores tensões de corte desenvolvidas na junta. Além disso, o aumento da espessura conduz a maiores tensões de tração ao longo da espessura (tensões *peeling*) limitando, deste modo, a resistência da junta e conduzindo inclusivamente à falha de um aderente com baixa resistência. Portanto, espera-se que ocorra um bom equilíbrio entre a rigidez dos remendos e a do substrato. Por outro lado, quando a espessura do remendo é maior do que a espessura do substrato, ocorrem momentos de flexão na região reparada.

O comprimento de sobreposição ideal ( $L$ ) deve ser definido pelo projetista de acordo com o carregamento mecânico a que estrutura está sujeita e em função das condições ambientais. Um comprimento de sobreposição curto conduz a tensões de corte elevadas e à medida que este aumenta, a resistência da junta aumenta até que o comprimento alcance um ponto crítico após o qual não há benefício adicional. Na prática, é recomendado um comprimento de remendo de 80 a 100 vezes a espessura da reparação [32].

A espessura do adesivo ( $t_A$ ) é, talvez, o parâmetro mais importante na reparação, uma vez que suporta a maioria das cargas de corte desenvolvidas. Portanto, é desejável um ade-

sivo com propriedades elevadas ao corte. Por outro lado, são sugeridas geometrias que promovam a redução da concentração de tensão nas extremidades dos remendos. Neste sentido, o recurso a remendos duplos oferece vantagens significativas relativamente às reparações simples, pois aumenta o tempo de vida à fadiga até duas vezes face a uma reparação simples [75]. Isto   devido a uma distribui o uniforme de cargas na junta reparada dupla, pois a repara o simples promove uma excentricidade da carga. Comparativamente, pode-se observar uma redu o de carga até 30% quando se utiliza uma repara o dupla em detrimento de uma simples. Uma das desvantagens das repara es duplas   o facto de estas desenvolverem maiores tensões residuais decorrentes do processo de cura, especialmente quando o componente reparado   met lico [75].

No que concerne   tecnologia de repara o de remendos *scarf*, esta   realizada quando os danos são graves, mas precisam de ser reparados tendo em conta, para além do seu desempenho estrutural, as propriedades aerodinâmicas da estrutura reparada. Este tipo de repara o também   preferível quando o componente que precisa de ser reparado   relativamente espesso, uma vez que um remendo *scarf* não adiciona uma espessura excessiva e oferece maiores resistências ao corte [76]. Este tipo de repara o   implementada depois da região danificada ser removida e, para tal,   preciso um cuidado especial para obter o ângulo correto do *scarf* e as tolerâncias dimensionais ao remover a região danificada [74]. A  rea c nica   em fun o do número de camadas, ou espessura da estrutura, sendo as taxas de conicidade mais comuns de 50:1 e 30:1 para as estruturas mais espessas. Finalmente, a orienta o das camadas no remendo e no laminado devem ser as mesmas e, muitas vezes, serão necessárias camadas adicionais, para proteger a ponta do remendo e, assim, fornecer um reforço extra   repara o [77].

Existem duas técnicas principais para a fabrica o de reparos *scarf*, o *soft-patch* (remendo macio) e o *hard-patch* (remendo rígido). O primeiro envolve o acondicionamento das camadas na cavidade do *scarf* e, posteriormente, a sua cura na placa, enquanto a última envolve a colagem de um remendo pré-formado na cavidade do *scarf*. Neste caso, o remendo pode ser fabricado num molde ou maquinado a partir de um painel compósito com a geometria da cavidade do *scarf* [77]. Exemplos t picos encontram-se ilustrados nas Figuras 1.8 e 1.9.

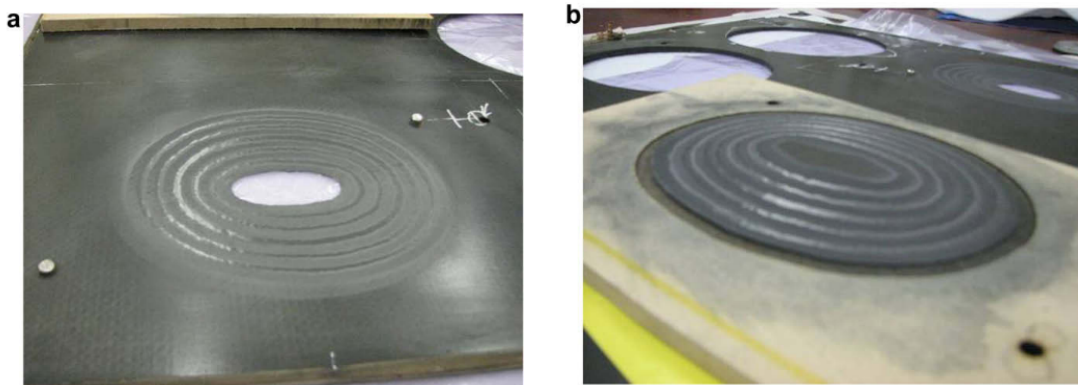


Figura 1.8: Figura representativa de um remendo *scarf*, onde a) cavidade e b) adesivo, [77].

A abordagem de remendo pré-moldado (rígido) para reparações *scarf* de estruturas compostas tem várias vantagens face às abordagens convencionais (*soft-patch*), as quais envolvem remendos diretamente moldados na cavidade da reparação. Destas, podem citar-se: uma geometria adesiva muito melhorada (sem enrugamento ou distorção da camada) e menores temperaturas de cura (dependendo do adesivo usado) [70]. No entanto, não se podem desprezar as desvantagens associadas, das quais se salientam as considerações de projeto relativamente à implementação de uma reparação *scarf*, a fabricação requer um nível mais alto de qualificação e a remoção de uma quantidade excessiva de material não danificado para a obtenção de um ângulo de *scarf* adequado (aproximadamente 3° a fim de garantir a rigidez e resistência desejada) [77].

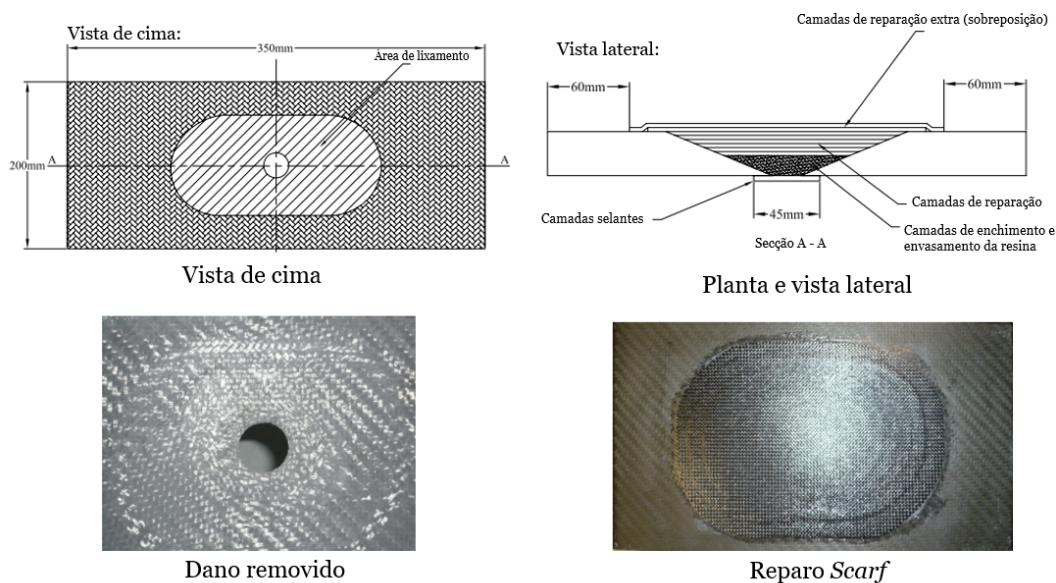


Figura 1.9: Ilustração da placa reparada e implementação da reparação *scarf* (adaptado da ref. [32]).

### 1.2.1 Estudos envolvendo a reparação de cascas

A história revela que as primeiras reparações de aeronaves, com vista a prolongar o seu tempo de vida operacional, deram-se ainda em estruturas metálicas. Para este propósito foram, inicialmente, usados remendos metálicos e, mais recentemente, utilizados os compostos como materiais de reparação. Neste contexto, apesar da literatura reportar muitos estudos ao nível de reparação de painéis planos, o mesmo não acontece para cascas.

Hosseini-Toudeshky *et al.* [78], por exemplo, usaram a análise por elementos finitos para estudar a taxa de crescimento das fissuras e sua trajetória em painéis curvos de alumínio após reparação e submetidos a cargas cíclicas. Investigaram ainda o efeito de várias geometrias de remendos, a relação entre espaçamento das reparações e diferentes taxas de carregamento. Os autores concluíram que à medida que o carregamento aumenta, o efeito da geometria dos remendos com orientações quase perpendiculares à trajetória da fenda,

no crescimento da fissura de fadiga, é muito superior à geometria do remendo com orientações paralelas. Foi também concluído que à medida que a relação de espaçamento dos reforços aumenta, os valores do fator de intensidade de tensão (SIF) diminuem e, conseqüentemente, os efeitos do carregamento na inclinação das trajetórias da fenda diminuem.

Por sua vez, Li *et al.* [79] estudaram uma nova técnica de reparação com remendos compósitos, a qual visava restaurar a resistência dos eixos de transmissão da cauda do helicóptero, após ficar danificada por pequenas armas de fogo em cenários de batalha. Estes elementos são tradicionalmente feitos de ligas de alumínio de alta resistência, embora os materiais compósitos tenham vindo a substituí-los mais recentemente. Foram realizadas abordagens analíticas para o projeto de reparação, de modo a validar os resultados teóricos. Foi possível concluir que uma reparação com remendos colados em materiais compósitos possuía resistência estática e à fadiga com margem de segurança suficiente para restaurar a integridade estrutural do TDS do helicóptero.

