

FACULDADE DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA DA UNIVERSIDADE DE COIMBRA
Departamento de Engenharia Mecânica

AVALIAÇÃO DO DANO EM COMPÓSITOS
LAMINADOS DEVIDO A IMPACTOS DE
BAIXA VELOCIDADE

Luís Manuel Silva Ferreira

Dissertação para doutoramento
em Engenharia Mecânica

COIMBRA

2006

Aos meus filhos Luis Miguel e Filipe
e aos meus pais

AGRADECIMENTOS

A execução deste trabalho só foi possível graças ao apoio e colaboração de várias pessoas e ao estímulo e empenhamento do seu orientador.

É pois, com grande prazer que deixo aqui expresso o meu mais profundo agradecimento a quem, directa ou indirectamente, me ajudou a concluir esta dissertação.

Agradeço em primeiro lugar ao meu orientador, Prof. Doutor Nuno Ferreira Rilo, que com o seu entusiasmo, saber, competência e constante disponibilidade para me apoiar e orientar a cada dificuldade, contribuiu para que pudesse executá-lo.

Quero expressar a minha gratidão a todas as pessoas do Departamento de Engenharia Mecânica da Faculdade de Ciências e Tecnologia da Universidade de Coimbra e em particular às do Grupo de Mecânica Estrutural, que de algum modo me ajudaram, contribuindo para facilitar esta tarefa. Destaco aqui o Prof. Doutor Rogério Leal, Prof. Doutor José Maria Cirne, Prof. Doutora Ana Amaro e D^a Isabel Martins. Agradeço também ao Sr. Eurico Santos a sua constante disponibilidade em me ajudar sempre que necessitei.

Deixo aqui também um sentido agradecimento ao Prof. Doutor Altino Loureiro pelo seu incentivo.

À Dra. Susana Carrilho o meu profundo agradecimento pela preciosa ajuda na tradução e retroversão de textos em língua inglesa.

Sou devedor, em muitos aspectos, do apoio que a feitura deste trabalho mereceu no contexto da Escola Superior de Tecnologia de Abrantes, do Instituto Politécnico de Tomar. Expresso os meus vivos agradecimentos a todos os colegas do Departamento de Engenharia Mecânica, em especial aqueles com quem pude debater, no todo ou em parte questões ligadas à presente investigação. Destaco neste particular o Engenheiro Carlos Campos Coelho. Ao Georgino Serra quero agradecer a ajuda na preparação dos equipamentos para a realização dos ensaios experimentais.

Deixo ainda uma palavra de muito apreço aos Presidente e Vice-Presidente do Instituto Politécnico de Tomar, respectivamente Professor Pires da Silva e Dr. Eugénio de Almeida, que tanto merecem a minha consideração.

Finalmente uma palavra de muita gratidão aos meus pais pelo apoio e carinho que sempre me dispensaram.

A todos os que mencionei e aos que injustamente me esqueci de referir, aqui deixo o meu profundo agradecimento. Muito obrigado!

Dedico este trabalho aos meus filhos Luís Miguel e Filipe

RESUMO

Este trabalho pode ser dividido em duas partes principais: A análise experimental e a simulação numérica por elementos finitos.

Na análise experimental foram realizados ensaios quasi-estáticos e de impacto a placas com várias geometrias e condições de fronteira de modo a avaliar o seu comportamento antes e depois de ocorrer o dano.

Foi caracterizado o dano pelas suas dimensões e forma, no plano e ao longo da espessura do laminado.

Analizou-se ainda o ponto de início e a progressão do dano através das curvas de força-deslocamento e das imagens deste.

Pela sua importância foi dada particular atenção ao dano de delaminação.

A partir dos resultados obtidos nos ensaios experimentais, tendo em conta a sensibilidade à velocidade de deformação, a extensão e a caracterização do dano e a energia absorvida pela amostra, foi analisada a possibilidade de substituir um impacto de baixa velocidade por um ensaio de carregamento quasi-estático para a mesma carga máxima.

Foi também analisado o comportamento do impactor após colisão em função da energia absorvida pela placa.

Foi estudado o efeito de escala no deslocamento central da placa, na área delaminada e na força de contacto, a partir dos resultados fornecidos pelos ensaios quasi-estáticos.

Tendo como referência os resultados experimentais foi feita a simulação numérica do impacto de baixa velocidade.

Foram feitas análises estática e dinâmica, linear e não-linear, com modelos de elementos finitos sem previsão do dano, limitadas pela carga que deu início ao dano.

Foi efectuada também a análise de contacto estático e dinâmico, para obtenção de valores comparativos.

Determinou-se a distribuição das tensões no laminado e os contornos da falha definida pela aplicação dos critérios de Hashin, Tsai-Wu e Hoffman.

Finalmente, foi feita a simulação numérica da delaminação com elementos finitos de interface.

SUMÁRIO

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

pág.

CAPÍTULO 2

MECÂNICA DOS MATERIAIS COMPÓSITOS LAMINADOS

pág.

CAPÍTULO 3

DANO EM MATERIAIS COMPÓSITOS LAMINADOS

pág.

CAPÍTULO 4

CORRELAÇÃO DA RESPOSTA DE COMPÓSITOS LAMINADOS
A CARGAS ESTÁTICAS E DE IMPACTO DE BAIXA VELOCIDADE

pág.

CAPÍTULO 5

ANÁLISE EXPERIMENTAL

pág.

CAPÍTULO 6

MODELAÇÃO NUMÉRICA
DA RESPOSTA DE COMPÓSITOS LAMINADOS
A SOLICITAÇÕES ESTÁTICAS E DINÂMICAS

pág.

CAPÍTULO 7

SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO IMPACTO DE BAIXA VELOCIDADE

pág.

CAPÍTULO 8

CONCLUSÕES E DESENVOLVIMENTOS FUTUROS

pág.

ANEXO 1

CURVAS E IMAGENS DO DANO DO CONJUNTO 1

pág.

ANEXO 2

CURVAS E IMAGENS DO DANO DO CONJUNTO 2

pág.

ANEXO 3

CURVAS E IMAGENS DO DANO DO CONJUNTO 3

pág.

ANEXO 4

IMAGENS DO DANO DO CONJUNTO 4

pág.

ANEXO 5

DISTRIBUIÇÃO DAS TENSÕES AO LONGO DA ESPESSURA DO LAMINADO

pág.

ANEXO 6

ESTUDO PRÉVIO DE CORRELAÇÃO DE DELAMINAÇÃO

pág.

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

1.1 ENQUADRAMENTO E OBJECTIVOS

A procura constante de maior eficiência e de um melhor custo-benefício no projecto e manufactura de componentes mecânicos tem conduzido a um aumento do interesse no uso de compósitos laminados, em particular os reforçados com fibras. Os compósitos modernos têm demonstrado excelentes propriedades, destacando-se a resistência, a rigidez e a resistência à fadiga, face ao seu reduzido peso. No entanto, apesar das reconhecidas propriedades mecânicas que estes materiais têm provado possuir, apresentam algumas desvantagens que podem limitar o seu uso mais amplo:

1. Pelo custo que podem atingir os constituintes de base e o processo de fabrico.

2. Quando a solicitação de impacto é um parâmetro de projecto:

O dano de impacto provocado num componente estrutural pode danificá-lo internamente alterando localmente o estado de tensão. A consequente alteração da distribuição das forças internas podem conduzi-lo à rotura, reduzindo-lhe a capacidade de suportar as cargas para as quais foi projectado. É usual classificar-se o impacto em duas categorias: De alta e baixa velocidade. O impacto de alta velocidade, normalmente associado à balística, provoca geralmente um dano muito localizado e claramente visível enquanto que o impacto de baixa velocidade resulta normalmente de pequenas colisões na fase de fabrico ou de utilização, como é o caso da queda inadvertida de ferramentas ou utensílios. Caracteriza-se por uma extensa zona danificada, que inclui a rotura da matriz e delaminações entre as lâminas com fibras orientadas diferentemente. Esta solicitação é indubitavelmente a mais perigosa visto que o dano que provoca é interno e não apresenta externamente sinais evidentes que permitam avaliar facilmente a sua extensão e gravidade.

3. São difíceis de determinar com rigor as suas propriedades mecânicas e de resistência, devido à sua heterogeneidade e anisotropia.

4. Os modos de falha são em muitas situações difíceis de prever, devido aos complexos estados de tensão que se geram no seu interior.

Para N. L. Halcox em 2000, no seu artigo “An Overview of the Impact behaviour of Fibre-Reinforced Composites” [1], os compósitos não são nem têm de ser super materiais sem desvantagens. Aponta como exemplos o vidro, a cerâmica e o concreto, que são amplamente usados em todo o mundo, em diversas industrias, apesar de apresentarem muitas

debilidades. O que importa é conhecer bem as limitações de cada material e o modo como trabalha com e sem elas. Tendo em conta uma análise cuidada da evolução das capacidades dos compósitos solicitados por impacto, em três décadas, Halcox faz assim a seguinte reflexão final:

... And yet what has changed? Despite very extensive research and development the upper work of fracture, in the fibre direction, is essentially the same, and the interlaminar or interply work of fracture is still very low. Composite structures, if struck, tend to delaminate too easily and mechanical performance is reduced. The key to the past and continuing success of composites is in their intelligent use and an acceptance of their limitations.

É assim importante avaliar e caracterizar o dano induzido pelo impacto de baixa velocidade. Em primeiro lugar efectuando exaustivos estudos experimentais, de impacto e de detecção do dano correspondente, até obter resultados repetitivos, combinando diferentes tipos de empilhamento das lâminas, espessuras do laminado, geometrias no plano, condições de fronteira e velocidades de impacto, obtendo assim padrões de referência, que permitirão posteriormente validar os modelos de simulação numérica. A possibilidade de substituir um ensaio de impacto por um teste de indentação quasi-estático é também um aspecto que preocupa a comunidade científica actual e que é analisado exaustivamente neste trabalho. Finalmente, a análise numérica por elementos finitos, aferida pelos valores encontrados experimentalmente, permitirá avaliar a influência dos diferentes parâmetros no comportamento da estrutura, sem recorrer aos ensaios experimentais, muitas vezes de difícil execução, caros e morosos.

1.2 ORGANIZAÇÃO

Perseguindo os objectivos e o seu enquadramento acabados de apresentar, a presente dissertação está organizada em oito capítulos:

No Capítulo 2 define-se *material compósito*. Faz-se a comparação entre os compósitos e os metais, tendo em conta o comportamento perante as solicitações mecânicas usuais e em particular o impacto. Descreve-se em seguida o processo de homogeneização das lâminas com base nas propriedades dos seus constituintes. Estabelece-se a relação tensão-deformação numa lâmina. Apresentam-se as teorias usuais de placas laminadas. Descrevem-se os tipos de empilhamento dos compósitos laminados. Finalmente descreve-se o aparecimento das tensões interlaminares num bordo.

O Capítulo 3 trata do dano nos materiais compósitos. Identificam-se as causas de falha e analisam-se os modos de falha básicos, no plano e fora do plano, em laminados submetidos aos esforços de tracção e compressão. Em seguida analisa-se a falha nos laminados devida ao impacto através dos mecanismos de falha envolvidos e da influência das propriedades do material, da espessura do laminado, da indentação de contacto e da velocidade, no dano.

No Capítulo 4 discute-se a possibilidade e a importância de poder simular um impacto de baixa velocidade por meio de um teste de carregamento quasi-estático.

O Capítulo 5 trata da análise experimental. Inicialmente são descritos os materiais, bem como os equipamentos utilizados. Em seguida descrevem-se os procedimentos experimentais que incluem os ensaios quasi-estático e de impacto e a detecção do dano resultante. É descrita também a preparação das amostras, bem como os dispositivos de fixação que foram projectados e construídos para que este trabalho pudesse ser realizado. Definem-se aqui cinco conjuntos de placas pela variação da sua geometria e fixação (condições de fronteira). Estabelecem-se índices de flexibilidade para estudar o seu efeito no comportamento do laminado às solicitações quasi-estáticas e de impacto aplicadas. A discussão dos resultados foi organizada de modo a analisar os conjuntos de placas definidos quanto à:

- Relação força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos e de impacto;
- Carga crítica de início de dano e carga máxima;
- Duração dos carregamentos quasi-estáticos e de impacto;
- Extensão e caracterização do dano;
- Energia absorvida e dissipada pelas amostras;
- Comportamento do impactor após colisão.

Tendo como parâmetros de comparação, a sensibilidade à velocidade de deformação, a extensão e caracterização do dano e a energia absorvida, foi avaliada a possibilidade de usar os ensaios quasi-estáticos para simular o impacto de baixa velocidade para os materiais e restantes condições de ensaio considerados. Foram ainda estudados os efeitos de escala no deslocamento central da placa, na área delaminada e na força de contacto resultantes dos ensaios quasi-estáticos.

O Capítulo 6 trata da modelação numérica da resposta de compósitos laminados a solicitações estáticas e dinâmicas. Inicialmente faz-se uma descrição geral do método dos elementos finitos. São abordados os tipos de erro na aproximação à solução exacta pelo método dos elementos finitos e as condições de convergência. Apresentam-se os elementos usados no trabalho e abordam-se as principais características dos modelos e algoritmos de análise estática, dinâmica, linear e não-linear e de contacto, por elementos finitos. Em seguida

trata-se a modelação do dano em placas laminadas onde são apresentados os principais critérios de falha e é dado particular destaque à modelação da delaminação por elementos finitos de interface. São abordados os modelos de degradação progressiva do laminado e os vários modelos teóricos para determinar a força de iniciação do dano.

No Capítulo 7 faz-se a simulação do impacto de baixa velocidade, tendo como referência os resultados obtidos na análise experimental efectuada no Capítulo 5. Até ao aparecimento do dano são feitas as análises lineares e não-lineares, estáticas e dinâmicas. Foram feitas também análises de contacto estáticas e dinâmicas para obter valores comparativos. Determina-se a distribuição das tensões no laminado e os contornos da falha definida pela aplicação dos critérios de Hashin, Tsai-Wu e Hoffman. Faz-se a análise da delaminação com elementos finitos de interface, para prever a localização, a forma e a progressão desta com o aumento da carga.

No Capítulo 8 tiram-se as conclusões globais e perspectivam-se os desenvolvimentos futuros.

1.3 REFERÊNCIAS

- [1] **Halcox N.L.**, “*An Overview of the Impact Behaviour of Fibre-Reinforced Composites*”, in, “*Impact Behaviour of Fibre-Reinforced Composite Materials and Structures*”, edited by **Reid S.R.** e **Zhou G.**, Woodhead Publishing Ltd, England 2000.

CAPÍTULO 2

MECÂNICA DOS MATERIAIS COMPÓSITOS LAMINADOS

2.1 GENERALIDADES

Um compósito é constituído pela “assemblagem” de materiais de naturezas diferentes que, completando-se, resultam num material cujo desempenho é no conjunto, superior ao dos componentes considerados separadamente. As suas propriedades resultam por isso das propriedades dos materiais constituintes, da sua distribuição geométrica e das suas interacções.

O uso destes materiais tem-se generalizado e presentemente é vulgar encontrá-los, não só, nas indústrias, aeronáutica, aeroespacial, naval, automóvel e construção civil, como em aplicações desportivas e objectos de uso corrente. Este facto deve-se a factores de ordem geral, tais como, baixa densidade, elevada resistência específica à rotura e resistência à corrosão. A heterogeneidade destes materiais confere-lhe ainda a vantagem de se poder construir a resistência localizada, pela escolha e disposição criteriosa dos seus constituintes. Esta característica torna-se extremamente importante pela economia de material e consequentemente de peso, sem prejuízo da capacidade de resistência exigida no projecto.

Quando se considera a resistência ao dano as características dos compósitos e dos metais são significativamente diferentes. Os metais podem considerar-se isotrópicos enquanto que os compósitos são anisotrópicos. A resistência e a rigidez no plano são usualmente altas e variáveis com a orientação da fibra de reforço. As propriedades que não beneficiam do reforço das fibras, são comparativamente baixas em resistência e rigidez, como é o caso da resistência à tracção através da espessura. Os metais têm razoável ductilidade e tenacidade e quando atingem um certo nível de carga, podem ainda alongar ou comprimir consideravelmente sem falha. A ductilidade e a tenacidade têm dois importantes benefícios, proporcionam o alívio da carga local distribuindo o excesso para o material adjacente ou para a restante estrutura e garantem também uma maior capacidade de absorção de energia. Como resultado, quando uma estrutura metálica sofre um carregamento de impacto, poderá deformar-se sem atingir a rotura. Contrariamente, os compósitos são relativamente frágeis. A fragilidade reflecte-se na sua fraca capacidade para suportar concentração de tensões e resistir ao dano provocado por impacto. As trajectórias da fractura são coincidentes com os planos dominantes de baixa resistência da matriz. Este facto pode ser claramente observado na secção transversal de um laminado danificado por impacto (Figura 2.1).



Figura 2.1 Secção transversal de um laminado danificado por impacto.

A delaminação surge entre as lâminas. Na maioria dos impactos de baixa velocidade, o dano é confinado à matriz provocando reduzido dano na fibra. Assim, a resistência à tracção no plano do laminado pode não ser muito degradada. Porém, mesmo com níveis de impacto que deixem pequenas ou nenhuma indicações de dano na superfície, o dano da matriz pode ser significativo e a sua capacidade para estabilizar as fibras em compressão pode ser seriamente reduzida. Consequentemente, a resistência ao dano de impacto é muitas vezes uma consideração de projecto crítica e a compressão um modo de carregamento crítico.

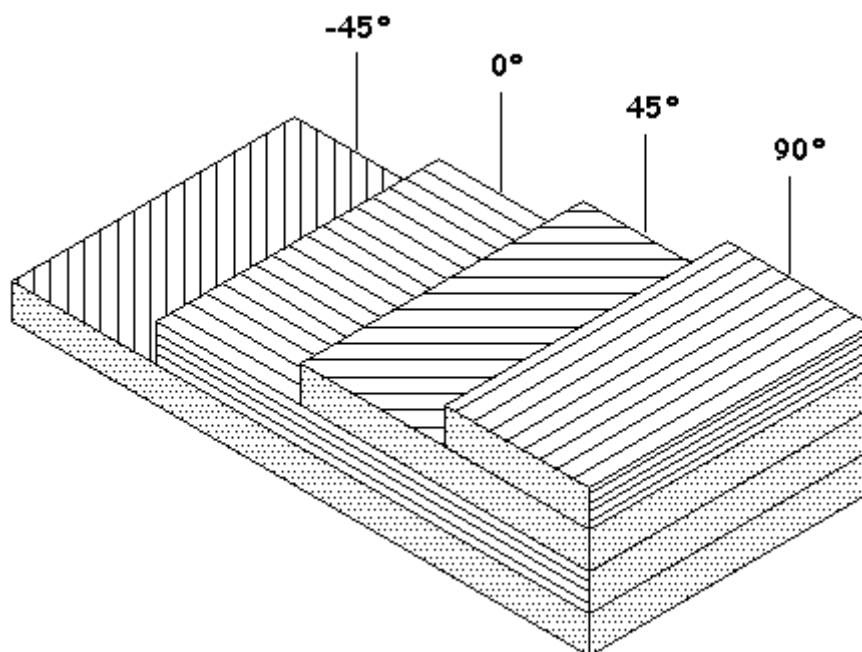
A resposta dos compósitos ao carregamento cíclico é também significativamente diferente da dos metais. Em contraste com a fraca resistência estática quando em presença de dano ou defeitos, a capacidade para resistir ao carregamento cíclico é superior à dos metais. A resistência à fadiga dos compósitos é muito mais elevada do que a sua resistência estática ou residual. Os requisitos de resistência estática ou residual para as estruturas são normalmente muito maiores que os de fadiga. Portanto, visto que o patamar crítico da fadiga nos compósitos é uma percentagem alta da sua resistência estática ou residual, então de um modo geral a fadiga não é crítica. Enquanto que nas estruturas metálicas a fadiga é um parâmetro crítico de projecto. Existem outras propriedades nos compósitos que também afectam as suas características de resistência ao dano, como é o caso da orientação das fibras e que se manifesta por exemplo no coeficiente de Poisson. Nos metais é normalmente cerca de 0.3, nos compósitos varia muito com a orientação das fibras.

Os materiais compósitos segundo Berthelot [1] podem classificar-se quanto à forma e quanto à natureza dos seus constituintes. Quanto à forma podem ser *compósitos de partículas* e *compósitos de fibras*. Nos compósitos de fibras estas podem ser contínuas ou descontínuas e constituem o elemento de reforço da matriz. Nos compósitos de partículas estas podem ser utilizadas para melhorar as propriedades do compósito, como por exemplo aumentar a rigidez e a resistência à abrasão, diminuir a dilatação de origem térmica, ou apenas como carga de enchimento para redução de custos. Quanto à natureza dos constituintes podemos ter compósitos de *matriz orgânica* (materiais poliméricos), de *matriz metálica* (ligas leves e ultra leves de alumínio, magnésio, de titânio, etc) e de matriz mineral (cerâmica), reforçados com fibras ou partículas de materiais de natureza diversa, de acordo com a Tabela 2.1.

Tabela 2.1 Classificação dos compósitos segundo a natureza dos seus constituintes.

	NATUREZA DA MATRIZ		
	ORGÂNICA	METÁLICA	MINERAL
REFORÇOS	Minerais (Vidro, Carbono, etc.) Orgânicas (Kevlar, Poliamidas, etc.) Metálicas (Boro, Alumínio, etc.)	Minerais : Carbono, Carboneto Silício (SiC), etc.) Metálicas: Boro Metalo-minerais: Boro revestido a Carboneto Silício, (BorSiC)	Metálicas: Boro Partículas Metálicas: Cermets. Minerais Carbonetos, Nitratos, etc.

No caso dos materiais compósitos cujo reforço é constituído por fibras, a orientação das fibras determina a sua anisotropia. A possibilidade do controlo da anisotropia do conjunto final e da natureza e proporção dos constituintes pelo projecto e fabricação adequados às propriedades convenientes constitui uma das características fundamentais destes materiais. Os materiais compósitos laminados podem deste modo ser concebidos “à la carte” consoante os objectivos e propriedades pretendidas. A Figura 2.2 mostra um exemplo de um compósito laminado.

**Figura 2.2** Compósito laminado

Os principais constituintes de um compósito laminado são assim as fibras e a matriz. As fibras fornecem ao laminado a maior parte da sua resistência actuando portanto como principal elemento de suporte das cargas aplicadas. Os materiais mais usados nas fibras são o vidro, carbono e a aramida ou kevlar. Nesta tese foram analisadas fibras contínuas de vidro-*E*.

A matriz envolve as fibras protegendo-as do ambiente exterior, garante a arquitectura do empilhamento e actua como elemento de transferência das cargas entre fibras. As resinas poliméricas são o material mais usado na matriz. As mais vulgares são as de poliéster, vinilo ester, epóxicas e fenólicas. As resinas de poliéster oferecem excelente resistência à água e a ambientes ácidos e são por isso muito usadas em aplicações costeiras, no exterior e em instalações de tratamento de águas e de um modo geral são as mais usadas em compósitos de aplicações estruturais convencionais.

As resinas de vinilo podem ser usadas em ambientes mais agressivos como em câmaras de cloro e em áreas de armazenamento químico. As resinas fenólicas têm baixa inflamabilidade, baixa produção de fumos e são muito usadas nos túneis de trânsito. As resinas epóxicas fornecem excelente isolamento eléctrico, são menos afectadas pela água e calor que as outras resinas e são muito usadas na indústria aeronáutica e em transmissão de potência [2].

2.2 A HOMOGENIZAÇÃO DAS LÂMINAS

2.2.1 Introdução

Como já foi referido uma lâmina de um compósito é constituída pelas fibras de reforço envolvidas por uma matriz. Uma lâmina é assim um material heterogéneo. Porém, é possível representá-la como um material homogéneo determinando as suas propriedades com base nas dos seus constituintes (Figura 2.3).

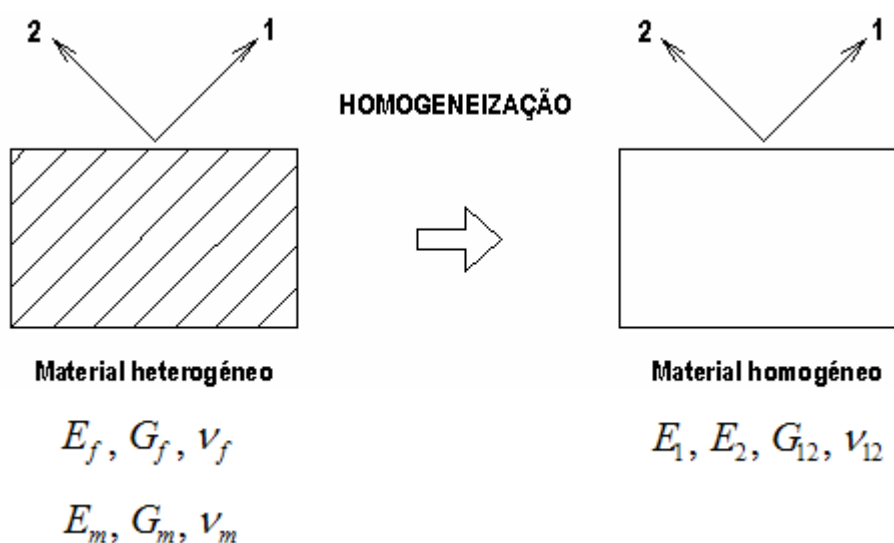


Figura 2.3 Homogeneização de uma lâmina

O material homogéneo equivalente é geralmente assumido como ortotrópico. Para descrever as propriedades mecânicas de uma lâmina ortotrópica no seu plano (plano 1-2 na Figura 2.4) são necessárias 4 propriedades de rigidez elástica também designadas por constantes de engenharia. Essas propriedades mecânicas são o módulo de Young na direcção das fibras de reforço (E_1), o módulo de Young transversal à fibra de reforço (E_2), o módulo de corte no plano (G_{12}) e o coeficiente de Poisson no plano (ν_{12}).

A Figura 2.4 mostra o sistema de coordenadas (1-2-3) para uma lâmina, onde (1) é a direcção das fibras e (2) e (3) são as direcções transversais à das fibras. Conhecendo as propriedades no plano de cada lâmina, pode determinar-se a rigidez do laminado correspondente.

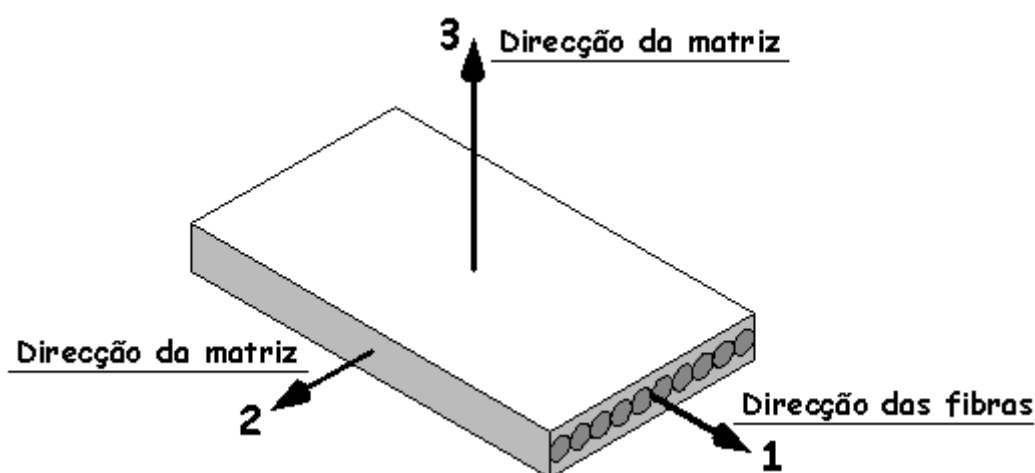


Figura 2.4 Sistema de coordenadas da lâmina.

2.2.2 Propriedades mecânicas dos constituintes de uma lâmina

Para determinar as propriedades elásticas de uma lâmina admite-se que os seus constituintes, fibra e matriz, sejam homogéneos, linear-elásticos e isotrópicos. Um material isotrópico pode definir-se por 2 propriedades mecânicas: o módulo de Young E e o coeficiente de Poisson ν , enquanto que o módulo de corte G pode ser obtido pela seguinte equação:

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (2-1)$$

Para determinar as propriedades elásticas da lâmina são necessárias as propriedades elásticas dos seus constituintes. A Tabela 2.2 mostra as propriedades da fibra e da matriz fornecidas pelo fabricante Rebelco e usadas neste trabalho.

Tabela 2.2 Propriedades dos constituintes das laminas de matriz epóxida reforçada por fibras de vidro usadas neste trabalho.

Fibra de vidro	Resina epóxida
$E_f = 73 \text{ GPa}$	$E_m = 3.45 \text{ GPa}$
$G_f = 29 \text{ GPa}$	$G_m = 1.33 \text{ GPa}$
$\nu_f = 0.22$	$\nu_m = 0.30$
$V_f = 44.5\%$	

2.2.3 Propriedades da lâmina

Há vários métodos teóricos, empíricos e semi-empíricos para determinar as propriedades de uma lâmina. Os métodos teóricos baseiam-se na Teoria da Elasticidade, em métodos variacionais ou em conceitos simples da Resistência dos Materiais e são mais adequados para a previsão das propriedades de um material em projecto. Os empíricos adequam-se para a obtenção das propriedades de materiais existentes. Enquanto que os semi-empíricos de Tsai-Halpin são expressões teóricas simples aproximadas de resultados experimentais pela adopção de parâmetros correctivos. A Regra das Misturas e das Misturas Inversas é obtida pela adopção de conceitos simples da Resistência de Materiais.

Nesta tese foi usada a Regra das Misturas que usa as propriedades dos constituintes e as suas fracções volúmicas na lâmina. Este método aproximativo assume que a contribuição de cada constituinte para as propriedades da lâmina é relativa à sua proporção na lâmina.

A fracção volúmica da fibra numa lâmina é dada por,

$$V_f = \frac{(V_f)_L}{V_L} \quad (2-2)$$

em que:

$(V_f)_L$ é o volume das fibras contidas na lâmina

V_L é o volume da lâmina

A fracção volúmica da matriz numa lâmina é dada por,

$$V_m = 1 - V_f \quad (2-3)$$

2.2.3.1 Módulo de Young na direcção das fibras, E_1

Para determinar o módulo de Young E_1 , admite-se que, na direcção das fibras, a deformação destas e da matriz é a mesma. Esta hipótese conduz à seguinte fórmula:

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad (2-4)$$

2.2.3.2 Módulo de Young na direcção perpendicular às fibras, E_2

Para determinar o módulo de Young E_2 , admite-se que a tensão na direcção transversal às fibras é a mesma, nas fibras e na matriz. Esta hipótese conduz à seguinte fórmula:

$$E_2 = \frac{E_f E_m}{E_f V_m + E_m V_f} \quad (2-5)$$

De um modo geral o valor do módulo obtido pela equação (2-5) é inferior ao determinado experimentalmente [3].

De acordo com a Figura 2.4 as direcções 2 e 3 são ambas perpendiculares à das fibras, pelo que $E_2 = E_3$.

2.2.3.3 Coeficiente de Poisson no plano da lâmina, ν_{12}

Para determinar o coeficiente de Poisson ν_{12} admite-se que, na direcção das fibras, a deformação destas e da matriz é a mesma.

O coeficiente de Poisson pode ser obtido pela seguinte expressão:

$$\nu_{12} = V_f \nu_f + V_m \nu_m \quad (2-6)$$

2.2.3.4 Módulo de corte no plano da lâmina, G_{12}

As tensões de corte no plano $\tau_{12} = \tau_{21}$ actuam na lâmina como se mostra na Figura 2.5.

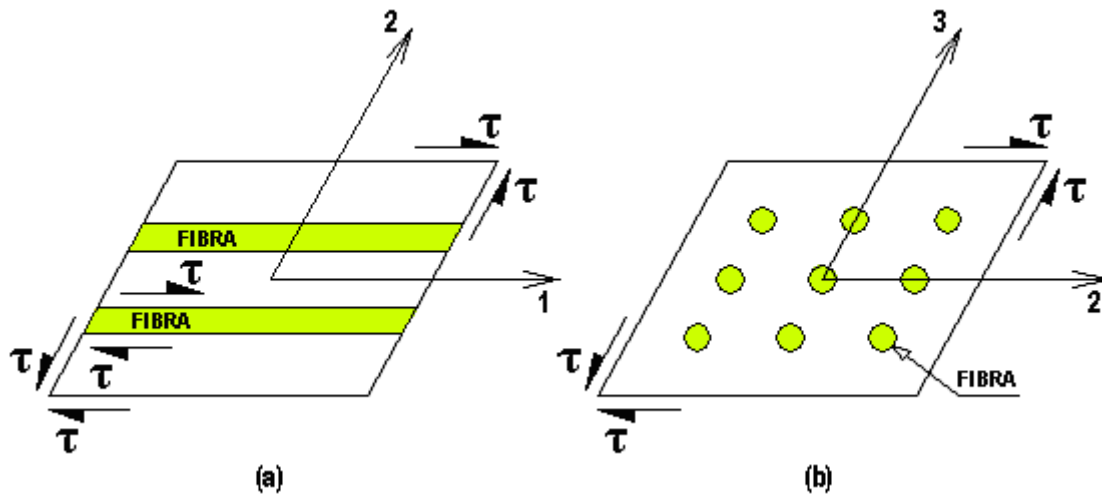


Figura 2.5 Tensões de corte: (a) no plano e (b) interlaminares

Para determinar os módulos de corte no plano da lâmina assume-se que as tensões de corte na fibra e na matriz são as mesmas. Esta hipótese conduz à seguinte fórmula:

$$G_{12} = \frac{G_f G_m}{V_m G_f + V_f G_m} \quad (2-7)$$

Tal como acontecia no módulo de Young perpendicular à direcção das fibras de reforço o módulo de corte no plano da lâmina calculado pela equação (2-7) é normalmente inferior ao determinado experimentalmente [3].

2.2.3.5 Módulo de corte interlaminar

As tensões de corte interlaminares $\tau_{23} = \tau_{32}$ actuam na lâmina como se mostra na Figura 2.5 (b).

Barbero [3], usando uma técnica semi-empírica, produziu a seguinte fórmula para calcular o módulo de corte G_{23} :

$$G_{23} = G_m \frac{V_f + \eta_{23}(1 - V_f)}{\eta_{23}(1 - V_f) + V_f G_m / G_f} \quad (2-8)$$

onde,

$$\eta_{23} = \frac{3 - 4\nu_m + G_m / G_f}{4(1 - \nu_m)} \quad (2-9)$$

A tensão de corte interlaminar $\tau_{13} = \tau_{31}$ actua na lâmina de forma semelhante ao da Figura 2.5 (a). Portanto, assume-se que $G_{13} = G_{12}$.

A Tabela 2.3 mostra as propriedades para a lâmina obtidas a partir das equações (2-4 a 2-9).

Tabela 2.3 Propriedades homogeneizadas de uma lâmina unidireccional com as propriedades da Tabela 2.2.

$E_1 = 30.57 \text{ GPa}$
$E_2 = 6.00 \text{ GPa}$
$\nu_{12} = 0.26$
$G_{12} = G_{13} = 2.31 \text{ GPa}$
$G_{23} = 2.79 \text{ GPa}$

2.3 RELAÇÃO TENSÃO-DEFORMAÇÃO NUMA LÂMINA

A lei de Hooke generalizada, relacionando as tensões e as deformações de um material qualquer, em notação contraída ou pseudo-tensorial, é dada por,

$$\{\sigma_i\} = [E_{ij}] \{\varepsilon_j\} \text{ com } i,j \in [1,6] \quad (2-10)$$

onde σ_i são as componentes da tensão

E_{ij} é a matriz constitutiva

ε_i são as componentes da deformação

Para uma lâmina considerada ortotrópica a matriz de rigidez tem apenas 9 constantes independentes. Visto que as direcções 2 e 3 no sistema de coordenadas da lâmina (Figura 2.4) são intermutáveis, em termos de propriedades do material assume-se que as lâminas analisadas nesta tese são transversalmente isotrópicas no plano 2-3 e ortotrópicas no plano 1-2. Consequentemente temos apenas 5 constantes independentes na matriz de rigidez.

Num laminado podem existir lâminas cujo sistema de coordenadas (1-2-3), coincide com o sistema de coordenadas global (X-Y-Z) (Figura 2.6 (a)) e outras em que não coincide (Figura 2.6 (b)). Devido a este facto, as relações de tensão-deformação num estado de tensão plana são primeiramente definidas no plano da lâmina e em seguida transformadas para o sistema de coordenadas global, a fim de determinar a rigidez do laminado no sistema de coordenada global.

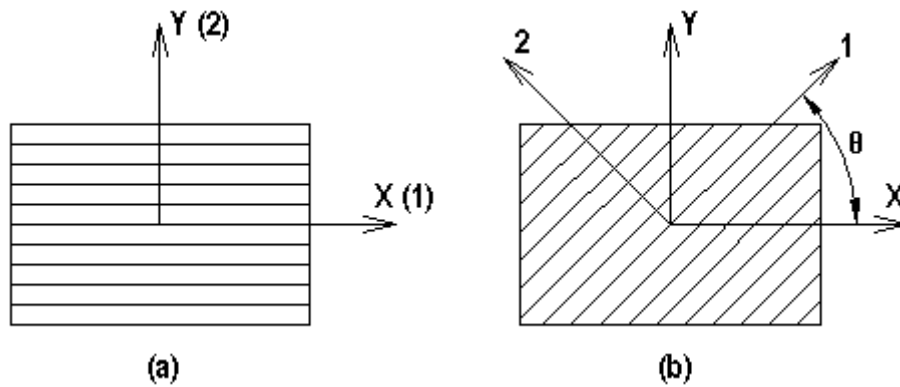


Figura 2.6 Sistemas de coordenadas no laminado (a) coincidentes (b) não-coincidentes

2.3.1 Tensão-deformação no sistema de coordenadas da lâmina

Uma lâmina está num estado de tensão plana no plano $x_1 x_2$ se:

$$\sigma_{33} = \sigma_{23} = \sigma_{31} = 0 \quad (2-11)$$

Para uma lâmina ortotrópica num estado de tensão plana, a relação tensão-deformação, no seu sistema de coordenadas é dada por,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (2-12)$$

onde $[Q]$ é a matriz de rigidez reduzida. As componentes desta matriz são definidas em função das propriedades mecânicas no plano da lâmina e são:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}$$

$$Q_{66} = G_{12}$$

(2-13)

2.3.2 Tensão-deformação no sistema de coordenadas global

Para uma lâmina ortotrópica, a relação tensão-deformação, no sistema de coordenadas global é dada por,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2-14)$$

em que $[\bar{Q}]$ é a matriz de rigidez reduzida transformada e obtida pela relação,

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1} [Q] [T]^{-T} \quad (2-15)$$

e onde $[T]$ é a matriz de transformação dada por:

$$[T] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2-16)$$

em que, $m = \cos \theta$, $n = \sin \theta$ e θ é o ângulo entre o sistema de coordenadas da lâmina e o sistema de coordenadas global, como se mostra na Figura 3.2. Usando as Equações (2-15) e (2-16), obtêm-se as seguintes componentes da matriz de rigidez transformada:

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}n^4 \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}m^4 \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})m^3n + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})mn^3 \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})mn^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})m^3n \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{66}(m^4 + n^4) \end{aligned} \quad (2-17)$$

2.4 TEORIAS DE PLACAS LAMINADAS

2.4.1 Campos de deslocamentos

Existe na literatura um grande número de teorias para o estudo de placas laminadas. Geralmente começam pela definição do deslocamento transversal como um campo de deslocamentos generalizado sob a forma de polinômios em z .