McGee [80] investigou, através da análise de elementos finitos, o efeito de curvatura de uma placa espessa em alumínio e reparada com remendos internos e externos colados. Foi possível concluir que o efeito das diferentes condições de carregamento, condições de fronteira, geometrias e localização da reparação em relação à carga aplicada têm um impacto significativo na eficácia do painel reparado através de um remendo compósito colado. Aumentando tanto o comprimento como a largura do remendo conseguiu-se melhorar o desempenho da reparação, pelo que a sua maximização é sugerida. Contudo, é preciso ter atenção à localização da reparação em relação à fissura, pois uma placa com um remendo mal projetado pode resultar num aumento da taxa de crescimento da fissura. Por outro lado, os autores recomendam, sempre que possível, a reparação em ambos os lados da placa.

Cada vez mais, as aeronaves passaram a incluir, os materiais compósitos e, de igual forma, surge a necessidade de reparar as suas estruturas. Neste campo, e de novo, a literatura é abundante ao nível de estudos que abordam a reparação de painéis planos, apesar do mesmo não acontecer para os painéis curvos.

Neste caso, Tong e Sun [81] estudaram, com recurso à análise dos elementos finitos, reparações coladas em estruturas curvas. Estes autores concluíram que a curvatura original tem um efeito muito grande nos picos de tensão, os quais podem aumentar ou diminuir ainda mais, dependendo do carregamento e das condições de fronteira. Os remendos internos são preferidos quando a concha está sob uma pressão interna, enquanto os externos são preferidos na presença de pressões externas. Finalmente concluíram ainda que o tamanho e a espessura do remendo apresentam um efeito muito importante no pico das tensões, destacando a necessidade de haver um projeto detalhado para superfícies curvas.

Sun e Tong [82] estudaram, com recurso à análise de elementos finitos, a tenacidade à fratura de uma superfície cilíndrica contendo uma fissura e reparada por um remendo

compósito. A fissura foi assumida como propagando-se em qualquer direção, ou seja, é considerado o modo misto. Foi possível concluir que o aumento da curvatura pode levar a um aumento da concentração de tensões na ponta da fissura e, conseqüentemente, na taxa de libertação de energia.

Kim *et al.* [44], investigaram o comportamento de danos induzidos por impacto de estruturas produzidas por compósitos laminados, dando especial atenção às estruturas curvas. Foi possível concluir que a força de contacto aumenta à medida que a curvatura aumenta. Por outro lado, verificaram que as áreas delaminadas são maiores nas placas curvas do que nas planas para impactos semelhantes. Portanto, é necessário tomar mais atenção ao planeamento e manutenção de estruturas curvas, uma vez que estas são mais suscetíveis a impactos de objetos externos do que as estruturas planas. Iguais conclusões foram obtidas por Wen *et al.* [83], tendo, inclusivamente, proposto uma formulação de elemento de fronteira para a análise de painéis curvos com fissuras e reparadas com recurso a painéis colados.

## Capítulo 2

### Material e procedimento experimental

Os materiais compósitos cada vez mais, substituem os tradicionais materiais metálicos nos mais diversos campos da engenharia, pelo que não será de estranhar que este fenómeno se estenda ao setor aeronáutico. Torna-se, assim, necessário reparar a área danificada com vista a repor a integridade estrutural. Com este pressuposto e visando cumprir os objetivos estabelecidos para este trabalho, foi necessário realizar um vasto trabalho experimental, pelo que, neste capítulo, serão apresentados os materiais utilizados e o seu processo de fabrico, bem como os equipamentos usados e respetivo procedimento experimental.

#### 2.1 Manufatura dos laminados

De modo a dar a forma pretendida aos provetes foi necessário desenhar um molde no programa CATIA V5<sup>®</sup> para, posteriormente, ser impresso em poliestireno com recurso a um router de 3 eixos da marca Pronum, com a geometria indicada na figura 2.1.

Na produção dos laminados, foi utilizado um tecido bidirecional de fibra de vidro 1195P (195g/m<sup>2</sup>), resina epoxy SR 8100 e um endurecedor SD 8824, ambos fornecidos pela Sicomin<sup>®</sup>. Esta resina caracteriza-se por apresentar uma baixa viscosidade à temperatura ambiente. Os provetes foram produzidos manualmente com 12 camadas de tecido de fibra de vidro, as quais foram previamente cortadas com as dimensões 250x420mm e adicionadas alternadamente com a mistura de resina e endurecedor. O peso do endurecedor foi de 22g por cada 100g de resina. Uma balança eletrónica da marca Nahita Blue serie 5162 foi usada para pesar ambos os componentes.

A impregnação foi feita, inicialmente, no plano de uma mesa e com um cuidado especial na aplicação e distribuição da resina por forma a evitar aglomerações e a formação de bolhas de ar. Posteriormente, este sistema foi mantido em repouso durante uma hora e meia à temperatura ambiente e sujeita a vácuo (-0,9 bar) para eliminar eventuais bolhas de ar. Finalmente este laminado foi colocado no molde, continuando o sistema sujeito a vácuo durante mais 5 horas para eliminar as bolhas de ar e garantir uma maior homogeneidade da espessura. Após as 5 horas, o sistema de vácuo foi desligado e o provete deixado no molde por mais 19 horas à temperatura ambiente para cumprir as 24h de cura sugeridas pelo fornecedor. O fabrico dos provetes termina com uma pós-cura à temperatura de 40°C, por mais 24h, numa mufla da marca Carbolite<sup>®</sup>.

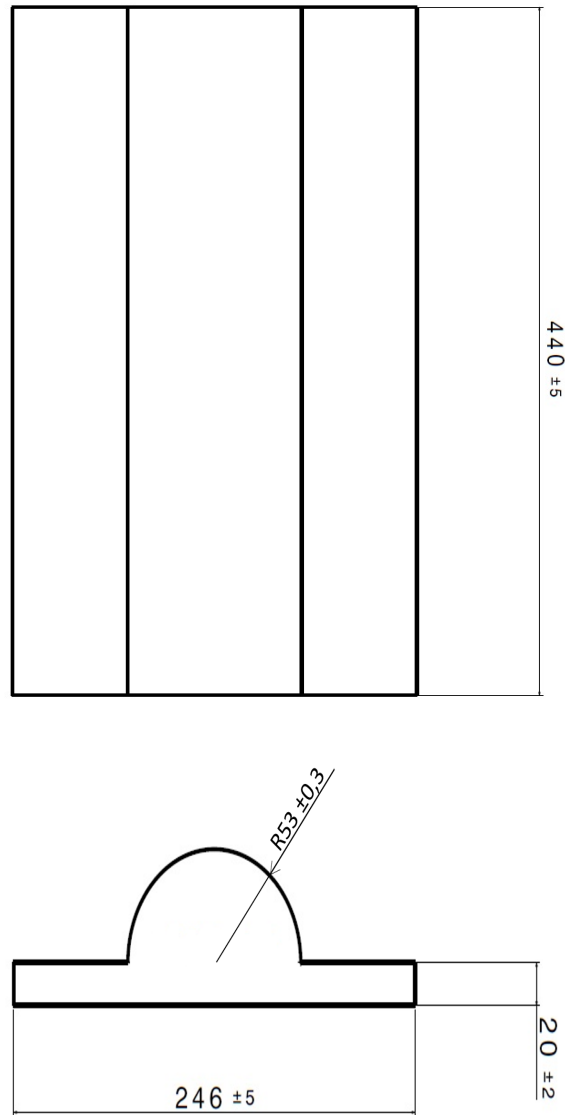


Figura 2.1: Desenho do molde produzido, em [mm].

## 2.2 Provetes

Os provetes foram obtidos a partir das cascas previamente descritas e com recurso a uma serra diamantada da marca Struers Accutom-2. Existiu um cuidado especial com a velocidade de corte para evitar o aquecimento e consequentes alterações das propriedades mecânicas do compósito. Foram, deste modo, obtidos provetes com as dimensões de 100x106x2,5mm.

Estes provetes foram divididos em dois grupos, sendo um composto por 17 provetes de controlo. Os restantes 59 provetes foram perfuradas no seu centro com uma broca craniana de 25 mm de diâmetro. Destes, a cavidade produzida em 5 provetes foi preenchida com a resina usada na produção dos laminados, para avaliar a sua resistência estática (Figura 2.2), e os restantes sujeitos a reparação para posterior caracterização estática e à



fadiga por impacto. Salienta-se que foi utilizado o mesmo procedimento, anteriormente descrito, para o preenchimento da cavidade (24h à temperatura ambiente seguidas de mais 24h a 40°C). A determinação da resistência destes provetes reparados apenas com resina, revela-se determinante para avaliar o seu contributo nos provetes reparados com dupla camada sobreposta.

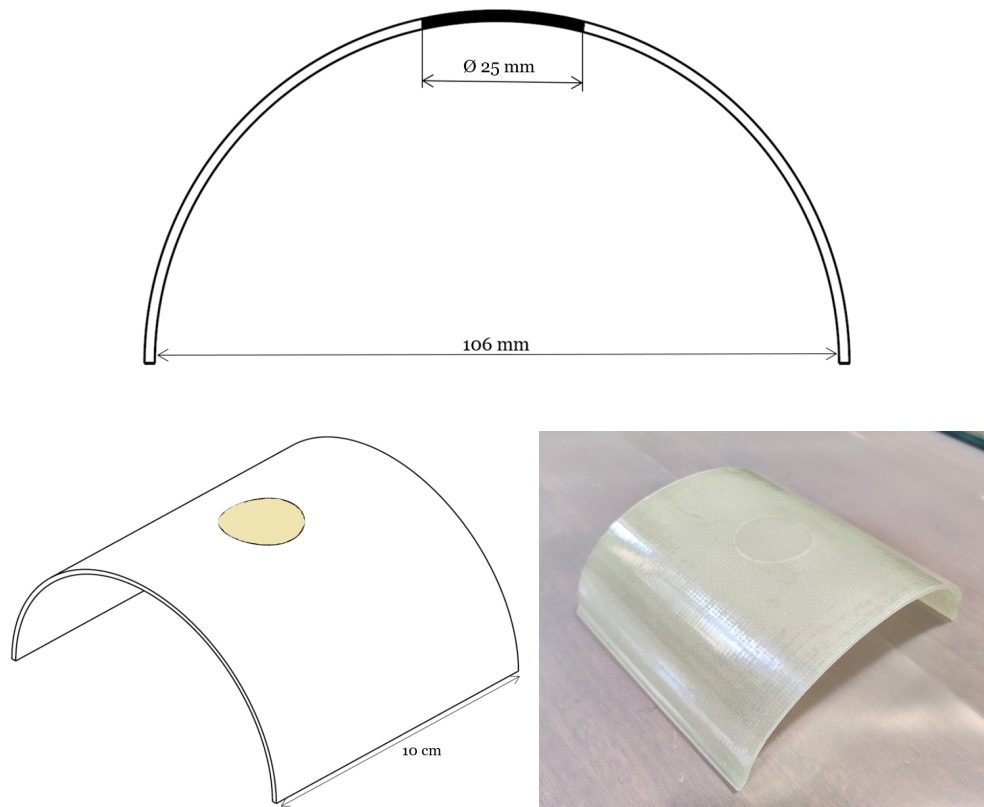


Figura 2.2: Provette preenchido com resina.