Nas diversas teorias de placas as componentes dos deslocamentos ou das tensões são expandidos como combinações lineares da coordenada da espessura e de funções da posição na superfície de referência, reduzindo-se assim um problema de elasticidade $3D$ a $2D$. Por outro lado, usando princípios energéticos, obtêm-se teorias em que a placa multilaminada é tratada como uma placa de camada única equivalente onde os deslocamentos e deformações são contínuos através da espessura da lâmina.

2.4.2 Teoria de 3ª ordem de deformação consistente

Esta teoria baseia-se num campo de deslocamentos generalizado [4], apresentando-se em seguida o seu desenvolvimento.

2.4.2.1 Campo de deslocamentos generalizado

Consideremos uma placa laminada constituída por n lâminas ortotrópicas, numeradas de 1 a n , a partir da face inferior, com as coordenadas materiais principais orientadas com ângulos $\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n$ relativamente ao seu eixo OX . A superfície média é escolhida como plano de referência OXY e o eixo OZ é dirigido no sentido crescente do número das lâminas, como se mostra na Figura 2.7.

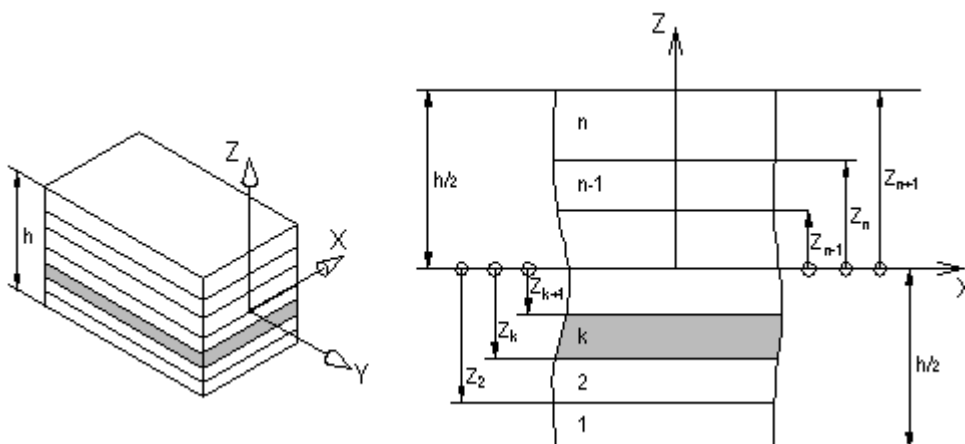


Figura 2.7 Geometria de uma placa laminada.

Admite-se que as lâminas são perfeitamente ligadas, cada lâmina tem espessura uniforme, o material de cada lâmina é linear elástico com três planos de simetria (é ortotrópico) e as deformações são pequenas.

Define-se o vector deslocamento como:

$$u = u_1 \vec{e}_x + u_2 \vec{e}_y + u_3 \vec{e}_z$$

onde \vec{e}_x , \vec{e}_y , \vec{e}_z são os vectores unitários ao longo dos eixos X , Y , Z .

Um ponto P , localizado em (X, Y, Z) na placa não deformada, move-se após deformação para a posição $(x + u_1, y + u_2, z + u_3)$.

Um campo de deslocamentos generalizado para qualquer ponto da placa $P(x, y, z)$, sob a forma de polinómios em z do 3º grau, pode definir-se como:

$$\begin{aligned} u_1(x, y, z, t) &= u_0 + \alpha z \frac{\partial w}{\partial x} + \beta z \phi_1 + \lambda z^2 \psi_1 + \gamma z^3 \theta_1 \\ u_2(x, y, z, t) &= v_0 + \alpha z \frac{\partial w}{\partial y} + \beta z \phi_2 + \lambda z^2 \psi_2 + \gamma z^3 \theta_2 \\ u_3(x, y, z, t) &= w_0 + \lambda_1 z \psi_3 + \gamma_1 z^2 \theta_3 \end{aligned} \quad (2.18)$$

em que:

(u_0, v_0, w_0) representam os deslocamentos de um ponto no plano médio

ϕ_1 e ϕ_2 são as rotações de uma normal transversa em torno dos eixos Y e X respectivamente

ψ_i e θ_i são funções indeterminadas

$\alpha, \beta, \lambda, \lambda_1, \gamma, \gamma_1$ são constantes

Todos os deslocamentos generalizados são funções de x e y e os campos de deslocamento das várias teorias dos laminados podem obter-se a partir de (2.18), por atribuição de valores adequados às constantes $\alpha, \beta, \lambda, \lambda_1, \gamma, \gamma_1$. Temos assim [4]:

Teoria Clássica

$$\alpha = -1, \beta = \lambda = \gamma = \lambda_1 = \gamma_1 = 0 \quad (2.19)$$

Teoria de Reissner-Mindlin

$$\alpha = 0, \beta = 1, \lambda = \gamma = \lambda_1 = \gamma_1 = 0 \quad (2.20)$$

Teoria de 2ª Ordem

$$\alpha = 0, \beta = 1, \lambda = 1, \gamma = \lambda_1 = \gamma_1 = 0 \quad (2.21)$$

Teoria de 3ª Ordem de Reddy

$$\alpha = 0, \beta = 1, \lambda = 0, \gamma = 1, \lambda_1 = \gamma_1 = 0$$

$$\theta_1 = -\frac{4}{3h^2} \left(\phi_1 + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \quad \theta_2 = -\frac{4}{3h^2} \left(\phi_2 + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \quad (2-22)$$

2.4.3 Campos de deformações

Na teoria Clássica uma normal ao plano da placa mantém-se recta e normal à deformada do plano médio, após deformação (Figura 2.8).

Na teoria de Mindlin uma normal ao plano da placa é também uma linha recta, mas não necessariamente normal à deformada do plano médio (Figura 2.8).

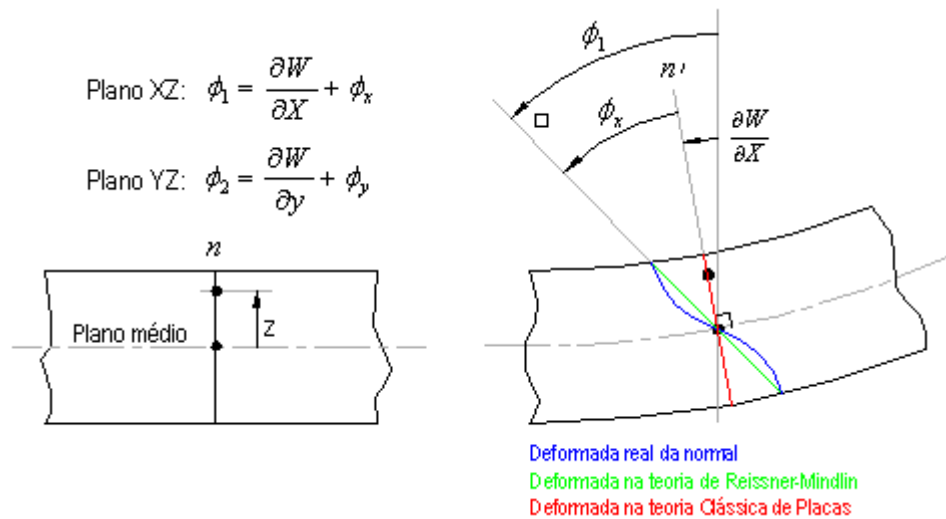


Figura 2.8 Deformação do plano médio de uma placa fina e rotação da normal nas teorias, Clássica e de Reissner-Mindlin

O campo de deformações deduz-se do campo de deslocamentos (2.18), utilizando as relações deformação-deslocamento:

$$\varepsilon_{ij} = \left(u_{i,j} + u_{j,i} + u_{l,i} u_{l,j} \right) \quad i, j, l = 1, 2, 3 \quad (2-23)$$

As deformações assim calculadas são funções não lineares dos gradientes dos deslocamentos.

Considerando apenas pequenas deformações os termos,

$u_{1,1}^2$, $u_{1,2}^2$, $u_{1,1}u_{1,2}$, $u_{2,1}^2$, $u_{2,2}^2$, $u_{2,1}u_{2,2}$ e $u_{3,3}^2$ são desprezáveis. Porém nos casos de placas com rotações da ordem dos 10 a 15°, os termos associados à rotação das normais transversas

$u_{3,1}^2, u_{3,2}^2$ e $u_{3,1} u_{3,2}$ são pequenos mas não desprezáveis. Para rotações inferiores, estes termos podem também ser negligenciados [4], [5], [6].

Desprezando os termos de von Kármán $(u_{i,i} u_{i,j})$ isto é, considerando apenas deformações lineares, temos:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\partial u_0}{\partial x} + z \left(\alpha \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \beta \frac{\partial \phi_1}{\partial x} \right) + z^2 \left(\lambda \frac{\partial \psi_1}{\partial x} \right) + z^3 \left(\gamma \frac{\partial \theta_1}{\partial x} \right) \quad (2-24)$$

$$\varepsilon_{yy} = \frac{\partial v_0}{\partial y} + z \left(\alpha \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \beta \frac{\partial \phi_2}{\partial y} \right) + z^2 \left(\lambda \frac{\partial \psi_2}{\partial y} \right) + z^3 \left(\gamma \frac{\partial \theta_2}{\partial y} \right) \quad (2-25)$$

$$\varepsilon_{zz} = \lambda_1 \psi_3 + 2\gamma_1 z \theta_3 \quad (2-26)$$

$$\begin{aligned} \gamma_{xy} = 2\varepsilon_{xy} = & \left(\frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \right) + z \left[2\alpha \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + \beta \left(\frac{\partial \phi_1}{\partial y} + \frac{\partial \phi_2}{\partial x} \right) \right] + z^2 \left[\lambda \left(\frac{\partial \psi_1}{\partial y} + \frac{\partial \psi_2}{\partial x} \right) \right] + \\ & + z^3 \left[\gamma \left(\frac{\partial \theta_1}{\partial y} + \frac{\partial \theta_2}{\partial x} \right) \right] + z^2 \left[\gamma_1 \left(\frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial \theta_3}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial y} \frac{\partial \theta_3}{\partial x} \right) + \lambda_1^2 \frac{\partial \psi_3}{\partial x} \frac{\partial \psi_3}{\partial y} \right] \end{aligned} \quad (2-27)$$

$$\gamma_{xz} = 2\varepsilon_{xz} = \left((\alpha + 1) \frac{\partial w_0}{\partial x} + \beta \phi_1 \right) + z \left(\lambda_1 \frac{\partial \psi_3}{\partial x} + 2\lambda \psi_1 \right) + z^2 \left(\gamma_1 \frac{\partial \theta_3}{\partial x} + 3\gamma \theta_1 \right) \quad (2-28)$$

$$\gamma_{yz} = 2\varepsilon_{yz} = \left((\alpha + 1) \frac{\partial w_0}{\partial y} + \beta \phi_2 \right) + z \left(\lambda_1 \frac{\partial \psi_3}{\partial y} + 2\lambda \psi_2 \right) + z^2 \left(\gamma_1 \frac{\partial \theta_3}{\partial y} + 3\gamma \theta_2 \right) \quad (2-29)$$

Atendendo a que as deformações nas faces inferior e superior da placa são nulas, ($\varepsilon_{xz} = \varepsilon_{yz} = 0$, para $z = \pm h/2$) temos:

$$\gamma_{xz} \Big|_{z=+h/2} = \left((\alpha + 1) \frac{\partial w_0}{\partial x} + \beta \phi_1 \right) + \frac{h}{2} \left(\lambda_1 \frac{\partial \psi_3}{\partial x} + 2\lambda \psi_1 \right) + \frac{h^2}{4} \left(\gamma_1 \frac{\partial \theta_3}{\partial x} + 3\gamma \theta_1 \right) = 0$$

$$\gamma_{xz} \Big|_{z=-h/2} = \left((\alpha + 1) \frac{\partial w_0}{\partial x} + \beta \phi_1 \right) - \frac{h}{2} \left(\lambda_1 \frac{\partial \psi_3}{\partial x} + 2\lambda \psi_1 \right) + \frac{h^2}{4} \left(\gamma_1 \frac{\partial \theta_3}{\partial x} + 3\gamma \theta_1 \right) = 0$$

$$\gamma_{yz} \Big|_{z=+h/2} = \left((\alpha + 1) \frac{\partial w_0}{\partial y} + \beta \phi_2 \right) + \frac{h}{2} \left(\lambda_1 \frac{\partial \psi_3}{\partial y} + 2\lambda \psi_2 \right) + \frac{h^2}{4} \left(\gamma_1 \frac{\partial \theta_3}{\partial y} + 3\gamma \theta_2 \right) = 0$$

$$\gamma_{yz} \Big|_{z=-h/2} = \left((\alpha + 1) \frac{\partial w_0}{\partial y} + \beta \phi_2 \right) - \frac{h}{2} \left(\lambda_1 \frac{\partial \psi_3}{\partial y} + 2\lambda \psi_2 \right) + \frac{h^2}{4} \left(\gamma_1 \frac{\partial \theta_3}{\partial y} + 3\gamma \theta_2 \right) = 0$$

Obtendo-se assim:

$$\begin{cases} 3\gamma\theta_1 + \gamma_1 \frac{\partial\theta_3}{\partial x} = -\frac{4}{h^2} \left[(\alpha + 1) \frac{\partial w}{\partial x} + \beta\phi_1 \right] \\ 3\gamma\theta_2 + \gamma_1 \frac{\partial\theta_3}{\partial y} = -\frac{4}{h^2} \left[(\alpha + 1) \frac{\partial w}{\partial y} + \beta\phi_2 \right] \end{cases} \quad (2-30)$$

$$\begin{cases} 2\lambda\psi_1 + \lambda_1 \frac{\partial\psi_3}{\partial x} = 0 \\ 2\lambda\psi_2 + \lambda \frac{\partial\psi_3}{\partial y} = 0 \end{cases} \quad (2-31)$$

2.4.3.1 Deformações associadas ao campo de deslocamentos

- Deformações na superfície média

$$\varepsilon_{xx}^0 = \frac{\partial u_0}{\partial x} \quad \varepsilon_{yy}^0 = \frac{\partial v_0}{\partial y} \quad \gamma_{xy}^0 = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \quad (2-32)$$

- Curvaturas associadas aos termos de 1ª ordem:

$$\begin{aligned} k_x &= \alpha \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \beta \frac{\partial\phi_1}{\partial x} \\ k_y &= \alpha \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \beta \frac{\partial\phi_2}{\partial y} \\ k_{xy} &= 2\alpha \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + \beta \left(\frac{\partial\phi_1}{\partial y} + \frac{\partial\phi_2}{\partial x} \right) \end{aligned} \quad (2-33)$$

*

Deformações de corte associadas aos termos de 1ª ordem:

$$\gamma_{xz}^0 = (\alpha + 1) \frac{\partial w}{\partial x} + \beta\phi_1$$

$$\gamma_{yz}^0 = (\alpha + 1) \frac{\partial w}{\partial y} + \beta \phi_2 \quad (2-34)$$

Matricialmente temos:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 & k_x \\ \varepsilon_{yy}^0 & k_y \\ \gamma_{xy}^0 & k_{xy} \\ \gamma_{xz}^0 & 0 \\ \gamma_{yz}^0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 1 \\ z \end{Bmatrix} \quad (2-35)$$

2.4.4 Forças resultantes e momentos numa placa laminada

Para uma placa multilaminada com n lâminas temos:

- **Forças de membrana:**

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (2-36)$$

- * **Momentos flectores e de torção:**

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} z \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (2-37)$$

Forças de corte

$$\begin{Bmatrix} Q_x \\ Q_y \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{Bmatrix} \sigma_{xz} \\ \sigma_{yz} \end{Bmatrix}_k dz \quad (2-38)$$

2.4.5 Rigidez de uma placa laminada

Substituindo as tensões em termos de deformações e fazendo a integração em ordem a z , obtemos as relações constitutivas da placa, que relacionam as forças e os momentos resultantes com as deformações:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2-39)$$

em que,
$$(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}) = \int_{-h/2}^{h/2} \bar{Q}_{ij}(1, z, z^2) dz = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} (\bar{Q}_{ij})_k (1, z, z^2) dz \quad (2-40)$$

ou,
$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) (\bar{Q}_{ij})_k \quad (2-41)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (h_k^2 - h_{k-1}^2) (\bar{Q}_{ij})_k \quad (2-42)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (h_k^3 - h_{k-1}^3) (\bar{Q}_{ij})_k \quad (2-43)$$

As forças transversais de corte podem também ser expressas em termos de deslocamentos por:

$$\begin{Bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{44} & C_{45} \\ C_{45} & C_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz}^0 \\ \gamma_{xz}^0 \end{Bmatrix} \quad (2-44)$$

com,
$$C_{ij} = k_{ij} \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) (\bar{Q}_{ij})_k \quad i, j = 4, 5$$

onde k_{ij} são os coeficientes de correcção de corte transversal.

A equação constitutiva pode então escrever-se sob a forma contraída:

$$\begin{Bmatrix} [N] \\ [M] \\ [Q] \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A] & [B] & 0 \\ [B] & [D] & 0 \\ 0 & 0 & [C] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} [\varepsilon^0] \\ [k] \\ [\gamma^0] \end{Bmatrix} \quad (2-45)$$

onde, a matriz de rigidez $[A]$ relaciona as forças de membrana com as deformações na superfície média, a matriz de rigidez $[B]$ relaciona os efeitos cruzados membrana-flexão, a matriz de rigidez $[D]$ relaciona os momentos flectores com as curvaturas e a matriz de rigidez $[C]$ relaciona os esforços transversos com as deformações transversais e inclui a condição de anulação das tensões de corte transversais nas superfícies superior e inferior da placa.

Com,

$$\begin{aligned} [N] &= [N_x N_y N_{xy}]^T & [M] &= [M_x M_y M_{xy}]^T \\ [\gamma^0] &= [\gamma_{yz}^0 \gamma_{xz}^0]^T & [Q] &= [Q_x Q_y]^T \\ [\varepsilon^0] &= [\varepsilon_{xx}^0 \varepsilon_{yy}^0 \gamma_{xy}^0]^T & [k] &= [k_x k_y k_{xy}]^T \end{aligned} \quad (2-46)$$

2.4.6 Tipos de empilhamentos nas placas laminadas

As equações constitutivas (2-45) relacionam a força e o momento com as deformações e curvaturas de um laminado geral. Para certos empilhamentos estas equações simplificam-se porque alguns dos termos nas matrizes $[A]$ $[B]$ e/ou $[D]$ desaparecem.

Para descrever a sequência de empilhamento de um laminado, as lâminas são numeradas de baixo para cima e cada número representa a orientação das fibras, isto é, o ângulo entre as coordenadas globais do laminado e as da lâmina.

- Laminados simétricos

Um laminado considera-se simétrico quando a geometria, propriedades do material e o esquema de laminação são simétricos relativamente ao seu plano médio. Devido à simetria os termos da matriz $[B]$ são nulos ($B_{ij} = 0$).

- Laminados anti-simétricos

Um laminado anti-simétrico é constituído por um número par de lâminas, cuja repartição das espessuras e propriedades do material é simétrica e as orientações dos eixos anti-simétrica em relação ao plano médio. Neste caso, $A_{16} = A_{26} = D_{16} = D_{26} = 0$.

- Laminados cruzados anti-simétricos

É um caso especial dos laminados anti-simétricos. Possuem um certo número de lâminas ortotrópicas com as direcções principais do material alternando a 0 e 90°. Neste caso, $A_{16} = A_{26} = D_{16} = D_{26} = 0$, $B_{22} = B_{11}$ e os restantes $B_{ij} = 0$.

- Laminados cruzados em ângulo anti-simétricos

São laminados anti-simétricos onde as lâminas têm orientações diferentes de 90°. Neste caso, $A_{16} = A_{26} = D_{16} = D_{26} = 0$ e $B_{22} = B_{11} = B_{12} = B_{66} = 0$.

- Laminados equilibrados

Um laminado diz-se equilibrado se a cada lâmina corresponde outra, algures no laminado, com propriedades materiais idênticas mas com orientação oposta. Qualquer laminado equilibrado tem sempre $A_{16} = A_{26} = 0$.

Um laminado equilibrado simétrico tem $[B] = 0$ mas $D_{16} \neq 0$ e $D_{26} \neq 0$, enquanto que um laminado equilibrado anti-simétrico tem $A_{16} = A_{26} = D_{16} = D_{26} = 0$ mas $B_{16} \neq 0$ e $B_{26} \neq 0$.

2.4.7 Tensões interlaminares

Como vimos anteriormente, a Teoria Clássica de placas e cascas considera um estado plano de tensão, reduzindo por isso as tensões às componentes no plano, σ_x , σ_y e τ_{xy} , o que não acontece com as outras teorias que, além daquelas componentes consideram também as componentes de corte τ_{xz} , e τ_{yz} .

As tensões interlaminares, que além destas componentes de corte compreendem também a tensão normal σ_z , como se mostra na Figura 2.9, estão particularmente ligadas ao processo de delaminação.

Na Figura 2.10 procura-se ilustrar o papel das tensões interlaminares na delaminação, que pode ter origem junto de um bordo livre, fazendo o equilíbrio de um elemento infinitesimal, nas direcções x e y , da lâmina superior de um compósito laminado que é submetido a uma sollicitação, por exemplo, na direcção x .

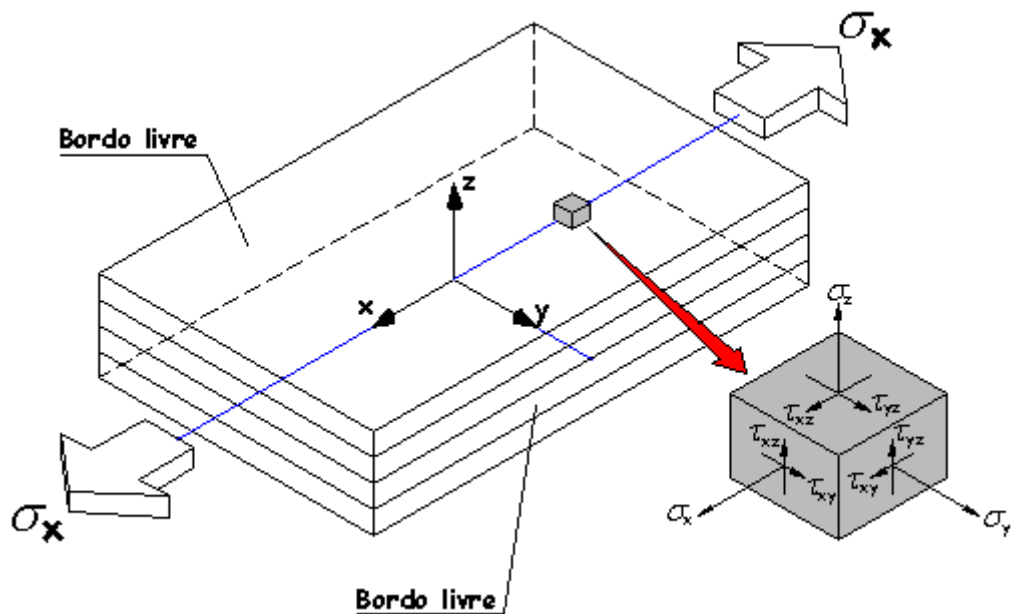


Figura 2.9 Distribuição das tensões interlaminares num elemento infinitesimal de um laminado

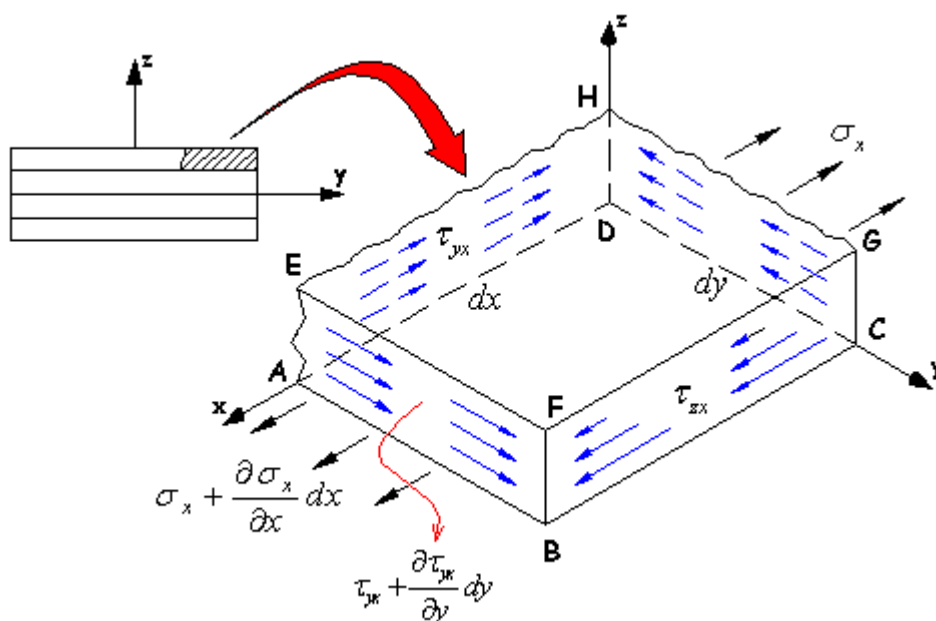


Figura 2.10 Equilíbrio de um elemento junto ao bordo de uma lâmina pertencente a um laminado submetido à tracção

2.5 REFERÊNCIAS

- [1] **Berthelot J. M.**, “*Matériaux Composites, Comportement mécanique et analyse des structures*”, Masson, 1992.
- [2] **Berg K.**, “*Today’s Structural Fiberglass reinforced plastics (FRP)*”, Structural Engineering, 2002.
- [3] **Barbero E.J.**, “*Introduction to Composite Material Design*”, Taylor & Francis, Philadelphia, 1998.
- [4] **Reddy J.N.**, “*A General Non-Linear Third-Order Theory of Plates with Moderate Thickness*”, Pergamon Press Plc, 1990].
- [5] **Leal R.P.**, “*Materiais Compósitos*”, Grupo de Mecânica Estrutural, DEM – FCTUC, 1999.
- [6] **Timoshenko S., Woinowsky S.**, “*Theory of Plates and Shells*”, McGraw-Hill, 1981.
- [7] **Reissner E.**, “*On Theory of Bending of Elastic Plates*”, J. Math. Phy, 1944.
- [8] **Ashbee K.**, “*Fundamental Principles of Fiber Reinforced Composites*”, Technomic Publishing Co. Inc.(National Agency for Finite Element Methods and Standards), 1993.
- [9] **Ochoa O.O., Reddy J.N.**, “*Finite Element Analysis of Composite Laminates*”, Kluwer Academic Publishers, 1992.
- [10] **Reddy J.N.**, “*Mechanics of Laminated Composite Plates*”, CRC Press, 1997.
- [11] **Pipes, R.B. and Pagano, N.J.**, “*Interlaminar Stresses in Composite Laminates Under Uniform Axial Extension*”, Journal of Composite Materials, Vol. 4, pp. 538-548, 1970.

CAPÍTULO 3

DANO EM MATERIAIS COMPÓSITOS LAMINADOS

3.1 INTRODUÇÃO

É amplamente conhecida a vulnerabilidade dos materiais compósitos laminados ao impacto. Sabe-se também que um dano provocado por um impacto de baixa velocidade, ainda que imperceptível exteriormente, pode reduzir a resistência à compressão pós-impacto até cerca de 70% [1 e 2].

Por exemplo, a colisão de projecteis ou a queda accidental de objectos ou ferramentas num elemento de material compósito induz tensões elevadas na vizinhança da área de contacto, que podem conduzir a um dano susceptível de afectar a sua integridade estrutural.

Nas direcções, transversal às fibras e da espessura, o principal mecanismo de transmissão da carga é a matriz. Estruturalmente a matriz desempenha o importantíssimo papel de garantir a estabilidade das fibras. Quando ocorre dano por impacto a matriz é a primeira a ceder, causando microfissuras internas, surgindo em seguida a delaminação.

O dano em compósitos laminados devido ao impacto, para além da delaminação, inclui também a fissuração da matriz, descolagem fibra-matriz e quebra das fibras.

Podem considerar-se dois aspectos no dano em compósitos laminados; o *dano local* e o *dano global*. O dano local consiste fundamentalmente na indentação de contacto provocada pela ponta do impactor no compósito e está essencialmente associado à geometria, forma e propriedades do material do impactor. Muito embora o dano local tenha pouco efeito nas propriedades mecânicas pós-impacto, é um parâmetro a ter em conta para formular a simulação do impacto. O dano global surge principalmente sob a forma de delaminação que se estende a partir da área de contacto. A delaminação é o modo de dano que mais contribui para a redução da resistência à compressão pós-impacto.

Quando se projectam estruturas em material compósito devem considerar-se dois aspectos distintos, a *resistência ao dano* e a *tolerância ao dano*. A resistência ao dano é a medida da capacidade do material resistir ao dano, enquanto que a tolerância ao dano mede a capacidade de um componente estrutural suportar as cargas para que foi projectado com a presença do dano. A tolerância ao dano é assim um aspecto muito importante a ter em conta como critério de projecto tendo em conta a relativamente baixa resistência do laminado na direcção transversal em relação à direcção das fibras.

O dano global e os seus efeitos são complicados e difíceis de analisar uma vez que envolvem muitas variáveis afectas ao impactor (massa, velocidade, energia cinética e forma da extremidade) e à amostra (geometria, sequência de empilhamento e condições de fronteira). Isto provoca respostas muito diferentes da amostra que dependem ainda das

interacções entre estas variáveis. Para além disso, uma vez que os materiais compósitos são relativamente recentes e de natureza complexa, quando comparados com os metálicos tradicionais, muitas das suas características e respostas mecânicas estão ainda a ser investigadas, particularmente no que diz respeito à resistência ao impacto e às propriedades de resistência pós-impacto.

3.2 FONTES DE DANO NOS COMPÓSITOS LAMINADOS

O conhecimento actual dos materiais compósitos indica que muitas das fontes de dano básicas que ocorrem nestes materiais são semelhantes às que se verificam nos metais. Estas fontes podem dividir-se em três categorias fundamentais:

- Defeitos de projecto
- Defeitos de fabricação
- Condições de serviço anómalas

3.2.1 Defeitos de projecto

No projecto de compósitos laminados tanto as propriedades do material como a configuração do componente a fabricar são alvo de estudo. Assim, os defeitos de projecto podem ser cometidos quer ao nível do material quer ao nível estrutural.

Os erros de engenharia mais comuns, relacionados com o material, são a deficiente análise do efeito da anisotropia das lâminas individuais ou a previsão inadequada do dano e das sensibilidades ambientais.

Devido à sua anisotropia um compósito laminado pode exibir diferenças significativas no coeficiente de expansão térmica. Consequentemente, alterações na temperatura de serviço que diferem significativamente da de cura, podem induzir gradientes de tensão interna imprevistos.

Muitos compósitos laminados são curados ou moldados a elevadas temperaturas pelo que o seu arrefecimento até às condições ambientais, pode provocar tensões internas inesperadas.

Estes gradientes de tensão e tensões internas que se geram entre as lâminas orientadas a ângulos relativos significativamente diferentes, podem conduzir à falha prematura do laminado.

Para além dos factores de projecto associados às propriedades dos compósitos, tomados de per si, que dependem das orientações das fibras e da sequência do empilhamento, à que ter

em conta os efeitos sinérgicos que podem existir entre eles e que podem promover sensibilidades não consideradas durante as etapas de projecto convencionais.

Os erros de projecto relacionados com o próprio componente podem incluir fontes de carga não consideradas, concentração de tensões e inesperados modos de instabilidade de encurvadura.

3.2.2 Defeitos do processo de fabricação

De um modo geral, a ocorrência de defeitos é controlada e prevenida através de protocolos de inspecção realizados durante o processo de manufactura. No entanto, porque o controlo absoluto é economicamente impraticável e porque os erros humanos sempre ocorrem, os métodos de controlo e inspecção por vezes permitem erros ocasionais.

De entre as fontes de dano mais comuns que podem ocorrer no processo de fabricação/processamento [3] destacam-se as fibras quebradas, vazios, má qualidade dos materiais, cura deficiente, inclusões e contaminações, desalinhamento das fibras, inadequada compactação durante o processo de laminação, problemas de maquinação, cargas de manuseamento e queda de ferramentas.

3.2.3 Condições de serviço

As anomalias de serviço incluem imprópria operação ou uso, falta de manutenção e reparação, e sobrecargas devidas à falha de uma dada peça, no caso de uma construção do tipo “fail-safe”. As propriedades mecânicas e de resistência dos compósitos podem ser significativamente reduzidas pela variação da temperatura de serviço, danos provenientes de impacto de corpos estranhos e ataque químico à resina da matriz. Em matrizes termofixadas o efeito da temperatura pode tornar-se bastante prejudicial, particularmente quando a matriz absorve humidade.

3.3 MECANISMOS DE FALHA BÁSICOS

Os mecanismos de falha dos materiais compósitos laminados podem classificar-se em dois tipos principais: *falha no plano*, isto é, devida às tensões no plano e *falha fora do plano*, ou seja, a delaminação induzida por tensões interlaminares [4]. Embora estes dois mecanismos possam interagir, para efeitos de simplificação, cada mecanismo é discutido separadamente.

3.3.1 Mecanismos de falha no plano devidos à compressão

Embora a tracção desempenhe um papel predominante nos mecanismos de rotura dos metais, no caso dos compósitos laminados o carregamento de compressão no plano é certamente mais severo e limitativo. M. Ashizawa [4] distingue cinco modos distintos de falha, observados em estruturas de compósitos laminados submetidas à compressão.

- a. Falha por tracção transversal induzida pelo efeito de Poisson
- b. Falha por delaminação em compressão
- c. Falha por encurvadura global
- d. Falha por microencurvadura
- e. Falha de resistência

Estes modos de falha são influenciados por factores como a geometria, tipos de fibra e matriz, condições ambientais e rigidez da resina. Vários autores [6-9], desenvolveram modelos analíticos para definir estes modos de falha.

3.3.2 Mecanismos de falha no plano devidos à tracção

Uma vez que, num laminado, a falha de resistência por tracção no plano é controlada pela fractura da lâmina a 0°, a discussão dos modos de falha considera em primeiro lugar os exibidos pelos laminados unidireccionais sujeitos a tracção longitudinal, isto é, com a carga aplicada paralelamente às fibras.

Neste caso, para simplificar a análise assume-se que existe uma deformação uniforme por todo o compósito e que a fractura ocorre apenas pela falha por deformação das fibras.

Sob acção de um carregamento de tracção longitudinal podem desenvolver-se três modos de falha:

1. **Rotura frágil:** Verifica-se quando a concentração de tensões criada nas extremidades das fibras partidas conduz à separação do provete numa dada secção transversal.
2. **Arrancamento das fibras:** Pode ocorrer na fractura quando existem variações da resistência de ligação fibra-matriz e mecanismos de transferência de carga locais da matriz para a fibra.
3. **Descolagem da fibra-matriz** ou **corte da matriz** acontece quando as fissuras em diferentes secções transversais do laminado se juntam na fractura. A falha por

corte da matriz entre as fibras e a descolagem da fibra-matriz podem ocorrer independentemente ou combinadas, isto é, partes da trajectória de falha podem exibir descolagem, enquanto que noutras se observa a falha por corte da matriz, [11].

3.3.3 Mecanismos de falha fora do plano

Uma das principais vantagens dos compósitos laminados é a possibilidade de orientarmos as fibras para conseguir a resistência direccional e as propriedades de rigidez dos elementos estruturais, adequadas ao carregamento previsto no projecto. Ou seja, as direcções principais do material de cada lâmina podem ser orientadas de acordo com as necessidades. No entanto a discordância das propriedades mecânicas entre as lâminas diferentemente orientadas provoca tensões interlaminares. Estas tensões contribuem para a iniciação e propagação da delaminação. A delaminação é por definição o desenvolvimento de fissuras na matriz, nas interfaces das lâminas. As causas da delaminação podem ser atribuídas, em termos gerais, à existência de tensões fora do plano (normal e de corte interlaminar) que se desenvolvem nas discontinuidades estruturais. Conforme discutido anteriormente, as tensões fora do plano podem desenvolver-se, por acção de uma carga de compressão no plano, em resultado da falha de uma lâmina a 0° e da subsequente redistribuição da carga internamente.

3.4 DANO NOS COMPÓSITOS LAMINADOS DEVIDO AO IMPACTO

De entre os vários tipos de dano que os compósitos laminados podem sofrer o resultante do impacto é um dos mais prejudiciais. Estes materiais dissipam a energia do impacto pela combinação do dano da matriz, rotura das fibras e descolagem fibra-matriz [26]. Nos impactos de alta velocidade, como os balísticos, o dano é claramente visível por inspecção visual, enquanto que nos impactos de baixa velocidade o dano interno é difícil de detectar mas pode reduzir consideravelmente as capacidades do laminado para suportar cargas.

Uma placa de material compósito laminado à qual foi aplicado um carregamento de impacto apresentará uma distribuição de tensões ao longo da espessura que vão da compressão na face de contacto com o impactor, até à tracção na face oposta como resultado da flexão a que fica sujeita. A amplitude destas tensões será tanto maior quanto maior for a espessura da placa, variando também com o empilhamento do laminado. Portanto, para além do dano localizado na indentação provocada pela colisão da ponta do impactor é de esperar, em simultâneo, danos por tracção, compressão e corte no laminado.

3.4.1 Mecanismos de falha

3.4.1.1 Deformação da matriz

A deformação plástica da matriz em materiais compósitos é raramente abordada quando se consideram os processos de falha. É, no entanto, uma característica importante, responsável pela rigidez e resistência ao impacto exibidas pelos compósitos. Estudos recentes têm mostrado que as matrizes, dos compósitos reforçados com fibras, com elevada deformação na falha oferecem excelentes propriedades de compressão pós-impacto. Os compósitos de matriz termoplástica estão cada vez mais a conquistar a confiança dos investigadores e projectistas pela sua excelente resistência ao impacto, devido à sua ampla deformação plástica.