No que diz respeito aos provetes reparados, foram utilizados laminados compostos por 6 camadas de tecido de fibra de vidro ( $195\text{g}/\text{m}^2$ ) e a mesma resina e endurecedor descritos anteriormente (SR 8100/ SD 8824) na reparação, assim como o procedimento de fabrico foi semelhante ao descrito anteriormente. Num total de quatro grupos, a reparação em dois deles foi feita com recurso à sobreposição de uma única camada, como ilustra a Figura 2.3, diferindo apenas no tamanho da sobreposição. Conforme se pode observar na referida figura, foram coladas camadas de  $35\times 35\text{mm}$  e  $55\times 55\text{mm}$ . Os outros dois grupos envolveram uma reparação dupla, como ilustra a Figura 2.4, onde, após a cavidade ter sido preenchida com resina (como descrito anteriormente), foram coladas camadas superiores e inferiores ao provete com vista a aumentar a rigidez da reparação. Tal como na reparação simples, as camadas de sobreposição apresentaram as dimensões de  $35\times 35\text{mm}$  e  $55\times 55\text{mm}$ .

Por último, o processo de colagem começou com a limpeza manual das superfícies sendo, para tal, utilizada uma lixa P240. Para além da limpeza, este procedimento tinha também o objetivo de aumentar a área de colagem. Seguidamente as superfícies foram limpas com álcool, de modo a tirar qualquer gordura ou impureza presente na superfície e, assim,

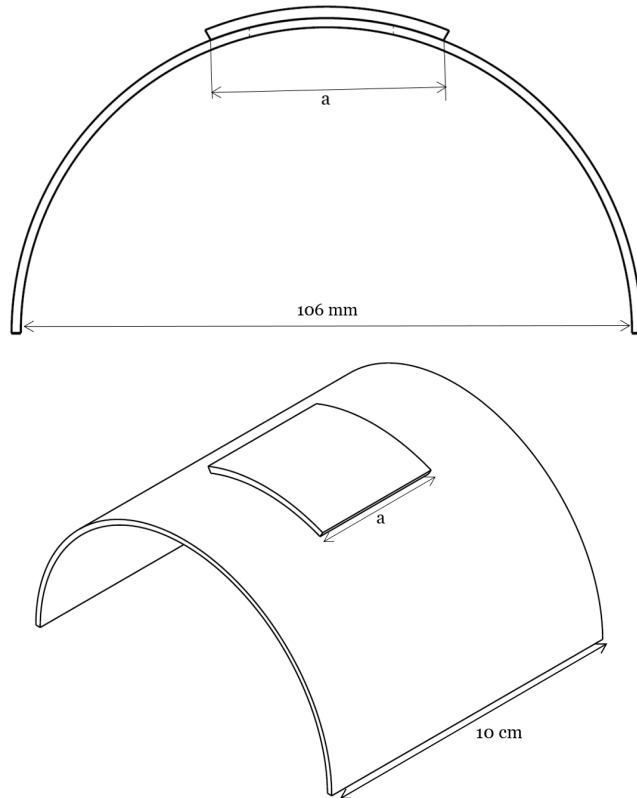


Figura 2.3: Provete reparado apenas com uma camada sobreposta ( $a = 35 \text{ mm}$  e  $55 \text{ mm}$ ).

facilitar a colagem do adesivo. A cola utilizada de base epoxídica da marca Araldite<sup>®</sup> 420 A/B (bi-componente) onde, de acordo com as especificações do fabricante, para cada 100g do componente A devem ser adicionadas 40 g do componente B. A mistura foi aplicada com uma espátula nas superfícies limpas e os provetes curados a 40°C, durante 16 horas, numa mufla da marca Carbolite<sup>®</sup>.

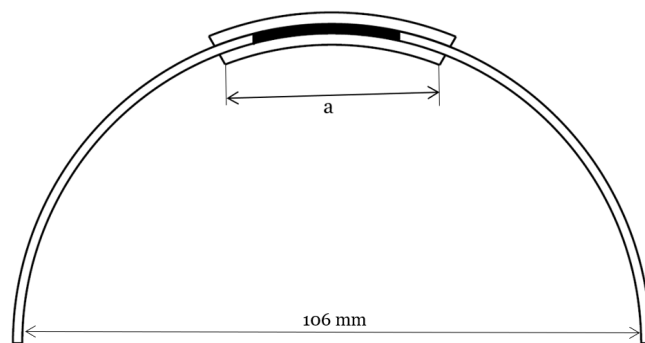


Figura 2.4: Adesivo superior e inferior, onde (a) corresponde a 35 mm e 55 mm.

## 2.3 Equipamento

Os ensaios de impacto foram realizados num equipamento IMATEK, modelo IM10, ilustrada na figura 2.5. O funcionamento deste equipamento baseia-se essencialmente na queda livre de um peso, sendo feita uma aquisição de 32000 pontos através de uma célula de carga piezoelétrica, localizada na raiz do impactor.

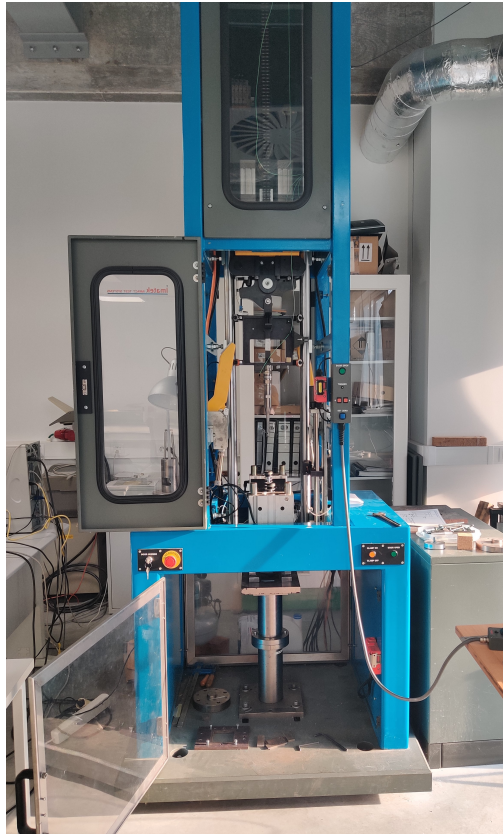


Figura 2.5: Equipamento de impacto IMATEK, modelo IM10.

Este equipamento é constituído por uma torre com duas colunas-guia, onde o carrinho que sustenta o impactor desloca-se através de rolamentos. A combinação de altura, massa e velocidade fornece a energia de impacto e esta pode ser ajustada através da altura de queda. A massa do sistema pode ser alterada pela adição de pesos até um total de 30 kg e esta pode ser elevada até uma altura máxima de 2,5 m. Depois de definida a altura do impactor, no decurso de dada uma energia (em Joules) ao sistema, este é solto e desliza verticalmente nas colunas-guia embatendo no provete. A existência de um sistema “*anti-rebound*” previne a ocorrência de um segundo impacto no mesmo ensaio. Em termos de parâmetros, a velocidade é medida no início do contacto mediante um sensor eletrónico e a força por meio de uma célula de carga, sendo, posteriormente, os dados tratados com recurso ao *software* Impact Versão 1.3.

## 2.4 Procedimento experimental

Os ensaios experimentais foram realizados no equipamento anteriormente descrito, à temperatura ambiente e segundo o procedimento descrito na norma EN ISO 6603-2. Foi utilizado um impactor hemisférico com diâmetro de 10 mm e massa total de 2,827 kg. Para cada condição de ensaio foram ensaiados três provetes, com as geometrias descritas em 2.2, sendo que as extremidades dos provetes foram bi-apoiadas. De modo a existir termo de comparação entre as diferentes reparações, foram realizados testes para uma energia de impacto de 10 J e uma velocidade de 2,66 m/s. Foram, também, realizados ensaios de impacto para outros níveis de energias como: 2 J, 4 J e 6 J para provetes reparados simples (com uma única camada de sobreposição); 4 J, 16 J e 22 J para provetes reparados duplos de 35x35mm (com duas camadas de sobreposição); 16 J, 20 J e 24 J para os provetes de controlo; e 16 J e 24 J para provetes reparados duplos de 55x55mm (com duas camadas de sobreposição).

Todos os ensaios, de multi-impacto para uma mesma energia, decorreram até ocorrer perfuração total, ou seja, até o impactor atravessar toda a espessura do provete.

Também foram realizados ensaios de flexão em provetes não impactados, num equipamento Shimadzu, modelo AG-100KN, ilustrado na figura 2.6. Este equipamento está equipado com uma célula de carga de 100 kN e os ensaios foram realizados à temperatura ambiente com uma velocidade de 2 mm/s.



Figura 2.6: Equipamento de ensaios estáticos Shimadzu, AG-100KN.

Finalmente, na tabela 2.1 encontra-se especificado o número total de provetes ensaiados. Deve-se salientar que, para além destes, ainda foram produzidos mais alguns provetes com vista à realização de ensaios de impacto preliminares para escolha das energias em função de cada geometria estudada.

Tabela 2.1: Número de provetes utilizados para os ensaios estáticos e de impacto.

Laminados	Nº de provetes por cada tipo de ensaio	
	Ensaio estáticos	Ensaio de impacto
Controlo	5	12
Simple 35 mm	5	12
Simple 55 mm	5	3
Duplo 35 mm	5	10
Duplo 55 mm	5	9
Reparado com resina	5	-
<b>Total de provetes</b>	<b>30</b>	<b>46</b>
<b>Total</b>	<b>76</b>	



# Capítulo 3

## Análise e discussão de resultados

As estruturas aeronáuticas estão sujeitas a forças de impacto, as quais se forem produzidas em materiais compósitos podem apresentar defeitos capazes de afetar significativamente a resistência residual. Neste contexto, o presente capítulo discute o efeito do tamanho da reparação, considerando remendos compósitos com diferentes comprimentos e utilizados na forma de reparações simples e de dupla sobreposição, com preenchimento da cavidade por resina semelhante à da matriz do laminado.

### 3.1 Análise estática

A Figura 3.1 ilustra as curvas força–deslocamento obtidas a partir dos ensaios estáticos para as diferentes reparações estudadas.

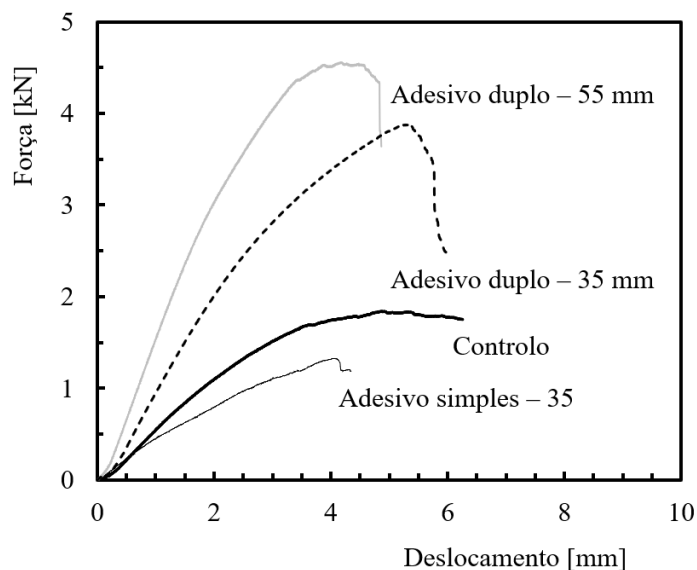


Figura 3.1: Curvas típicas força-deslocamento para ensaios estáticos.

Uma análise mais detalhada revela que todas as curvas apresentam um comportamento linear, seguido de um não linear, onde ocorre a força máxima na mudança entre o comportamento linear para o não linear. Por outro lado, apesar de não estar representada a curva para a reparação simples de 55 mm, é possível concluir que, independentemente da dimensão do remendo, a força máxima e a rigidez são inferiores à da observada para os provetes de controlo. Contrariamente, as reparações duplas apresentam maior forças de rotura e rigidez, mas estas dependem do comprimento do remendo.

Por sua vez, a Figura 3.2 compara as curvas obtidas para os provetes de controlo e os provetes reparados apenas com a resina semelhante à utilizada na produção dos compósitos. Neste caso, a cavidade está unicamente cheio de resina. O comportamento das curvas é semelhante ao descrito anteriormente, sendo, todavia, evidente a menor força de rotura e rigidez do provete reparado face ao de controlo.

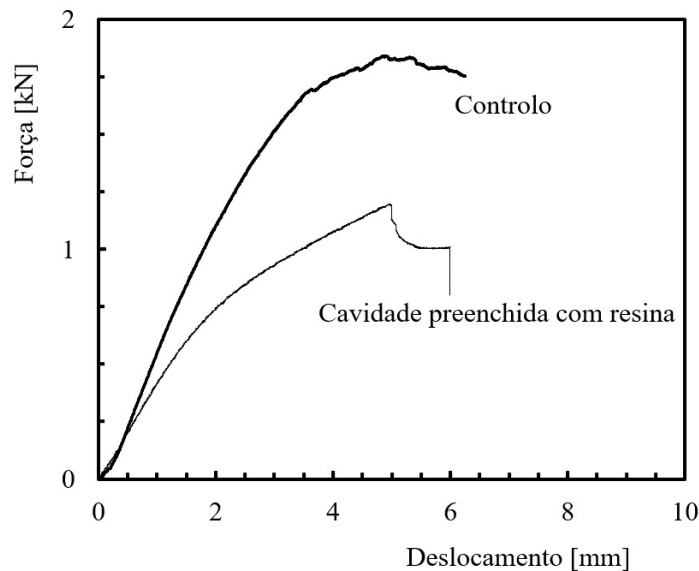


Figura 3.2: Curvas típicas força-deslocamento de flexão.

Em termos de uma análise quantitativa, a tabela 3.1 apresenta os valores médios da força máxima e o respetivo desvio padrão. Face aos valores obtidos para os provetes de controlo (1,8 kN), verifica-se que a reparação simples promove forças 27,8% mais baixas e estas são independentes das dimensões do remendo. Assim, apesar do comprimento do remendo não apresentar qualquer efeito na resistência, será expectável que deve existir uma relação entre o comprimento e a espessura capaz de melhorar a resistência do laminado reparado. No entanto, deve-se salientar que espessuras de remendos muito elevadas podem ser contra procedentes ao nível aerodinâmico, pelo que um estudo adicional deve ser realizado com vista a incluir este efeito. Ao nível da reparação apenas com resina, verifica-se que esta é apenas 33,3% inferior à obtida com os provetes de controlo, ou seja, 7,7% inferior à obtida com uma reparação simples. Por outro lado, no que diz respeito às reparações duplas, as dimensões do remendo apresentam um efeito bastante acentua-do. Para um remendo de 35 mm verifica-se um aumento da força máxima na ordem dos 105,6%, enquanto o remendo de 55 mm apresenta um aumento de 138,9%, o que representa um valor de 1,3 vezes superior ao obtido com o remendo de 35 mm. Este aumento deve-se à maior rigidez do elemento, conforme ilustram as curvas representadas na Figura 3.1, e encontra-se de acordo com a literatura [72, 73, 74]. Na figura 3.3 estão representados os danos finais nas diferentes geometrias dos ensaios estáticos.



Tabela 3.1: Resistência dos laminados.

Laminado	Força máxima média [kN]	Desvio padrão [kN]
Controlo	1,8	0,16
Reparado com resina	1,2	0,06
Adesivo simples 35 mm	1,3	0,02
Adesivo simples 55 mm	1,3	0,12
Adesivo duplo 35 mm	3,7	0,25
Adesivo duplo 55 mm	4,3	0,26



Figura 3.3: Dano final nos ensaios estáticos de todas as geometrias (em cima- controlo e simples de 35 e 55 mm; em baixo- duplo 35 e 55 mm).

### 3.2 Resistência ao impacto

As cascas foram submetidas a testes de impacto com o intuito de avaliar a resistência ao impacto das diferentes reparações propostas. Na figura 3.4 encontram-se representadas as curvas típicas força-tempo obtidas para o primeiro impacto e para uma energia de 10 J, enquanto a figura 3.5 ilustra as curvas energia-tempo.

Detalhadamente, é possível observar que a força aumenta até um determinado valor máximo ( $P_{max}$ ), passando, seguidamente, a diminuir devido ao retrocesso do impactor. Por outro lado, verifica-se também que a energia de impacto não foi suficientemente elevada de modo a existir perfuração total, dado que o impactor retrocede sempre. O valor mais alto representa a energia à força máxima, e o início do patamar coincide com a perda de contacto do impactor, ou seja, é a energia absorvida pela amostra. É possível ainda observar que a força máxima é mais alta para as reparações duplas do que para o provete de controlo e para o provete com uma reparação simples de 35 mm. Ainda é possível constatar que o tempo de impacto observado para os provetes com reparação dupla é o

menor de todos.

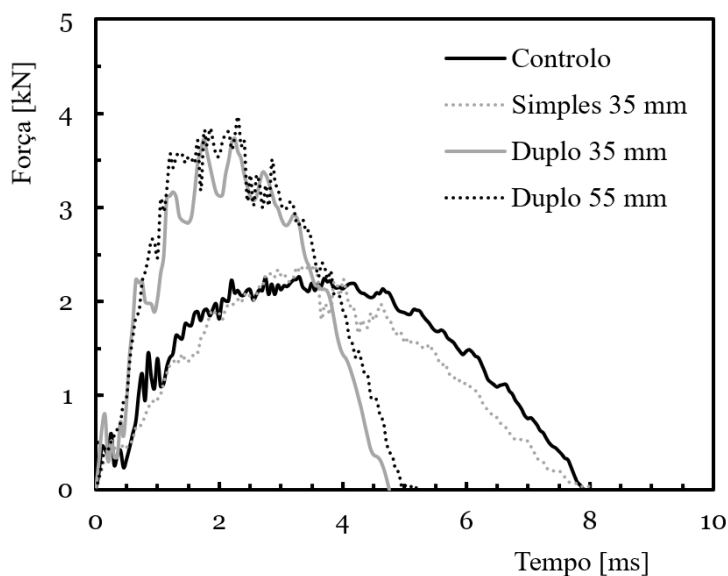


Figura 3.4: Curvas típicas força-tempo para o 1º impacto.

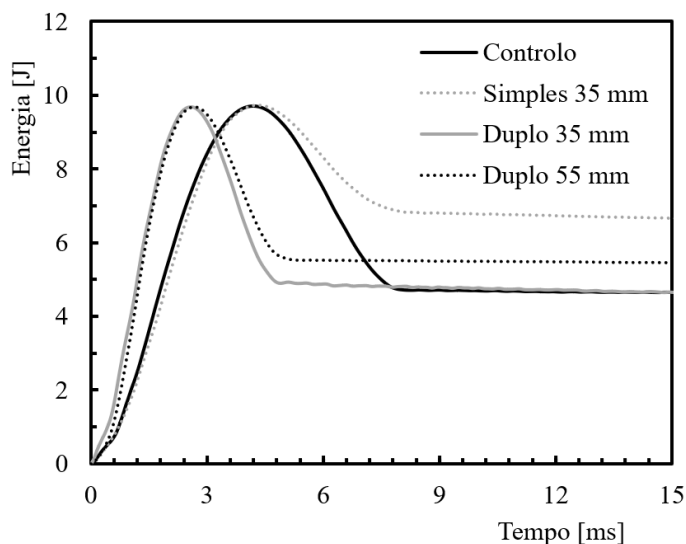


Figura 3.5: Curvas típicas energia-tempo para o 1º impacto.