3.4.1.2 Descolagem fibra-matriz

Grande parte das investigações levadas a cabo na análise da falha dos compósitos tem-se concentrado no papel da matriz e das fibras e nos mecanismos de rotura destes materiais. Porém, na maioria dos sistemas compósitos, as características de deformação e modos de falha são fortemente influenciados pelo desempenho das interfaces, em particular no que respeita à descolagem das fibras ou deslizamento relativo fibra-matriz. Atendendo a que as propriedades interfaciais são de grande importância prática no projecto de materiais compósitos resistentes ao dano, têm sido desenvolvidas técnicas de teste adequadas para a medição da resistência interfacial. É o caso do teste de arrancamento da fibra [10] que se mostra na Figura 3.1 e onde o valor da carga aplicada ao provete de material compósito é medido com uma célula de carga, enquanto que o deslocamento pode ser determinado por extensometria.

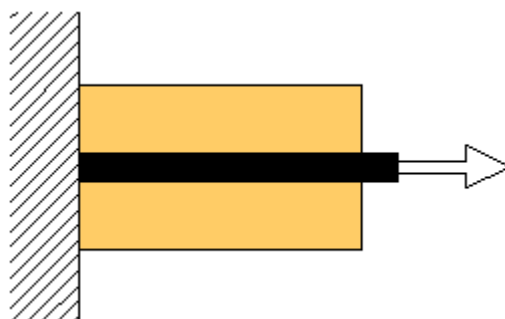


Figura 3.1 Teste de arrancamento da fibra

Deste modo podem ser obtidas curvas de carga em função do deslocamento para posterior análise do comportamento da fibra perante os esforços a que foi submetida.

De um modo geral verifica-se inicialmente uma deformação elástica da fibra, correspondente ao aumento linear da carga até que esta atinja um valor crítico no qual ocorre a descolagem. Seguidamente ocorre uma queda brusca na carga correspondente ao ataque da descolagem. Segue-se um aumento na carga, associado à perda de correlação geométrica, correspondente às novas posições ocupadas pelas fibras na matriz e que vai diminuindo à medida que vai surgindo o escorregamento progressivo da fibra e se verifica o conseqüente decréscimo no comprimento de contacto.

A boa adesão entre a fibra e a matriz nos compósitos consegue-se com uma judiciosa formulação e controlo cuidadoso dos parâmetros de fabricação. Em geral, a deformação de fractura da fibra é maior do que a da matriz. Normalmente para um nível baixo da carga aplicada iniciar-se-á uma pequena fissura num ponto de concentração de tensões na matriz. Mas esta fissura é interrompida pela fibra ou pode passar à volta da fibra sem destruir a ligação interfacial. À medida que a carga aumenta, a fibra e a matriz deformam-se diferentemente desenvolvendo-se altos níveis de tensão de corte na interface. Quando esta tensão de corte excede a resistência de corte interfacial estática ocorre descolagem interfacial que se estenderá ao longo da fibra. A descolagem fibra-matriz representa um modo de falha localizado muitas vezes difícil de detectar pelas técnicas convencionais. A quantidade de descolagem dentro dos compósitos depende do nível do tratamento superficial aplicado às fibras durante o processo de manufactura. De um modo geral, as fibras com baixo nível de tratamento superficial têm tendência para a descolagem mais facilmente devido à pobre adesão interfacial entre o reforço e a matriz.

3.4.1.3 Fissuração da matriz

A fissuração da matriz é outro tipo de dano significativo e um modo comum de falha em materiais compósitos. É geralmente localizada e difícil de detectar. Com o aumento da carga, a densidade das fissuras aumenta e parece estabilizar num único valor para um dado laminado. Apesar da fissuração da matriz não conduzir a reduções significativas nas capacidades mecânicas, pode, no entanto, actuar como precursor da delaminação, esta sim um modo pernicioso de dano. No caso do carregamento de impacto actuar sobre uma amostra flexível, a fissuração da matriz começa normalmente na superfície oposta à da aplicação da carga e propaga-se através da espessura do laminado.

3.4.1.4 Delaminação

A experiência tem mostrado que a delaminação é um modo de dano difícil de quantificar e o mais importante modo de dano em placas compósitas sujeitas a impacto de baixa velocidade. O crescimento da delaminação sob a acção de uma carga monotónica ou cíclica pode resultar numa redução drástica da resistência e rigidez do laminado. A importância da delaminação justifica amplamente o grande número de estudos realizados com o objectivo de estabelecer a relação entre as fissuras que ocorrem nos compósitos laminados como resultado das tensões criadas por solicitações de impacto transversal e a delaminação. Em seguida referem-se cronologicamente alguns, realizados neste âmbito, a partir do início da década de 80:

Um dos primeiros trabalhos foi realizado em 1982 por Takeda e al [11] que ensaiaram provetes de vidro-epóxico cruzado simétrico e em seguida seccionaram-nos, observando o dano ao microscópio electrónico. Comprovaram deste modo que as fissuras transversais ocorrem preferencialmente onde existe elevada concentração de fibras e que o seu posicionamento depende da existência ou não de delaminação. Verificaram assim que, não havendo delaminação as fissuras desenvolvem-se perpendicularmente às interfaces e em presença de delaminação posicionam-se obliquamente. Apuraram ainda que as fissuras e as delaminações ocorreram e propagaram-se nas interfaces entre as fibras e a resina. Deduziram assim que existe interacção entre a fissuração da matriz e a delaminação.

Joshi e Sun [12] realizaram estudo idêntico em 1985 com laminados de carbono-epóxico cruzado simétrico, tendo registado a ocorrência de fissuras nas lâminas superiores devidas às tensões de corte. A sua progressão em direcção ao interior do laminado é interrompida quando encontra uma lâmina com diferença de orientação das fibras, provocando deste modo a delaminação na interface correspondente. Posteriormente efectuaram um trabalho semelhante com um laminado quasi-isotrópico com o empilhamento $[45_2/-45_2/0_2/90_2]_s$ de carbono-epóxico. Verificaram a existência de fissuras verticais nas lâminas situadas na proximidade da face oposta à da aplicação da carga, geradas por tensões de flexão e inclinadas a 45° no plano médio do laminado, produzidas por tensões de corte. Concluíram então que a ocorrência de delaminação e a sua propagação está relacionada com a fissuração da matriz resultante das tensões de corte e de flexão.

Em 1987 Liu e Malvern [13] analisaram o dano provocado por impacto, a diferentes velocidades, em placas de vidro-epóxico com o empilhamento $[0_5/90_5/0_5]$. Atribuíram as fissuras da matriz às tensões de tracção e concluíram que a delaminação só ocorre nas

interfaces das lâminas com fibras diferentemente orientadas, devido predominantemente às tensões interlaminares. Propõem um coeficiente indicador de tendência para a delaminação, baseado na diferença de rigidez à flexão entre lâminas.

Os mesmos autores [14] em 1988 analisaram também a geometria do dano provocado pelo impacto em placas laminadas. Verificaram que as delaminações apresentam a forma de amendoim com o eixo maior na direção das fibras da lâmina situada sob a respectiva interface.

Em 1989 Clark [15] analisou ao microscópio provetes de carbono-epóxico com o empilhamento $[\pm 45_2/0_2]_{7s}$ que foram sujeitos a impacto afim de determinar a distribuição tridimensional das delaminações resultantes. Verificou que estas se circunscreviam a um tronco de cone de base menor situada na superfície de aplicação da carga e de base maior assente na superfície livre oposta. Comprovou também que quanto maior for a diferença de orientação das fibras entre duas lâminas adjacentes maior o tamanho da delaminação nessa interface.

Clark no mesmo estudo propõe um modelo que prevê a direção da extensão da delaminação numa interface em função da orientação das fibras das lâminas: considera duas lâminas adjacentes, com diferentes ângulos de orientação das fibras, pertencentes a uma placa à qual foi aplicada uma carga de impacto (Figura 3.2). Esta solicitação provoca dano na zona de contacto e na sua vizinhança. Considera na área danificada duas regiões *A* e *B*. Em *A* os deslocamentos provocam tracção nas fibras nas duas lâminas, na superior a força de tracção tem uma componente vertical dirigida para cima e na inferior a consequente curvatura provoca uma componente dirigida para baixo, o que favorece a ocorrência de delaminação. Contrariamente, em *B* as forças de tracção e as curvaturas tendem a unir as lâminas não havendo pois condições para a delaminação. Clark preconiza assim a propagação da delaminação na direção das fibras da lâmina inferior.

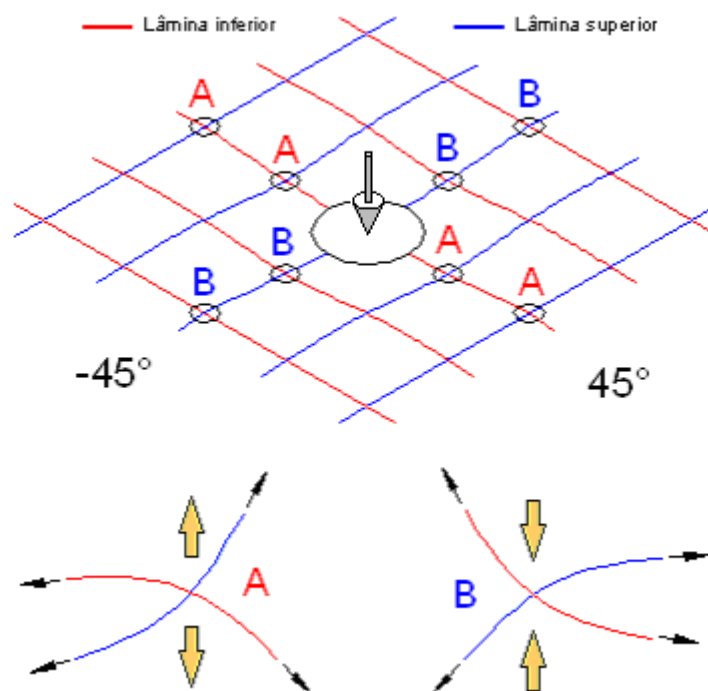


Figura 3.2 Modelo de Clark

Choi *et al* [16] em 1991 analisaram o dano em placas, provocado por impacto. A distribuição bidimensional do dano provocado é assim mais fácil de analisar. Recorrendo à técnica de raios X concluíram que o dano inicial se manifesta por fissuras na matriz resultantes das tensões de corte e de flexão, que progredem até encontrarem uma lâmina com fibras orientadas diferentemente, altura em que na respectiva interface se forma a delaminação. Os mesmos autores sugerem uma sequência para a formação da delaminação que ocorre nos laminados sujeitos ao impacto:

- 1º- Surge o dano inicial que se manifesta pela fissuração da matriz devido às tensões de corte e flexão
- 2º- Propagação das fissuras até às interfaces constituídas por lâminas com fibras diferentemente orientadas.
- 3º- Formação da delaminação nas respectivas interfaces.
- 4º- Criação de mais fissuras na matriz, que de modo idêntico vão provocar novas delaminações.

Concluíram também que a posição da lâmina no interior do laminado, onde surgem as fissuras, ditará o tamanho da delaminação.

Kim *et al* [17] em 1998 responsabilizam principalmente as tensões normais pelo aparecimento da delaminação, mas admitem que as tensões de corte nas interfaces também dão o seu contributo.

Em 1999 Hull e Shi [18] propuseram uma geometria para a delaminação baseada em dados empíricos.

Também em 1999 Liu [14] estabeleceu um método de análise para explicar o efeito da sequência de empilhamento na área da delaminação. Para isso definiu um parâmetro M , que determina a orientação da área de delaminação interlaminar. Mostrou também que a área de delaminação é proporcional a M .

Um aspecto importante a ter em conta no estudo de compósitos laminados, em particular os sujeitos ao carregamento de impacto, é a análise do *estado de tensão* e da *resistência interlaminar* das placas. Estes estão associados à geometria e aos parâmetros de carregamento, isto é, às dimensões da placa, tipo de condições de fronteira, forma do impactor, energia de impacto, etc. A resistência interlaminar está fortemente relacionada com as propriedades do material, tais como, a resistência à fractura da matriz e resistência da colagem entre a fibra e a matriz. Para o mesmo material e para as mesmas dimensões, a diferença no estado de tensão interlaminar será afectado pela diferença na sequência de empilhamento. Porém, a área de delaminação total dependerá sempre das resistências interlaminares. Portanto, é possível, ajustar o estado de tensão e a forma de dano final trabalhando a sequência de empilhamento e controlando as propriedades interfaciais quando um certo material compósito é seleccionado. No entanto, a medida das tensões interlaminares não é tarefa fácil devido à complexidade da análise tridimensional das tensões numa placa laminada ortotrópica.

3.4.1.5 Rotura das fibras

Uma vez que as fibras representam o principal constituinte para suportar as cargas, a rotura destas pode ter um efeito muito prejudicial tanto na resistência como na rigidez dos materiais compósitos laminados. A rotura das fibras em materiais compósitos pode ocorrer por várias razões. O carregamento de impacto transversal provoca muitas vezes, no início deste, a rotura localizada das fibras. Este tipo de dano é apontado como o que mais influencia o abaixamento da resistência à tracção dos compósitos. O acréscimo de “extremidades de fibras” que se forma em resultado da rotura destas pode contribuir para a iniciação e crescimento da descolagem fibra-matriz devida às altas tensões de corte, na interface,

próximo da extremidade da fibra. É claro que a energia associada à rotura da fibra é consideravelmente maior do que a dos mecanismos de falha dominantes da matriz. Consequentemente, a energia pode ser dissipada e absorvida em pequenas áreas. A rotura das fibras é o principal mecanismo de absorção de energia associado aos testes de impacto de penetração completa (perfuração).

3.4.1.6 Combinação dos diferentes modos de falha

As características do dano em compósitos laminados para condições de carregamento monotónico e cíclico são sempre o desenvolvimento concorrente dos diferentes tipos de dano referidos anteriormente. Geralmente, diferentes modos de dano têm tendência para se apresentarem e interagirem em modos complexos conduzindo assim a dificuldades na compreensão das características do processo de dano, devido à heterogeneidade e à anisotropia destes materiais. A fractura linear elástica desenvolvida para materiais homogêneos e isotrópicos não é imediatamente aplicável aos materiais compósitos laminados. De notar que, por vezes, nem todos os mecanismos de falha estão presentes no componente danificado e na maioria dos casos, é um deles que predominantemente contribui para a falha. O dano resultante numa amostra que sofreu um carregamento de impacto é um exemplo típico no qual diferentes modos de falha coexistem. Uma indentação na superfície frontal é um indício de deformação plástica, enquanto que, uma fissura na superfície posterior é associada à fissuração da matriz, descolagem da fibra-matriz e rotura da fibra. A delaminação desenvolve-se internamente. Estes tipos de dano contribuirão para uma redução drástica da resistência e rigidez nos compósitos laminados.

3.4.2 Efeito das propriedades do material no dano

Como foi apresentado anteriormente, o dano em compósitos laminados resulta da combinação dos mecanismos de falha que incluem a delaminação, a rotura da matriz e a quebra das fibras. Os dois primeiros tipos de dano estão relacionados com as propriedades da matriz enquanto que o último está relacionado com as propriedades da fibra.

3.4.2.1 Matriz

Vários estudos têm mostrado que o desempenho dos compósitos, quando sujeitos ao dano por impacto, pode ser aumentado através de melhoramentos na resistência dos sistemas

de resina da matriz [16]. Melhora-se deste modo a capacidade do material absorver a energia de deformação e a resistência à fractura por corte, para além de reduzir os efeitos da concentração de tensões [19 e 20]. Tem-se verificado que os compósitos de matriz termoplástica exibem uma resistência relativamente mais alta [16]. Em geral, estes compósitos produzem menos fissuras na matriz e apresentam uma menor extensão de dano. Estudos experimentais têm provado que as resinas que apresentam maior deformação na falha, resistem a cargas de impacto mais elevadas [21 e 22]. Além disso, para cargas de impacto mais elevadas, os sistemas mais resistentes também demonstraram uma maior resistência à compressão após impacto, visto que há menos delaminação.

3.4.2.2 Fibras

As fibras desempenham um papel fundamental na melhoria da resistência ao dano. Por exemplo, para energias de impacto equivalentes, a maior capacidade dos compósitos para absorver energia resulta numa menor quebra das fibras e resistências residuais mais elevadas. Cantwell *et al* [22 e 23] têm reportado alguns resultados acerca deste assunto.

3.4.2.3 Interface Fibra-Matriz

No controlo do dano a interface fibra-matriz é tão importante como os constituintes da fibra e da matriz. Para compósitos de fibra curta é necessário um comprimento de fibra crítico, embebido na matriz, para que a carga possa transferir-se desta para a fibra. Para compósitos de fibra contínua, a introdução de um material interfacial pode aumentar a resistência ao impacto dos materiais compósitos laminados. Por exemplo, estudos realizados por Peiffer [24] indicam que, para o caso de compósitos de vidro-epóxico, a introdução de uma interface de borracha pode ser muito útil no melhoramento da resistência ao dano.

3.4.2.4 Sequência de empilhamento

A sequência de empilhamento tem um papel preponderante na resistência ao dano uma vez que controla a rigidez de um compósito laminado [25]. Assim, o dano iniciado pode apresentar um desenvolvimento da frente para trás ou de trás para a frente, conforme a colisão de um impactor rígido se verifique numa amostra rígida ou flexível, respectivamente.

A experiência tem revelado que a rigidez da amostra representa um parâmetro dominante e controla o modo da fractura. Por exemplo, o impacto em amostras flexíveis

produz grandes tensões de tracção na lâmina inferior, com iniciação da falha na interface fibra-matriz. As fissuras que surgem na interface propagam-se e transmitem-se de trás para a frente provocando delaminação.

Para níveis de energia de impacto que resultam na iniciação do dano local, este ocorre da frente para trás, com a propagação devida às altas tensões de tracção geradas na vizinhança da extremidade do impactor. Tais tensões são suficientemente grandes para causar falha nas interfaces da fibra-matriz, resultando na transmissão da fractura, que vai progredindo da frente para trás, com a correspondente delaminação. A Figura 3.3 [25] mostra o esquema da progressão de dano atrás descrita.

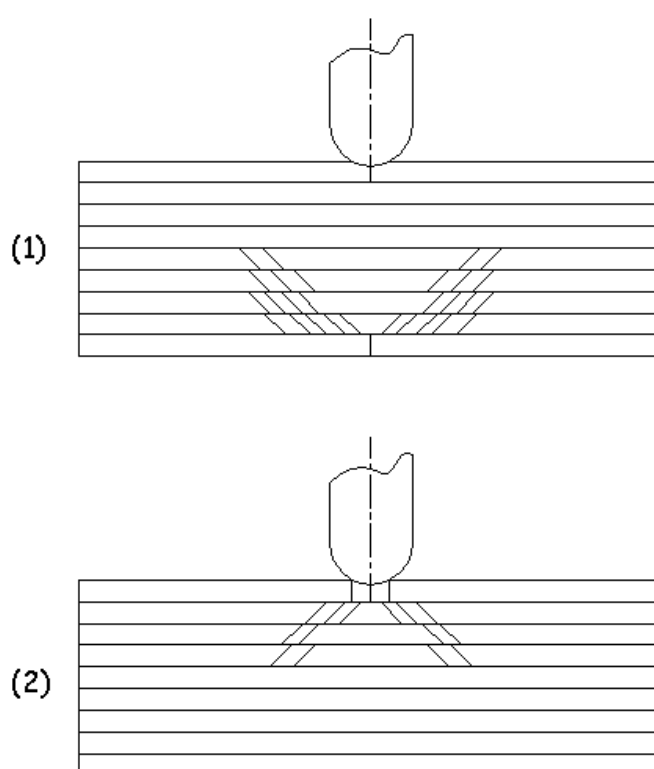


Figura 3.3 Progressão do dano de impacto, devida à (1) tensão de flexão (2) tensões de contacto

Por outro lado a análise dos laminados danificados por impacto mostra que o dano de delaminação ocorre nas regiões interlaminares, ou interfaces, onde há diferença na orientação das fibras, entre lâminas adjacentes. Assim, a delaminação não é esperada entre duas lâminas adjacentes com fibras cuja orientação é, por exemplo, 0° em ambas ou $+45^\circ/+45^\circ$, mas ocorrerá em geral nas interfaces com $+45^\circ/-45^\circ$ e $0^\circ/90^\circ$, etc. Usando esta regra simples é possível identificar os locais prováveis do dano de delaminação, dentro do laminado, e prever o número de delaminações que vão ocorrer. Este número, denotado por N , pode então ser

usado em conjunção com uma equação proposta por Suemasu e Majima [13] em 1996 para descrever o comportamento de iniciação e em particular a relação entre a força de iniciação P_c e a força residual P_r , para vários laminados. A forma da delaminação depende também da geometria local do laminado, onde a localização e a orientação das fibras pertencentes a lâminas adjacentes, numa interface, determinam a forma e a orientação da delaminação resultante.

3.4.3 Outros parâmetros com influência no dano de impacto

São analisados em seguida vários parâmetros que influenciam o dano provocado pelo impacto, tais como a indentação de contacto, a velocidade do impacto, a energia do impacto e a espessura do laminado.

3.4.3.1 Influência da indentação de contacto

Quando, por exemplo, uma ferramenta cai num elemento estrutural de material compósito, pode provocar um dano interno invisível à vista desarmada mas degradar-lhe consideravelmente as propriedades, nomeadamente a sua resistência e rigidez. De facto, grande parte dos problemas que ocorrem na prática, envolvem impactos de baixa-velocidade em vez de velocidades suficientemente grandes para perfurar o material. Assim, a indentação provocada pelo impactor deve ser considerada juntamente com as deformações globais da amostra. Para estudar o efeito da deformação local, recorre-se habitualmente ao mecanismo de contacto Hertziano para a indentação. Com esta aproximação é possível prever a tensão e a deformação na vizinhança do ponto de contacto, em função das propriedades geométricas e do material do indentador, e da amostra. Shivakumar [35] propõe esta aproximação.

Na análise do impacto a hipótese básica consiste em considerar que toda a energia cinética do impactor é transferida para a placa no momento em que se verifica a força de contacto máxima ou a deformação transversal máxima da placa. Assim, o pico da força de contacto e o valor máximo do deslocamento da placa ocorrem supostamente quando a velocidade do impactor tende para zero.

Usando a teoria da pequena deformação linear, a deflexão δ ao centro da placa, pode ser relacionada com a força de contacto F , pela equação,

$$F = K\delta \quad (3.1)$$

onde K é a constante da mola equivalente à placa. A constante da mola pode ser facilmente calculada usando a teoria das placas ou usando o método dos elementos finitos, quando as condições de fronteira são complexas.

A Lei de Hertz [27 e 28], relaciona a indentação de contacto α com a força de contacto através da equação,

$$F = k\alpha^{1.5} \quad (3.2)$$

onde k é a rigidez de contacto Hertziana, dependente das propriedades da superfície e da geometria da amostra e do impactor, que pode ser aproximada pela expressão,

$$k \approx \frac{4}{3} \sqrt{r_i} E_{22} \quad (3.3)$$

em que r_i é o raio da ponta esférica do impactor e E_{22} é o módulo de Young transversal à direcção da fibra.

Substituindo as equações (3.1) e (3.3) na equação (3.2) pode calcular-se o valor da indentação de contacto.

Yung e Sun [29] modificaram a lei de contacto Hertziana procedendo a um estudo experimental de modo a incluir a relação entre a força de contacto e a indentação durante o descarregamento.

$$\text{Carregamento.....} F = k\alpha^{1.5} \quad (3.4)$$

$$\text{Descarregamento.....} F = F_{\text{máx}} \left(\frac{\alpha - \alpha_0}{\alpha_{\text{máx}} - \alpha_0} \right)^{2.5} \quad (3.5)$$

onde k é a rigidez de contacto, α , é a indentação, α_0 , é a indentação permanente, $F_{\text{máx}}$ e $\alpha_{\text{máx}}$, são a força máxima de contacto e a correspondente indentação.

Os valores de k e α_0 dependem do material e podem obter-se experimentalmente [29]. Visto que k é determinado a partir de uma análise estática, a placa supostamente deformar-se-á também num modo estático.

3.4.3.2 Influência da velocidade de impacto

A área danificada de uma placa de material compósito causada por carregamento de impacto está fortemente associada à velocidade de impacto. De um modo geral, se a

velocidade de impacto é muito alta, a placa será muito provavelmente perfurada e a área danificada localizar-se-á na zona de impacto [30]. Porém, se a velocidade é baixa, a área danificada cobrirá uma larga região e a perfuração não ocorrerá [31]. Resultados experimentais têm revelado que o comportamento de uma placa compósita fina, sujeita a um impacto de baixa-velocidade é muito semelhante à da placa sob a acção de uma flexão global [32]. Tem-se também concluído que o dano numa placa compósita carregada por impacto de baixa-velocidade é principalmente atribuído à flexão [33].

A resistência residual pós-dano, numa placa danificada, em função da velocidade de impacto, pode resumir-se do seguinte modo:

1. Velocidade de impacto muito baixa:

Não se detecta qualquer dano nem degradação da resistência.

2. Velocidade de impacto baixa (suficiente para produzir dano):

Verifica-se a rotura da matriz/delaminação e a redução rápida da resistência à tracção. A máxima redução da resistência coincide geralmente com a máxima dimensão do dano.

3. Velocidade de impacto elevada:

Ocorre a perfuração completa da placa. No furo produzido a resistência residual mantém-se constante para velocidades de impacto crescentes.

De notar que o impacto de um objecto macio colidindo com uma placa compósita a uma velocidade elevada pode produzir o mesmo dano provocado por um objecto duro a baixa velocidade [34]. Pode apontar-se como exemplo o impacto de aves com aeronaves.

3.4.3.3 Influência da energia de impacto

Para energias de impacto muito baixas nenhum dano é visível. À medida que aumenta a velocidade sobe a energia de impacto e conseqüentemente surgem fissuras na matriz. Com novo aumento da energia de impacto aumenta a densidade e a extensão das fissuras na matriz, podendo ocorrer em seguida a sua progressão e a descolagem interfacial. Este estado de dano progressivo, função da energia de impacto, conduz à delaminação, quebra das fibras e finalmente à penetração/perfuração.

3.4.3.4 Influência da espessura do laminado

A espessura da placa compósita desempenha um papel relevante no dano provocado pelo impacto. Em geral, numa placa muito grossa, onde a rigidez de flexão é muito elevada o dano confinar-se-á à zona do impacto [31]. Consequentemente, verifica-se indentação e dano local na matriz e nas fibras. Pelo contrário, tendo uma placa compósita fina menor rigidez de flexão, a área danificada resultante do impacto, que é principalmente afectada pela flexão, será relativamente mais extensa do que na placa mais grossa.

3.5 REFERÊNCIAS

- [1] **Rhodes M.B.**, “*Damage Tolerance Research on Composite Panels*”, Selected NASA Research in Composite Material and Structures, NASA CP-2142, 1987.
- [2] **Olsson R.**, “*Impact response of orthotropic composites plates predicted from a one parameter differential equation*”, AIAA journal, Vol. 30, N. 6, 1992.
- [3] **Sierakowski e Chaturvedi**, “*Dynamic Loading and Characterization of Fiber-Reinforced Composites*”, John Wiley & Sons, Inc. 1997.
- [4] **Lagace P.A.**, “*Postmortem Determination of Delamination Failures*”, Proceedings of International Conference: Post failure Analysis Technologies for Fiber Reinforced Composites, 1985.
- [5] **Ashizawn M.**, “*Improving Damage Tolerance of Laminated Composites Through the Use of New Tough Resins*”, Proceedings of Sixth Conference on Fibrous Composites in Structural Design, 1983.
- [6] **Masters J.E.**, “*Basic Failure Modes of Continuous Fiber Composites*”, Engineers Materials Handbook, ASM International, 1989.
- [7] **Greszczuk L.B.**, “*Microbuckling of Lamina Reinforced Composites*”, Composite Materials: Testing and Design, STP 546, American Society for Testing and Materials, 1974.
- [8] **Greszczuk L.B.**, “*Microbuckling Failure of Circular Fiber Reinforced Composites*”, AIAA J, 1975.
- [9] **Ashizawa M.**, “*Fast Interlaminar Fracture of a Compressively Loaded Composite Containning a Defect*”, Proceeding of the Fifth NASA/DoD Conference on Fibrous Composites in Structural Design, 1981.
- [10] **Mackin T.J., Warren P.D. e Evans A.G.**, “*Effects of Fiber Roughness on Interface Sliding in Composites*”, Acta Metall. Vol 40, pp 1251-1257, 1992.
- [11] **Takeda N., Sierakowski R. L., e Malvern L. E.**, “*Microscopic Observations of Cross Sections of Impacted Composite Laminates*”, Composite Technology Review, 1982.
- [12] **Joshi S. P. e Sun C. T.**, “*Impact Induced Fracture in a Laminated Composite*”, Journal of Composite Materials, 1985.
- [13] **Liu D. e Malvern L. E.**, “*Matrix Cracking in Impacted Glass/Epoxy Plates*”, Journal of Composite Materials, 1987.
- [14] **Liu D.**, “*Impacted-Induced Delamination – A View of Bending Stiffness Mismatching*”, Journal of Composite Materials, 1999.
- [15] **Clark G.**, “*Modelling of Impact Damage in Composite Laminates*” Composites, Vol. 20, Nº.3, pp. 209-214, 1989.

- [16] **Choi H. Y. e Chang F. K.**, “*A Model for Predicting Damage in Graphite/Epoxy Laminated Composites Resulting from Low-Velocity Point Impact*”, Journal of Composite Materials, 1992.
- [17] **Kim R.Y., Soni S.R.**, “*Experimental and Analytical Studies on the Onset of Delamination in Laminated Composites*”, Journal of Composite Materials, 1984.
- [18] **Hull D. e Shi Y.B.**, “*Damage Mechanism Characterization in Composite Damage Tolerance Investigations*”, Composite Structures, 1999.
- [19] **Bishop**, “*The mechanical performance and impact behaviour of carbon fiber reinforced PEEK*”, Composite Structures, 3, 295-318, 2000.
- [20] **Butcher**, “*The impact resistance of unidirectional CFRP under tensile stress*”, Fiber Sci. Technol., 12, 295-326, 2001 .
- [21] **Hirshbuehler**, “*A Comparison of Several Mechanical Tests Used to Evaluate the Toughness of Composites*”, ASTM STP 937, pp.61-73, 2002.
- [22] **Cantwell, Curtis e Morton**, “*Post impact fatigue performance of carbon fiber laminates with non-woven and mixed woven layers*”, Composites, 14(3), 301-305), 1999.
- [23] **Cantwell, Curtis e Morton**, “*An assessment of the impact performance of CFRP reinforced with high-strain carbon fibers*”, Comp. Sci. Technol., 25(2), 133-148, 2000.
- [24] **Peiffer**, “*Impact strength of thick interlaminar composites*”, J. Appl. Polym. Sci., 1451-1455, 2002.
- [25] **Ross C.A. e Sierakowski R.L.**, “*Studies on the impact resistance of composite plates*”, Composites, 4, 157-161, 1973.
- [26] **Reis L. e Freitas M.**, “*Damage Growth Analysis of Low Velocity Impacted Composite Panels*”, Composite Structures. Elsevier, 1997.
- [27] **Greszczuk**, “*Damage in Composite Materials Due to Low Velocity Impact, Impact Dynamic*”, J. A. Zukas, T. Nicholas, H. F. Swift, e al., Eds., John Wiley & Sons, New York, 1982.
- [28] **Sun, C. T.**, “*An Analytical Method for Evaluation of Impact Damage Energy of Laminated Composites, Composite Materials: Testing and Design*”, ASTM STP 617, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1977.
- [29] **Yung e Sun**, “*Indentation Law for Composite Laminates, Composite Materials: Testing and Design*” (6th conference), ASTM STP 787, pp. 425-449, 1982.
- [30] **Zukas, Nicholas, Swift, Greszczuk e Curran**, “*Impact Dynamics*”, Chapter 5, Lohn Wiley & Son, 1982.

-
- [31] **Zukas, Nicholas, Swift, Greszczuk e Curran**, “*Impact Dynamics*”, Chapter 3, Lohn Wiley & Son, 1982.
- [32] **Hong e Liu**, “*On the Relationship between Impact Energy and Delamination Area*” AIAA Journal, 1989.
- [33] **Sierakowski, Malvern e Ross**, “*Dynamic Failure Modes in Impacted Composite Plates*”, Failure Modes in Composite III, AIMMPE, N.Y., 1976.
- [34] **Awerbuch e Hahn**, “*Hard Object Impact Damage of Metal Matrix Composites*”, J. Comp. Mater., 10,231-257, AIAA Journal, 1988.
- [35] **Shivakumar, Elber e Illg**, “*Prediction of impact force and duration due to low-velocity impact on circular composite laminates*”, J. Appl. Mech, 52, 674-680, 1985.

CAPÍTULO 4

CORRELAÇÃO DA RESPOSTA DE COMPÓSITOS LAMINADOS A CARGAS ESTÁTICAS E DE IMPACTO DE BAIXA VELOCIDADE

4.1 INTRODUÇÃO

Os compósitos laminados estão a ser amplamente usados, pelo seu melhor desempenho relativamente aos metais, em aplicações que requerem elevada rigidez e resistência, em simultâneo com baixo peso. Apresentam ainda boa resposta à fadiga e resistência à corrosão. Já referimos que, um sério obstáculo no que respeita à aplicação mais ampla destes materiais em elementos estruturais reside na sua baixa resistência ao impacto localizado na direcção da espessura, que pode ocorrer durante a manufatura, serviço ou manutenção.

Enquanto as estruturas metálicas podem absorver a energia de impacto através da deformação plástica, normalmente sem prejudicar a sua capacidade de suportar cargas, a dissipação da energia nos materiais compósitos ocorre através de uma combinação de modos de fractura tais como fissuras da matriz, delaminações, rotura das fibras e descolagem da fibra-matriz, os quais podem causar reduções significativas na resistência residual e modificar a resposta estrutural do componente.

Nos impactos de alta velocidade, como nos balísticos, o projectil tem um tempo de contacto com o laminado muito reduzido, produz um dano muito localizado, praticamente sem deformação global da estrutura e claramente visível à vista desarmada.

Contrariamente, quando o impacto se dá a baixa velocidade o tempo de contacto do impactor com a amostra é muito maior, a amostra sofre uma deformação global e pode ocorrer dano interno que se estende para além da zona de contacto. Este facto tem permitido que, em muitos casos, negligenciando os efeitos dinâmicos na resposta estrutural, os ensaios de impacto possam ser simulados por ensaios quasi-estáticos.

A possibilidade de simular um impacto de baixa velocidade por meio de um teste de carregamento quasi-estático pode constituir uma grande vantagem visto que a iniciação do dano e a sua propagação podem ser mais facilmente detectados, a deflexão pode ser medida directamente com precisão e a força transversal máxima pode ser melhor controlada. Sendo a duração de um impacto de baixa velocidade cerca de 5 a 10 milisegundos deve questionar-se se o teste de indentação quasi-estática, com muito maior duração, o pode representar em todos os seus aspectos.

Na próxima secção, apresenta-se uma revisão cronológica das investigações publicadas acerca deste assunto e no Capítulo 5 faz-se a análise desta questão com base nos resultados experimentais obtidos.

4.2 O ESTADO DA ARTE

Enquanto um vasto conjunto de estudos afirmam a semelhança de efeitos entre a indentação quasi-estática e o ensaio de impacto de baixa velocidade, outros há que apresentam resultados discordantes. Nestes estudos foram analisadas muitas variáveis, tais como, as dimensões no plano e espessura da amostra, condições de fronteira, sequência de empilhamento, dimensões e forma do impactor e tipo de sistema fibra/matriz. Deles emerge uma ideia comum, a quantidade de dano de impacto é muito sensível à sequência de empilhamento e praticamente independente da espessura.

Elber [1], em 1983, usou placas de carbono-epóxico quasi-isotrópicas de 8 lâminas apoiadas num anel circular com 50.8 mm de diâmetro. Encontrou maior comprimento máximo de delaminação nas placas carregadas estaticamente do que nas submetidas ao impacto de baixa velocidade, para uma dada carga transversal. Esta diferença situou-se entre 15 a 40% para 4 níveis de carga. No entanto as curvas de carga-deflexão mostraram boa sobreposição.

Sankar *et al.* [2], em 1990, apresentaram um estudo analítico, mostrando que, para grandes massas, o impacto de baixa velocidade, tem uma duração muito maior que o tempo de propagação das ondas de flexão em direcção às fronteiras da amostra e assim o impacto pode considerar-se quasi-estático. Para o confirmar efectuaram uma série de testes de indentação estática e de impacto usando diferentes tipos de laminados de carbono-epóxico. Registaram as relações carga-deflexão e avaliaram o dano por “C-scan” de ultrasons.

Lee e Zahuta [3], em 1991, usaram placas de carbono-epóxico com 16 lâminas quasi-isotrópicas, encastradas sobre uma abertura de 558.8×127 mm. A largura de dano serviu para termo de comparação, tendo concluído que os testes de indentação estática produziram uma largura de dano ligeiramente superior para uma dada carga transversal. Tendo como base a energia perdida, os resultados dos ensaios de indentação estática e os de impacto foram bastante diferentes, perdendo-se muito mais energia no impacto, para uma dada dimensão do dano. Os autores atribuíram este facto à energia absorvida nas vibrações provocadas pela queda livre do impactor.

Kwon e Sankar [4], em 1992, usaram laminados de carbono-epóxico com 24 e 32 lâminas suportados por um anel circular com 50.8 mm de diâmetro. As amostras tinham uma relação abertura-espessura de 17 e 12.5, respectivamente. Para uma quantidade limitada de dados, os testes de indentação estática e de impacto deram aproximadamente o mesmo raio de delaminação para uma dada carga transversal.

Jackson e Poe [5], em 1992, usaram amostras de carbono-epóxico com 48 lâminas agrupadas num empilhamento de $[45/0/-45/90]_{6s}$ de modo a verificar se um impacto de baixa velocidade era semelhante a um carregamento transversal quasi-estático. As amostras submetidas ao carregamento quasi-estático e as sujeitas ao impacto foram encastradas, e a relação entre a dimensão do plano do suporte e a espessura da amostra foi aproximadamente igual a 20. Não foi detectada, por “C-scan”, apreciável diferença entre os diâmetros de dano nos testes quasi-estáticos e nos de impacto.

Lagace e Williamson [6], em 1993, usaram placas de carbono-epóxico com 12 lâminas, encastradas em duas arestas opostas e livres nas outras duas, com um vão de 252 mm e uma largura de 130 mm. Para uma dada carga transversal, as placas sujeitas a impacto apresentaram maior área de dano, determinado por Raios X, do que as carregadas estaticamente. As curvas da força-deflexão mostraram uma grande diferença entre os ensaios estáticos e os de impacto. Neste estudo foram também examinadas placas em “sandwich” onde concluíram que os testes de indentação estática e os de impacto produziram resultados idênticos.

Kaczmarek e Maison [7], em 1994, usaram amostras de carbono-epóxico com 16 lâminas numa sequência de empilhamento $[45_2/0_2/-45_2/90_2]_s$, apoiadas sobre uma abertura de 125×750 mm. Concluíram que os ensaios estáticos e os de impacto de baixa velocidade apresentam boa semelhança quando baseados na área danificada detectada por “C-scan” ultrasónico.

Highsmith [8], em 1997, usou placas de carbono-epóxico com 20 lâminas num empilhamento de $[\pm 60/0_4/\pm 60/0_2]_s$ apoiadas num anel com 63.5 mm de diâmetro. Considerou três níveis de carga transversal e o dano foi avaliado por Raios X. Para o nível de carga mais baixo o autor escolheu o ponto de iniciação do dano, tendo obtido tanta dispersão nos resultados que não foi possível efectuar a comparação. Para os dois níveis de carga mais elevados as amostras que foram submetidas ao impacto mostraram cerca de metade da área de delaminação do que as carregadas estaticamente, para uma dada carga transversal.

Sjoblom, Hartness e Cordell [9], em 1997, usaram amostras de carbono-epóxico com 48 lâminas simplesmente apoiadas sobre um anel com 123 mm de diâmetro e compararam os testes de impacto de baixa velocidade e os de indentação estática, com base nas curvas de força-deflexão. Constataram um ajustamento razoável na sobreposição da curva de indentação estática sobre a de impacto. Seccionaram transversalmente algumas amostras e examinaram-nas sob ampliação, tendo concluído não haver aparente diferença no tipo ou extensão do dano.

Aymerich, Priolo e Vacca [10], em 1999, realizaram testes de flexão-indentação estática e de impacto de baixa velocidade a laminados de carbono-PEEK e de carbono-epóxico. Avaliaram o dano interno por Raios X, ultrasons, separação das lâminas e microscopia óptica e relacionaram-no com a energia absorvida. Compararam e discutiram os resultados dos testes para caracterizar os diferentes modos de dano e para clarificar o papel da velocidade de carregamento no processo de falha. Verificaram que os laminados de carbono-epóxico apresentam os mesmos modos de dano e um comportamento comparável de força-deflexão, quer nos testes de indentação estática quer nos ensaios de impacto de baixa velocidade. No entanto, os testes realizados em compósitos laminados de carbono-PEEK apontam para uma forte sensibilidade à velocidade de deformação, indicando, deste modo, diferenças na resposta deste sistema material ao carregamento quasi-estático e ao de impacto. Concluíram que a simulação de um impacto de baixa velocidade com um teste quasi-estático, da mesma energia, pode ser inadequado para alguns sistemas de material, visto que, a consequente área danificada por delaminação pode não ser correctamente avaliada.

Nettles e Douglas [11], em 2000, compararam o ensaio de indentação estática com o impacto de queda livre de um peso, com base na carga máxima transversal. De modo a assegurar uma análise completa, os ensaios foram divididos em várias categorias com base nas condições de fronteira. Subdividiram estas categorias em três grupos baseados na rigidez da placa, *flexíveis*, *médias* e *rígidas*. A velocidade de teste de indentação quasi-estática foi também analisada para averiguar se houve alguma dependência do tempo, tendo sido usadas as velocidades de 1.27 mm/min e 25.4 mm/min. Concluíram que, para o seu estudo, os testes de indentação estática podem usar-se para representar impactos de baixa velocidade, quando o dano é comparado tendo como base a força transversal máxima. Admitem que empilhamentos que não sejam do tipo quasi-isotrópicos $\pi/4$, podem não garantir os mesmos resultados. As curvas resultantes da força-deflexão de indentação estática e do impacto de baixa velocidade foram semelhantes.

Reconhecem no entanto a necessidade de realizar um estudo mais aprofundado, nomeadamente alargando a gama de rigidez das amostras afim de estabelecer uma conclusão mais universal. Constataram também que o único estudo que não mostrou diferença significativa na área de delaminação tem o maior grupo com quatro lâminas a zero graus. Porém este agrupamento pode considerar-se raro para um laminado de engenharia actual, razão pela qual resolveram orientar o estudo para os laminados mais correntemente usados estruturalmente, como é o caso dos empilhados a $[45/90/-45/0]_{ns}$.

Belingardi, G. e Vadori, R. [12], em 2002, trataram a caracterização do material compósito destinado a estruturas adequadas para dissipar a energia cinética durante o impacto. Consideraram laminados de vidro-epóxico com três orientações diferentes. Seguiram as normas ASTM usando uma máquina de impacto de queda livre com as amostras encastradas entre dois anéis circulares. Para descrever o comportamento do material ao impacto consideraram dois parâmetros de absorção de energia, a *energia de impacto de saturação* e o *grau de dano* e dois valores característicos do historial da força de impacto, a *carga de início de dano* e a *força máxima*. Estudaram ainda a sensibilidade das características mecânicas do material à variação da velocidade de deformação. Sintetizaram a dependência dos parâmetros de energia e os patamares da força na velocidade de impacto. Concluíram que, para os materiais, condições de fronteira e carregamento considerados, não houve sensibilidade à variação da velocidade de deformação.

4.3 CLASSIFICAÇÃO DO IMPACTO

Usualmente, o impacto é classificado em duas categorias:

- Impacto de *baixa velocidade* ou de *grande massa*, associado a uma resposta quasi-estática.
- Impacto de *alta velocidade* ou de *pequena massa* cuja resposta é tipicamente de natureza dinâmica, associado normalmente à balística.

Uma classificação mais precisa deverá ter em conta muitos outros parâmetros, tais como a geometria e as propriedades do laminado que caracterizem a interacção entre o impactor e a amostra. Assim, para além desta classificação em duas categorias fundamentais, outras têm sido propostas [9], [13]. Por exemplo, Ruiz e Harding [14] distinguem três regimes no estudo do impacto:

- 1- Impacto ocorrendo a velocidades da ordem dos 300 m/s, onde o projectil penetra ou perfura a amostra e em que os danos se confinam a uma pequena área em torno do ponto de impacto.
- 2- Impacto a velocidades entre 50 e 300 m/s. Neste caso as ondas de tensão com origem no ponto de colisão transmitem a carga à restante estrutura. É necessária, portanto, uma análise dinâmica que inclua o carregamento de inércia e a acção da onda de tensão.

- 3- Para velocidades de impacto ainda mais baixas, ocorrerão múltiplas reflexões nas fronteiras da estrutura até se atingir o equilíbrio quasi-estático.

Os impactos de ultra alta-velocidade (1) são em geral alvo de estudo nas aplicações militares. A amostra “sobrevive” ao impacto ou fica destroçada, fundamentalmente devido às propriedades do material, em particular à sua resistência, à compressão e ao corte, através da espessura. Os regimes (2) e (3) são consideravelmente mais comuns e de maior interesse prático.

Olsson [15] defende uma outra divisão com base na deformação da placa: *deformação da placa completa e deformação localizada numa pequena região* em torno do indentador. No primeiro caso a duração do impacto é muito maior que o tempo que as ondas de deformação levam a atingir a fronteira e a reflectir, podendo neste caso considerar-se a resposta de impacto quasi-estática. No segundo caso, devido ao reduzido tempo de contacto, o efeito dos modos de vibração de alta ordem não podem ser negligenciados.

Swanson [16] considera que o principal aspecto a ter em conta no impacto de uma estrutura por um corpo estranho é o efeito da onda de tensão através da estrutura. Admite que imediatamente a seguir ao impacto se inicia uma onda de tensão de compressão através da espessura. Nalgumas circunstâncias esta onda pode ser de tracção e reflectir-se a partir da superfície livre oposta ao ponto de impacto, introduzindo a possibilidade de falha por tracção através da espessura [17].

Quando as ondas de tensão através da espessura não são consideradas importantes, os impactos são englobados noutra categoria. Os impactos nos quais a massa da amostra é negligenciada em relação à massa do impactor podem considerar-se quasi-estáticos. Esta hipótese simplifica grandemente a análise do impacto, visto que a amostra pode assim ser caracterizada apenas pelas suas propriedades de rigidez estática. Os impactos que não caem nesta categoria responderão numa forma muito mais complexa, que pode ser considerada uma síntese de um grande número de frequências naturais e modos de vibração da amostra. Devido à simplicidade da análise quasi-estática é importante determinar quando é que esta hipótese é aplicável, o que será discutido a seguir.

4.4 APROXIMAÇÃO QUASI-ESTÁTICA

À medida que a velocidade de impacto diminui e conseqüentemente aumenta o tempo de actuação da carga, atinge-se um estado quasi-estático de equilíbrio, através de múltiplas reflexões de onda de tensão nas extremidades da estrutura.

O cálculo quasi-estático envolve o tratamento do impacto como um problema estático equivalente, isto é, aplicando uma carga estática em vez da de impacto. Tratando a massa do impactor e da amostra como um sistema simples de mola-massa (negligenciando a massa da amostra relativamente à massa do impactor), a força de impacto pode ser obtida a partir da fórmula,

$$F = v_i \sqrt{Km_i} \quad (4.1)$$

onde, v_i e m_i são respectivamente, a velocidade e a massa do impactor, e K é a rigidez estática da amostra. Esta fórmula pode também ser obtida relacionando a energia cinética do impactor com a energia de deformação da amostra. As tensões e as deformações na amostra são então obtidas da solução estática, usando a força determinada pela equação (4.1). É ainda possível refinar este procedimento incluindo a lei de Hertz, de acordo com o desenvolvimento de Yang e Sun [18], para materiais anisotrópicos.

É claro que a solução quasi-estática é muito mais simples de usar do que a dinâmica. A dificuldade está na determinação dos limites da aplicabilidade da solução quasi-estática. Cook *et al* [19] desenvolveram um parâmetro adimensional, baseado na relação entre a massa do impactor e a massa da amostra, para permitir a identificação da extensão da aplicabilidade da solução quasi-estática. Este procedimento é abordado resumidamente na secção seguinte.

4.4.1 Limitação da análise quasi-estática

No método simples e prático de Cook [19] a aproximação quasi-estática é válida se a frequência do impacto é menor que 1/3 da mais baixa frequência natural da amostra. Quando os efeitos dinâmicos na amostra se tornam importantes, a força de impacto e os valores resultantes de pico de tensão e de deformação na amostra, tornam-se maiores do que seriam para uma dada energia de impacto sob acção de um carregamento quasi-estático. Este método determina razoavelmente o limite da solução quasi-estática, porém, requer o conhecimento de pelo menos a primeira frequência natural da amostra. Isto pode ser um obstáculo significativo, nos casos em que se desconhece a solução dinâmica. Muito embora seja mais fácil obter uma frequência natural do que a resposta dinâmica completa, há ainda motivação para o

desenvolvimento de uma regra alternativa para determinar os limites da aproximação quasi-estática sem o conhecimento da frequência natural da amostra.

4.4.2 Regra alternativa para os limites da aproximação quasi-estática

Swanson [20] propôs uma regra alternativa para determinar os limites da aproximação quasi-estática. Se a massa do impactor é grande relativamente à massa da amostra, o impacto pode ser tratado como um carregamento quasi-estático. Esta ideia pode ser conjugada com a regra convencional estabelecida para a relação das frequências naturais, proposta por Cook *et al.* [19]. O objectivo é desenvolver uma expressão para uma massa equivalente, que pode ser combinada com a rigidez estática, para aproximar a menor frequência natural da amostra. A definição de massa equivalente será dada subsequentemente. A menor frequência natural da amostra pode ser aproximada como,

$$\omega_n \approx \sqrt{\frac{K}{m_{eq}}} \quad (4.2)$$

A frequência de impacto é dada por,

$$\omega_i \approx \sqrt{\frac{K}{m_{eq} + m_i}} \quad (4.3)$$

Usando o método de Cook e tendo em conta as expressões das frequências (4.2) e (4.3), obtém-se a regra simples para determinar os limites da aproximação quasi-estática, para problemas de impacto, formulada em termos da relação entre a massa do impactor e a massa equivalente da amostra,

$$m_i > 8m_{eq} \approx 10m_{eq} \quad (4.4)$$

A massa equivalente da amostra pode facilmente ser determinada através da equação que relaciona a energia da massa equivalente e a energia da amostra. Como a aproximação quasi-estática determina que o pico das velocidades é proporcional ao pico dos deslocamentos e estes podem calcular-se a partir da aplicação estática da carga no ponto de contacto, a massa equivalente pode então ser obtida a partir apenas do conhecimento da deformação estática da amostra, sem necessitar da solução dinâmica.

A fim de confirmar a fiabilidade deste método Swanson realizou estudos comparativos da resposta dinâmica e quasi-estática a cilindros e placas ortotrópicas com várias condições de fronteira. Verificou que esta regra é de facto uma razoável estimativa do limite de validade da aproximação quasi-estática. Quantitativamente os resultados obtidos são idênticos para o valor 10 da relação, tomado como limite da aproximação quasi-estática.

4.5 REFERÊNCIAS

- [1] **Elber W.**, “*Failure Mechanics in Low-Velocity Impacts on Thin Composite Plates*”, NASA Technical Paper, 1983.
- [2] **Sankar B.V., Ku C., Nguyen P.T.**, “*Nondimensional Impact Models for Composite Laminates*”, Proceedings of the American Society for Composites 5th Technical Conference, 1990.
- [3] **Lee S.M. e Zahuta P.**, “*Instrumented Impact and Static Indentation of Composites*”, Journal of Composites Materials, 1991.
- [4] **Kwon Y.S. e Sankar B.V.**, “*Indentation-Flexure and Low-Velocity Impact Damage in Graphite Epoxy Laminates*”, NASA Contractor Report 187624, 1992.
- [5] **Jackson W.C. e Poe C.C.**, “*The Use of Impact Force as a Scale Parameter for the Impact Response of Composite Laminates*”, NASA Technical Memorandum 104189, 1992.
- [6] **Lagace P.A., Williamson J.E., Wilson Tsang P.H., Wolf E. e Thomas S.** “*A Preliminary Proposition for a Test Method to Measure (Impact) Damage Resistance*”, Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1993.
- [7] **Kaczmarek H. e Maison S.**, “*Comparative Ultrasonic Analysis of Damage in CFRP Under Static Indentation and Low-Velocity Impact*”, Composites Science and Technology and Research, 1994.
- [8] **Highsmith A.L.**, “*A Study of the Use of Contact Loading to Simulate Low-Velocity Impact*”, NASA Contractor Report, 1997.
- [9] **Sjoblom P.O. e Hartness T.J. e Cordell T.M.**, “*On Low-Velocity Impact Testing of Composite Materials*”, Journal of Composites Materials, 1997.
- [10] **Aymerich F., Priolo P. e Vacca D.**, “*Static Loading and Low-Velocity Impact Characterization of Graphite/PEEK Laminates*”, NDT.net, 1999.
- [11] **Nettles A.T. e Douglas M.J.** “*A Comparison of Quasi-Static Indentation to Low-Velocity Impact*”, NASA/TP-2000-210481, 2000.
- [12] **Belingardi G. e Vadori R.**, “*Low Velocity Impact of Laminate Glass-Fiber-Epoxy Matrix Composite Materials Plates*”, International Journal of Impact Engineering 213-229, 2002.
- [13] **Abrate S.**, “*Impact on laminated composite materials*”, Applied Mechanics Review, 44 (4), 155-190, 1991.
- [14] **Ruiz e J. Harding**, “*Modelling impact of composite structures using small specimens*”, Composites Eng, 2 164-7, 1992

- [15] **R. Olsson**, “*Impact response of orthotropic composites plates predicted from a one parameter differential equation*”, AIAA journal, Vol. 30, N. 6, pp. 1587-1596, 1992.
- [16] **Swanson**, “*Elastic impact stress analysis of composite plates and cylinders*”, Composites Eng, 2 221-7, 1992.
- [17] **Zukas et al.**, “*Impact Dynamics*”, New York, Wiley, 1982.
- [18] **Yang e Sun**, “*Indentation law for composite laminates, Composite Materials: Testing and Design*”, (Sixth Conference), ASTM STP 787, pp 425-49, 1982.
- [19] **Cook, Malkus e Plesha**, “*Concepts and Applications of Finite Element Analysis*”, 3rd edn, New York, Wiley, 1989.
- [20] **Swanson**, “*Limits of quasi-static solutions in impact of composite structures*”, Composites Eng, 2 261-7, 1992.

CAPÍTULO 5

ANÁLISE EXPERIMENTAL

5.1 INTRODUÇÃO

Como já foi referido, as estruturas feitas de compósitos laminados são muito susceptíveis ao dano de impacto. Por este motivo muitos têm sido os estudos experimentais e analíticos levados a cabo para melhor compreender a resposta das estruturas compósitas ao carregamento de impacto.

As modernas máquinas de “drop test”, onde podem ser ensaiadas ao impacto as amostras de um compósito, dispõem geralmente de instrumentação que permite medir directamente a força e o deslocamento e “software” para tratamento destas variáveis a partir do qual é possível obter informação acerca do início e crescimento do dano. Por sua vez, os métodos de detecção de dano não destrutivos (ex: C-Scan, Raios X e ESPI) fornecem dados adicionais para quantificar e caracterizar o dano.

É reconhecido pela comunidade científica que estuda o impacto em compósitos laminados que o início do dano se manifesta por uma brusca queda de carga na curva de força-tempo, como resultado da perda de rigidez. As vantagens de simular um ensaio de impacto de baixa velocidade por meio de um teste de indentação quasi-estático, de igual carga máxima, tem justificado a realização de muitos trabalhos experimentais. Em ambos os casos se verificam quedas de carga nos respectivos historiais de força, correspondendo à falha do laminado.

Com o objectivo de verificar, para os materiais considerados e restantes condições de teste, se os ensaios estáticos podem representar verdadeiramente um caso de impacto de baixa velocidade, foram realizados testes de indentação quasi-estática e em seguida ensaios de impacto de queda livre de um impactor de ponta esférica, para a mesma carga máxima. Para tal foi comparada a sensibilidade à velocidade de deformação, a extensão, forma e localização do dano resultante e a energia absorvida.

Foram consideradas placas laminadas de vidro-epóxico com vários empilhamentos, geometria, espessuras e diferentes condições de fronteira.

Realizaram-se também testes de impacto de velocidade progressivamente crescente, conseguida a partir da queda de um impactor a diferentes alturas, até à perfuração da amostra. Traçaram-se os historiais de velocidade, força e energia afim de comparar para cada nível de energia a força de iniciação do dano e a força máxima atingida no impacto. Foram também comparadas as imagens do dano resultante em cada amostra para o caracterizar e avaliar a sua extensão.

Tendo em conta que o comportamento de falha complexo dos materiais compósitos exige na fase de projecto uma ampla avaliação destrutiva de protótipos à escala 1:1, que em geral é cara e consome muito tempo, foram testadas placas com dimensões escaladas para verificar regras de análise dimensional [1-11]. Pretendeu-se, deste modo, verificar a possibilidade de prever a acção de uma solicitação estática a uma dada placa, a partir dos resultados obtidos por ensaio experimental a outra placa, através da aplicação de adequados factores de escala [10]. Para tal foi analisado o efeito de escala no deslocamento central, na área delaminada e na força de contacto.

De modo a assegurar a fiabilidade destes procedimentos experimentais cada teste foi sempre repetido cinco vezes, para além de vários ensaios preliminares que garantiram um bom nível de repetitividade. Por este motivo, os resultados experimentais apresentados são os valores médios dos ensaios realizados.

Este capítulo tem ainda os seguintes objectivos específicos:

- Obter valores de referência que servirão para avaliar até que ponto as diversas simulações numéricas apresentadas no Capítulo 6 fornecem resultados que se aproximam dos experimentais.
- Avaliar e caracterizar o dano.
- Analisar as cargas críticas de início de dano.

5.2 EQUIPAMENTOS DE ENSAIO EXPERIMENTAL

O pêndulo de Charpy e o ensaio de Izod, inicialmente concebidos para o ensaio de metais ao choque foram os primeiros dispositivos usados no estudo experimental do impacto a materiais compósitos, pela facilidade de utilização e instrumentação. Permitiam avaliar a energia absorvida pela amostra no processo de impacto e determinar a sensibilidade ao entalhe e a resistência à fractura. Apresentavam, no entanto alguns inconvenientes, tais como:

- A geometria do provete não representava o tipo de estruturas usadas na prática.
- A curva força-tempo apresentava normalmente oscilações de alta frequência resultantes da frequência natural do impactor.
- Este ensaio podia induzir modos de rotura diferentes dos verificados nas estruturas compósitas em serviço, sendo portanto difícil de relacionar os dados com o dano de impacto.
- Obtinha-se geralmente, grande dispersão e variabilidade nos resultados.

Pelas razões atrás expostas, estes testes devem ser tomados como semi-empíricos, usando-se, presentemente, apenas para comparar o comportamento de compósitos diferentes, solicitados por impacto

O ensaio de queda de um peso substituiu em muitas aplicações os ensaios de Charpy/Izod e é actualmente o mais utilizado na comunidade científica, que se ocupa do estudo experimental do impacto em estruturas de material compósito.

Permite obter informação sobre as propriedades dinâmicas na absorção da energia, resistência à fractura, mecanismos de falha, redução da resistência e sensibilidade ao entalhe.

Os diagramas resultantes do processamento da informação obtida pode envolver as diferentes variáveis em jogo: força, deslocamento, tempo, velocidade e energia.

O ajustamento da energia de impacto é conseguido pela variação da massa do impactor e/ou da altura da sua queda. A velocidade de impacto é controlada pela altura da queda.

Neste estudo experimental foram usadas uma *máquina universal de ensaio de tracção* e uma *máquina de ensaio de impacto por queda de um peso*, vulgarmente conhecida por “drop-test machine”.

5.2.1 Máquina universal de ensaio de tracção

Os testes de indentação quasi-estáticos foram realizados numa máquina de ensaio universal **SHIMATSU modelo Autograph AG-1**, Figura 5.1, com capacidade para 100 *kN*.



Figura 5.1 Máquina de ensaio de tracção SHIMATSU - AG-1, existente no Laboratório de Ensaio de Materiais da ESTA- Instituto Politécnico de Tomar.

Foram usados impactores, (Figura 5.2), hemisféricos de diâmetros 10 e 20 *mm* de conforme a Norma **ISO6603-2**.



Figura 5.2 Impactor de cabeça hemisférica

5.2.2 Máquina de Ensaio de Impacto

Os ensaios de impacto foram realizados numa máquina de impacto de queda livre de um peso **IMATEK-IM10**, (Figura 5.3), completamente instrumentada com um sistema de aquisição de dados recebidos de uma célula de carga piezoelétrica, com uma capacidade de recolha de 32000 *pontos*, posicionada na raiz do impactor.

Esta máquina é constituída por uma torre com duas colunas-guia, um carrinho que suporta o impactor e que corre nestas apoiado em rolamentos. Possui ainda uma parte fixa inferior normalmente no interior de uma câmara onde poderá ser controlada a temperatura e onde se fixa a amostra num dispositivo adequado. O impactor pode ser elevado até uma altura predeterminada e solto na direcção vertical com reduzido atrito nas colunas-guia.

Ao peso em queda podem associar-se diferentes tipos de impactores, variando a forma e dimensões da sua ponta. Pode ainda alterar-se a massa do conjunto pela adição de massas.

A energia de impacto é completamente fornecida pela gravidade e controlada pelo ajustamento da altura de queda, até um máximo de 3.5 metros, possuindo um sistema de massas variável de 8 a 30 *Kg*, o que permite um pico de 1000 *J*, com uma velocidade de impacto de 8.28 *m/s*. Está equipada com um dispositivo de prevenção de segundo impacto e um “software” **ImpAqt Versão 1.3**. As dimensões nominais da câmara, onde se situa o dispositivo de fixação dos provetes, são (600×600×600) *mm*.



Figura 5.3 Máquina de ensaio de impacto IMATEK-IM10, existente no Laboratório de Ensaio de Materiais da ESTA- Instituto Politécnico de Tomar.

Nos ensaios de impacto realizados foi utilizado o mesmo impactor e as mesmas condições de fronteira no mesmo dispositivo de fixação que fora usado nos ensaios quasi-estáticos precedentes. Esta inter mutabilidade foi garantida por meio de um dispositivo de fixação projectado e construído para este fim.

O peso total do conjunto impactor foi de 2.665 Kg.

5.2.2.1 Medição da força de impacto

Para medir a força exercida na amostra, o impactor pode ser equipado com extensómetros ou com um transdutor de carga piezoeléctrico que pode ser colocado próximo da sua extremidade. O sistema de medição deve ser capaz de registar as forças com uma

precisão de 1% da força de pico. Este sistema deve ser calibrado estática e dinamicamente. Os erros na medição da força após calibração deverão ser inferiores a $\pm 0.5\%$ das forças usadas na calibração.

Atendendo a que a duração deste teste é muito pequena, apenas podem ser usadas células de carga electrónicas com alta-frequência natural. A frequência natural f_n do dispositivo de teste (impactor e célula de carga) deve obedecer à seguinte condição,

$$f_n \geq 6 \text{kHz}$$

5.2.2.2 Determinação da velocidade e deslocamento do impactor

A máquina de impacto mede a velocidade no início do contacto por meio de um sensor electrónico e a força por meio de uma célula de carga. A dupla integração da curva de carga em função do tempo fornece a variação da deflexão com a carga:

$$F(t) = m \frac{d^2 x}{dt^2} \quad (5.1)$$

onde, $F(t)$ é a força lida pela célula de carga

m é a massa do impactor

$d^2 x/dt^2$ é a aceleração

A partir da equação (5.1), calcula-se a velocidade através da equação (5.2):

$$V(t) = -\frac{1}{m} \int F(t) dt + C_0 \quad (5.2)$$

Usando as condições de fronteira iniciais:

$$C_0 = V_0, \text{ para } t = 0$$

onde, $V(t)$ é a velocidade da célula de carga

C_0 é a constante de integração

V_0 é a velocidade inicial

A partir da equação (5.2), calcula-se a deflexão usando a equação (5.3):

$$X(t) = \left(-\frac{1}{m} \iint F(t) dt dt \right) + V_0 t \quad (5.3)$$

onde, $X(t)$ é a deflexão em função do tempo.

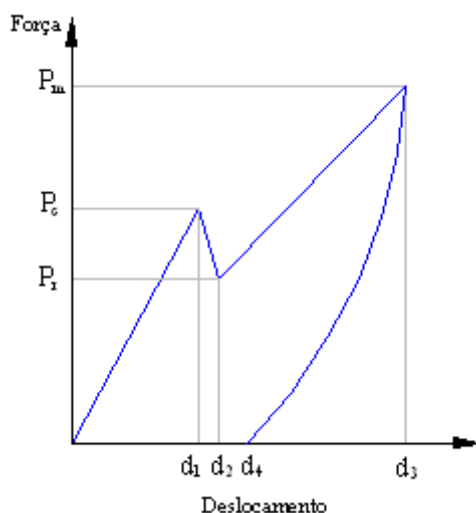
Estas integrações numéricas foram realizadas pelo “software” da máquina **IMATEK**.

A energia cinética perdida pelo impactor foi medida a partir das velocidades de impacto e de ricochete.

A deflexão da amostra testada pode ser determinada directamente com um transdutor electrónico, produzindo assim um diagrama de força-deslocamento.

5.2.2.3 Análise dos gráficos de força-deslocamento do impacto

As curvas que relacionam a força e o deslocamento num ensaio experimental de impacto a placas de material compósito laminadas são em geral idênticas, com a forma típica que se mostra na Figura 5.4. Nela se podem identificar pontos que correspondem a estágios específicos durante o impacto, dependentes das propriedades do material, forma e dimensões das placas e das condições do ensaio e que permitem caracterizar o comportamento da placa ensaiada.



- P_m = Força máxima
- P_c = Força crítica de início de dano
- P_r = Força residual
- d_1 = Deslocamento do impactor correspondente à força de iniciação do dano
- d_2 = Deslocamento do impactor correspondente à força residual
- d_3 = Deslocamento máximo do impactor
- d_4 = Deslocamento do impactor no final do processo, quando a força de contacto foi reduzida a zero

Figura 5.4 Curva força-deslocamento para placas planas

A Norma ISO 6603-2 apresenta as seguintes definições:

- **Velocidade de impacto, V_0** : É a velocidade do impactor em relação ao suporte da amostra no instante do impacto. É expressa em m/s.

- **Força, F** : É a força exercida pelo impactor, na amostra, na direcção do impacto. É expressa em newtons, N .
- **Deflexão, s** : É o deslocamento relativo entre o impactor e o suporte da amostra, a partir do primeiro contacto do impactor com a amostra. É expressa em, mm .
- **Energia, W** : É a energia dispendida na deformação e penetração da amostra até uma deflexão s . É medida integrando a curva força-deflexão a partir do ponto de impacto até uma deflexão s . É expressa em joules, J .
- **Força máxima, F_M** : É a força máxima que ocorre durante o teste de impacto. É expressa em newtons, N .
Deflexão à máxima força, s_M : É o deslocamento correspondente à máxima força F_M . É expressa em, mm .
- **Energia para a força máxima, W_M** : É a energia dispendida até à deflexão correspondente à máxima força, s_M . É expressa em joules, J .

As curvas de carga-deslocamento e os historiais de carga permitem determinar a carga para a qual ocorre um dano importante no laminado, antes do pico de carga ser atingido.

Após o contacto do impactor é suposto que o primeiro tipo de dano se manifeste no laminado por fissuras na matriz [12]. As extremidades dessas fissuras actuam como pontos de iniciação da delaminação e quebra das fibras que podem afectar seriamente a rigidez local e global do laminado [15], facto que se manifesta no correspondente historial de carga. Assim, na curva de carga-deslocamento uma queda brusca na carga é suposto corresponder à propagação instável da delaminação [12]. Outros autores [13,14,16-18]. desenvolveram estudos que mostraram que a primeira falha tem como consequência uma descontinuidade na curva de carga-deslocamento. Nem sempre as curvas resultantes dos ensaios de impacto apresentam uma brusca queda de carga antes da carga máxima ser atingida. Muitas vezes a parte da curva correspondente ao carregamento mostra oscilações devidas à resposta de onda elástica e vibrações da amostra e onde dificilmente se pode identificar uma carga crítica de início de dano. Neste caso a parte da curva correspondente ao carregamento pode ser aproximada por duas rectas cuja alteração da inclinação pode corresponder à fissuração interlaminar transversal da matriz [12]. Contrariamente, um carregamento quasi-estático, onde a velocidade de carregamento é muito menor que a de um impacto, a curva de carga-deslocamento praticamente não apresenta oscilações e a queda de carga é bem visível.

A equação do balanço de energia de um sistema mecânico que consiste na queda livre de um impactor sobre uma placa constrangida num apoio, pode incluir um termo cinemático,

um elástico e um potencial [19], associados quer à queda do impactor quer à amostra e ao seu dispositivo de fixação. Isto significa, na prática, a divisão do sistema em dois sub-sistemas nomeadamente o do impactor e o da amostra. Neste balanço de energia podem fazer-se as seguintes aproximações:

- Admite-se que o impactor é um corpo rígido para que a sua energia elástica possa ser considerada zero.
- A massa da placa que constitui a amostra é negligenciável em relação à massa do impactor e conseqüentemente a sua variação de energia cinética e potencial podem desprezar-se.

Neste balanço, define-se o trabalho realizado pelas forças externas ao sistema e a energia dissipada por este.

Num impacto parte da energia é absorvida pela amostra e resulta em deformação permanente e dano, enquanto a restante é convertida em energia de deformação elástica e vibração e depois dissipada sob a forma de calor. A energia dissipada inclui, por sua vez, todas as fontes dissipativas que irreversivelmente transformam as energias cinética e potencial em energia irrecuperável. Podem distinguir-se as energias dissipadas, externamente por acção do atrito e internamente devido à ocorrência dos mecanismos de dano do material.

A energia de impacto pode assim dividir-se em *energia absorvida* e *energia dissipada*.

As propriedades do material, a geometria e as dimensões da estrutura podem influenciar a distribuição da energia de impacto. Em particular, as placas compósitas finas, sujeitas a impacto de baixa velocidade, por possuírem menor rigidez e maior coeficiente de amortecimento, apresentam maior dissipação de energia. A energia absorvida depende essencialmente das propriedades do material. Conforme a filosofia de projecto e as aplicações, é possível manipular as propriedades geométricas e as mecânicas de um material compósito para controlar os diferentes tipos de dano. Tendo em conta que o âmbito do presente estudo é o impacto de baixa-velocidade e que, os resultados experimentais têm mostrado que os modos de dano de placas compósitas finas sujeitas a este regime de impacto são a fissuração da matriz e a delaminação, a energia absorvida é fortemente dependente da dureza e da resistência à fractura da matriz e da resistência da colagem entre a fibra e a matriz. Assim, a resistência ao impacto de uma dada placa será tanto maior quanto maior for a sua capacidade de dissipar energia e conseqüentemente menor será o dano com a energia absorvida.

A Figura 5.5 mostra a definição das diversas energias relacionadas com os vários pontos no início e no desenvolvimento do processo de dano.

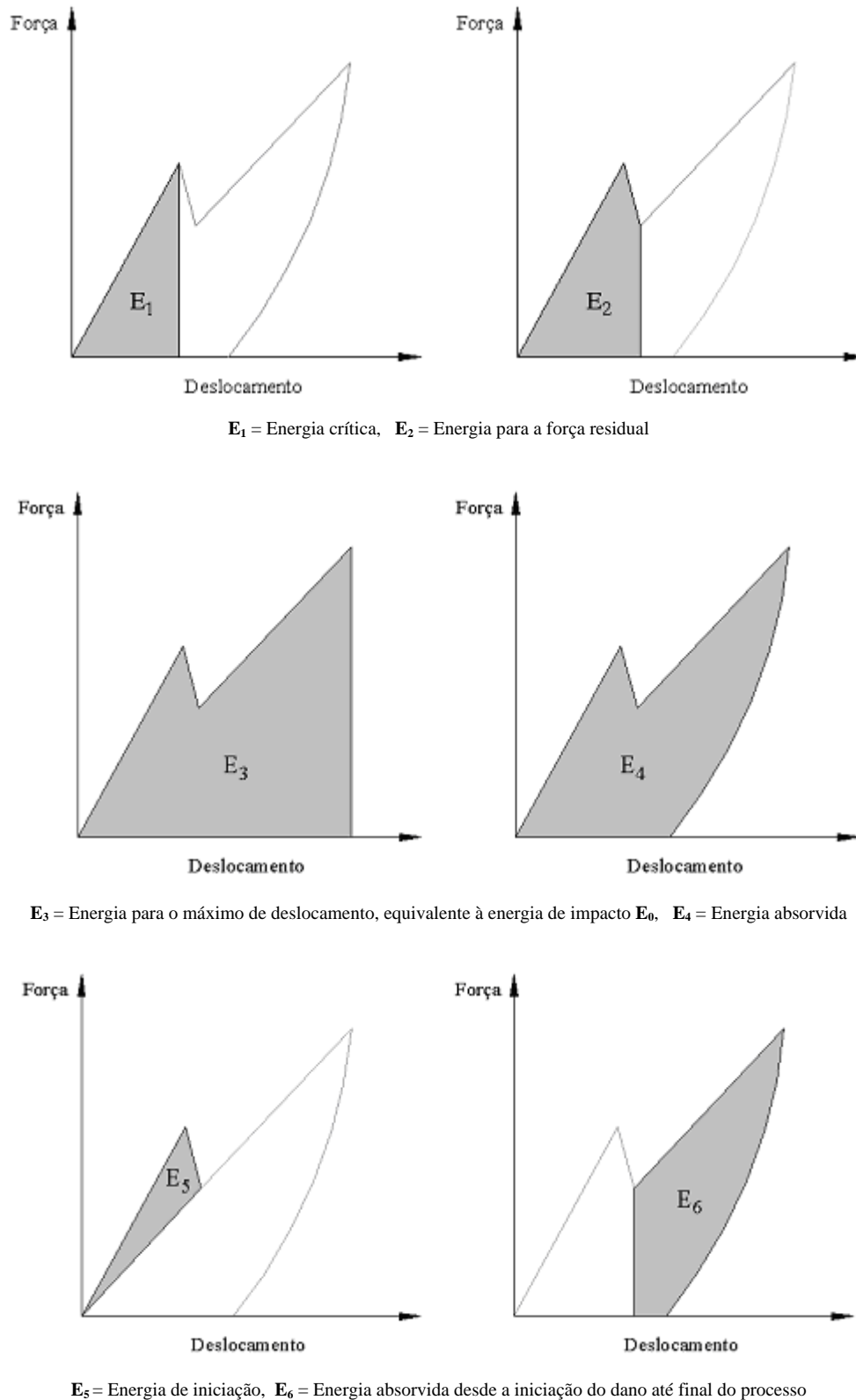


Figura 5.5 Energias definidas no processo de dano de impacto

5.3 MATERIAIS E PROVETES DE ENSAIO

Foram estudadas neste trabalho placas laminadas de *vidro-epóxico*, possuindo matriz de resina epóxida reforçada com fibras longas de Vidro-*E*.

Todos estes materiais foram fabricados pelo INEGI - Instituto de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial. O ciclo de cura das placas foi aquecimento-arrefecimento de $3^{\circ}\text{C}/\text{mm}$, patamar de cura de 130°C durante 1 hora e pressão constante de 2 bar (Figura 5.6). As placas foram fornecidas com as dimensões úteis de $(300\times 300)\text{ mm}$.