A força máxima, o deslocamento máximo, a energia elástica, o tempo de contacto e a rigidez à flexão por impacto (IBS) são obtidas, para o primeiro impacto, através das curvas força-tempo e energia-tempo, apresentadas anteriormente, encontrando-se estes valores apresentados na Tabela 3.2 em termos de valores médios e respetivos desvios padrões para uma energia de 10 J, onde DP significa desvio padrão. A energia elástica é calculada pela diferença entre a energia máxima e a energia absorvida.

Detalhadamente, verifica-se, em termos do tempo de contacto, que este parâmetro diminuiu para os diferentes tipos de reparação e comprimento do remendo. Assim, face aos provetes de controlo, onde o valor médio foi de 0,39 ms, verifica-se uma diminuição de 10,3% para reparações simples, 35,9% para reparações duplas com remendos de 35 mm e 53,8% para

Tabela 3.2: Média e desvio padrão do 1º impacto.

Tempo cont. [ms]		F <sub>máx.</sub> [kN]		Desloc.máx. [mm]		E. elástica [%]		IBS [kN/mm]	
Média	DP	Média	DP	Média	DP	Média	DP	Média	DP
Controlo									
7,6	0,39	2,18	0,08	6,4	0,23	51,7	2,64	0,35	0,06
Simples 35 mm									
7,8	0,35	2,36	0,17	6,6	0,29	24,3	0,13	0,38	0,04
Duplo 35 mm									
5,3	0,25	3,82	0,24	4,1	0,33	57,2	1,38	0,95	0,04
Duplo 55 mm									
4,7	0,18	4,16	0,17	3,9	0,39	68,2	1,53	1,14	0,09

as reparações duplas com remendos de 55 mm. No caso da força de impacto máxima a tendência foi contrária e, face aos provetes de controlo (com 2,18 kN), verificou-se um aumento em torno de 8,3% para reparações simples, 75,2% para reparações duplas com remendos de 35 mm e 90,8% para as reparações duplas com remendos de 55 mm. Em termos das outras propriedades de impacto verificou-se, para todas elas, um comportamento oscilante. Assim, pelos valores obtidos para os provetes de controlo, o deslocamento máximo e o IBS aumentam 3,1% e 8,6%, respetivamente, para as reparações simples, enquanto a energia elástica diminui 53%. Para as reparações duplas, o deslocamento máximo diminuiu 36,9% e 39,0%, respetivamente, para as reparações com 35 mm e 55 mm, enquanto a energia elástica aumentou 10,6% e 31,9% e o IBS 171,4% e 225,7%, respetivamente.

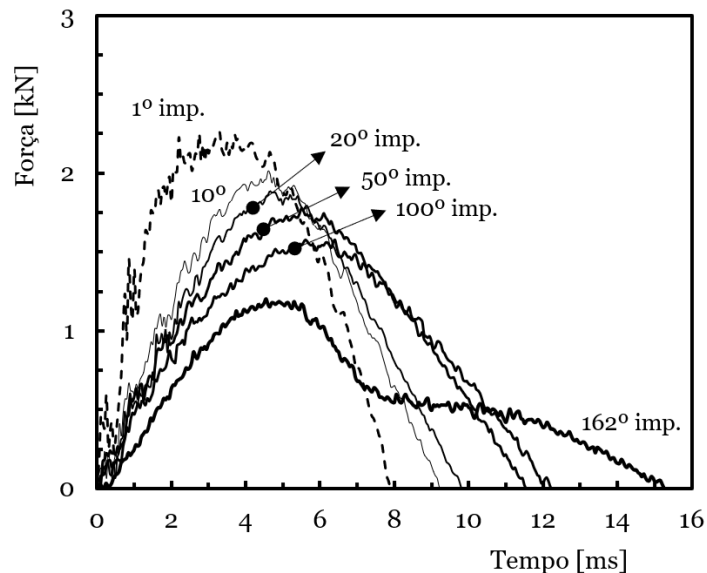


Figura 3.6: Curvas típicas força-tempo para 10J.

As figuras 3.6 e 3.7 mostram as curvas típicas força-tempo e energia-tempo, respetivamente, até ao colapso, ou seja, até à perfuração total da amostra. É possível verificar que no último impacto a energia elástica é zero, pois toda a energia é absorvida pela amostra em forma de dano.

Relativamente às curvas força-tempo, após a força máxima ocorre um decréscimo abrupto

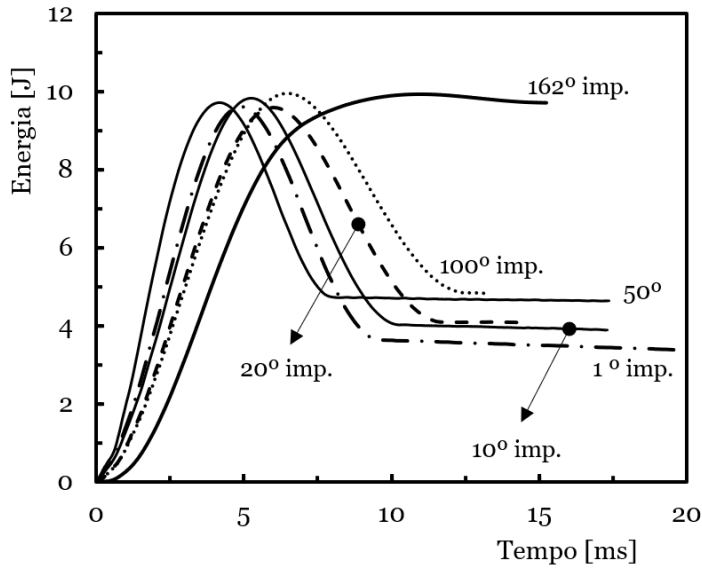


Figura 3.7: Curvas típicas energia-tempo para 10J.

do valor da força, denotando assim a perfuração do provete. É ainda possível observar que, quanto maior a força de impacto, menor será o tempo de contacto do impactor na amostra e, nas curvas energia-tempo, a energia absorvida vai aumentando em cada impacto até que no último impacto será totalmente absorvida.

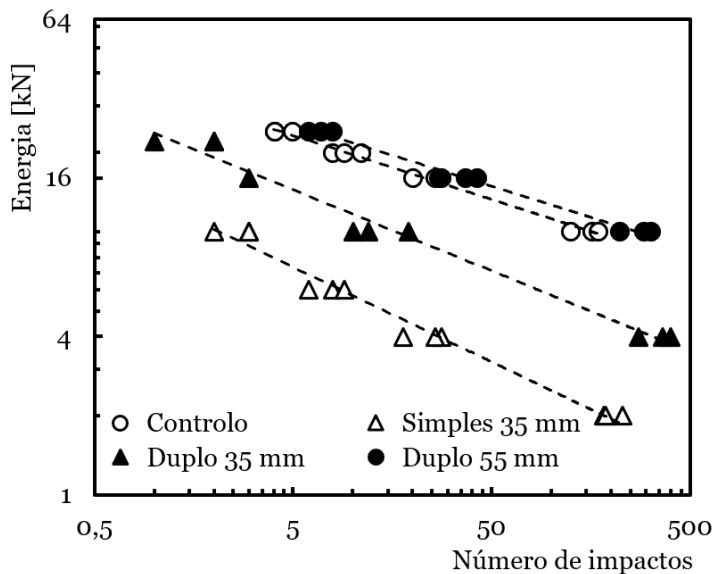


Figura 3.8: Número de impactos em função da energia.

Utilizando uma forma semelhante à representação usada na fadiga, curvas SN, a figura 3.8 representa o número de impactos até ocorrer perfuração total versus energia de impacto. Para haver termos de comparação entre as diferentes configurações, considera-se a energia de 10 J. É possível verificar que os provetes simples reparados apresentam, em termos médios, uma vida à fadiga por impacto 57,6 vezes inferior à dos provetes de controlo (sem dano), enquanto a dos provetes com reparação dupla e um remendo de 35 mm

é apenas 11,2 vezes inferior. Já no que diz respeito aos provetes com reparação dupla e um remendo de 55 mm, a vida à fadiga aumentou 1,8 vezes.

Na figura 3.9 é possível observar a evolução do tempo de contacto ao longo dos vários impactos para todas as configurações estudadas.  $N$  é o número de impactos para um dado instante e  $N_f$  o número de impactos para o qual ocorreu a ruína. Nesta representação, o último impacto não se encontra ilustrado dado ter ocorrido a perfuração total. Como esperado, o tempo de contacto aumenta com o número de impactos, independentemente do tipo de reparação, devido ao dano induzido. A figura 3.10 ilustra a evolução da força máxima com o número de impactos. Como é possível verificar, a força máxima diminui com o aumento do número de impactos. A acumulação de danos é responsável pela menor rigidez, especialmente no ponto de impacto, o que explica a diminuição da força máxima.

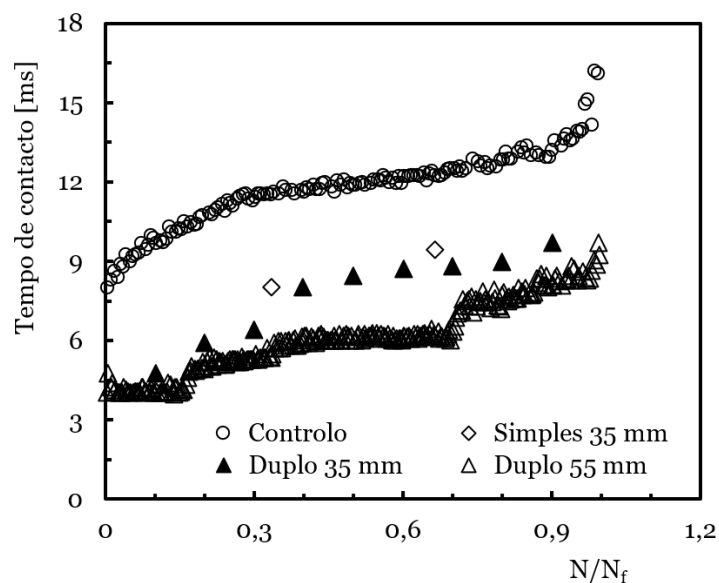


Figura 3.9: Evolução do tempo de contacto ao longo dos vários impactos para a energia de impacto de 10 J.