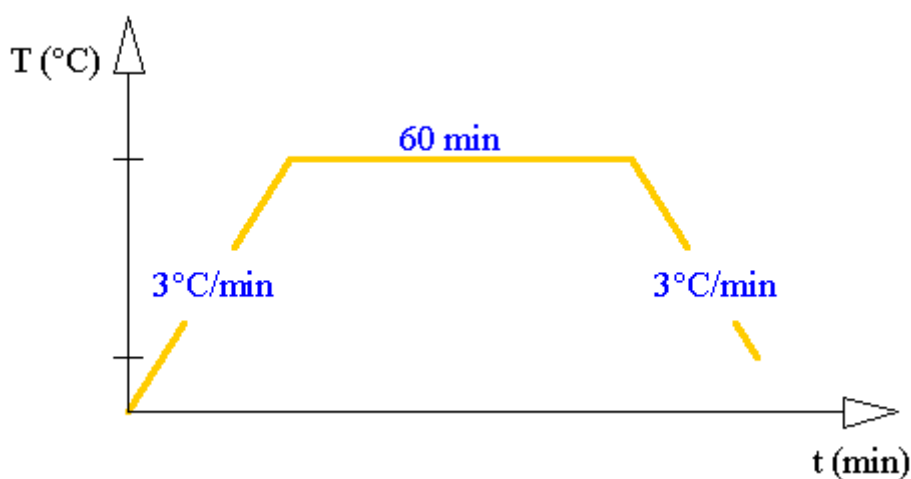


Figura 5.6 Ciclo de cura das placas laminadas

A determinação experimental das propriedades das lâminas unidireccionais usadas nos sistemas materiais considerados foi realizada a partir de provetes recortados de placas com 8 lâminas unidireccionais empilhadas na mesma direcção e fabricadas para esse efeito. A preparação dos provetes segundo as normas ASTM D 3039, [20], ASTM D 3518, [21], e ASTM D 4255, [22], e os respectivos ensaios foram realizados em Abrantes pela, então aluna de Engenharia de Materiais da FCTUC, Susana Glória da Silva Rodrigues no âmbito do seu Trabalho da disciplina de Projecto, [23], e os trabalhos foram acompanhados pelo autor deste trabalho. Os resultados são apresentados na Tabela 5.1 e na Figura 5.7 mostram-se imagens dos provetes e dos dispositivos de ensaio.

Tabela 5.1 Propriedades das lâminas unidireccionais de vidro-epóxico

$E_1 = 30.57\text{ GPa}$
$E_2 = E_3 = 6.00\text{ GPa}$
$\nu_{12} = 0.26$
$G_{12} = G_{13} = 2.31\text{ GPa}$
$G_{23} = 2.79\text{ GPa}$



Figura 5.7 Provetes e dispositivos de ensaio

Consideraram-se neste estudo os seguintes sistemas materiais:

- Laminados, de vidro-epóxico, quasi-isotrópicos de empilhamento $[45_2/90_2/-45_2/0_2]_{ns}$, com $n = 0,1,2,3$ designados em seguida por *VE-A* e cruzados simétricos $[0_2/90_2]_{ns}$ com $n = 1,2,4,6$, designados por *VE-B*.
- Três laminados com igual número de lâminas (16), um quasi-isotrópico de vidro-epóxico com um empilhamento de $[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$, designado a partir daqui por *VE-1A* e um laminado cruzado anti-simétrico com um empilhamento de $[0/90]_8$ designado em seguida por *VE-1B*.
- Dois laminados de vidro-epóxico cruzados simétricos, um com empilhamento simples $[0/90/0/90]_{2s}$ e outro com empilhamento duplo $[0_2/90_2/0_2/90_2]_{2s}$, aos quais se atribuiu a designação de *VE-SB* e *VE-DB*, respectivamente.

5.3.1 Geometria dos provetes

Foram considerados cinco conjuntos de provetes, identificados por:

Conjunto 1 constituído por seis placas quadradas de *VE-A* e outras seis de *VE-B*, encastradas nas quatro arestas com diferentes dimensões no plano e na espessura o que permitiu classificá-las em três níveis de flexibilidade para posterior análise da sua influência na extensão e caracterização do dano produzido (Tabela 5.2 e Figura 5.8). Foram submetidas aos carregamentos quasi-estático e de impacto de baixa velocidade.

Tabela 5.2 Sistemas de material para o Conjunto 1.

FLEXIBILIDADE	Número de lâminas	Dimensões da placa [mm]	LAMINADO	
			QUASI - ISOTRÓPICO (<i>VE-A</i>)	CRUZADO SIMÉTRICO (<i>VE-B</i>)
ALTA	8	130×130×1.2	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂]	[0 ₂ /90 ₂] _s
MÉDIA	8	60×60×1.2	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂]	[0 ₂ /90 ₂] _s
	16	130×130×2.4	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	[0 ₂ /90 ₂] _{2s}
BAIXA	16	60×60×2.4	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	[0 ₂ /90 ₂] _{2s}
	32	75×75×4.8	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _{2s}	[0 ₂ /90 ₂] _{4s}
	48	130×130×7.2	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _{3s}	[0 ₂ /90 ₂] _{6s}

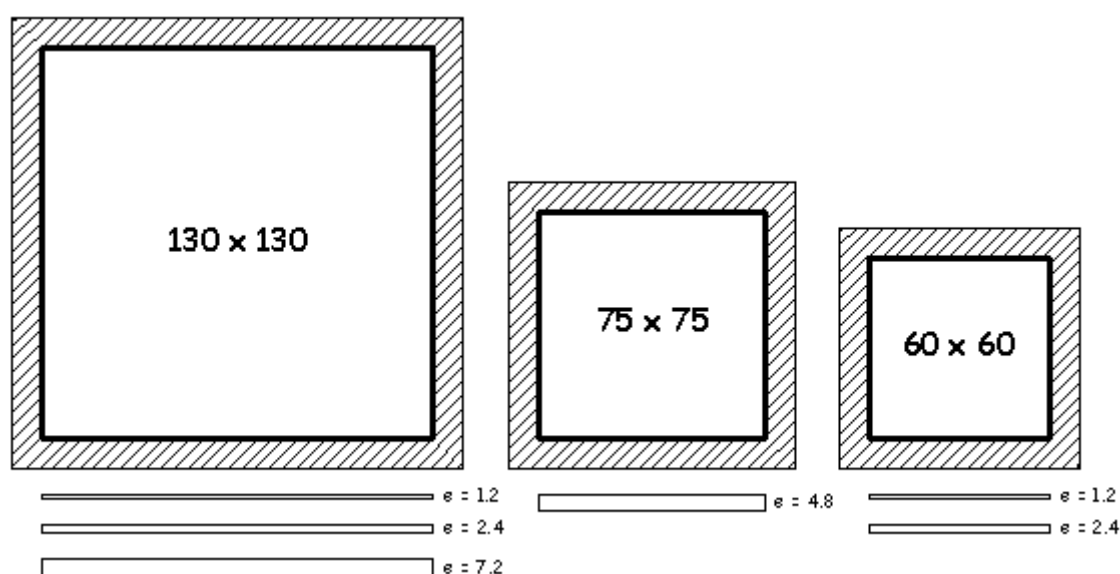


Figura 5.8 Provetes do conjunto 1.

Conjunto 2 constituído por três placas rectangulares de cada material, *VE-1A* e *VE-1B*, encastradas, em duas arestas opostas no maior comprimento, com igual espessura, igual comprimento de vão e larguras diferentes. Foi decidido estabelecer neste estudo mais um critério para análise, sendo para tal definido um índice de flexibilidade das amostras (Tabela 5.3 e Figura 5.9). Foram sujeitas aos carregamentos quasi-estático e de impacto de baixa velocidade.

Tabela 5.3 Sistemas de material para o Conjunto 2.

ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Dimensões da placa [mm]	Número de lâminas	LAMINADO	
			QUASI – ISOTRÓPICO (<i>VE-1A</i>)	CRUZADO ANTI-SIMÉTRICO (<i>VE-1B</i>)
1.042	30×75×2.4	16	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂]	[0/90] ₈
0.625	50×75×2.4			
0.446	70×75×2.4			

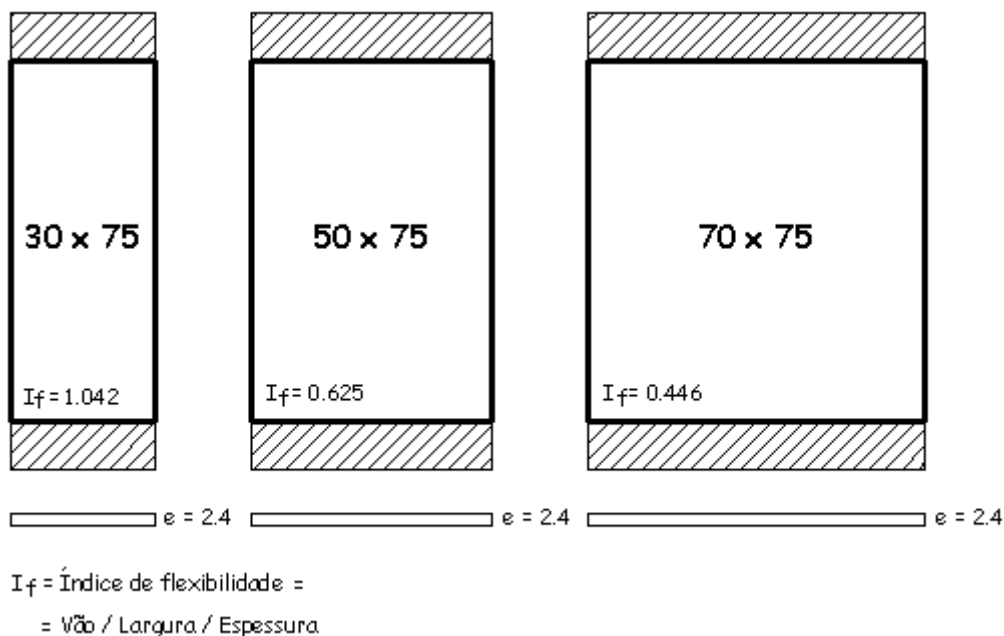


Figura 5.9 Provetes do conjunto 2.

Conjunto 3 constituído por três placas de cada material, *VE-1A* e *VE-1B*, com a mesma espessura e largura, encastradas nas quatro arestas e para as quais também se definiu um índice de flexibilidade, (Tabela 5.4 e Figura 5.10), com base na variação do comprimento, como parâmetro de comparação do dano produzido. Foram submetidas aos carregamentos quasi-estático e de impacto.

Tabela 5.4 Sistemas de material para o Conjunto 3.

ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Dimensões da placa [mm]	Número de lâminas	LAMINADO	
			QUASI-ISOTRÓPICO (<i>VE-1A</i>)	CRUZADO ANTI-SIMÉTRICO (<i>VE-1B</i>)
0.521	75×125×2.4	16	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂]	[0/90] ₈
0.417	75×100×2.4			
0.313	75×75×2.4			

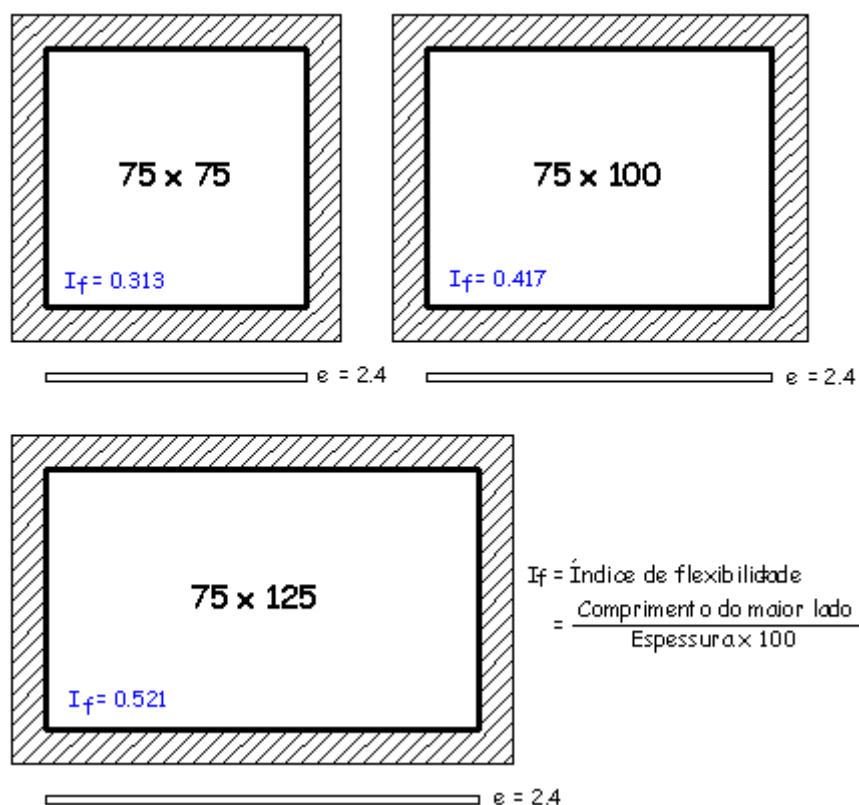


Figura 5.10 Provetes do conjunto 3

Conjunto 4 constituído por nove placas de *VE-A* com $n = 1$ e nove de *VE-B* com $n = 2$, todas com igual geometria ($60 \times 60 \times 2.4$) *mm*, encastradas nas quatro arestas, Figura 5.11. Estas placas foram submetidas a testes de impacto seleccionando diferentes níveis de energia cinética pela modificação da altura de queda (80, 160, 320, 640, 853, 900, 930, 960 e 1280 *mm*).

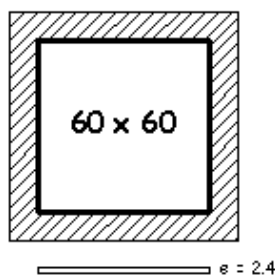


Figura 5.11 Provetes do conjunto 4

Conjunto 5 constituído por duas placas quadradas encastradas nas quatro arestas, uma com 130 *mm* de lado e de espessura definida pelo sistema material *VE-DB* e outra com 65 *mm* de lado e espessura correspondente ao sistema material *VE-SB*, (Tabela 5.5 e Figura 5.12). Estas placas foram submetidas à aplicação de um carregamento quasi-estático.

Tabela 5.5 Sistemas de material para o Conjunto 5.

Dimensões da placa [mm]	Número de lâminas	LAMINADO	
		<i>VE-DB</i>	<i>VE-SB</i>
130×130×4.8	32	$[0_2/90_2/0_2/90_2]_{2s}$	-
65×65×2.4	16	-	$[0/90/0/90]_{2s}$

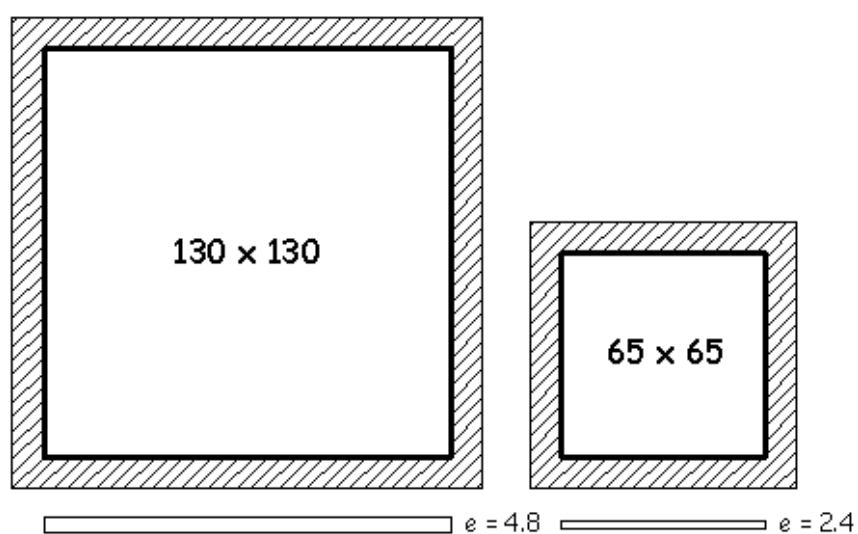


Figura 5.12 Provetes do conjunto 5.

5.4 PROCEDIMENTOS EXPERIMENTAIS

5.4.1 Preparação dos provetes

Os provetes foram traçados previamente nas placas fornecidas, respeitando a orientação das fibras, e considerando um acréscimo de 12.5 mm, nos comprimentos onde o encastramento teria lugar, de acordo com a recomendação **Boeing/SACMA-SRM 2-88**.

Em seguida foram cortadas numa máquina de corte **ISOMET-1000** (Figura 5.13), com uma serra de disco diamantado de 0.5 mm de espessura à velocidade de 750 mm/rotação.



Figura 5.13 Serra de corte ISOMET-1000, existente no Laboratório de Ensaio de Materiais da ESTA- Instituto Politécnico de Tomar

Os provetes unidireccionais para obtenção das propriedades mecânicas exigem maior rigor dimensional e melhor acabamento superficial assim como cuidados adicionais para que o corte não induza danos que alterariam os resultados dos ensaios, pelo que, para além do processo atrás descrito os provetes são em seguida montados num dispositivo projectado e construído na **ESTA-IPT** para um projecto destinado à **ESA-Agência Espacial Europeia** (Figura 5.14) e em seguida maquinados no centro de maquinagem CNC, seguindo um programa elaborado para o efeito, com uma fresa de carboneto de tungsténio integral a uma velocidade de 5000 RPM, com um avanço de 0.04 mm/rotação.

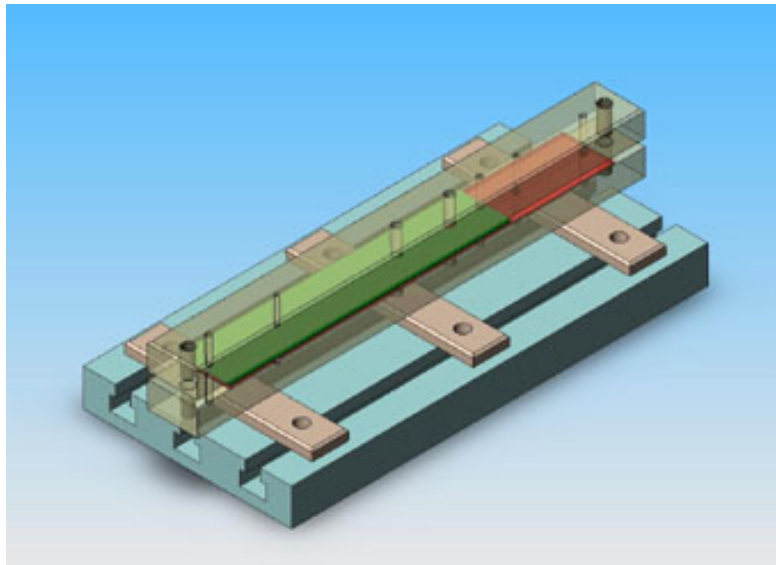


Figura 5.14 Dispositivo de fixação para o corte e furação de um provete

Foi também utilizada uma máquina polidora de pratos rotativos **Struers Rotopol-21** (Figura 5.15) afim de preparar as superfícies dos provetes que foram seccionados para fotografar o dano através da espessura.



Figura 5.15 Polidora de amostras Struers Rotopol-21, existente no Laboratório de Ensaio de Materiais da ESTA- Instituto Politécnico de Tomar

5.4.2 Fixação dos provetes

O sistema de fixação dos provetes para ensaio (Figura 5.16) foi efectuado por meio de doze parafusos com idêntico aperto.

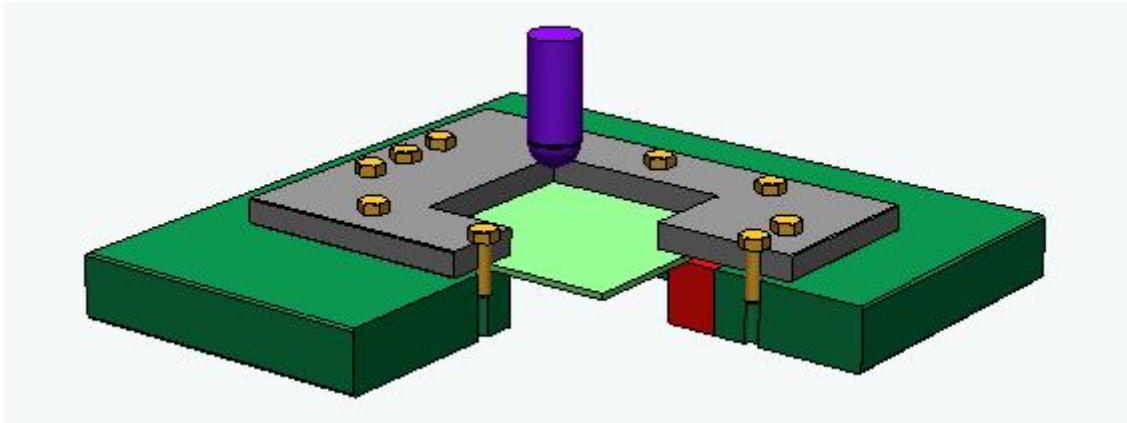


Figura 5.16 Dispositivo de encastramento do provete.

Foi maquinada uma placa para suportar os provetes, em aço com a espessura de 25 mm com um furo rectangular, onde se alojaram convenientemente calços calibrados para garantirem as dimensões do encastramento pretendido. Foram também construídos os anéis rectangulares correspondentes. Todas as maquinações foram efectuadas no Centro de Maquinagem, HAAS série VFE, (Figura 5.17), tendo sido feitos os adequados programas CNC.



Figura 5.17 Centro de maquinagem CNC HAAS série VFE, existente no Laboratório de Fabricação Mecânica da ESTA- Instituto Politécnico de Tomar.

5.4.3 Ensaio de indentação quasi-estática

Foram realizados ensaios de flexão transversal às placas referentes aos Conjuntos 1 a 3 e 5, com o impactor actuando ao centro destas, à velocidade de 1,2 mm/min. Uma vez observada uma significativa queda na carga (superior a 10%) foi interrompido o ensaio. Logo que houve repetitividade nos valores obtidos para a carga máxima a máquina foi programada para efectuar o descarregamento (alívio da carga) à mesma velocidade, assim que esta era atingida. A resposta foi dada através do gráfico da variação do deslocamento com a força o que permite também analisar a “histeresis” do sistema. Destes gráficos retiraram-se os valores da carga máxima atingida no ensaio e a carga de início de dano que serviram para comparar com os obtidos nos testes realizados na máquina de impacto. A sobreposição destes gráficos permite também confrontar a energia absorvida e a dissipada em ambos os processos, indentação quasi-estática e impacto.

5.4.4 Ensaio de impacto

Depois de efectuados os ensaios quasi-estáticos foram realizados os de impacto correspondentes.

Pretendeu-se que, em cada ensaio de impacto, a queda do impactor, com igual peso, produzisse a mesma força que a suportada pela placa no correspondente ensaio quasi-estático. À partida desconhecia-se a altura a que devia soltar-se o impactor para conseguir esse objectivo. Assim, começou-se por fazer uma estimativa da referida altura.

A aproximação desta altura pode fazer-se admitindo que o impactor é rígido e que o comportamento da placa é linear elástico, com pequenos deslocamentos e deformações. Assim, considerando que os trabalhos externos realizados nestes dois tipos de ensaio são inteiramente convertidos em energia elástica de deformação, podem igualar-se:

$$W(h + \delta_{m\acute{a}x}) = \frac{1}{2} P_{m\acute{a}x} \delta_{m\acute{a}x} \quad (5.4)$$

onde $P_{m\acute{a}x}$ é a carga máxima obtida no ensaio quasi-estático

W é o peso total do impactor

$\delta_{m\acute{a}x}$ é a deflexão máxima obtida no ensaio quasi-estático.

De onde se pode obter a seguinte expressão para determinar a altura de queda:

$$h = \left(\frac{P_{máx}}{2W} - 1 \right) \delta_{máx} \quad (5.5)$$

A velocidade do impactor, largado da altura h , no instante em que colide com a placa, pode ser determinada pela expressão,

$$v = \sqrt{2gh} \quad (5.6)$$

Como foi referido estas expressões são válidas apenas no domínio elástico. Pelo que, ao realizar o primeiro ensaio de impacto a cada placa, com a altura de queda dada pela expressão (5.5), a força de impacto medida foi cerca de 10 a 20% superior ao valor registado no ensaio quasi-estático correspondente. Isto significa que o material sofreu dano durante o processo, perdendo rigidez e/ou o sistema de fixação não terá sido perfeito. Deste modo, a força de impacto aproximadamente igual à carga máxima registada no correspondente ensaio quasi-estático foi conseguida por tentativas, diminuindo ligeiramente a altura de queda, em cada uma.

5.4.5 Avaliação do dano

A observação mais simples do dano pode ser efectuada por meio de uma lupa ou com um microscópio óptico, no entanto, a profundidade de campo é bastante limitada. O microscópio electrónico de varrimento aumenta esta profundidade, permitindo atingir grandes ampliações. O controlo ideal consiste numa visualização contínua do processo de rotura durante do ensaio.

A visualização por radiografia X [24] consiste em impregnar a amostra danificada com um líquido contrastante, por exemplo iodeto de zinco, e efectuar a radiografia. A radiografia fornece uma imagem bidimensional da zona danificada, permitindo uma visualização muito fina das fissuras e em particular das transversais à espessura da amostra. É também possível observar o estado de dano de uma amostra por radiografia com ajuda de um “scanner”. A análise das variações de densidade permite assim aceder à análise tridimensional.

O *SEM - Scanning Electron Microscopy*, é uma excelente técnica de análise de dano que tem sido amplamente aplicada na determinação da fractura nos materiais compósitos. As amostras são cobertas com uma fina camada de ouro, de modo a assegurar que os electrões

são conduzidos para a superfície de fractura. Uma grande quantidade de informação pode ser recolhida pela observação da superfície danificada através desta técnica, como é o caso da rotura das fibras, fissuras na matriz e delaminações.

Outro método de avaliação do dano usado em compósitos é o *ESPI* - Electronic Speckle Pattern Interferometry [25-30], baseia-se na interpretação dos distúrbios e irregularidades nos padrões de franja de correlação. Uma alteração na orientação, curvatura, densidade ou descontinuidade da franja podem estar relacionados com a presença de falhas na amostra sob investigação. Os defeitos só são detectáveis quando se usam técnicas de excitação apropriadas para os estimular para uma extensão tal que a sua presença conduza à ocorrência de distúrbios e irregularidades nos padrões de franja.

As técnicas anteriores só permitem observações em diferido e exigem preparação adequada das amostras bem como a sua montagem e a desmontagem no equipamento. Contrariamente, a emissão acústica [31,32], é um processo físico que permite aceder, em tempo real, às informações sobre os mecanismos de rotura da amostra. Logo que, o mecanismo de rotura tem início no interior do material, cria-se localmente uma descontinuidade no campo de deslocamentos e das tensões. Esta descontinuidade torna-se a fonte de uma onda de deformação que se propaga no material. Na superfície do material é colocado um detector que converte a onda recebida num sinal eléctrico o qual é em seguida amplificado e depois analisado. Os detectores são piezoeléctricos, desenvolvidos especificamente para a emissão acústica, de modo a terem uma elevada sensibilidade. O domínio das frequências escalona-se geralmente de 50 *KHz* a 1 *MHz*. A técnica da emissão acústica consiste em extrair destes sinais as informações relacionadas com os mecanismos de rotura do material, sendo para tal feito o seguinte estudo:

- Contar os sinais para determinar o início do dano e obter informação acerca da sua propagação.
- Localizar o dano medindo os tempos de chegada dos sinais aos vários detectores convenientemente repartidos.
- Analisar a frequência.
- Analisar a amplitude: consiste em associar a cada sinal a amplitude criada e em seguida fazer o levantamento da evolução da distribuição das amplitudes, ao longo do ensaio.

Difícilmente se estabelecerão regras de orientação para seleccionar uma técnica de excitação adequada devido à complexidade dos diferentes sistemas de ensaio, estruturas,

materiais e defeitos. Em geral, são usadas quatro técnicas de excitação: Mecânica, Térmica, Pressão diferencial e Vibração.

Os métodos destrutivos de avaliação do dano em compósitos são também usados, com a grande vantagem de poderem revelar informação directa e detalhada do dano interno, conduzem no entanto à destruição parcial ou total da amostra. A informação referente à iniciação do dano, à sua propagação e falha final, pode ser obtida através do estudo morfológico das secções transversais. As técnicas de ensaio destrutivas são muitas vezes usadas para verificar e validar os ensaios não-destrutivos.

As técnicas mais usadas [33] nos materiais compósitos laminados são o “*deplying*” *térmico* e o *seccionamento*, muitas vezes complementadas com a análise do dano por *SEM*.

O “*deplying*” *térmico* consiste na separação das lâminas aquecendo a amostra até atingir uma temperatura capaz de degradar a matriz. Em seguida, à temperatura ambiente, cada lâmina é examinada quanto ao dano. Para facilitar a identificação das áreas de delaminação pode aplicar-se, antes do “*deplying*”, uma solução contrastante na zona danificada. O “*deplying*” *térmico* é muito útil para examinar grandes áreas de dano, como é o caso das provocadas pelo carregamento de impacto, deixando de o ser na identificação de pequenos danos, como por exemplo as fissuras na matriz.

O *seccionamento* consiste no corte transversal e polimento das amostras. Em conjugação com a microscopia óptica é muito eficaz na identificação da extensão e dos modos de dano em materiais compósitos. Também neste caso a aplicação de um líquido penetrante fluorescente ajuda a evidenciar o dano nas observações microscópicas. A reunião de várias secções permite construir a geometria tridimensional do dano.

Atendendo a que as placas de fibra de vidro usadas no presente estudo são translúcidas foi possível obter a imagem do dano através da fotografia. Para uma melhor definição da zona delaminada as placas foram fotografadas, em contra-luz, sobre uma fonte com grande intensidade luminosa. A zona danificada foi enquadrada numa janela de modo a que toda a luz incidisse sobre ela. As placas foram fotografadas do lado do ataque do impactor e do lado oposto. As imagens foram captadas com uma máquina **CANON** digital **modelo EOS-1 Mark II** equipada com uma lente **EF100 mm, f/2.8 Macro USM**, com grande resolução para não perderem qualidade ao serem ampliadas. As janelas de enquadramento da zona delaminada foram encimadas por uma escala graduada em milímetros para se poder avaliar visualmente a extensão do dano, apesar da ampliação.

Afim de analisar o dano através da espessura as placas foram cortadas transversalmente, segundo a direcção das fibras a 0°, com uma serra de disco diamantado (Figura 5.13) e polidas numa polidora de discos rotativos (Figura 5.15).

A área e o comprimento de dano de cada placa foram obtidos exportando a imagem deste, à escala 1:1, para o programa **AutoCad 2004** onde foi traçado o respectivo contorno sobre uma grande ampliação, afim de reduzir ao mínimo o erro cometido. Em seguida o programa forneceu o valor da área e o comprimento máximo de dano.

5.5 ANÁLISE E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

5.5.1 Ensaio efectuados aos provetes do Conjunto 1

As 6 placas de cada material, *VE-A* e *VE-B*, submetidas ao ensaio quasi-estático, para além da sua classificação em níveis de flexibilidade, foram identificadas de acordo com as Tabelas 5.6 e 5.7, afim de facilitar a análise dos resultados.

Tabela 5.6 Identificação das placas de vidro-epóxico VE-A (Conjunto 1).

Material quasi-isotrópico (VE-A)			
FLEXIBILIDADE	Empilhamento	Dimensões da placa [mm]	Identificação da placa
ALTA	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂]	130×130×1.2	QE1A
MÉDIA	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂]	60×60×1.2	QE2A
	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	130×130×2.4	QE3A
BAIXA	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	60×60×2.4	QE4A
	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _{2s}	75×75×4.8	QE5A
	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _{3s}	130×130×7.2	QE6A

Tabela 5.7 Identificação das placas de vidro-epóxico VE-B (Conjunto 1).

Material cruzado simétrico (VE-B)			
FLEXIBILIDADE	Empilhamento	Dimensões da placa [mm]	Identificação da placa
ALTA	[0 ₂ /90 ₂] _s	130×130×1.2	QE1B
MÉDIA	[0 ₂ /90 ₂] _s	60×60×1.2	QE2B
	[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	130×130×2.4	QE3B
BAIXA	[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	60×60×2.4	QE4B
	[0 ₂ /90 ₂] _{4s}	75×75×4.8	QE5B
	[0 ₂ /90 ₂] _{6s}	130×130×7.2	QE6B

Nos ensaios quasi-estáticos foram registadas as curvas de força-deslocamento, conforme se mostra um exemplo na Figura 5.18, de onde se tiraram os valores da carga crítica de início de dano, da carga máxima e os correspondentes deslocamentos.

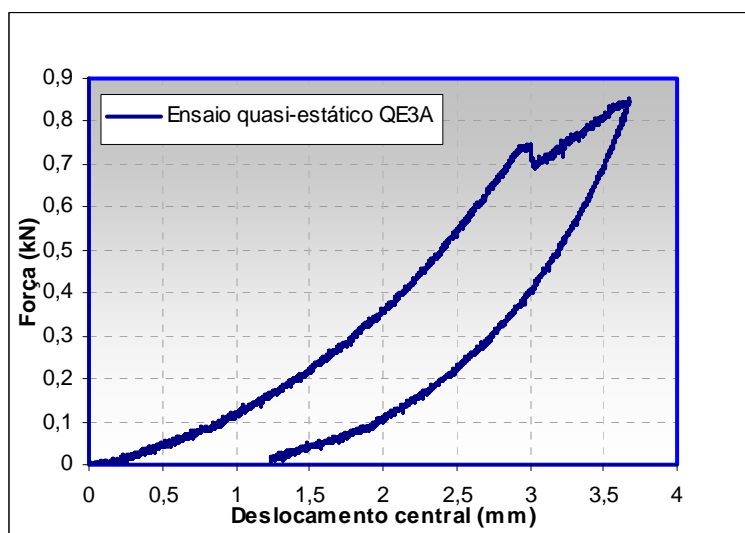


Figura 5.18 Força-deslocamento num ensaio quasi-estático

As 6 placas de cada material, *VE-A* e *VE-B*, submetidas ao ensaio de impacto, foram também identificadas, de acordo com as Tabelas 5.8 e 5.9, afim de facilitar a análise dos resultados. Nelas se reúnem também os valores da altura de queda e da velocidade de impacto obtidas, nos ensaios e aproximadas por (5.5 e 5.6), para as 6 placas de cada material *VE-A* e *VE-B*.

Tabela 5.8 Velocidades de impacto para o sistema material *VE-A* (Conjunto 1).

Material quasi-isotrópico (VE-A)					
FLEXIBILIDADE	Identificação da placa	Altura de queda [mm]		Velocidade de impacto	
		Calculada	Ensaio	Calculada	Ensaio
ALTA	IMP1A	70	47	1.17	0.96
MÉDIA	IMP2A	55	34	1.04	0.82
	IMP3A	201	150	1.98	1.71
BAIXA	IMP4A	179	114	1.87	1.49
	IMP5A	426	340	2.89	2.58
	IMP6A	1018	800	4.47	3.96

Tabela 5.9 Velocidades de impacto para o sistema material VE-B (Conjunto 1)

Material cruzado simétrico (VE-B)					
FLEXIBILIDADE	Identificação da placa	Altura de queda [mm]		Velocidade de impacto	
		Calculada	Ensaio	Calculada	Ensaio
ALTA	IMP1B	62	37	1.10	0.85
MÉDIA	IMP2B	53	28	1.02	0.74
	IMP3B	189	130	1.92	1.60
BAIXA	IMP4B	134	87	1.62	1.31
	IMP5B	334	310	2.56	2.46
	IMP6B	904	750	4.21	3.83

A Tabela 5.10 reúne as cargas de início de dano, as cargas máximas e os deslocamentos correspondentes, para os carregamentos quasi-estático e de impacto de todas as dimensões das placas e sistemas de material considerados. Mostra claramente que as cargas máximas conseguidas nos ensaios de impacto são praticamente coincidentes com as obtidas nos ensaios quasi-estáticos, permitindo assim uma análise e caracterização fiável do dano, tendo como base este parâmetro.

Tabela 5.10 Cargas de início de dano, cargas máximas e deslocamentos (Conjunto 1).

FLEXIBILIDADE	ENSAIO QUASI-ESTÁTICO						ENSAIO IMPACTO			
	Identificação da placa	Ponto de início de dano			Ponto de carga máxima			Identificação da placa	Ponto de carga máxima	
		Deslocamento [mm]	Força [kN]	% (*)	Deslocamento [mm]	Força [kN]	Deslocamento [mm]		Força [kN]	
ALTA	QE1A	4.39	0.794	96.9	4.89	0.819	IMP1A	4.88	0.820	
	QE1B	4.37	0.722	98.4	4.86	0.734	IMP1B	4.80	0.734	
MÉDIA	QE2A	3.00	0.747	88.4	3.67	0.844	IMP2A	3.22	0.843	
	QE2B	3.44	0.675	89.4	4.02	0.756	IMP2B	2.92	0.755	
	QE3A	4.37	1.708	87.7	5.66	1.948	IMP3A	4.95	1.948	
	QE3B	4.34	1.519	86.9	5.95	1.747	IMP3B	4.71	1.747	
BAIXA	QE4A	2.56	1.794	81.6	4.46	2.198	IMP4A	2.92	2.196	
	QE4B	2.65	1.731	86.7	3.68	1.994	IMP4B	2.30	1.994	
	QE5A	1.79	3.916	67.5	3.90	5.875	IMP5A	2.88	5.874	
	QE5B	2.09	3.959	78.1	3.20	5.067	IMP5B	2.57	5.066	
	QE6A	2.38	7.015	66.7	5.18	10.53	IMP6A	3.42	10.52	
	QE6B	2.46	6.800	72.1	5.14	9.431	IMP6A	3.34	9.431	

(*) Percentagem da carga de início de dano relativamente à carga máxima

O “software” da máquina de impacto utilizada forneceu os dados referentes ao deslocamento, força, velocidade, energia e tempo, assim como a traçagem dos gráficos que os envolvem, como por exemplo os históricos do deslocamento, da força e da energia que se mostram nas Figuras 5.19, 5.20 e 5.21, respectivamente.

No Anexo 1, Figuras A1.1 a A1.12, estão reunidas as curvas de força-deslocamento referentes a todas as configurações e materiais seleccionados para o Conjunto 1.