Em termos do deslocamento máximo, a figura 3.11 ilustra a tendência oposta da observada anteriormente, ou seja, o deslocamento máximo aumenta com o número de impactos. Com exceção das amostras simples de 35 mm, em que se verifica uma diminuição bastante rápida da força devido à baixa rigidez do remendo, as restantes configurações apresentam uma evolução caracterizada por três estágios. No primeiro estágio, que representa 20 a 30% da vida de fadiga, verifica-se uma diminuição bastante rápida da força máxima como resultados do surgimento dos primeiros danos, como fissuras na matriz e delaminações, e da sua propagação. Já no segundo estágio, que se estende dos 30% sensivelmente até aos 80% da vida de fadiga, esta diminuição resulta da saturação dos danos iniciados no estágio anterior e surgimento de novos. Por último, o terceiro estágio caracteriza-se novamente por uma queda abrupta da força máxima, como resultado de uma elevada severidade dos danos introduzidos, culminando assim, com o colapso final, associado neste caso à ruína do remendo superior. Nas curvas que representam as reparações duplas, a mudança de estágio também está relacionada com o descolamento do remendo inferior

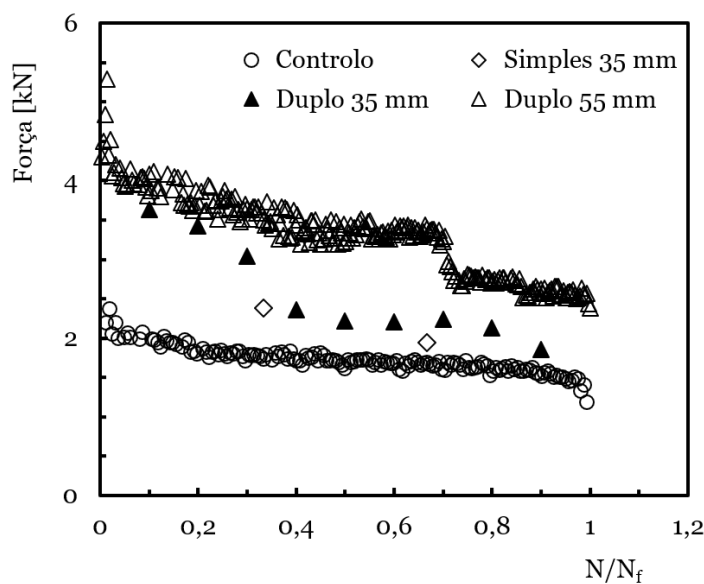


Figura 3.10: Evolução da força ao longo dos vários impactos para a energia de impacto de 10 J.

da amostra. Isto acontece na mudança do estágio dois para o estágio três, existindo assim uma diminuição abrupta da força, levando a um aumento do deslocamento.

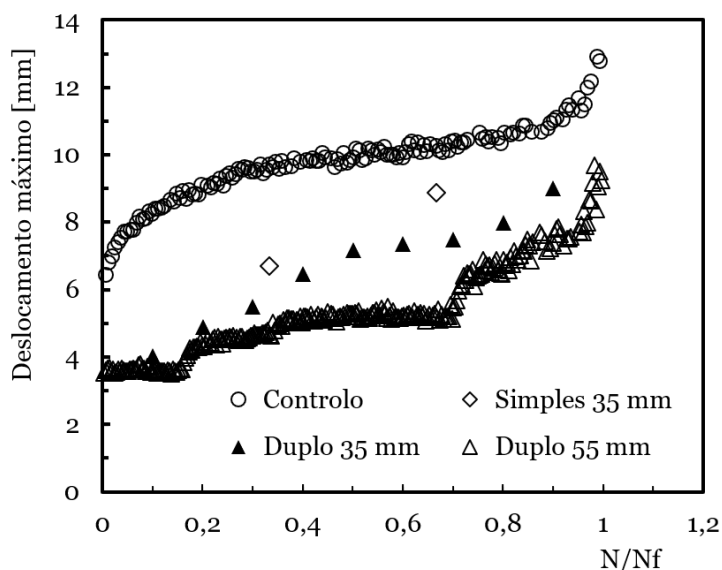


Figura 3.11: Evolução do deslocamento máximo ao longo dos vários impactos para a energia de impacto de 10 J.

A energia elástica, ou recuperação elástica, está representada na figura 3.12. No ensaio do provete simples de 35 mm, por ter reduzidos impactos até ao colapso total, não é possível verificar uma tendência. Contudo, observa-se uma certa tendência nos restantes testes. É possível confirmar que, numa primeira fase inicial o dano progride rapidamente. Numa segunda fase apresenta-se menos severo e, numa última fase, a partir de cerca de dois terços da vida, a progressão do dano assume especial relevância e evidencia-se até ao colapso final.

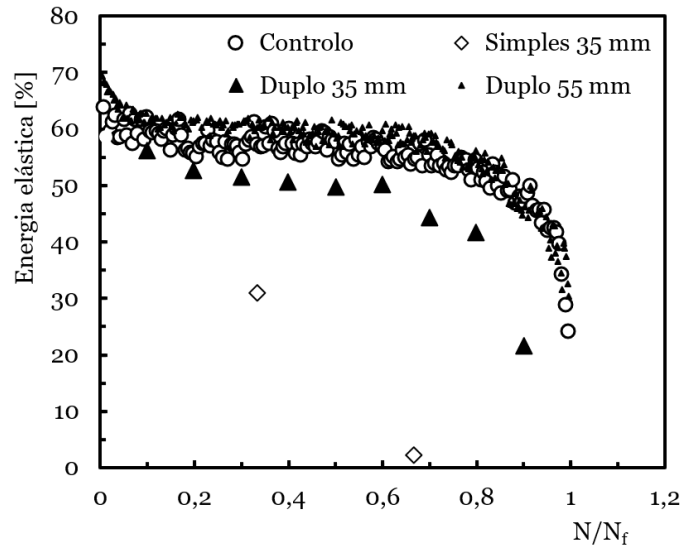


Figura 3.12: Evolução da energia elástica ao longo dos vários impactos para a energia de impacto de 10 J.

Em termos de rigidez à flexão por impacto, a sua evolução com o número de impactos encontra-se ilustrada na figura 3.13. A rigidez à flexão por impacto, IBS, mostra-se uma ferramenta bastante importante na avaliação de danos globais em materiais compósitos e é obtida pelo declive da parte ascendente da curva força-deslocamento. A sua evolução é similar à observada para a energia de recuperação elástica. Aqui também se verifica a existência de três estágios com um andamento muito semelhante ao descrito anteriormente. Por isso, estas curvas estão de acordo com a progressão do dano já verificado antes. Finalmente, as figuras 3.14, 3.15, 3.16 e 3.17 ilustram os danos finais ocorridos.

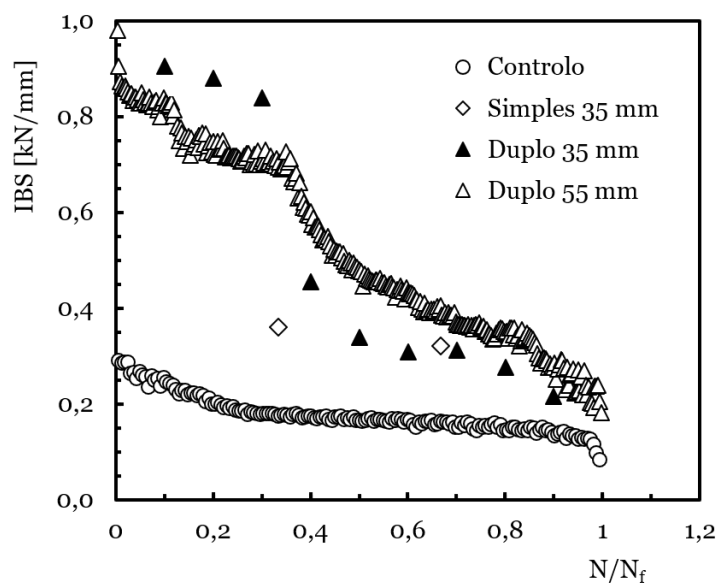


Figura 3.13: Evolução do IBS ao longo dos vários impactos para a energia de impacto de 10 J.



Figura 3.14: Dano final nos provetes de controlo, para 10J.



Figura 3.15: Dano final nos provetes duplos de 55 mm, para 10J.



Figura 3.16: Dano final no provete com reparação dupla de 35 mm para 10J.

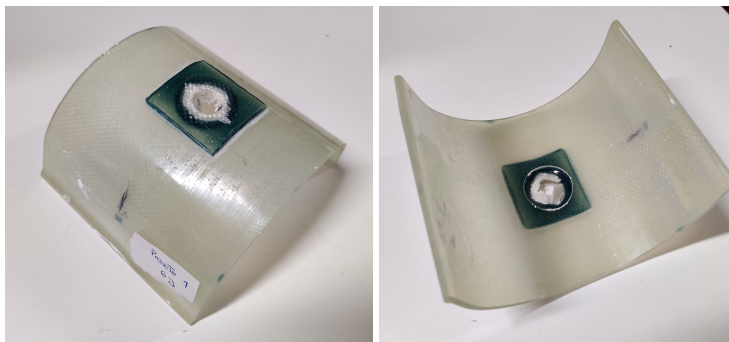


Figura 3.17: Dano final no provete com reparação simples de 35 mm para 6J.



## Capítulo 4

### Conclusões Finais e Recomendações para Trabalhos Futuros

De acordo com os objetivos propostos para este estudo, esta secção apresenta as principais conclusões retiradas da análise dos resultados obtidos e sua discussão. Por fim, serão apresentadas algumas sugestões para trabalhos futuros.

#### 4.1 Conclusões finais

Do estudo efetuado, é possível concluir que as reparações duplas envolvendo os remendos com maior área colada ( $55 \times 55 \text{ mm}^2$ ) são preferidas às restantes geometrias e sobreposições, devido à maior rigidez induzida na estrutura curva. Estas proporcionam maior recuperação elástica e maior resistência à fadiga por impacto. A maior vida à fadiga obtida com o remendo de maiores dimensões chega mesmo a ser superior à obtida nos laminados de controlo (sem defeito). Contrariamente, a vida de fadiga por impacto, nas reparações simples, é insensível ao tamanho do remendo, mas o estudo sugere que seja dependente da sua espessura. Na verdade, independentemente do tamanho do remendo colado, a ruína ocorreu sempre neste. Assim, é possível dizer que, para as reparações duplas, o tamanho do remendo é determinante para repor a resistência ao impacto da estrutura, existindo mesmo um tamanho ideal, através de uma análise numérica, para igualar a resistência das juntas reparadas à de uma estrutura sem dano (de controlo).