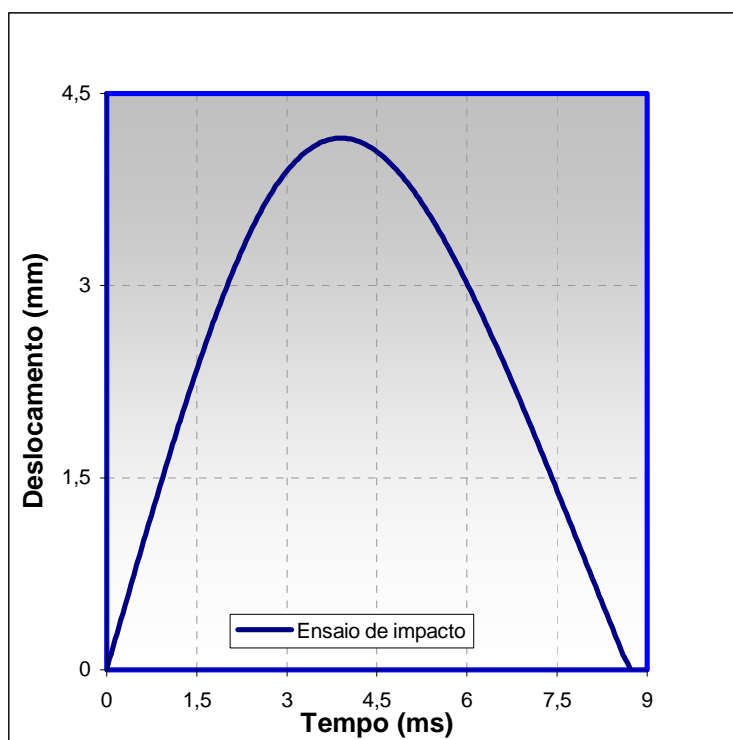


Figura 5.19 Historial do deslocamento

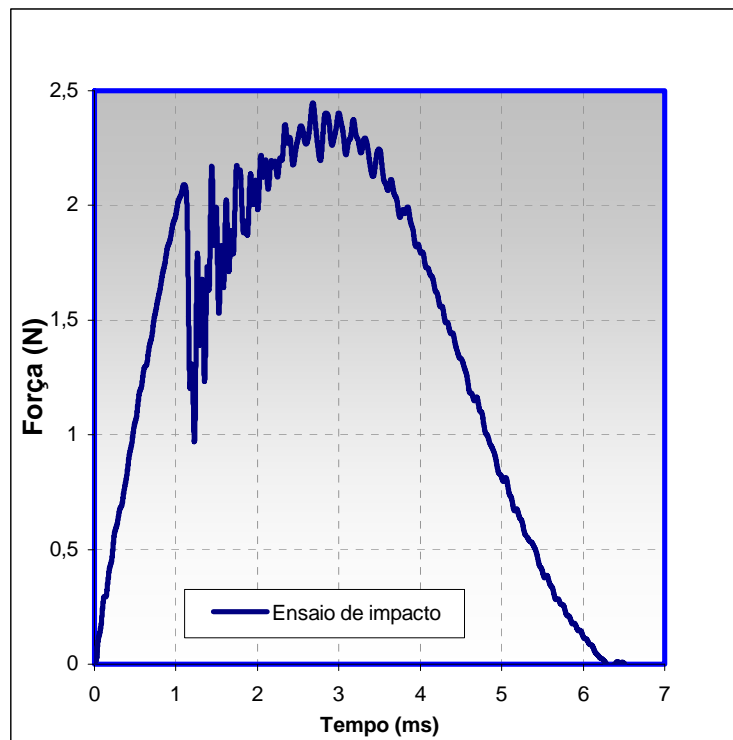


Figura 5.20 Historial da força de impacto

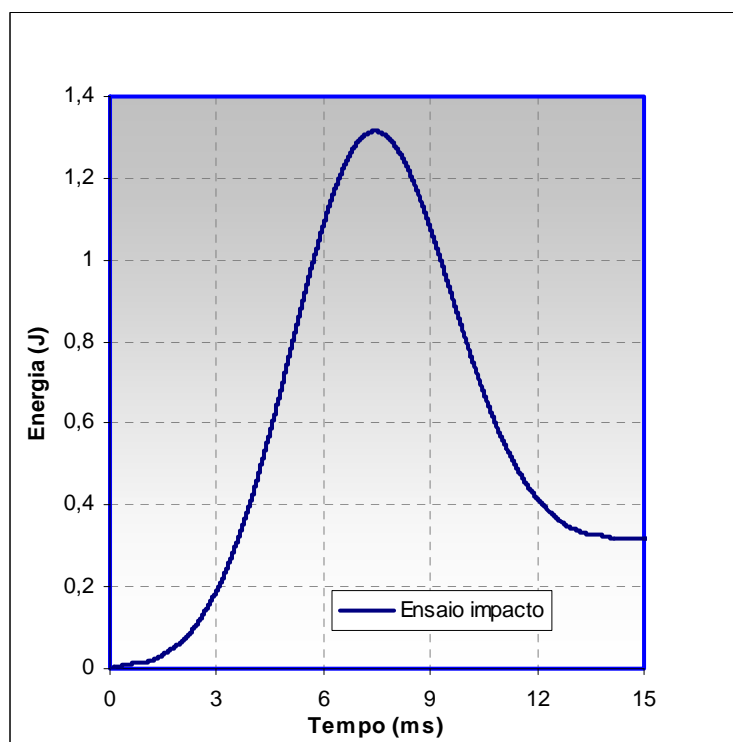


Figura 5.21 Historial da energia

5.5.1.1 Relação força-deslocamento nos ensaios estáticos e de impacto

Para cada geometria e material considerados foram traçadas, no mesmo gráfico, a sobreposição das curvas de força-deslocamento resultantes dos ensaios quasi-estáticos e dos de impacto, como se mostra um exemplo na Figura 5.22. No Anexo 1 estão reunidas todas as curvas obtidas nos ensaios.

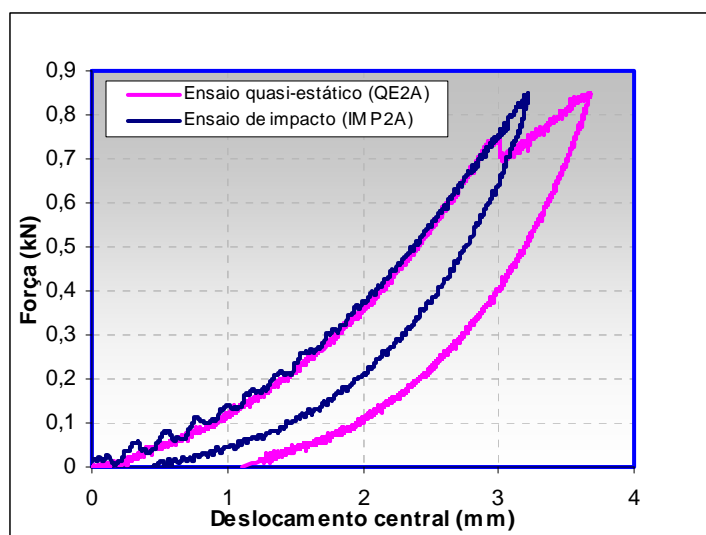


Figura 5.22 Curvas de força-deslocamento.

Da análise destas curvas constatou-se o seguinte:

- Em todos os casos existe uma boa concordância entre as curvas de carregamento resultantes dos ensaios quasi-estáticos e dos de impacto, havendo mesmo nalguns, coincidência (Anexo 1).

- A flexibilidade influencia a forma das curvas de força-deslocamento, resultantes do carregamento de impacto. Assim, para as placas mais flexíveis, na parte da curva correspondente ao carregamento, sucessivos aumentos de carga de igual valor vão provocando acréscimos de deslocamento cada vez menores (Figura A1.2 do Anexo I), enquanto que, nas menos flexíveis aumentos de carga de igual valor vão originando acréscimos de deslocamento cada vez maiores (Figura A1.5 do Anexo I).

- Em todos os casos verificou-se também uma maior absorção de energia pela placa nos ensaios quasi-estáticos, com um aumento substancial dessa diferença à medida que a flexibilidade das placas diminui.

- Verifica-se uma maior não-linearidade no comportamento dos laminados mais flexíveis. Com a diminuição da flexibilidade o comportamento torna-se mais linear.

- As curvas resultantes dos ensaios experimentais de impacto contêm oscilações. Para Schoeppner e Abrate [12], estas oscilações são devidas à resposta de onda elástica e às vibrações dos provetes. Estas por sua vez, dependem da rigidez e da massa do provete e do impactor e para Belingardi e Vadori [27], são excitadas pela rápida variação das grandezas cinemáticas no instante da colisão.

5.5.1.2 Carga crítica de início de dano e carga máxima

É suposto que a fissuração da matriz seja o primeiro tipo de dano devido ao impacto. Porém, Sjoblom et al [18] mostraram que a presença de microfissuras na matriz não têm um efeito significativo na rigidez do laminado, durante o impacto, mas podem constituir os pontos de iniciação da delaminação e quebra de fibras que alteram a rigidez local e global das placas e modificam a curva força-deslocamento.

A carga de início de dano pode identificar-se na resposta carga-deslocamento, quando ocorre uma brusca queda na carga, resultante de um dano significativo.

As cargas de início de dano, obtidas nos ensaios quasi-estáticos, para ambas as sequências de empilhamento estudadas, identificam-se claramente nas curvas de força-deslocamento.

Nos ensaios quasi-estáticos a primeira grande cedência acontece quase ao atingir-se o deslocamento máximo, indicando assim que o material foi resistindo à acumulação de energia de deformação, dissipando-a na rotura, próximo da máxima deflexão.

Na parte da curva referente ao carregamento de impacto, nas placas mais flexíveis, não foi possível identificar uma carga crítica de início de dano, devido às oscilações que se manifestam desde o contacto até à carga máxima atingida. O dano foi ocorrendo ao longo do tempo de contacto apresentando inclusivamente, nalguns casos, maior cedência no início do processo. Isto aponta para uma degradação gradual a partir do instante em que o impactor entra em contacto com a placa até ao seu ressalto. Quando não é possível identificar a carga de início de dano, Schoeppner e Abrate, [12], propõem a traçagem de duas rectas de tendência onde a mudança de inclinação pode ser interpretada como o início da fissuração interlaminar transversal da matriz.

Na parte da curva referente ao carregamento de impacto, nas placas menos flexíveis, é possível identificar a carga crítica de início de dano nas placas de dimensões (75×75×4.8) mm (Figuras A1.5 e A1.11 do Anexo I) quer no sistema material quasi-isotrópico quer no cruzado simétrico.

A Tabela 5.10 mostra, para ambos os sistemas de material considerados, que a carga crítica de início de dano se aproxima da carga máxima à medida que a flexibilidade aumenta. Isto significa que as placas menos flexíveis têm um início de dano significativo, a ocorrer mais “cedo”, mas aguentam ainda considerável quantidade de carga. Ao invés, nas placas mais flexíveis o dano significativo afecta de tal modo a estrutura que lhe deixa pouca reserva de resistência antes da cedência. Este facto é mais acentuado nas placas de material cruzado simétrico do que nas quasi-isotrópicas o que prova também a sua menor capacidade de resistência.

Da observação da Tabela 5.10, para ambos os materiais considerados, verifica-se também que a carga máxima atingida no ensaio quasi-estático aumenta com a diminuição da flexibilidade da placa, mostrando assim a sua menor capacidade de amortecimento.

Confrontando as cargas máximas, para a mesma geometria, constata-se que os sistemas quasi-isotrópicos suportam valores mais elevados que os cruzados simétricos, tanto no carregamento quasi-estático como no de impacto.

A carga máxima resultante do ensaio quasi-estático, em todos os casos, ocorre para um deslocamento maior do que o correspondente de impacto.

Para as placas mais flexíveis, de ambos os materiais, a carga máxima resultante do ensaio quasi-estático e do impacto provoca idêntica deflexão.

Em cada uma das configurações geométricas, sujeitas ao ensaio de impacto, no sistema material quasi-isotrópico atinge-se a carga máxima com uma maior deflexão.

5.5.1.3 Duração dos ensaios quasi-estático e de impacto

Os ensaios quasi-estáticos foram realizados à velocidade de 1.2 mm/min , conforme descrito na Secção 5.4.3, pelo que o tempo de duração deste tipo de carregamento, efectuado nas placas pertencentes ao Conjunto 1, se situou entre 3 a 5 minutos.

As Figuras 5.23 e 5.24 mostram os historiais da força de contacto no ensaio de impacto, isto é, a variação da força exercida sobre a placa pela extremidade do impactor desde o instante em que a toca até se dar o ricochete. Verifica-se que no material quasi-isotrópico, o tempo de duração do impacto está compreendido entre 3 ms para a placa mais rígida ($130 \times 130 \times 7.2 \text{ mm}$) e 14.3 ms para a placa mais flexível ($130 \times 130 \times 1.2 \text{ mm}$). Para o material cruzado simétrico o tempo de duração situa-se entre 3 ms para a placa mais rígida ($130 \times 130 \times 7.2 \text{ mm}$) e 13.7 ms para a placa mais flexível ($130 \times 130 \times 1.2 \text{ mm}$). Em ambos os

materiais verifica-se ainda que o tempo de duração do impacto cresce com a flexibilidade da placa enquanto que a carga máxima atingida diminui.

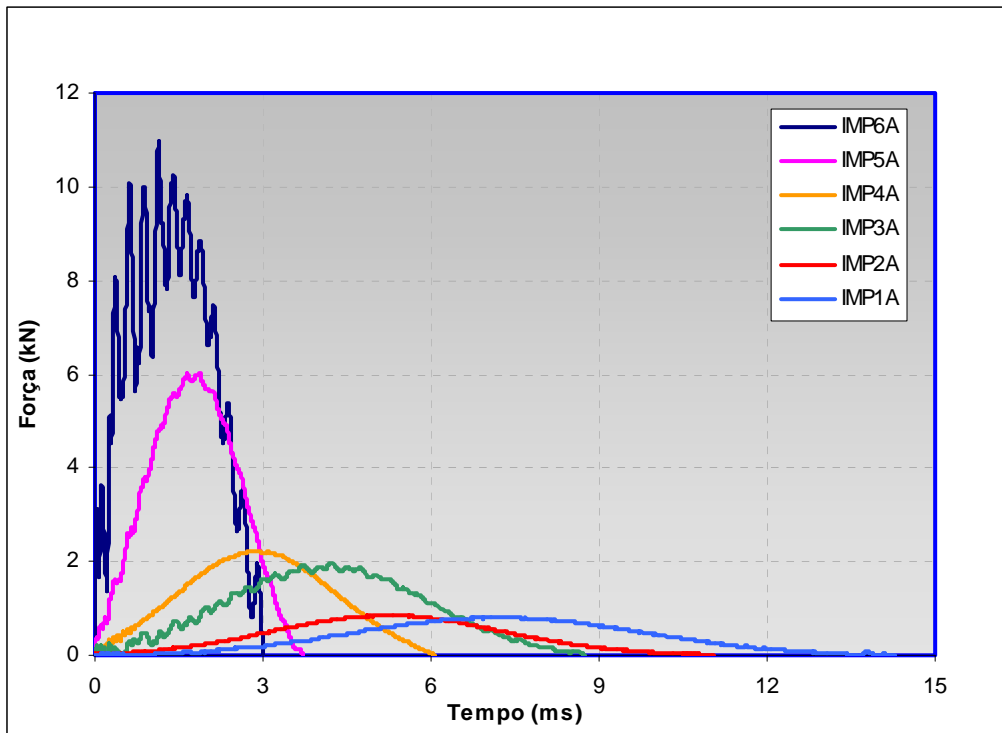


Figura 5.23 Historial da força de contacto (Material VE-A).

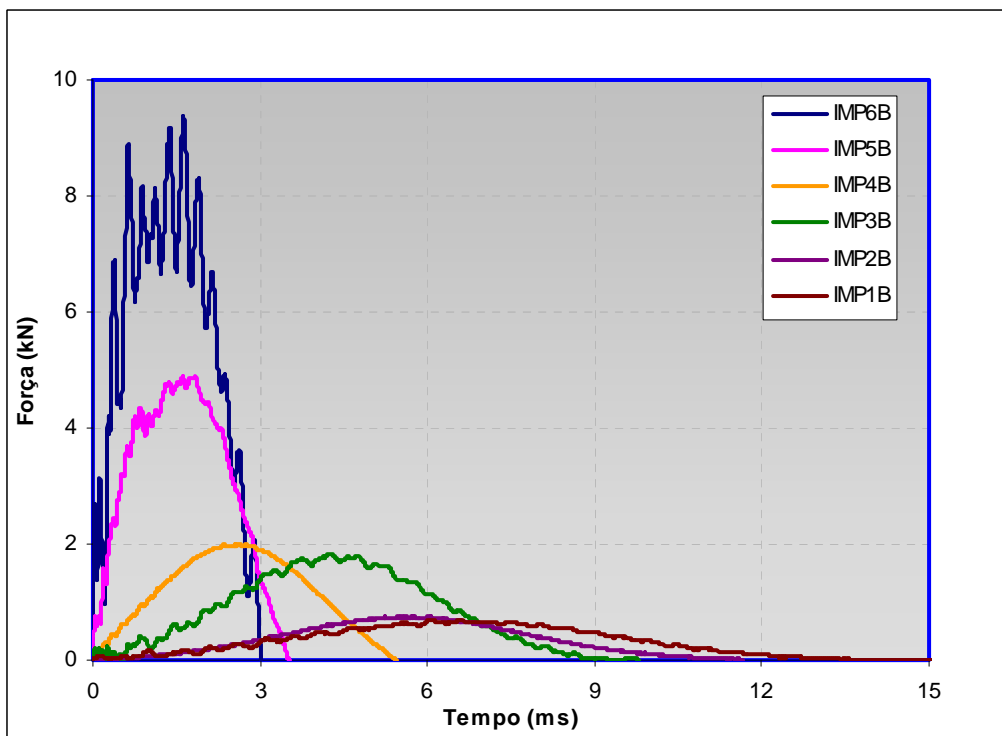


Figura 5.24 Historial da força de contacto (Material VE-B).

5.5.1.4 Análise e caracterização do dano

As imagens do dano vistas no plano da placa e num corte transversal ao centro, estão reunidas no Anexo 1. A Figura 5.25 mostra um exemplo destas imagens obtidas para uma placa de material quasi-isotrópico ($130 \times 130 \times 7.2$) mm.

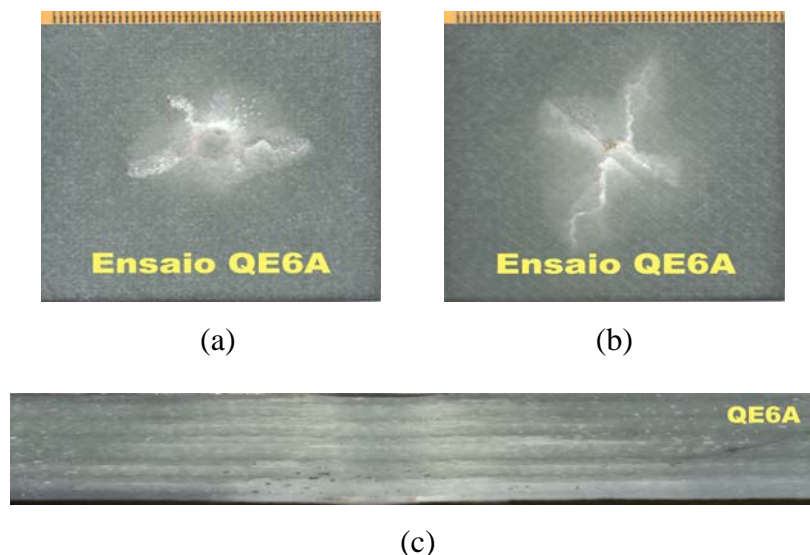


Figura 5.25 Área de delaminação. (a) Imagem da face anterior, (b) Imagem da face posterior
(c) Imagem da secção transversal que passa ao centro da placa na direcção das fibras orientadas a 0° .

Da observação das imagens obtidas, concluiu-se o seguinte:

- As placas de material quasi-isotrópico, que sofreram carregamento quasi-estático, apresentam um dano em “x” a ocorrer nas direcções $\pm 45^\circ$, com o espectro do dano a tender para a forma aproximadamente circular à medida que o número de lâminas aumenta.
- As placas de material quasi-isotrópico mais finas, que foram submetidas ao impacto, mostram um dano orientado a -45° .
- As placas do sistema de material cruzado simétrico, carregadas quasi-estaticamente, apresentam um dano em cruz segundo as direcções 0 e 90° .
- As placas de material cruzado simétrico que foram sujeitas ao carregamento de impacto apresentam todas, áreas de dano com forma aproximadamente circular.
- A placa mais flexível de material cruzado simétrico sujeita ao carregamento quasi-estático, devido ao seu reduzido número de lâminas, apresenta uma forma de dano que se assemelha a um “trevo de quatro folhas”, com a imagem da face onde a extremidade do impactor actuou a mostrar claramente, ao centro, a calote esférica resultante da indentação.

- Em ambos os materiais e para os dois tipos de carregamento as imagens, obtidas de ambos os lados da placa, mostram ser praticamente coincidentes, na gama de flexibilidade alta e à medida que esta diminui a extensão do dano aumenta na face oposta à aplicação do carregamento. Este facto acentua-se nas duas últimas configurações sujeitas ao impacto.

- A análise do dano através da espessura confirma as considerações anteriores, particularmente no que respeita à sua distribuição. Verifica-se que o dano se acentua na face oposta à aplicação da força à medida que a espessura da placa aumenta, isto deve-se ao aumento do esforço de tracção proveniente da flexão (maior distância para a fibra neutra). A forma de dano é deste modo caracterizada por uma geometria trapezoidal com a base maior em baixo. Esta forma é praticamente imperceptível nas placas finas onde as tensões de tracção e de compressão resultantes da flexão são baixas e acentua-se nas placas onde essas tensões são superiores devido à maior espessura.

- As placas mais grossas apresentam uma calote esférica perfeitamente definida resultante da indentação, contrariamente às placas flexíveis, facto que se deve à sua menor capacidade de deformação elástica.

- É interessante notar que as placas mais grossas apresentam também na zona circundante à calote de indentação, fissuras orientadas a $\pm 45^\circ$ e $0/90^\circ$, conforme se trate dos sistemas de material quasi-isotrópico e cruzado simétrico, respectivamente. Isto deve-se à cedência do material por compressão proveniente da flexão.

5.5.1.5 Dimensão do dano

A Tabela 5.11 reúne os valores das áreas e dos maiores comprimentos de dano encontrados nas placas submetidas aos carregamentos quasi-estáticos e de impacto.

Nas Figuras 5.26 e 5.27 estão representados os gráficos da área de delaminação e do comprimento máximo de dano, em função da flexibilidade da placa, para todos os ensaios realizados.

Da observação da Tabela 5.11 e dos gráficos (Figuras 5.26 e 5.27), verifica-se que:

- A evolução das áreas e dos comprimentos de dano, com a flexibilidade, é idêntica, para os dois sistemas de material testados.

- Parece existir uma flexibilidade crítica onde a diferença entre as áreas de dano e os comprimentos de dano, para os ensaios quasi-estático e de impacto é mais acentuada e que no caso presente ocorre para as dimensões $(130 \times 130 \times 2.4)$ mm, em ambos os materiais.

- Em todos os casos o material quasi-isotrópico apresenta maiores áreas e comprimentos de dano comparativamente ao material cruzado simétrico.

- Todos os comprimentos de dano produzidos pelos ensaios quasi-estáticos são superiores aos correspondentes do impacto. O mesmo se verifica para as áreas de dano exceptuando a configuração menos flexível onde o dano provocado pelo impacto apresenta maior área.

- Nas gamas de flexibilidade média e alta as áreas de dano provocadas pelo impacto, em ambos os materiais, são praticamente coincidentes, constantes e de valor reduzido.

- As áreas e comprimentos de dano resultantes dos dois tipos de ensaio, para ambos os sistemas de material, diminuem com o aumento da flexibilidade, até ao início da gama média.

- As placas de geometria (60×60×2.4) mm apresentam áreas e comprimentos de dano idênticos em ambos os sistemas de material, quer sejam provenientes dos ensaios quasi-estáticos ou de impacto.

Tabela 5.11 Áreas e comprimentos de dano (Conjunto 1)

FLEXIBILIDADE	Dimensões da placa [mm]	Empilhamento	ENSAIO QUASI-ESTÁTICO		ENSAIO IMPACTO	
			Comprimento de dano [mm]	Área de dano [mm ²]	Comprimento de dano [mm]	Área de dano [mm ²]
ALTA	130×130×1.2	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂]	23.90	177.0	9.92	24.20
		[0 ₂ /90 ₂] _s	20.23	161.0	9.40	24.00
MÉDIA	60×60×1.2	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂]	12.10	57.70	8.31	18.00
		[0 ₂ /90 ₂] _s	9.66	34.40	7.75	15.40
	130×130×2.4	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	19.74	220.0	5.80	18.90
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	18.30	145.0	5.11	18.30
BAIXA	60×60×2.4	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	15.34	104.3	13.33	104.0
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	15.15	98.70	9.76	66.15
	75×75×4.8	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _{2s}	21.70	264.0	19.60	241.0
		[0 ₂ /90 ₂] _{4s}	16.30	190.0	15.81	170.0
	130×130×7.2	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _{3s}	28.60	351.0	23.40	374.0
		[0 ₂ /90 ₂] _{6s}	20.90	273.0	16.70	205.0

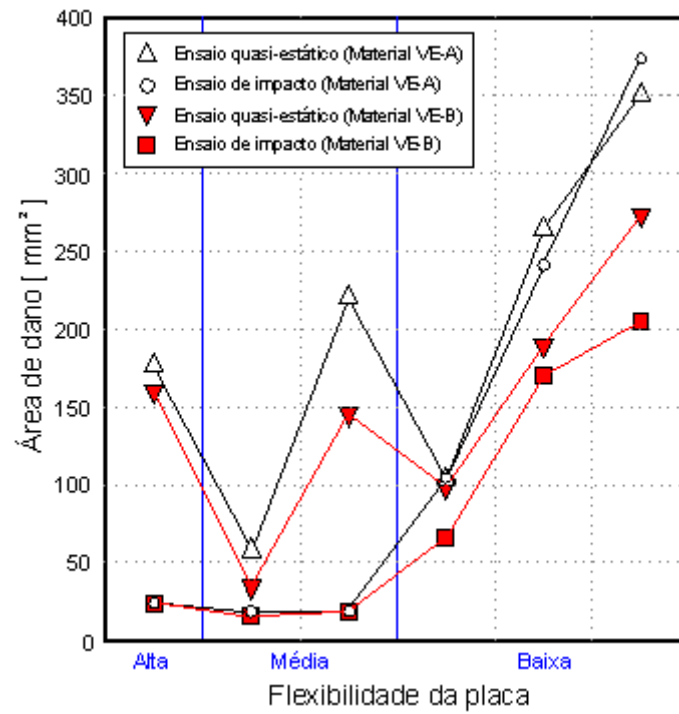


Figura 5.26 Área de delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 1).

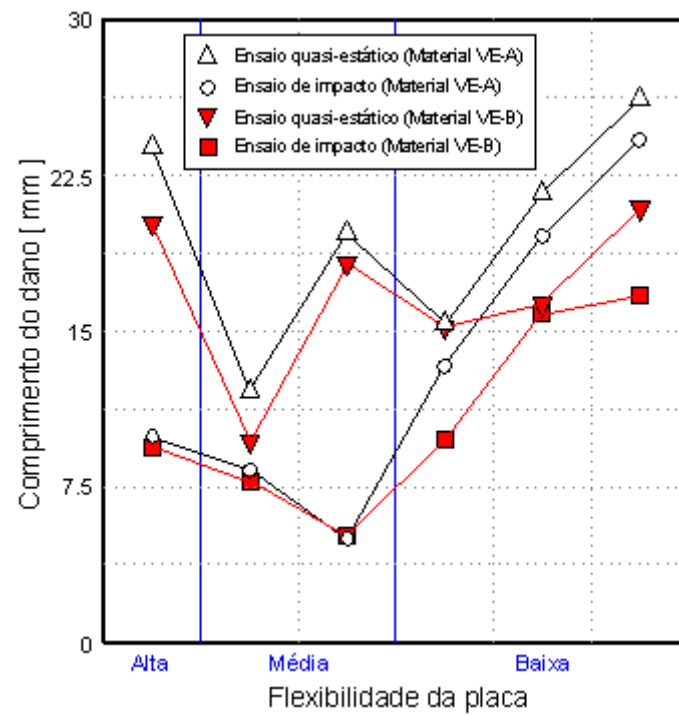


Figura 5.27 Maior comprimento da delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 1)

5.5.2 Ensaio efectuados aos provetes do Conjunto 2

As 3 placas de cada material, *VE-1A*, *VE-1B*, submetidas ao ensaio quasi-estático foram classificadas com índices de flexibilidade e identificadas de acordo com as Tabelas 5.12 e 5.13.

Tabela 5.12 Identificação das placas de vidro-epóxico VE-1A (Conjunto 2)

Material quasi-isotrópico (VE-1A)			
ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Empilhamento	Dimensões da placa [mm]	Identificação da placa
1.042	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	30×75×2.4	QE1A30×75
0.625		50×75×2.4	QE1A50×75
0.446		70×75×2.4	QE1A70×75

Tabela 5.13 Identificação das placas de vidro-epóxico VE-1B (Conjunto 2)

Material cruzado anti-simétrico (VE-1B)			
ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Empilhamento	Dimensões da placa [mm]	Identificação da placa
1.042	[0/90] ₈	30×75×2.4	QE1B30×75
0.625		50×75×2.4	QE1B50×75
0.446		70×75×2.4	QE1B70×75

Nos ensaios quasi-estáticos foram obtidas as curvas de força-deslocamento conforme se mostra um exemplo na Figura 5.28, de onde se tiraram os valores da carga crítica de início de dano e da carga máxima e os correspondentes deslocamentos.

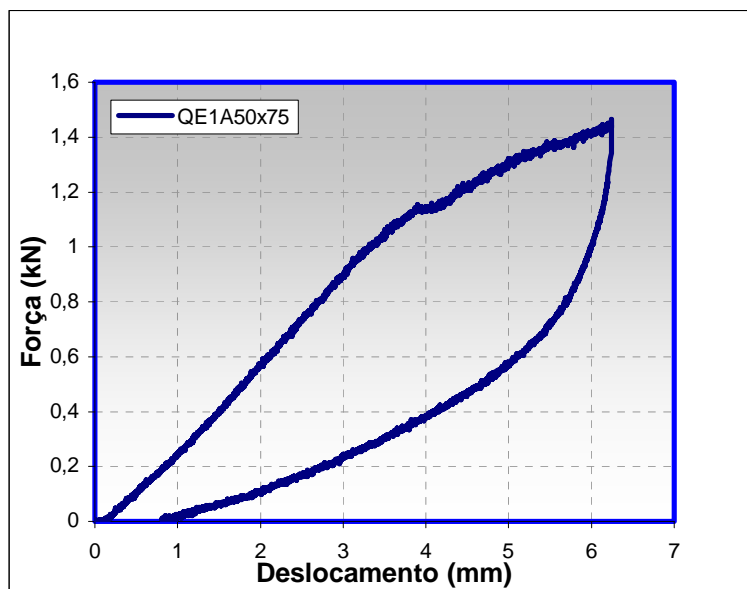


Figura 5.28 Força - deslocamento num ensaio quasi-estático

As 3 placas de cada material, *VE-1A* e *VE-1B*, submetidas ao ensaio de impacto, foram também identificadas, de acordo com as Tabelas 5.14 e 5.15, afim de facilitar a análise dos resultados. Nelas se mostram também os valores da altura de queda do impactor e a correspondente velocidade de impacto, aproximados pelas expressões (5.5) e (5.6) e resultantes dos ensaios experimentais, para as 3 placas de cada material *VE-1A* e *VE-1B*.

Tabela 5.14 Velocidades de impacto para o sistema material VE-1A (Conjunto 2)

Material quasi-isotrópico (VE-1A)					
ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Identificação da placa	Altura de queda [mm]		Velocidade de impacto	
		Calculada	Ensaio	Calculada	Ensaio
1.042	IMP1A30×75	102	92	1.41	1.34
0.625	IMP1A50×75	165	151	1.80	1.72
0.446	IMP1A70×75	238	196	2.16	1.96

Tabela 5.15 Velocidades de impacto para o sistema material VE-1B (Conjunto 2)

Material quasi-isotrópico (VE-1B)					
ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Identificação da placa	Altura de queda [mm]		Velocidade de impacto	
		Calculada	Ensaio	Calculada	Ensaio
1.042	IMP1B30×75	51	48	0.99	0.97
0.625	IMP1B50×75	70	68	1.17	1.15
0.446	IMP1B70×75	111	104	1.47	1.43

A Tabela 5.16 reúne as cargas de início de dano, as cargas máximas e os deslocamentos correspondentes, para os carregamentos quasi-estático e de impacto de todas as dimensões das placas e sistemas de material considerados, nela se verifica que as cargas máximas conseguidas nos ensaios de impacto são praticamente coincidentes com as obtidas nos ensaios quasi-estáticos, permitindo assim, com base neste parâmetro, uma análise e caracterização do dano fiável.

As Figuras A2.3 a A2.8 do Anexo 2 mostram para os dois sistemas de material considerados os históricos da força de contacto, da deflexão ao centro da placa e da força - deslocamento para posterior análise.

Tabela 5.16 Cargas de início de dano, cargas máximas e deslocamentos (Conjunto 2).

ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	ENSAIO QUASI-ESTÁTICO						ENSAIO IMPACTO		
	Identificação da placa	Ponto de início de dano			Ponto de carga máxima		Identificação da placa	Ponto de carga máxima	
		Deslocamento [mm]	Força [kN]	% (*)	Deslocamento [mm]	Força [kN]		Deslocamento [mm]	Força [kN]
1.042	QE1A30×75	3.99	1.422	100	3.99	1.422	IMP1A30×75	6.80	1.421
	QE1B30×75	2.99	0.851	97.6	3.26	0.872	IMP1B30×75	3.28	0.873
0.625	QE1A50×75	4.00	1.248	86.7	6.24	1.440	IMP1A50×75	5.68	1.442
	QE1B50×75	3.04	1.028	95.2	3.66	1.080	IMP1B50×75	3.24	1.080
0.446	QE1A70×75	4.59	1.600	82.7	6.75	1.934	IMP1A70×75	5.61	1.935
	QE1B70×75	2.72	1.128	93.2	5.14	1.210	IMP1B70×75	2.95	1.209

(*) Percentagem da carga de início de dano relativamente à carga máxima

5.5.2.1 Relação força-deslocamento nos ensaios estáticos e de impacto

As Figuras A2.1 e A2.2 do Anexo 2 mostram a sobreposição das curvas de força-deslocamento resultantes dos ensaios quasi-estáticos, para os materiais quasi-isotrópico e cruzado anti-simétrico, respectivamente. A análise destas curvas permite concluir que:

- A energia absorvida nos ensaios quasi-estáticos é crescente com a diminuição da flexibilidade, para os dois sistemas de material considerados.
- A inclinação das curvas, na fase de carregamento, cresce com a diminuição da flexibilidade para os dois sistemas de material, tanto nos ensaios quasi-estáticos como nos de impacto.

Para cada geometria e sistema material considerados foram traçadas, no mesmo gráfico, a sobreposição das curvas de força-deslocamento resultantes dos ensaios quasi-estáticos e dos de impacto, como se mostra no Anexo 2, Figuras A2.9 a A2.14.

Da análise destas curvas verificou-se o seguinte:

- Os ensaios de impacto apresentam curvas com maiores oscilações, resultantes das vibrações inerentes a este processo dinâmico.
- De um modo geral as curvas da fase de carregamento dos ensaios de impacto tem uma inclinação idêntica às correspondentes dos ensaios quasi-estáticos.

As Figuras A2.1 e A2.2 mostram claramente, na parte das curvas correspondente à fase de carregamento, uma maior inclinação à medida em que a flexibilidade das placas diminui, isto é, para um dado deslocamento corresponde uma maior força de contacto.

- A Figura A2.9 mostra que no ensaio quasi-estático a placa mais flexível (30×75) *mm* de material quasi-isotrópico, absorve uma pequena quantidade de energia relativamente ao ensaio de impacto, visto que a placa cedeu a uma deflexão baixa (cerca de 59% do valor atingido no impacto), conseqüentemente a extensão do dano resultante do impacto (Tabela 5.18) é também superior em cerca de 60%.

- Contrariamente, as Figuras A2.10 e A2.11 mostram que as duas geometrias de menor flexibilidade nas placas de material quasi-isotrópico, absorvem mais energia no ensaio quasi-estático do que no de impacto, o que justifica a maior extensão de dano correspondente. As Figuras A2.12, A2.13 e A2.14 mostram que a energia absorvida nos ensaios quasi-estáticos, relativamente à dos de impacto, para o material cruzado anti-simétrico *VE-1B*, é crescente com a diminuição da flexibilidade da placa e nas três geometrias consideradas, as curvas de carregamento correspondentes ao ensaio quasi-estático e de impacto têm idêntica inclinação.

- A Figura A2.12 mostra as curvas de força-deslocamento referentes ao material cruzado anti-simétrico, para a configuração geométrica da placa de maior índice de flexibilidade (30×75) *mm*. As energias absorvidas no ensaio quasi-estático e no de impacto são idênticas. Porém, neste tipo de empilhamento, as lâminas com fibras colocadas transversalmente ao vão da placa, apenas contribuem para a resistência da placa com as propriedades da matriz, que como se sabe possui uma reduzida resistência tanto à tracção como à compressão. Deste modo a cedência ocorre para valores de deflexão e carga baixos, quando as lâminas das fibras longitudinais falham.

5.5.2.2 Carga crítica de início de dano e carga máxima

Da análise da Tabela 5.15, pode verificar-se que:

- Para os dois tipos de carregamento, a carga máxima, a carga crítica de início de dano e os deslocamentos correspondentes têm valores mais elevados nas placas de material quasi-isotrópico do que nas de material cruzado anti-simétrico.

- A carga máxima obtida nos ensaios quasi-estáticos e de impacto, para os dois sistemas de material testados, cresce com a diminuição da flexibilidade das placas.

- Os deslocamentos correspondentes à carga máxima no ensaio de impacto, decrescem com a flexibilidade da placa, para os dois sistemas de material, enquanto que no ensaio quasi-estático acontece o inverso.

- A carga crítica de início de dano é crescente com a diminuição da flexibilidade, no caso do material cruzado anti-simétrico.

- A carga crítica de início de dano aproxima-se da carga máxima à medida que a flexibilidade aumenta, para os dois sistemas de material considerados.

- No ensaio quasi-estático, a configuração de flexibilidade alta (30×75) mm de material quasi-isotrópico, apresenta um valor de carga de início de dano superior à da placa média e suportou uma carga máxima apenas ligeiramente inferior a esta. Isto deve-se à sua maior capacidade de amortecimento, bem visível (Figura A2.1 do Anexo 2) no andamento da curva de carregamento, mas que devido à sua reduzida largura atinge a rotura final sem apresentar uma cedência prévia.

- O sistema material cruzado anti-simétrico, para as três configurações da placa (Figura A2.2), apresenta uma carga crítica de início de dano próxima da carga máxima, mas que ocorrem “separadas” por uma grande deflexão, que é tanto maior quanto mais rígida é a placa. Isto é, a placa após a carga de início de dano apresenta uma grande deformação sem que haja um aumento de carga, contrariamente ao que acontece no sistema quasi-isotrópico onde, a seguir à carga crítica de dano, um aumento de deflexão é acompanhado por um grande aumento da carga máxima suportada.

- As Figuras A2.5 e A2.8 mostram que não é identificável uma carga crítica de dano nas curvas de força-deslocamento, obtidas nos ensaios de impacto, devido às oscilações que apresentam.