No que diz respeito aos ensaios estáticos, verifica-se que a carga máxima média nas reparações duplas de 55 mm é 138,9% superior à obtida com os provetes de controlo. Por sua vez, independentemente do tamanho, as reparações simples apresentam sempre menor resistência estática que os provetes de controlo.

Finalmente, a análise dos resultados ao nível do primeiro impacto revela que, nas reparações duplas, existe menor tempo de contacto e deslocamento máximo, mas maior carga máxima, recuperação elástica e rigidez à flexão.

#### 4.2 Recomendações para trabalhos futuros

Na sequência do presente trabalho surgiram alguns aspetos que se revelaram interessantes para uma abordagem mais detalhada. De seguida, são referidos sumariamente

aqueles que poderão vir a ser alvo de estudo:

- Analisar o efeito da espessura dos remendos em reparações de superfícies curvas, especialmente ao nível das reparações simples;
- Otimizar as dimensões das reparações em função do tamanho do dano induzido;
- Estudo de condições ambientais na resistência ao impacto de juntas reparadas de superfícies curvas;
- Estudo do efeito do raio de curvatura da placa na dimensão dos remendos com vista a restabelecer a resistência das juntas reparadas ao nível das não danificadas.

# Bibliografia

- [1] T.-D. Ngo, “Introduction to Composite Materials,” *Fiber Composites*, pp. 1–27, 2020. 3
- [2] Mallick P.K., *Fibre-reinforced composites materials, manufacturing and design*, 3rd ed. CRC Press, 2007. 3, 4, 5, 6, 7, 8
- [3] D. Gay, S. V. Hoa, and S. W. Tsai, *COMPOSITE MATERIALS Science and Applications*. CRC Press, 2003. 3
- [4] A. Faggiani and B. G. Falzon, “Predicting low-velocity impact damage on a stiffened composite panel,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 41, no. 6, pp. 737–749, 2010. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2010.02.005> 3
- [5] B. G. Falzon, S. C. Hawkins, C. P. Huynh, R. Radjef, and C. Brown, “An investigation of Mode I and Mode II fracture toughness enhancement using aligned carbon nanotubes forests at the crack interface,” *Composite Structures*, vol. 106, pp. 65–73, 2013. 3
- [6] J. Llorca, C. González, J. M. Molina-Aldareguía, and C. S. López, “Multiscale modeling of composites: Toward virtual testing □ and beyond,” *Jom*, vol. 65, no. 2, pp. 215–225, 2013. 3
- [7] T. P. Sathishkumar, S. Satheeshkumar, and J. Naveen, “Glass fiber-reinforced polymer composites - A review,” *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 33, no. 13, pp. 1258–1275, 2014. 3
- [8] C. Soutis, “Carbon fiber reinforced plastics in aircraft construction,” *Materials Science and Engineering A*, vol. 412, no. 1-2, pp. 171–176, 2005. 4, 5
- [9] T. Edwards, “Composite materials revolutionise aerospace engineering,” *Ingenia*, no. 36, pp. 25–27, 2008. [Online]. Available: [www.ingenia.org.uk/Content/ingenia/issues/issue36/edwards.pdf](http://www.ingenia.org.uk/Content/ingenia/issues/issue36/edwards.pdf){%}5Cn 4
- [10] B. Metz, L. Meyer, P. Bosch, R. Dave, and O. Davidson, Eds., *Climate change 2007 mitigation of climate change*. CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS, 2007, vol. 9780521880. 4
- [11] S. Solomon, G. K. Plattner, R. Knutti, and P. Friedlingstein, “Irreversible climate change due to carbon dioxide emissions,” *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, vol. 106, no. 6, pp. 1704–1709, 2009. 4

- [12] R. F. Gibson, *Principles of Composite Material Mechanics*, 4th ed. CRC Press, 2016. 4, 5
- [13] C. E. Harris, J. H. Starnes, and M. J. Shuart, "Design and manufacturing of aerospace composite structures, state-of-the-art assessment," *Journal of Aircraft*, vol. 39, no. 4, pp. 545–560, 2002. 5
- [14] G. A. Davies and X. Zhang, "Impact damage prediction in carbon composite structures," *International Journal of Impact Engineering*, vol. 16, no. 1, pp. 149–170, 1995. 7
- [15] C. Y. Park and I.-G. Kim, "Prediction of impact forces on an aircraft composite wing," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 19, no. 3, pp. 319–324, 2008. 7
- [16] D. Montalvão, N. M. Maia, and A. M. Ribeiro, "A review of vibration-based structural health monitoring with special emphasis on composite materials," *Shock and Vibration Digest*, vol. 38, no. 4, pp. 295–324, 2006. 8
- [17] W. Cantwell and J. Morton, "The impact resistance of composite materials — a review," *Composites*, vol. 22, no. 5, pp. 347 – 362, 1991. [Online]. Available: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/001043619190549V> 8, 9
- [18] L. S. Kistler and A. M. Waas, "Experiment and analysis on the response of curved laminated composite panels subjected to low velocity impact," *International Journal of Impact Engineering*, vol. 21, no. 9, pp. 711–736, 1998. 8, 12
- [19] D. L. York, J. L. Cummings, R. M. Engeman, and K. L. Wedemeyer, "Hazing and movements of Canada geese near Elmendorf Air Force Base in Anchorage, Alaska," *International Biodeterioration and Biodegradation*, vol. 45, no. 3-4, pp. 103–110, 2000. 8
- [20] M. McCarthy, J. Xiao, N. Petrinic, A. Kamoulakos, and V. Melito, "Modelling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates – part 1: Material modelling," *Applied Composite Materials*, vol. 11, pp. 295–315, 09 2004. 8
- [21] S. Heimbs, "Computational methods for bird strike simulations: A review," *Computers and Structures*, vol. 89, no. 23-24, pp. 2093–2112, 2011. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruc.2011.08.007> 8
- [22] M. O. Richardson and M. J. Wisheart, "Review of low-velocity impact properties of composite materials," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 27, no. 12 PART A, pp. 1123–1131, 1996. [Online]. Available: [http://dx.doi.org/10.1016/1359-835X\(96\)00074-7](http://dx.doi.org/10.1016/1359-835X(96)00074-7) 8, 9, 10, 11

- [23] E. Sevkat, B. Liaw, F. Delale, and B. B. Raju, "A combined experimental and numerical approach to study ballistic impact response of S2-glass fiber/toughened epoxy composite beams," *Composites Science and Technology*, vol. 69, no. 7-8, pp. 965–982, 2009. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compscitech.2009.01.001> 8
- [24] S. Abrate, *Impact on Composite Structures*. Cambridge University Press, 1998. 9
- [25] R. Olsson, "Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 31, no. 8, pp. 879–887, 2000. 9
- [26] —, "Analytical prediction of large mass impact damage in composite laminates," *Composites - Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 32, no. 9, pp. 1207–1215, 2001. 9, 13
- [27] T. A. Sebaey, E. V. González, C. S. Lopes, N. Blanco, and J. Costa, "Damage resistance and damage tolerance of dispersed CFRP laminates: Design and optimization," *Composite Structures*, vol. 95, pp. 569–576, 2013. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.07.005> 9
- [28] P. O. Sjöblom, J. T. Hartness, and T. M. Cordell, "On low-velocity impact testing of composite materials," *Journal of Composite Materials*, vol. 22, no. 1, pp. 30–52, 1988. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1177/002199838802200103> 9
- [29] K. N. Shivakumar, W. Elber, and W. Illg, "Prediction of low-velocity impact damage in thin circular laminates," *AIAA Journal*, vol. 23, no. 3, pp. 442–449, 1985. [Online]. Available: <https://doi.org/10.2514/3.8933> 9, 13
- [30] S. Abrate, "Impact on Laminated Composite Materials," *Applied Mechanics Reviews*, vol. 44, no. 4, pp. 155–190, 04 1991. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1115/1.3119500> 9
- [31] D. Liu and L. E. Malvern, "Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates," *Journal of Composite Materials*, vol. 21, no. 7, pp. 594–609, 1987. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1177/002199838702100701> 9, 10
- [32] S. Pavlopoulou, "On Structural Health Monitoring of Aircraft Adhesively Bonded Repairs," *University of Sheffield*, vol. 1, no. March, 2013. [Online]. Available: <http://etheses.whiterose.ac.uk/3962/1/SOFIA{ }PAVLOPOULOU{ }White{ }Rose{ }copy.pdf> 10, 16, 18
- [33] D. Mccann and M. Aviation, "Forecasting Hail Aloft," *18th Conference on Aviation, Range, and Aerospace Meteorology*, no. 2002, 2017. 10

- [34] B. Arachchige and H. Ghasemnejad, "Post impact analysis of damaged variable-stiffness curved composite plates," *Composite Structures*, 01 2017. 10
- [35] S. L. Angioni, M. Meo, and A. Foreman, "Impact damage resistance and damage suppression properties of shape memory alloys in hybrid composites - A review," *Smart Materials and Structures*, vol. 20, no. 1, 2011. 10
- [36] H. Y. Choi, H.-Y. T. Wu, and F.-K. Chang, "A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact: Part ii—analysis," *Journal of Composite Materials*, vol. 25, no. 8, pp. 1012–1038, 1991. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1177/002199839102500804> 10, 11
- [37] C. Jih and C. Sun, "Prediction of delamination in composite laminates subjected to low velocity impact," *Journal of Composite Materials*, vol. 27, no. 7, pp. 684–701, 1993. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1177/002199839302700703> 11
- [38] D. Liu, "Impact-induced delamination—a view of bending stiffness mismatching," *Journal of Composite Materials*, vol. 22, no. 7, pp. 674–692, 1988. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1177/002199838802200706> 11
- [39] S. R. Finn, Y.-F. He, and G. S. Springer, "Delaminations in composite plates under transverse static loads - Experimental results," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 11, no. 11, pp. 1196–1238, Nov. 1992. 11
- [40] N. Takeda, R. Sierakowski, and L. Malvern, "Microscopic observations of cross sections of impacted composite laminates," *Journal of Composites, Technology and Research*, vol. 4, no. 2, pp. 40–44, 1982. 11
- [41] S. Joshi and C. Sun, "Impact induced fracture in a laminated composite," *Journal of Composite Materials*, vol. 19, no. 1, pp. 51–66, 1985. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1177/002199838501900104> 11
- [42] S. M. Lee and P. Zahuta, "Instrumented impact and static indentation of composites," *Journal of Composite Materials*, vol. 25, no. 2, pp. 204–222, 1991. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1177/002199839102500205> 11
- [43] W. Cantwell and J. Morton, "Geometrical effects in the low velocity impact response of cfrp," *Composite Structures*, vol. 12, no. 1, pp. 39 – 59, 1989. [Online]. Available: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0263822389900433> 12
- [44] S. J. Kim, N. S. Goo, and T. W. Kim, "The effect of curvature on the dynamic response and impact-induced damage in composite laminates," *Composites Science and Technology*, vol. 57, no. 7, pp. 763–773, 1997. 12, 20

- [45] R. L. Ramkumar and Y. R. Thakar, "Dynamic Response of Curved Laminated Plates Subjected to Low Velocity Impact," *Journal of Engineering Materials and Technology*, vol. 109, no. 1, pp. 67–71, 01 1987. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1115/1.3225936> 12
- [46] H. Lin and Y. Lee, "Impact-induced fracture in laminated plates and shells," *Journal of Composite Materials*, vol. 24, no. 11, pp. 1179–1199, 1990. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1177/002199839002401105> 12
- [47] P. A. Lagace, K. F. Ryan, and M. J. Graves, "Effect of damage on the impact response of composite laminates," *AIAA Journal*, vol. 32, no. 6, pp. 1328–1330, 1994. [Online]. Available: <https://doi.org/10.2514/3.12140> 12
- [48] L. S. Kistler and A. M. Waas, "On the response of curved laminated panels subjected to transverse impact loads," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 36, no. 9, pp. 1311–1327, 1999. 12, 13
- [49] —, "Impact response of cylindrically curved laminates including a large deformation scaling study," *International Journal of Impact Engineering*, vol. 21, no. 1-2, pp. 61–75, 1998. 12
- [50] D. R. Ambur and J. H. Starnes, "EFFECT OF CURVATURE ON THE IMPACT DAMAGE CHARACTERISTICS AND RESIDUAL STRENGTH OF COMPOSITE PLATES Hampton , VA Presented at the 39th AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures , Structural Dynamics , and Materials Conference AIAA Paper No . 98-1881 Long B," *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, no. 98, 1998. 12
- [51] C. T. Sun and S. Chattopadhyay, "Dynamic Response of Anisotropic Laminated Plates Under Initial Stress to Impact of a Mass," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 42, no. 3, pp. 693–698, 09 1975. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1115/1.3423664> 12
- [52] K. Krishnamurthy, P. Mahajan, and R. Mittal, "Impact response and damage in laminated composite cylindrical shells," *Composite Structures - COMPOS STRUCT*, vol. 59, pp. 15–36, 01 2003. 12
- [53] S. Gong, S. Toh, and V. Shim, "The elastic response of orthotropic laminated cylindrical shells to low-velocity impact," *Composites Engineering*, vol. 4, no. 2, pp. 247 – 266, 1994. [Online]. Available: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0961952694900302> 12
- [54] s. m. r. Khalili and A. Ardali, "Low-velocity impact response of doubly curved symmetric cross-ply laminated panel with embedded sma wires," *Composite Structures*, vol. 105, p. 216–226, 11 2013. 12

- [55] H. Saghafi, G. Minak, and A. Zucchelli, “Effect of preload on the impact response of curved composite panels,” *Composites Part B: Engineering*, vol. 60, pp. 74–81, 2014. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesb.2013.12.026> 13
- [56] I.-H. Choi, “Geometrically nonlinear transient analysis of composite laminated plate and shells subjected to low-velocity impact,” *Composite Structures*, vol. 142, 01 2016. 13
- [57] Z. Leylek, M. L. Scott, S. Georgiadis, and R. S. Thomson, “Computer modelling of impact on curved fibre composite panels,” *Composite Structures*, vol. 47, no. 1-4, pp. 789–796, 1999. 13
- [58] N. S. Goo and S. J. Kirn, “Dynamic contact analysis of laminated composite plates under low-velocity impact,” *AIAA Journal*, vol. 35, no. 9, pp. 1518–1521, 1997. [Online]. Available: <https://doi.org/10.2514/2.7479> 13
- [59] H. Singh and P. Mahajan, “Analytical modeling of low velocity large mass impact on composite plate including damage evolution,” *Composite Structures*, vol. 149, pp. 79–92, 2016. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.04.009> 13
- [60] R. Olsson, “Analytical model for delamination growth during small mass impact on plates,” *International Journal of Solids and Structures*, vol. 47, no. 21, pp. 2884–2892, 2010. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2010.06.015> 13
- [61] —, “Analytical prediction of damage due to large mass impact on thin ply composites,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 72, pp. 184–191, 2015. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2015.02.005> 13
- [62] I. Shahid, F.-K. Chnag, and B. Shah, *Impact damage resistance and damage tolerance of composite with progressive damage*. AIIAA Meeting Papers on Disc, 1996, pp. 766–775. [Online]. Available: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1996-1403> 13
- [63] B. Arachchige, H. Ghasemnejad, and A. T. Augousti, “Theoretical approach to predict transverse impact response of variable-stiffness curved composite plates,” *Composites Part B: Engineering*, vol. 89, no. April 2018, pp. 34–43, 2016. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesb.2015.11.036> 13
- [64] A. Baker, L. Rose, and R. Jones, *Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure*, ser. Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure. Elsevier Science, 2003. [Online]. Available: <https://books.google.pt/books?id=oqmx59e9yJwC> 14



- [65] J. J. Xiong and R. A. Shenoi, "Integrated experimental screening of bonded composites patch repair schemes to notched aluminum-alloy panels based on static and fatigue strength concepts," *Composite Structures*, vol. 83, no. 3, pp. 266–272, 2008. 14
- [66] B. C. and W. Staszewski, *Health Monitoring of Aerospace Structures*. John Wiley & Sons, Ltd, 2004. [Online]. Available: file:///Users/user/Downloads/79e4150b638bf686dd.pdf 14
- [67] A. Baker and R. Jones, Eds., *Bonded Repair of Aircraft Structures*. Martinus Nijhoff Publishers, 1988. 14, 15
- [68] H. Hosseini-Toudeshky, "Effects of composite patches on fatigue crack propagation of single-side repaired aluminum panels," *Composite Structures*, vol. 76, no. 3, pp. 243–251, 2006. 15
- [69] A. Baker, *Bonded Repair of Aircraft Structures*, ser. Engineering Applications of Fracture Mechanics. Springer Netherlands, 2012. [Online]. Available: <https://books.google.pt/books?id=TwXvCAAAQBAJ> 15
- [70] —, "Development of a Hard-Patch Approach for Scarf Repair of Composite Structure," *air Vehicles Division -Dsto*, p. 29, 2006. 15, 18
- [71] T. V. Umamaheswar and R. Singh, "Modelling of a patch repair to a thin cracked sheet," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 62, no. 2-3, pp. 267–289, 1999. 16
- [72] L. Hart-Smith, "Further developments in the design and analysis of adhesive-bonded structural joints," *ASTM special technical publications*, pp. 3–31, 1981. 16, 30
- [73] L. J. Hart-Smith, "An engineer's viewpoint on design and analysis of aircraft structural joints," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 209, no. 2, pp. 105–129, 1995. [Online]. Available: [https://doi.org/10.1243/PIME\\_PROC\\_1995\\_209\\_278\\_02](https://doi.org/10.1243/PIME_PROC_1995_209_278_02) 16, 30
- [74] F. Hu and C. Soutis, "Strength prediction of patch-repaired cfrp laminates loaded in compression," *Composites Science and Technology*, vol. 60, pp. 1103–1114, 05 2000. 16, 17, 30
- [75] A. Albedah, B. B. Bouiadjra, R. Mhamdia, F. Benyahia, and M. Es-Saheb, "Comparison between double and single sided bonded composite repair with circular shape," *Materials and Design*, vol. 32, no. 2, pp. 996–1000, 2011. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.matdes.2010.08.022> 17
- [76] C. Soutis and F. Z. Hu, "Design and performance of bonded patch repairs of composite structures," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*,

- Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 211, no. 4, pp. 263–271, 1997. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1243/0954410971532668> 17
- [77] B. Whittingham, A. A. Baker, A. Harman, and D. Bitton, “Micrographic studies on adhesively bonded scarf repairs to thick composite aircraft structure,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 40, no. 9, pp. 1419–1432, 2009. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2008.12.011> 17, 18
- [78] H. Hosseini-Toudeshky, M. A. Ghaffari, and B. Mohammadi, “Mixed-mode crack propagation of stiffened curved panels repaired by composite patch under combined tension and shear cyclic loading,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 28, no. 1, pp. 344–363, 2013. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2012.12.001> 18
- [79] H. C. Li, J. Wang, and A. Baker, “Rapid composite bonded repair for helicopter tail drive shafts,” *Composites Part B: Engineering*, vol. 43, no. 3, pp. 1579–1585, 2012. 19
- [80] A. S. McGee, “NUMERICAL STUDY FOR OPTIMUM PARAMETERS OF BONDED COMPOSITE REPAIRS OF CRACKED ALUMINUM,” *thesis*, no. June, p. 107, 2012. 19
- [81] L. Tong and X. Sun, “Adhesive elements for stress analysis of bonded patch to curved thin-walled structures,” *Computational Mechanics*, vol. 30, no. 2, pp. 143–154, 2003. 19
- [82] X. Sun and L. Tong, “Fracture toughness analysis of inclined crack in cylindrical shell repaired with bonded composite patch,” *Composite Structures*, vol. 66, no. 1-4, pp. 639–645, 2004. 19
- [83] P. H. Wen, M. H. Aliabadi, and A. Young, “Boundary element analysis of curved cracked panels with adhesively bonded patches,” *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, vol. 58, no. 1, pp. 43–61, 2003. 20