5.5.2.3 Duração dos ensaios quasi-estático e de impacto

A duração de cada ensaio, quasi-estático e de impacto, inclui o tempo da fase de carregamento e o tempo da fase de descarregamento.

A Tabela 5.17 reúne os tempos de duração dos ensaios quasi-estáticos e de impacto e as Figuras A2.3 e A2.6 mostram os históricos da força de contacto no ensaio de impacto, isto é, a variação da força exercida sobre a placa pela extremidade do impactor desde o instante em que a toca até se dar o ressalto.

Os ensaios quasi-estáticos foram realizados à velocidade de 1.2 mm/min , pelo que o tempo de duração deste tipo de carregamento se situou entre 4.86 minutos, correspondente à configuração de maior índice de flexibilidade, no material cruzado anti-simétrico e 9.74 minutos na configuração menos flexível de material quasi-isotrópico.

Os ensaios de impacto ocorreram entre 8.44 ms para a geometria de menor flexibilidade de material cruzado anti-simétrico e 12.6 ms para a configuração de maior flexibilidade de material quasi-isotrópico.

Tanto no ensaio quasi-estático como no de impacto, para a mesma geometria, o material com empilhamento quasi-isotrópico, é o que apresenta maior tempo de duração.

Nos ensaios quasi-estáticos, para os dois sistemas de material considerados, o tempo de duração do ensaio cresce com a redução da flexibilidade da placa, enquanto que a carga máxima atingida aumenta.

Nos ensaios de impacto, para os dois sistemas de material considerados, o tempo de duração do ensaio decresce com a redução da flexibilidade da placa.

Tabela 5.17 Tempo de duração dos ensaios (Conjunto 2).

ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Dimensões da placa [mm]	Material	Empilhamento	TEMPO DE DURAÇÃO	
				ENSAIO QUASI-ESTÁTICO [min]	ENSAIO IMPACTO [ms]
1.042	30×75×2.4	VE-1A	$[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$	6.06	12.6
		VE-1B	$[0/90]_8$	4.86	10.5
0.625	50×75×2.4	VE-1A	$[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$	9.64	10.7
		VE-1B	$[0/90]_8$	5.80	9.38
0.446	70×75×2.4	VE-1A	$[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$	9.74	9.47
		VE-1B	$[0/90]_8$	7.73	8.44

5.5.2.4 Análise e caracterização do dano

As Figuras A2.15 a A2.18 do Anexo 2 mostram as imagens do dano resultante dos ensaios quasi-estáticos, enquanto que as Figuras A2.19 a A2.22 mostram as imagens do dano produzido pelos ensaios de impacto.

A observação destas imagens permite verificar que:

- A extensão do dano é mais pronunciada na face contrária à actuação do impactor, tanto no sistema de material quasi-isotrópico como no cruzado anti-simétrico.

- A configuração da área delaminada, observada na face oposta à da aplicação da carga, no caso do sistema material quasi-isotrópico, caracteriza-se por uma rotura central em “X” segundo as direcções $\pm 45^\circ$ e globalmente assume a forma de um laço. No material cruzado anti-simétrico o dano assenta numa linha transversal ao vão, na geometria da placa mais flexível, evoluindo para a forma de cruz nas direcções 0° e 90° , nas duas geometrias menos flexíveis. Nestes casos o dano transversal é sempre mais pronunciado.

- As imagens do dano proveniente dos ensaios de impacto, têm formas idênticas às já descritas para o ensaio quasi-estático. No caso do material cruzado anti-simétrico o dano é muito reduzido assumindo uma forma quase circular em todos os casos.

5.5.2.5 Dimensão do dano

Os valores da área e do comprimento de dano apresentam-se na Tabela 5.18.

As Figuras 5.29 e 5.30 mostram a variação da área de dano e do maior comprimento de delaminação, em função da flexibilidade da placa, respectivamente.

Tabela 5.18 Áreas e comprimentos de dano (Conjunto 2)

ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Dimensões da placa [mm]	Empilhamento	ENSAIO QUASI-ESTÁTICO		ENSAIO IMPACTO	
			Comprimento de dano [mm]	Área de dano [mm ²]	Comprimento de dano [mm]	Área de dano [mm ²]
1.042	30×75×2.4	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	21.00	96.30	27.90	154.0
		[0/90] ₈	21.10	59.60	5.66	16.37
0.625	50×75×2.4	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	26.50	216.0	18.30	102.0
		[0/90] ₈	17.70	65.20	4.23	13.24
0.446	70×75×2.4	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	38.40	379.0	13.40	69.8
		[0/90] ₈	32.00	180.0	4.00	7.69

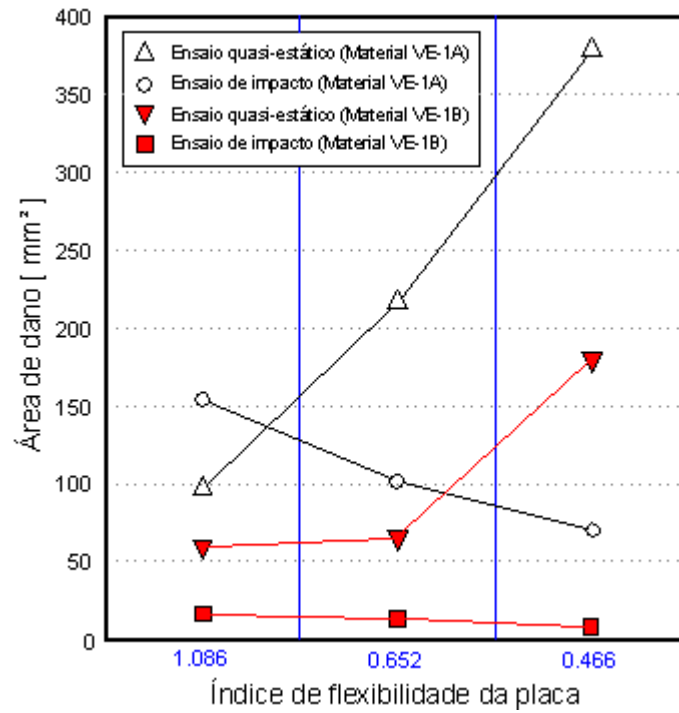


Figura 5.29 Área de delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 2)

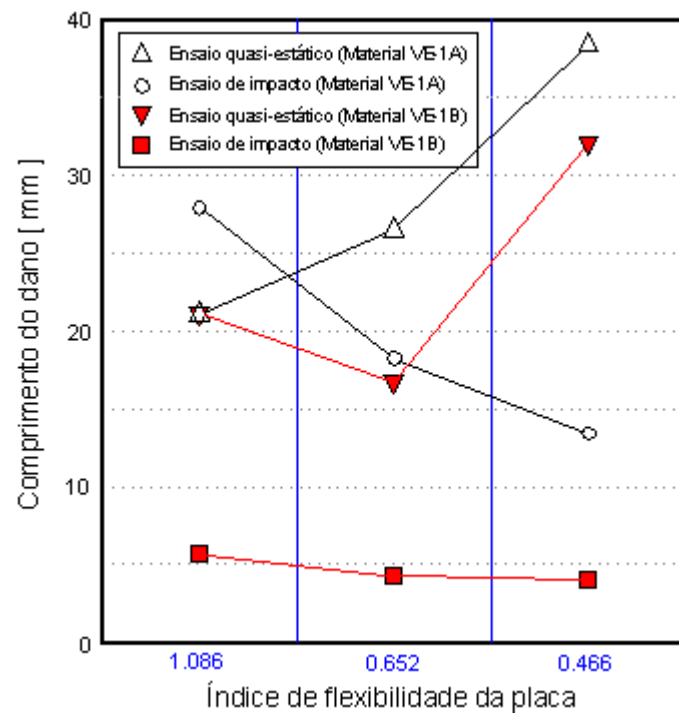


Figura 5.30 Maior comprimento da delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 2)

A análise da Tabela 5.18 e das Figuras 5.29 e 5.30, permite constatar que:

- A área de dano provocada pelos ensaios quasi-estáticos, em ambos os materiais, cresce com a diminuição da flexibilidade da placa, sendo este crescimento mais acentuado no material quasi-isotrópico. Ao invés, a área de dano resultante dos ensaios de impacto decresce com a flexibilidade das placas, sendo também no material quasi-isotrópico onde este decréscimo mais se evidencia.

- O material quasi-isotrópico apresenta um comprimento de dano crescente com a redução da flexibilidade da placa, enquanto que os ensaios de impacto provocam comprimentos de dano, em ambos os materiais, decrescentes com a flexibilidade, sendo também aqui o sistema material quasi-isotrópico, onde este facto é mais marcante.

5.5.3 Ensaio efectuados aos provetes do Conjunto 3

As 3 placas de cada material, *VE-1A* e *VE-1B*, sujeitas ao ensaio quasi-estático foram classificadas com índices de flexibilidade e identificadas de acordo com as Tabelas 5.19 e 5.20.

Tabela 5.19 Identificação das placas de vidro-epóxico VE-1A (Conjunto3).

Material quasi-isotrópico (VE-1A)			
ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Empilhamento	Dimensões da placa [mm]	Identificação da placa
0.521	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	75×125×2.4	QE1A75×125
0.417		75×100×2.4	QE1A75×100
0.313		75×75×2.4	QE1A75×75

Tabela 5.20 Identificação das placas de vidro-epóxico VE-1B (Conjunto3).

Material cruzado anti-simétrico (VE-1B)			
ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Empilhamento	Dimensões da placa [mm]	Identificação da placa
0.521	[0/90] _s	75×125×2.4	QE1B75×125
0.417		75×100×2.4	QE1B75×100
0.313		75×75×2.4	QE1B75×75

Realizados os ensaios quasi-estáticos foram obtidas as curvas de força-deslocamento conforme se mostra um exemplo na Figura 5.31, de onde se tiraram os valores da carga crítica de início de dano, da carga máxima e os correspondentes deslocamentos.

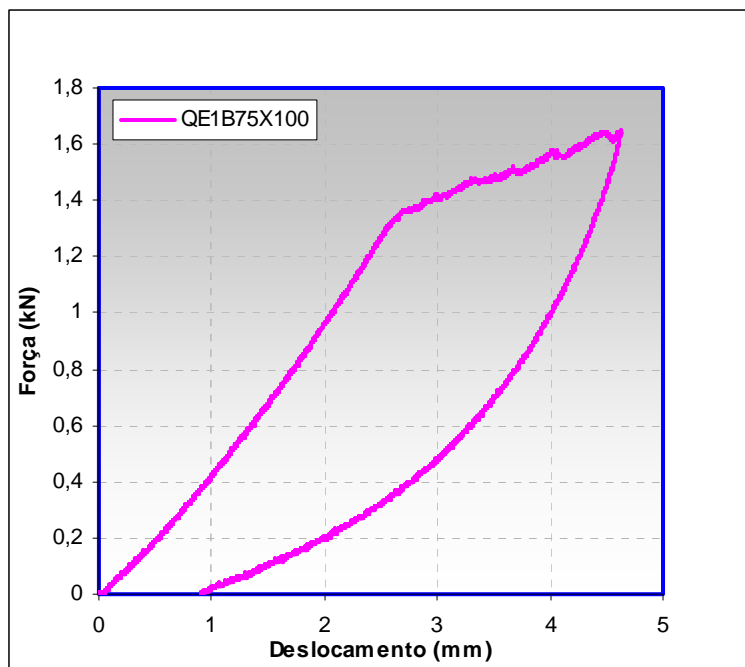


Figura 5.31 Força versus deslocamento num ensaio quasi-estático

Nas Figuras A3.1 a A3.2 do Anexo 3 mostram-se as sobreposições das curvas de força-deslocamento correspondentes a cada geometria, para os materiais *VE-1A* e *VE-1B*.

As 3 placas de cada material, *VE-1A* e *VE-1B*, submetidas ao ensaio de impacto, foram também identificadas, de acordo com as Tabelas 5.21 e 5.22, afim de facilitar a análise dos resultados. Nelas se apresentam também os valores da altura de queda do impactor e a correspondente velocidade de impacto, aproximados pelas expressões (5.5) e (5.6) e resultantes dos ensaios experimentais, para as 3 placas de cada material *VE-1A* e *VE-1B*.

Tabela 5.21 Velocidades de impacto para o sistema material *VE-1A* (Conjunto3)

Material quasi-isotrópico (VE-1A)					
ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Identificação da placa	Altura de queda [mm]		Velocidade de impacto	
		Calculada	Ensaio	Calculada	Ensaio
0.521	IMP1A75×125	201	145	1.98	1.69
0.417	IMP1A75×100	165	132	1.80	1.61
0.313	IMP1A75×75	138	101	1.64	1.41

Tabela 5.22 Velocidades de impacto para o sistema material VE-1B (Conjunto3)

Material quasi-isotrópico (VE-1A)					
ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Identificação da placa	Altura de queda [mm]		Velocidade de impacto	
		Calculada	Ensaio	Calculada	Ensaio
0.521	IMP1B75×125	177	102	1.86	1.41
0.417	IMP1B75×100	140	91	1.66	1.34
0.313	IMP1B75×75	111	80	1.47	1.25

A Tabela 5.23 reúne as cargas máximas e os deslocamentos correspondentes, para os carregamentos quasi-estático e de impacto de todas as dimensões das placas e sistemas de material considerados. Como se verifica as cargas máximas conseguidas nos ensaios de impacto para os laminados de vidro-epóxico *VE-1A* e *VE-1B* são praticamente coincidentes com as obtidas nos ensaios quasi-estáticos, sendo deste modo possível efectuar, com fiabilidade, um estudo de correlação entre estes dois tipos de carregamento, tendo como base este parâmetro.

Tabela 5.23 Cargas de início de dano, cargas máximas e deslocamentos (Conjunto 3)

ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	ENSAIO QUASI-ESTÁTICO						ENSAIO IMPACTO			
	Identificação da placa	Ponto de início de dano			Ponto de carga máxima		Identificação da placa	Ponto de carga máxima		
		Deslocamento [mm]	Força [kN]	% (*)	Deslocamento [mm]	Força [kN]		Deslocamento [mm]	Força [kN]	
0,521	QE1A75×125	3.49	1.600	81.6	5.49	1.960	IMP1A75×75	3.71	1.960	
	QE1B75×125	2.77	1.308	77.2	5.63	1.694	IMP1B75×75	3.25	1.694	
0.417	QE1A75×100	2.92	1.528	78.5	4.55	1.946	IMP1A75×100	3.49	1.947	
	QE1B75×100	2.71	1.363	83.4	4.62	1.634	IMP1B75×100	3.17	1.634	
0.313	QE1A75×75	2.86	1.480	78.3	3.94	1.889	IMP1A75×125	3.47	1.885	
	QE1B75×75	2.52	1.553	97.6	3.75	1.592	IMP1B75×125	2.81	1.592	

(*) Percentagem da carga de início de dano relativamente à carga máxima

Nas Figuras A3.3 a A3.8 do Anexo 3 mostram-se para os dois sistemas de material considerados os históricos da força de contacto, da deflexão ao centro da placa e os gráficos da força-deslocamento, para posterior análise.

5.5.3.1 Relação força-deslocamento nos ensaios estáticos e de impacto

Para cada geometria e sistema material considerados, quasi-isotrópico e cruzado anti-simétrico, foram traçadas no mesmo gráfico a sobreposição das curvas de força-deslocamento resultantes dos ensaios quasi-estáticos e dos de impacto, como se mostra nas Figuras A3.9 a A3.14 do Anexo 3.

Da análise destas curvas verificou-se o seguinte:

- Nos ensaios de impacto, para os dois tipos de material, as curvas apresentam maior oscilação, proveniente das vibrações associadas ao processo dinâmico, do que as dos ensaios quasi-estáticos.

- Para todas as geometrias e nos dois materiais considerados a energia absorvida nos ensaios quasi-estáticos é superior à dos de impacto, crescendo esta diferença com a flexibilidade da placa.

- É interessante notar que no caso das placas de material quasi-isotrópico, sujeitas ao carregamento quasi-estático, a seguir ao ponto onde se verifica a carga crítica de início de dano até à carga máxima, a inclinação da curva vai diminuindo com o aumento da flexibilidade (Figura A3.1).

- Em ambos os materiais a diferença entre a deflexão ao centro da placa no ponto onde ocorre a carga crítica de dano e a deflexão correspondente à carga máxima, cresce com a flexibilidade das placas.

- A parte das curvas correspondente à fase de carregamento nos ensaios quasi-estáticos e de impacto, em cada configuração geométrica, ajustam-se bem, sendo nalguns casos praticamente coincidentes, indicando assim que o deslocamento ao centro da placa é idêntico para a mesma carga, independentemente da velocidade da sua aplicação, (Figuras A3.9 a A3.14).

5.5.3.2 Carga crítica de início de dano e carga máxima

Em todas as configurações e para os dois materiais é possível identificar nas curvas resultantes dos ensaios quasi-estáticos uma carga crítica de início de dano, contrariamente ao que acontece para os ensaios de impacto, onde os mecanismos de falha vão ocorrendo sem que haja uma queda brusca notável da carga, antes do seu valor máximo.

As curvas de força-deslocamento das Figuras A3.1 e A3.2 do Anexo 3 mostram que, em cada sistema de material, a energia absorvida nas três geometrias é claramente crescente à medida que a flexibilidade aumenta.

A partir da Tabela 5.23 verifica-se que o material quasi-isotrópico apresenta uma carga crítica de início de dano decrescente com a diminuição da flexibilidade da placa, enquanto que no cruzado anti-simétrico acontece o contrário.

As cargas de início de dano, para o material quasi-isotrópico decrescem com a flexibilidade da placa, enquanto que para o cruzado anti-simétrico acontece o inverso.

Para a mesma geometria as cargas de início de dano são superiores no material cruzado anti-simétrico, exceptuando a configuração de menor flexibilidade.

À medida que a flexibilidade aumenta as cargas de início de dano, para o material quasi-isotrópico, aproximam-se da carga máxima (Tabela 5.23), enquanto que para o cruzado anti-simétrico acontece o contrário.

As cargas máximas e os deslocamentos correspondentes, para ambos os sistemas de material considerados, são decrescentes com a diminuição da flexibilidade da placa.

Para cada geometria, as cargas máximas obtidas nas placas de empilhamento quasi-isotrópico são superiores às atingidas nos laminados cruzados anti-simétricos.

Os deslocamentos correspondentes às cargas máximas resultantes dos ensaios de impacto, para cada geometria, são maiores nas placas de material quasi-isotrópico do que nas de material cruzado anti-simétrico.

Os deslocamentos correspondentes às cargas máximas, resultantes dos ensaios quasi-estáticos, são superiores aos correspondentes obtidos nos ensaios de impacto.

5.5.3.3 Duração dos ensaios quasi-estático e de impacto

A duração de cada ensaio, quasi-estático e de impacto, inclui o tempo da fase de carregamento e o tempo da fase de descarregamento.

A Tabela 5.24 reúne os tempos de duração dos ensaios quasi-estáticos e de impacto.

As Figuras A3.3 e A3.6 do Anexo 3, mostram os historiais da força de contacto no ensaio de impacto, isto é, a variação da força exercida sobre a placa pela ponta do impactor a partir do instante em que a toca até se dar o ressalto.

Os ensaios quasi-estáticos foram realizados à velocidade de 1.2 mm/min , pelo que o tempo de duração destes se situou entre 5.71 min , correspondente à configuração de menor índice de flexibilidade, no material cruzado anti-simétrico e 8.01 min na placa mais flexível do mesmo material.

Tabela 5.24 Tempo de duração dos ensaios (Conjunto 3).

ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Dimensões da placa [mm]	Material	Empilhamento	TEMPO DE DURAÇÃO	
				ENSAIO QUASI-ESTÁTICO [min]	ENSAIO IMPACTO [ms]
0.521	75×125×2.4	VE-1A	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	7.90	7.34
		VE-1B	[0/90] ₈	8.01	7.70
0.417	75×100×2.4	VE-1A	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	6.62	7.17
		VE-1B	[0/90] ₈	6.95	7.67
0.313	75×75×2.4	VE-1A	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	5.99	7.08
		VE-1B	[0/90] ₈	5.71	7.18

Os ensaios de impacto ocorreram entre 7.08 *ms* para a geometria de menor flexibilidade de material quasi-isotrópico e 7.70 *ms* para a configuração mais flexível no laminado cruzado anti-simétrico.

O tempo de duração dos ensaios quasi-estático e de impacto, para ambos os sistemas de material, decrescem com a flexibilidade da placa.

Para cada geometria, nos ensaios de impacto, o tempo de duração é superior no material cruzado anti-simétrico.

5.5.3.4 Análise e caracterização do dano

As Figuras A3.15 a A3.18 do Anexo 3 mostram as imagens do dano resultante dos ensaios quasi-estáticos, enquanto que as Figuras A3.26 a A3.29 mostram as imagens do dano produzido pelos ensaios de impacto.

A observação destas imagens permite verificar que:

- A extensão do dano é mais pronunciada na face contrária à actuação do impactor, tanto no sistema de material quasi-isotrópico como no cruzado anti-simétrico.

- A área delaminada resultante do ensaio quasi-estático, observada na face de actuação do impactor, no caso do sistema material quasi-isotrópico, apresenta uma forma elíptica em que o eixo maior cresce com a flexibilidade, paralelamente ao maior lado da placa. A observação das mesmas placas, do lado oposto, revela um dano caracterizado por duas linhas curvas cruzadas, crescentes com a flexibilidade da placa, apresentando uma delaminação central de forma rômbrica, cada vez mais definida com o aumento da flexibilidade. Os lados

deste losango estão contidos nas direcções $\pm 45^\circ$. Nas placas rectangulares a linha curva cruzada paralela ao maior lado da placa é a de maior comprimento.

- A área de dano que se observa nas placas de material cruzado anti-simétrico mostra claramente a forma de uma cruz tanto nas imagens obtidas do lado onde se aplicou a carga como nas do lado oposto, sendo no entanto aqui muito mais bem definida e extensa. Na placa de menor flexibilidade (75×75) mm a “cruz” do dano possui duas linhas de igual comprimento e à medida que o comprimento da placa aumenta (75×100) mm e (75×125) mm, cresce a linha de dano paralela ao maior lado da placa.

- O dano resultante do impacto no material quasi-isotrópico, observado na face onde foi aplicada a carga, caracteriza-se por uma forma circular com uma ligeira delaminação, crescente com a flexibilidade da placa, em torno da calote de indentação. O dano visto da face oposta caracteriza-se também por ter uma forma aproximadamente circular mas com uma linha de rotura transversal a 0° tão mais acentuada quanto maior é a flexibilidade da placa. Quanto ao material cruzado anti-simétrico o dano visto da face onde foi aplicada a carga, reduz-se praticamente ao círculo da indentação com uma pequena auréola de delaminação e observado na face oposta tem a mesma forma circular mas com maior diâmetro. Na placa de menor flexibilidade começa a notar-se ao centro da área de dano um núcleo de rotura através de duas pequenas linhas transversais paralelas.

5.5.3.5 Dimensão do dano

Os valores da área e do comprimento de dano apresentam-se na Tabela 5.25.

As Figuras 5.32 e 5.33 mostram a variação da área de dano e do maior comprimento de delaminação, em função da flexibilidade da placa, respectivamente.

Tabela 5.25 Áreas e comprimentos de dano (Conjunto 3)

ÍNDICE DE FLEXIBILIDADE	Dimensões da placa [mm]	Empilhamento	ENSAIO QUASI-ESTÁTICO		ENSAIO IMPACTO	
			Comprimento de dano [mm]	Área de dano [mm ²]	Comprimento de dano [mm]	Área de dano [mm ²]
0.521	75×125×2.4	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	21.96	160.22	13.12	89.84
		[0/90] ₈	24.17	218.99	8.39	47.65
0.417	75×100×2.4	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	20.76	134.43	10.51	56.82
		[0/90] ₈	18.95	161.75	7.45	37.47
0.313	75×75×2.4	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s	13.94	100.57	8.89	48.04
		[0/90] ₈	16.20	109.06	6.08	26.73

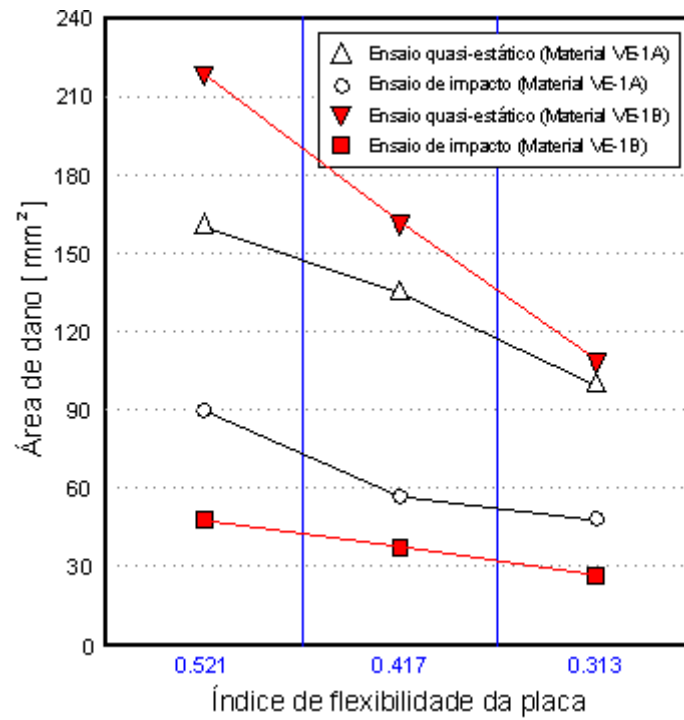


Figura 5.32 Área de delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 3).

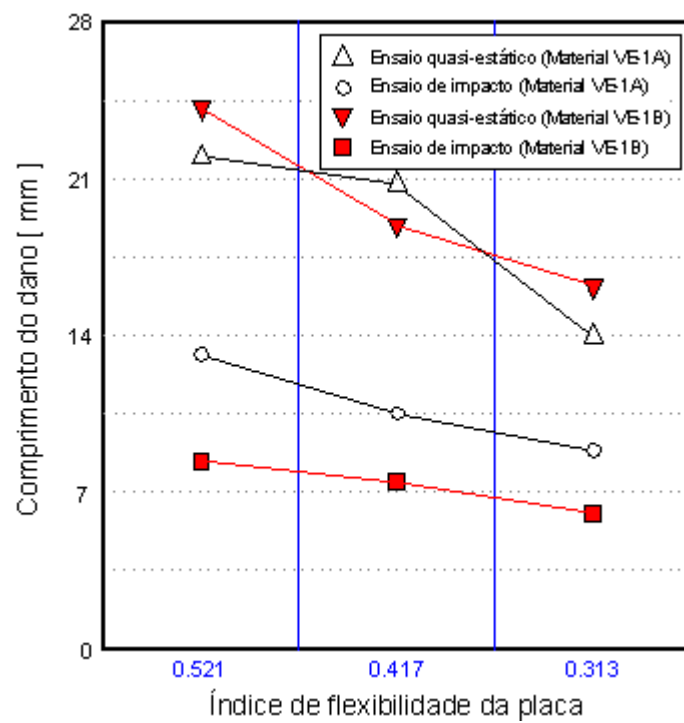


Figura 5.33 Maior comprimento da delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 3).

A análise da Tabela 5.25 e das Figuras 5.32 e 5.33, permite verificar que:

- Nos ensaios quasi-estáticos e de impacto, para ambos os materiais, a área e o maior comprimento de dano, decrescem com a flexibilidade da placa.
- Os ensaios quasi-estáticos, em ambos os materiais, provocam maiores áreas e comprimentos de dano do que os de impacto.
- Para cada geometria, o sistema material cruzado anti-simétrico é o que apresenta maior área de dano resultante dos ensaios quasi-estáticos.
- Nos ensaios de impacto é o material quasi-isotrópico que apresenta valores mais elevados de área de dano e também de comprimentos de dano.
- Na configuração menos flexível as placas de ambos os materiais apresentam uma área de dano idêntica, resultante do ensaio quasi-estático.
- É na geometria mais flexível que as áreas de dano entre ensaios, para ambos os materiais, apresentam maiores diferenças, acontecendo o inverso na configuração menos flexível.

5.5.4 Estudo do impacto a diferentes níveis de energia (Conjunto 4)

Foram usadas neste estudo as placas do Conjunto 4. Todas tinham igual geometria (60×60×2.4) *mm*, foram encastradas nas quatro arestas e submetidas a testes de impacto com diferentes níveis de energia cinética, seleccionando para isso as alturas de queda 80, 160, 320, 640, 853, 900, 930, 960 e 1280 *mm*. Considerando o impactor como um corpo rígido em queda livre a sua velocidade inicial teórica, no instante correspondente ao contacto, é dada pela conhecida expressão (5.6):

$$v_0 = \sqrt{2gh}$$

onde, *h* é a altura do centro de gravidade da massa do impactor relativamente à superfície de referência e *g* a aceleração da gravidade. Porém, o impactor não é completamente livre e devido ao atrito as velocidades registadas pela máquina de impacto utilizada apresentaram ligeiras reduções. As velocidades de impacto calculadas, correspondentes às alturas de queda atrás mencionadas, foram 1.25, 1.77, 2.50, 3.54, 4.09, 4.20, 4.27, 4.34 e 5.00 *m/s*, respectivamente. Assim, como se pretendia, o material das placas foi sujeito a diferentes velocidades de deformação, desde a situação em que o impactor colide e ressalta até à perfuração da placa.

As 9 placas de cada material, submetidas ao ensaio de impacto, foram identificadas, de acordo com as Tabelas 5.26 e 5.27, a fim de facilitar a análise dos resultados.

Tabela 5.26 Velocidades de impacto para o sistema material VE-A (Conjunto4)

Material quasi-isotrópico (VE-A) [45₂/+90₂/-45₂/+0₂]_s		
Identificação da placa	Altura de queda [mm]	Velocidade de impacto [m/s]
TestA80	80	1.25
TestA160	160	1.77
TestA320	320	2.50
TestA640	640	3.54
TestA853	853	4.09
TestA900	900	4.20
TestA930	930	4.27
TestA960	960	4.34
TestA1280	1280	5.00

Tabela 5.27 Velocidades de impacto para o sistema material VE-B (Conjunto4)

Material cruzado simétrico (VE-B) [0₂/90₂]_{2s}		
Identificação da placa	Altura de queda [mm]	Velocidade de impacto [m/s]
TestB80	80	1.25
TestB160	160	1.77
TestB320	320	2.50
TestB640	640	3.54
TestB853	853	4.09
TestB900	900	4.20
TestB930	930	4.27
TestB960	960	4.34
TestB1280	1280	5.00

As Figuras 5.34 e 5.35 mostram as curvas de força-deslocamento, enquanto que as Figuras 5.36 e 5.37 mostram as curvas de energia versus deslocamento, para os dois sistemas de material considerados, correspondentes às diferentes velocidades de impacto.

Pretendeu-se com este programa de ensaios analisar, as curvas de força-deslocamento sob o ponto de vista energético e o correspondente dano produzido.

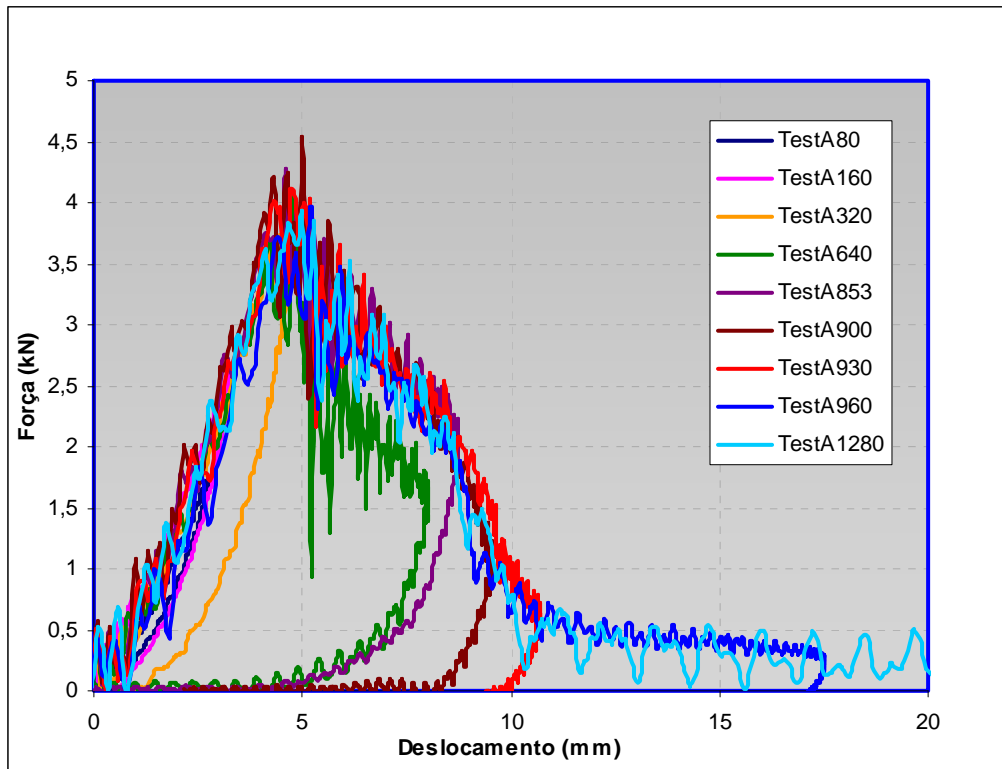


Figura 5.34 Força versus deslocamento nos ensaios de impacto (Material VE-A).

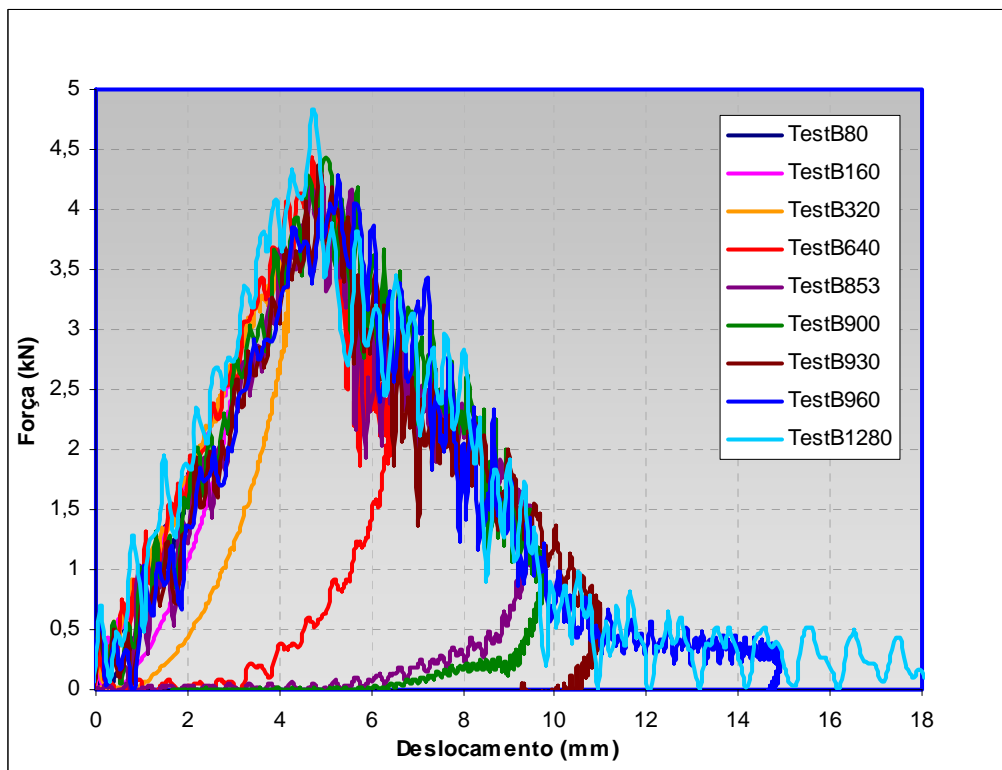


Figura 5.35 Força versus deslocamento nos ensaios de impacto (Material VE-B).

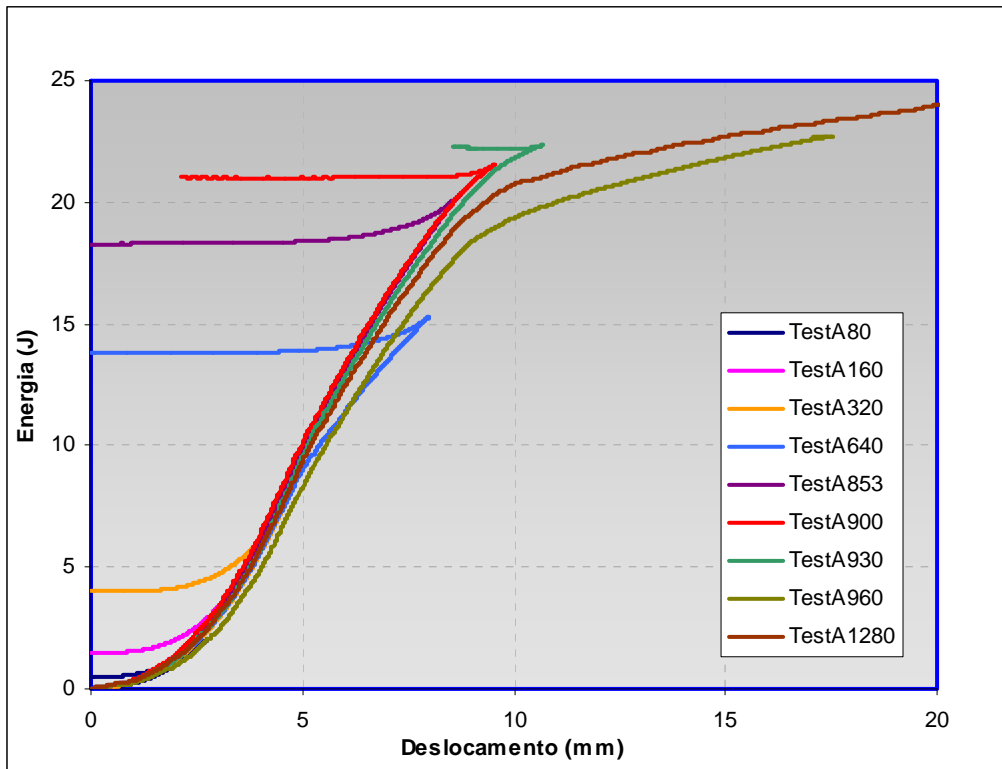


Figura 5.36 Energia versus deslocamento nos ensaios de impacto (Material VE-A).

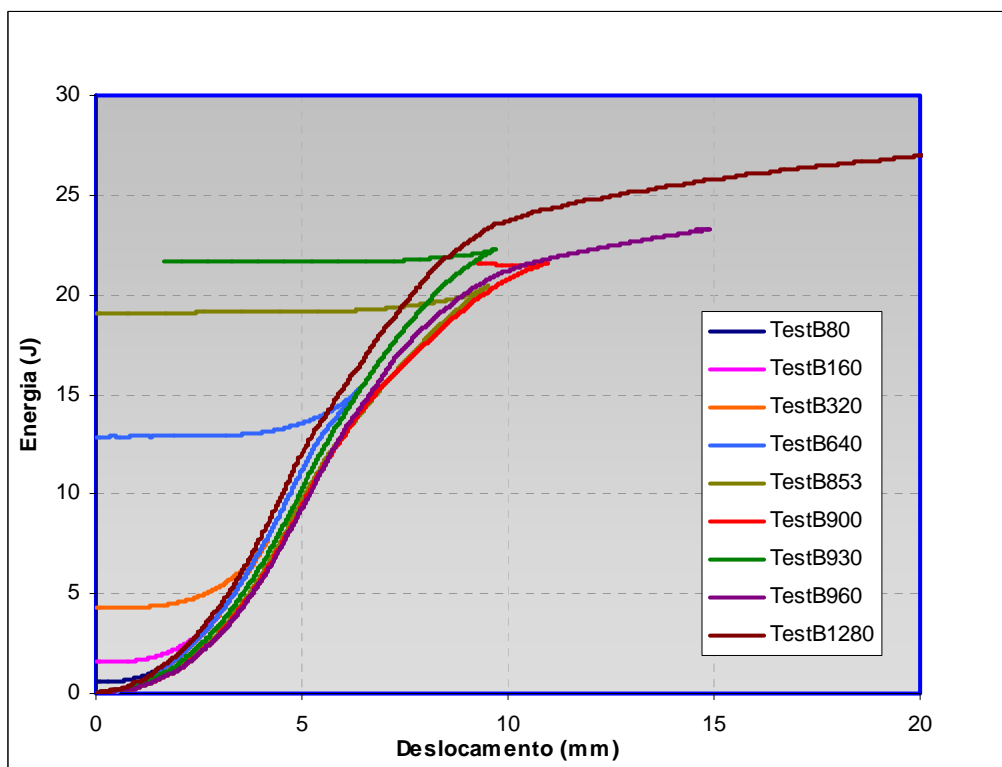


Figura 5.37 Energia versus deslocamento nos ensaios de impacto (Material VE-B).

5.5.4.1 Análise e caracterização do dano

As imagens de dano apresentam-se no Anexo 4, para o material quasi-isotrópico nas Figuras A4.1 a A4.4 e para o material cruzado simétrico nas Figuras A4.3 e A4.4.

A observação das imagens de dano referentes ao material quasi-isotrópico permitem concluir que:

- Para as velocidades de impacto mais baixas o dano confina-se à zona indentada, crescendo para além desta até à velocidade de 4.09 m/s . A partir desta velocidade a área delaminada mantém-se praticamente constante visto que passou a haver penetração.

- Para as velocidades de impacto mais elevadas, o dano produzido na face inferior é extenso com deformação residual acentuada, porém, na maioria dos casos o material ainda é capaz de repelir o impactor.

- O dano é maior na face oposta à da colisão do impactor, evidenciando assim uma rotura por tracção, mais acentuada, das fibras pertencentes às lâminas inferiores, como se pode observar na Figura A4.2. Deste modo como as lâminas 1 e 2 têm fibras orientadas a 45° o dano caracteriza-se por uma marcante linha de rotura e área de delaminação projectada com essa orientação. É perceptível, embora de forma mais ténue, o dano que ocorreu nas lâminas das posições 3 e 4, onde as fibras estão orientadas a 90° . Nas lâminas mais interiores, onde as fibras estão a -45 e 0° as tensões são bastante menores, por se situarem na vizinhança da fibra neutra da placa e o dano nelas produzido é reduzido não contribuindo assim para alterar a forma imposta pelas lâminas inferiores, mais distantes da fibra neutra e por conseguinte mais traccionadas.

A observação das imagens de dano referentes ao material cruzado-simétrico permitem concluir que:

Para o material cruzado simétrico as conclusões são idênticas às atrás tiradas para o material quasi-isotrópico. Aqui porém, a área delaminada caracteriza-se por apresentar uma forma quase circular para as menores velocidades de impacto e em losango, com a maior diagonal a 0° , para as velocidades médias. A partir da velocidade de 4.27 m/s a área de delaminação é praticamente constante devido à penetração e estende-se ao longo da linha de rotura a 0° (orientação das duas lâminas situadas nas posições 1 e 2). De modo análogo ao que aconteceu no caso do material quasi-isotrópico a linha de rotura mais acentuada ocorreu na face oposta à da aplicação do impacto, segundo a direcção 0° , imposta pela orientação das fibras das lâminas inferiores.

5.5.4.2 Dimensão do dano

A Tabela 5.28 reúne os valores encontrados para as áreas e comprimentos máximos de dano. As Figuras 5.38 e 5.39 apresentam os gráficos correspondentes.

Tabela 5.28 Áreas e comprimentos de dano (Conjunto 4)

Altura de queda [mm]	Velocidade de impacto [m/s]	Empilhamento	Comprimento de dano [mm]	Área de dano [mm ²]
80	1.25	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	9.35	47.11
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	8.43	45.84
160	1.77	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	15.23	138.0
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	12.73	112.0
320	2.50	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	25.22	236.0
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	18.69	208.0
640	3.54	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	33.64	455.0
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	34.75	445.0
853	4.09	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	86.12	1506
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	35.11	470.0
900	4.20	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	85.18	1499
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	44.70	635.0
930	4.27	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	85.80	1500
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	61.60	1066
960	4.34	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	86.55	1510
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	62.17	1064
1280	5.00	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] _s	86.62	1505
		[0 ₂ /90 ₂] _{2s}	61.91	1048

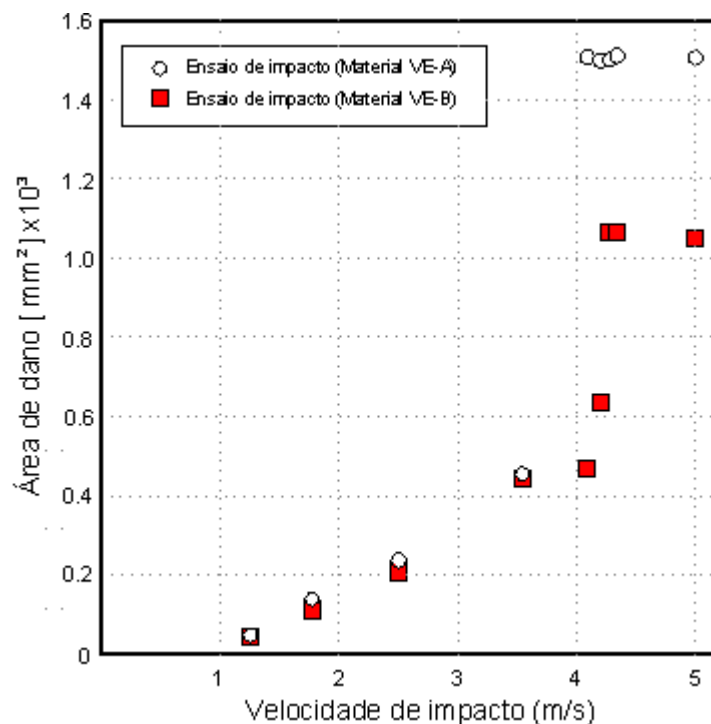


Figura 5.38 Área de delaminação em função da velocidade de impacto (Conjunto 4)

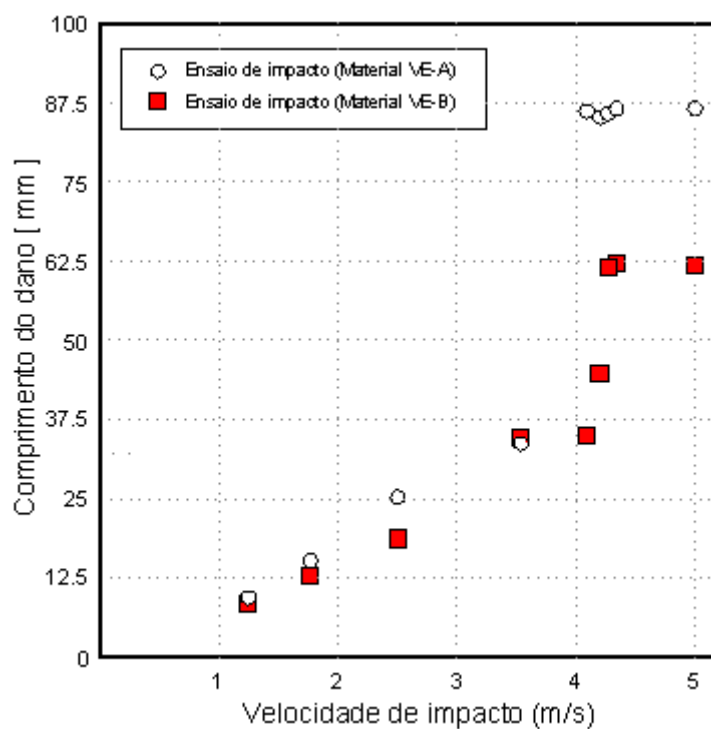


Figura 5.39 Maior comprimento da delaminação em função da velocidade de impacto (Conjunto 4)

A partir da Figura 5.38 constata-se que até à velocidade de 3.54 m/s as placas de ambos os sistemas de material exibem danos com áreas semelhantes, no entanto o cruzado simétrico apresenta sempre um valor ligeiramente inferior. A partir dos 4.09 m/s as placas de

empilhamento quasi-isotrópico apresentam uma área de dano muito superior, estabilizando esse valor até à velocidade máxima seleccionada. Isto acontece porque começa a haver penetração parcial da placa pelo impactor.

A penetração parcial nas placas de material cruzado simétrico começa a partir da velocidade de 4.27 *m/s*, evidenciando porém menor área de dano, cerca de 70% da verificada nas placas de material quasi-isotrópico, estabilizando também este valor até à velocidade máxima.

A variação do comprimento máximo de dano com as velocidades de impacto escolhidas (Figura 5.39) evolui de forma semelhante à da área de dano (Figura 5.38), pelo que são válidas idênticas considerações às atrás formuladas.

5.5.4.3 Análise energética

As Figuras 5.34 e 5.35 mostram as curvas de força-deslocamento para vários níveis de energia de impacto, referentes aos sistemas de material quasi-isotrópico e cruzado simétrico, respectivamente. Nestes dois conjuntos de curvas é possível identificar a transição do caso em que o impactor ressalta para aquele em que perfura a placa: as curvas representativas dos ressaltos dobram-se sobre elas próprias em direcção ao decréscimo do deslocamento, tendo assim um aspecto de laço, enquanto que nos casos de perfuração o deslocamento aumenta monotonicamente.

Para as condições de ensaio consideradas neste estudo, houve um período de transição, situado entre as velocidades (4.09 e 4.34 *m/s*) para o material quasi-isotrópico e (4.27 e 4.34 *m/s*) para o material cruzado simétrico, onde a energia absorvida pela placa aumenta devido aos fenómenos associados à degradação do material (Figuras 5.34 e 5.35), de tal modo que o impactor penetra parcialmente a placa.=

De assinalar a boa sobreposição das curvas, em ambos os casos, até ao ponto onde a energia inicialmente fornecida pelo impactor é completamente transferida para a placa.

A análise da dissipação da energia pode fazer-se a partir dos gráficos de energia de deformação em função do deslocamento do impactor, representados nas Figuras 5.36 e 5.37. Em ordenadas mostra-se a energia progressivamente transferida para a placa onde uma parte se transforma em energia elástica e outra se perde na fragmentação do material. Esta energia é obtida por integração simples do diagrama de força-deslocamento. O ponto máximo em cada curva dá-nos a energia de impacto, enquanto que a energia dissipada internamente pode ser lida na intersecção superior de cada curva com o eixo das ordenadas à esquerda, para os casos

em que ocorre o ressalto do impactor, ou é correspondente ao máximo deslocamento quando se verifica a perfuração. A partir destes gráficos, fornecidos pelo “software” da máquina de impacto, foram recolhidos os valores da energia de impacto, da energia dissipada internamente e da energia responsável pelo ressalto do impactor e que se apresentam nas Tabelas 5.29 e 5.30. Com base nestas tabelas foram traçados os gráficos de barras representados nas Figuras 5.40 e 5.41 com o objectivo de mostrarem, de forma mais explícita, as parcelas da energia envolvidas nos ensaios realizados aos dois tipos de material seleccionados.

Em ambas as tabelas é evidente o crescimento da percentagem de energia dissipada internamente à medida que a altura de queda aumenta, como resultado da degradação do material, contrariamente ao que acontece com a percentagem da energia de restituição, responsável pelo ressalto do impactor, que vai diminuindo até se anular.

Comparando os dois gráficos de barras pode verificar-se que o material cruzado simétrico permite que o ressalto do impactor ocorra para uma maior velocidade de impacto, só na velocidade de 5 *m/s* a energia de impacto foi completamente absorvida pela placa, enquanto que o material quasi-isotrópico a partir de 4.27 *m/s* praticamente já não sobrou energia para se dar o ressalto. Para os níveis de energia baixos, correspondentes às velocidades de impacto de 1.25 e 1.77 *m/s* os dois sistemas de material considerados mostram boa resistência ao impacto visto que quase toda a energia é libertada para o ressalto do impactor e a extensão do dano provocado é muito reduzida.

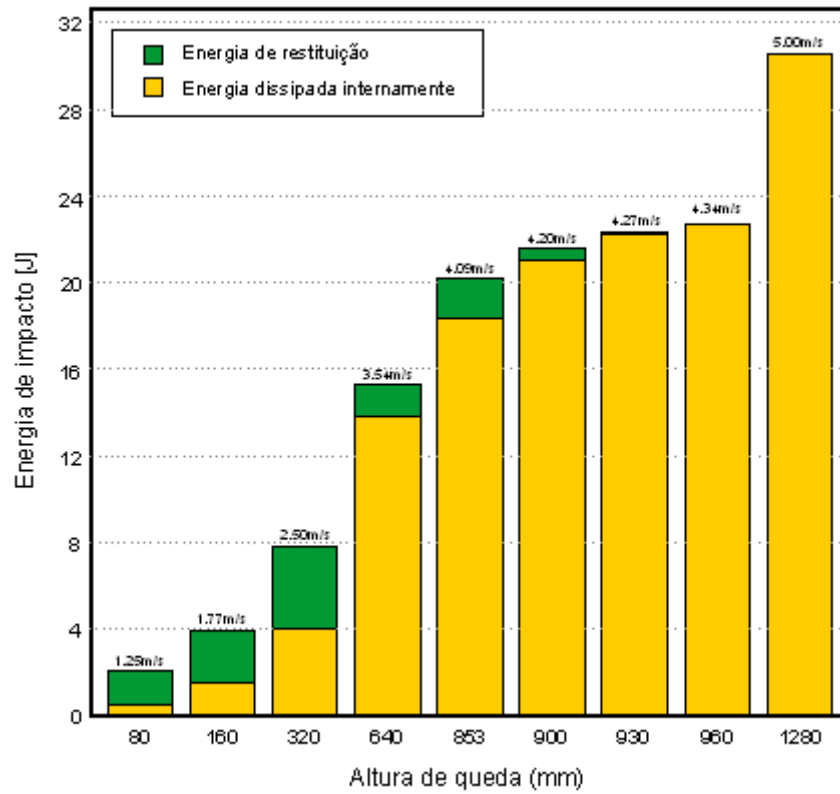


Figura 5.40 Balanço da energia nas placas de material quasi-isotrópico, VE-A

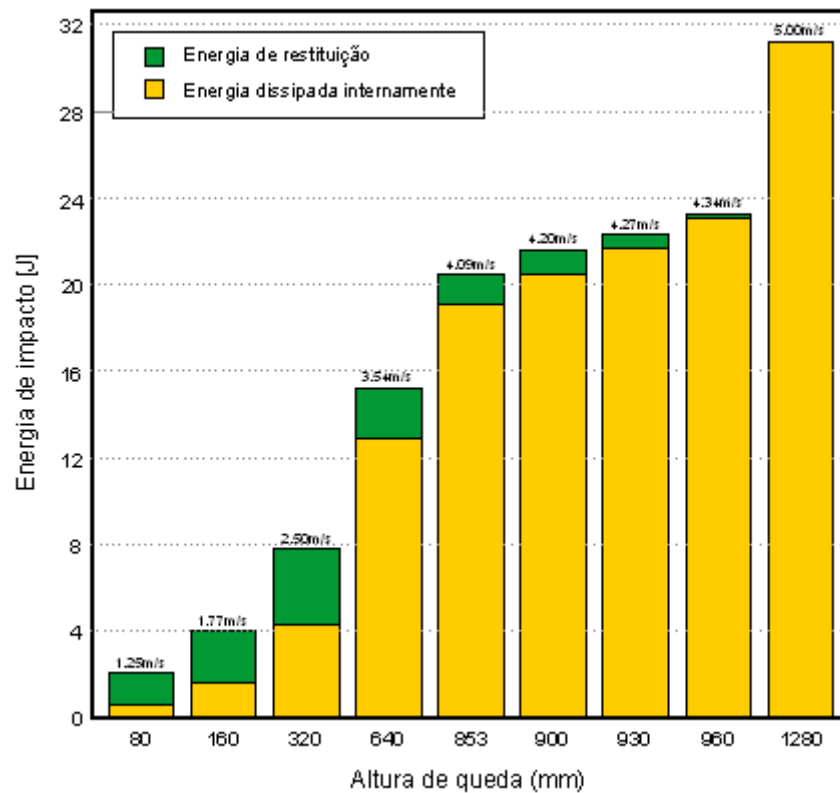


Figura 5.41 Balanço da energia nas placas de material cruzado anti-simétrico, VE-B

Tabela 5.29 Energias no impacto para o material quasi-isotrópico VE-A.

Material quasi-isotrópico (VE-A) $[45_2/+90_2/-45_2/+0_2]_s$					
Altura de queda [mm]	ENERGIA [J]				
	IMPACTO (E_0)	DISSIPADA INTERNAMENTE (E_{di})	% (*)	RESTITUIÇÃO (E_r)	% (*)
80	2.06	0.50	24.3	1.56	75.7
160	3.95	1.50	38.0	2.45	62.0
320	7.84	4.01	51.1	3.83	48.9
640	15.32	13.80	90.1	1.52	9.9
853	20.17	18.38	91.1	1.79	8.9
900	21.53	21.01	97.6	0.52	2.4
930	22.36	22.18	99.2	0.18	0.8
960	22.73	22.71	99.9	0.02	0.1
1280	30.57	30.57	100	0	0.0

(*) Percentagem da energia de impacto

Tabela 5.30 Energias no impacto para o material cruzado simétrico VE-B

Material cruzado simétrico (VE-B) $[0_2/90_2]_{2s}$					
Altura de queda [mm]	ENERGIA [J]				
	IMPACTO (E_0)	DISSIPADA INTERNAMENTE (E_{di})	% (*)	RESTITUIÇÃO (E_r)	% (*)
80	2.05	0.60	29.3	1.45	70.7
160	4.01	1.60	39.9	2.41	60.1
320	7.78	4.33	55.7	3.45	44.3
640	15.24	12.89	84.6	2.35	15.4
853	20.43	19.09	93.4	1.34	6.6
900	21.61	20.50	94.9	1.11	5.1
930	22.32	21.65	97.0	0.67	3.0
960	23.28	23.10	99.2	0.18	0.8
1280	31.21	31.21	100	0	0.0

(*) Percentagem da energia de impacto

5.5.4.4 Comportamento do impactor após colisão

Da análise das Figuras 5.34 e 5.35 podem distinguir-se três comportamentos distintos do impactor após colisão, em função do grau de dano provocado e consequentemente da energia absorvida pela placa: *ressalta*, *pára* ou *penetra a placa*.

- ***Ressalto do impactor***

Quando a placa absorve pouca energia o impactor ressalta depois da colisão. Este facto é claramente evidenciado nos quatro gráficos da Figura 5.42 onde se mostram a variação da força com o deslocamento do impactor, que permite avaliar a energia absorvida pela placa e os históricos do deslocamento, velocidade, força e energia. Na Figura 5.42 (d), pode facilmente identificar-se o tempo em que terminou o contacto, isto é, quando a força exercida entre a placa e a extremidade do impactor se anulou e que no presente caso se situa em aproximadamente 6 milissegundos. O balanço da energia em jogo neste processo é feito para este tempo, podendo deduzir-se daí uma aproximação da energia total dissipada pela placa, na iniciação e propagação das fracturas no interior do material.

Na Figura 5.42 (b) pode ainda ser identificado o tempo em que, após a queda livre, a velocidade se anulou ($\cong 3 \text{ ms}$). Este valor corresponde ao instante em que o impactor atingiu o máximo deslocamento (4.65 mm), conforme se pode verificar na Figura 5.42 (a).

Nos gráficos das Figuras 5.42 (c) e (d) reconhece-se um patamar a cerca de 3.6 kN, onde a curva muda bruscamente de aspecto devido à queda da força e a partir do qual a linha de tendência da curva volta a crescer mas com menor inclinação que a anterior e onde são notadas grandes oscilações. Alguns autores atribuem este facto à falha da primeira lâmina.

O gráfico representado na Figura 5.42 (c) evidencia a variação da força que o impactor exerce sobre a placa em função do seu deslocamento. Neste caso a curva fecha-se no ponto onde a força volta a anular-se. A área sob a curva dá-nos a energia de deformação que é inicialmente e progressivamente transferida do impactor para a placa e seguidamente devolvida da placa para o ressalto do impactor. A área incluída no interior do “laço” formado pela curva, representa a energia absorvida durante o impacto.

Na Figura 5.42 (d) pode ver-se no historial da energia de deformação que esta cresce progressivamente até que o deslocamento máximo seja atingido, decrescendo em

seguida gradualmente até o impactor se separar da placa. Desde este ponto até ao final do teste a placa não dissipa mais energia, libertando apenas a parte residual da energia elástica armazenada durante o contacto com o impactor. No instante final o valor da energia indicado no gráfico é o da dissipada pelo sistema.

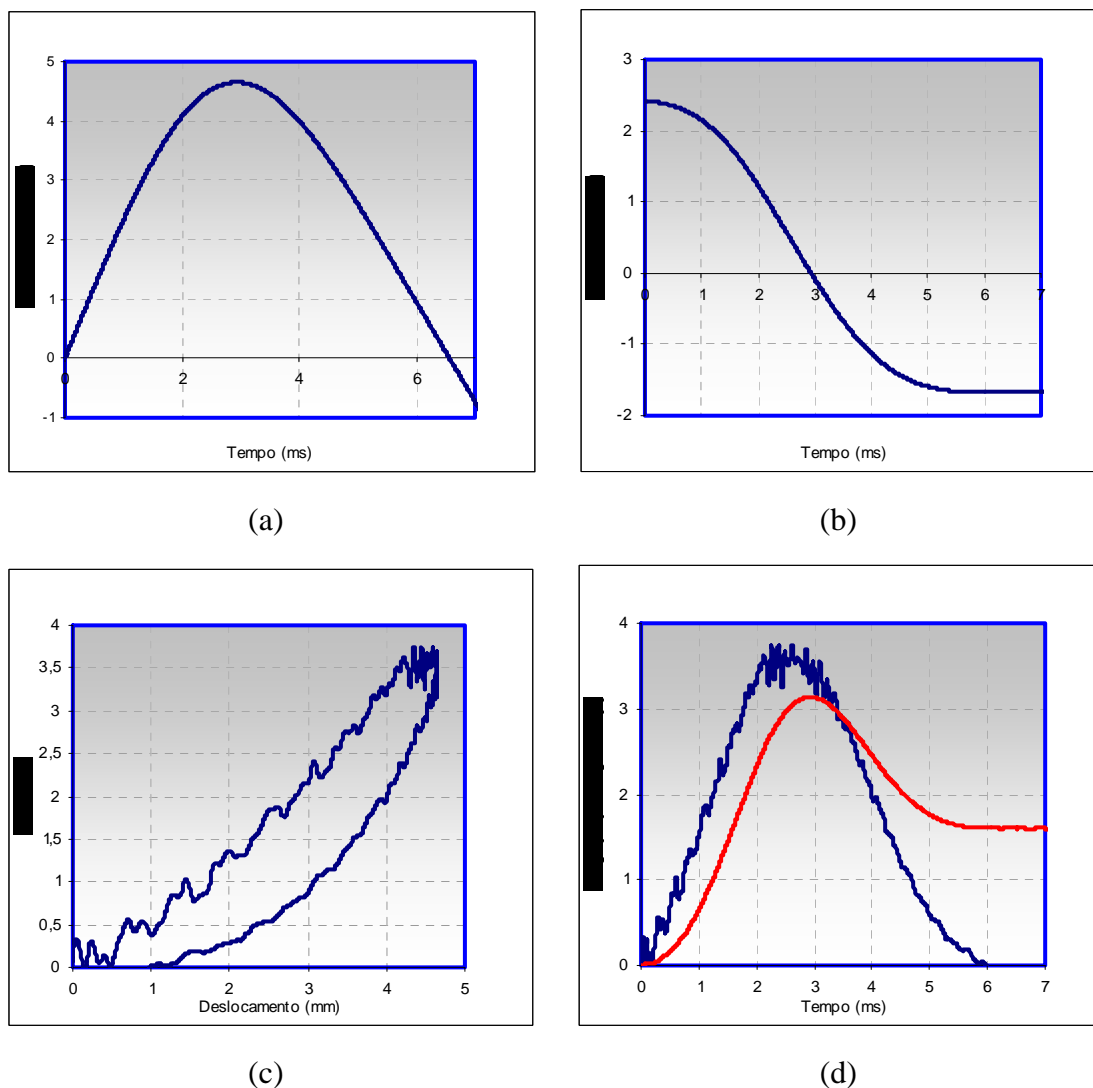


Figura 5.42 Curvas correspondentes ao impacto com ressalto do impactor

- **Paragem do impactor**

Esta situação limite e transitória ocorre quando o impactor pára sem ressaltar.

A Figura 5.43 reúne quatro gráficos onde se mostram a variação da força com o deslocamento do impactor, que permite avaliar a energia absorvida pela placa, e os historiais do deslocamento, velocidade, força e energia. Estes gráficos servem de base para o estudo do caso em que o impactor pára a seguir ao impacto.

Se após a queda não se verifica o ressalto é porque a placa não possui qualquer energia interna residual para trocar com o impactor, conforme se reconhece nas Figuras 5.43 (a) e (b).

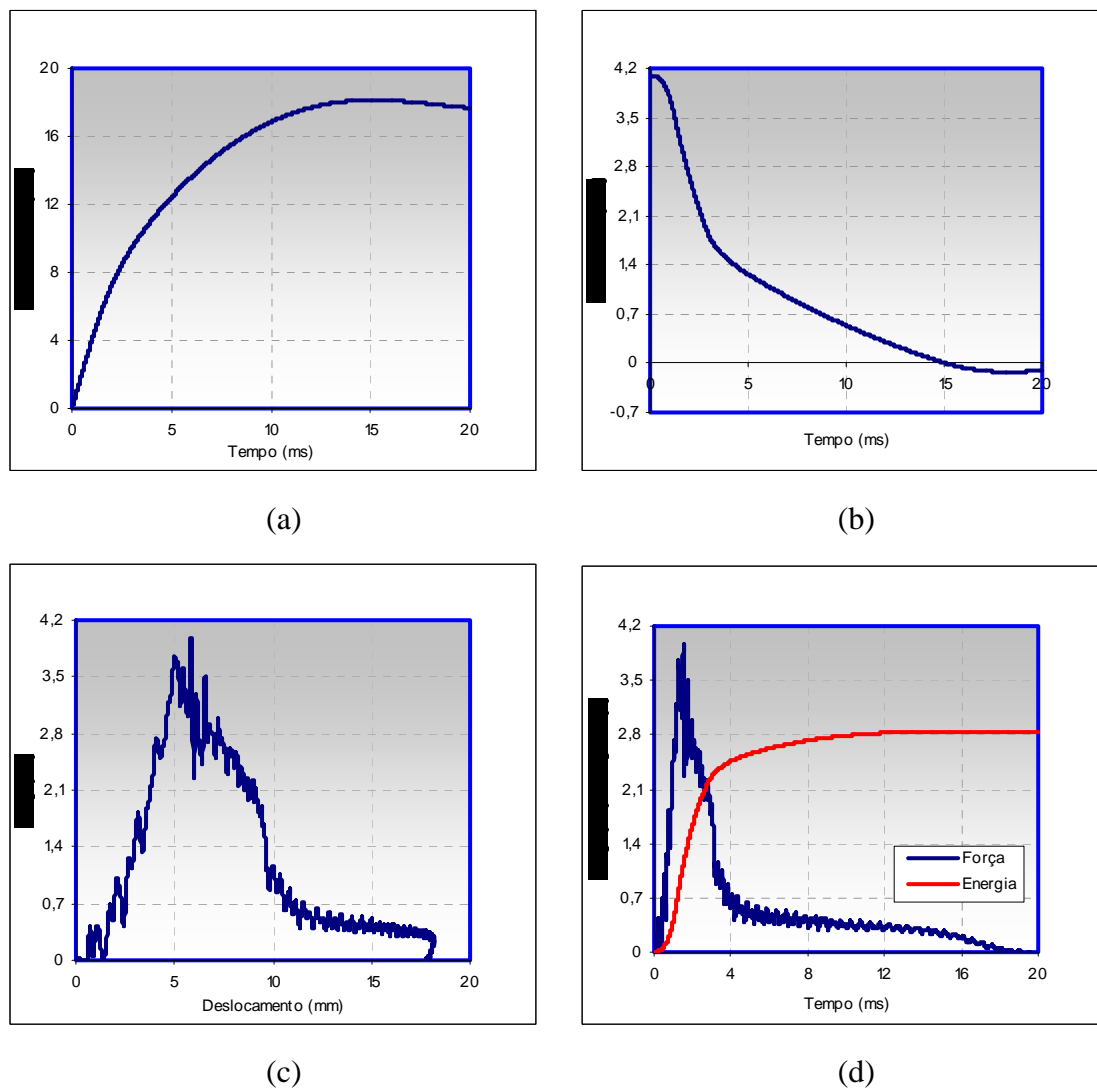


Figura 5.43 Curvas correspondentes ao impacto com paragem do impactor

No instante em que o impactor pára, atinge-se o deslocamento máximo, que pode ser lido na Figura 5.43 (a). Nesse instante a placa dissipou a quantidade total de energia (Figura 5.43 (d)), ou seja, nenhum incremento de energia, além desta, pode ser dissipado por meio da degradação interna do material. A perfuração, que é outro mecanismo de dissipação é ainda insignificante. Neste sentido o material está “saturado”.

Tal como na situação em que ocorria o ressalto do impactor as Figuras 5.42 (c) e (d) mostram um patamar de força onde a curva muda subitamente o seu aspecto e são visíveis grandes oscilações. Este valor muito próximo do verificado nas Figuras 5.43 (c) e (d) pode também estar ligado à falha da primeira lâmina.

Neste caso a forma da curva da força versus deslocamento não é um laço fechado e termina quando o impactor alcançou o deslocamento de ($\cong 18$ mm) e pára.

A área situada sob a curva fornece a energia de deformação que é progressivamente transferida do impactor para a placa e como não acontece ressalto nem perfuração é também a energia absorvida durante o impacto.

- **Perfuração**

Se se aumentar a energia para além da “saturação” do material, ocorre a perfuração da placa.

A Figura 5.44 reúne quatro gráficos onde se mostram, a variação da força com o deslocamento do impactor, que permite avaliar a energia absorvida pela placa, e os históricos do deslocamento, velocidade, força e energia. Estes gráficos servem de base para o estudo do caso em que o impactor perfura a placa.

As Figuras 5.44 (a) e (b) caracterizam claramente a ocorrência da perfuração visto que o deslocamento do impactor cresce continuamente e a velocidade não muda de sinal.

Deve notar-se que a perfuração acontece subitamente reunindo os mecanismos de dissipação por via da degradação do material e do atrito de Coulomb.

Na Figura 5.44 (b) pode identificar-se um tempo de transição ($\cong 5$ ms) a partir do qual a velocidade do impactor diminui linearmente, isto é, a aceleração é constante. Isto porque, a partir daqui até à paragem do impactor, a dissipação de energia é devida ao atrito.

O gráfico da força versus deslocamento, representado na Figura 5.44 (c) já não mostra uma curva fechada. A área sob a curva é a energia de deformação que se transfere progressivamente do impactor para a placa. Quando se atinge a saturação da capacidade de carga da placa, dá-se a perfuração. Nesse instante verifica-se a máxima energia absorvida pelos mecanismos de dano do material. A energia a partir daqui tende a crescer, de uma forma quase linear, devido ao atrito entre as arestas do furo resultante da perfuração e a superfície lateral do impactor, enquanto que a força se mantém aproximadamente constante, confirmando-se assim a hipótese de atrito de Coulomb.

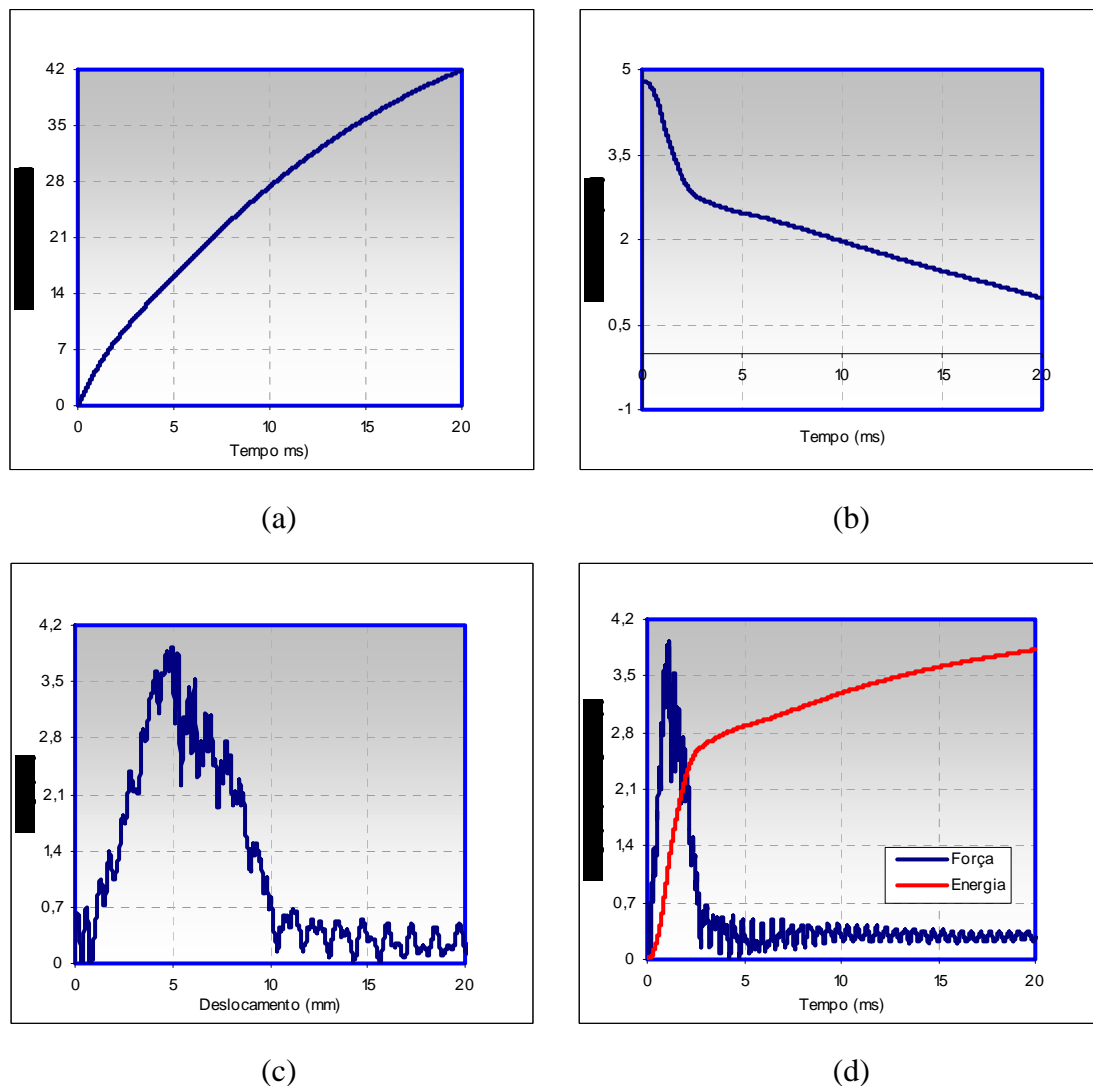


Figura 5.44 Curvas correspondentes ao impacto com perfuração.

5.5.5 Estudo do efeito de escala nos provetes do Conjunto 5

A falta de homogeneidade e a anisotropia complexa dos laminados compósitos torna a modelação teórica da falha difícil de formular e susceptível a erros. Este facto agrava-se pela inexistência de uma base de dados completa sobre as propriedades dos materiais tradicionalmente usados na engenharia. Consequentemente, impõe-se que a fase de projecto estrutural de um material compósito passe por uma avaliação mecânica destrutiva dos elementos protótipos à escala 1:1. Este trabalho é normalmente caro e moroso, razão pela qual muitos investigadores [1-11], [39] se têm interessado na aplicação da teoria da semelhança em estruturas de material compósito. A teoria da semelhança, amplamente usada no projecto aerodinâmico, envolve uma análise dimensional que correlaciona o comportamento do

modelo à escala com o comportamento do protótipo à dimensão real. Deste modo é possível avaliar de forma simples as muitas variáveis recorrendo a amostras à escala e à análise dimensional. Na modelação à escala de laminados, o ideal seria escalar também o diâmetro das fibras o que se torna muito difícil pelo que o escalamento é feito a um nível mais macroscópico. Um laminado pode ser então escalado ao *nível da lâmina*, isto é, a espessura de cada lâmina é escalada arranjando o número de lâminas agrupadas por orientação semelhante. Por exemplo a espessura de um laminado $[0_2/+45_2/-45_2/+90_2]_s$ pode ser escalada em metade com um laminado $[0/+45/-45/+90]_s$. Deste modo preservam-se os módulos de flexão no plano, no entanto, o agrupamento de lâminas no projecto de laminados é desaconselhável visto que a espessura não é facilmente escalada e mesmo que o fosse teria pouco ou nenhum uso [10]. Outra forma de escalar o laminado é ao *nível do sub-laminado*, ou seja, faz-se o laminado mais fino dividindo a sequência de empilhamento existente. Por exemplo o laminado com $[0/+45/-45/+90]_{2s}$ pode ser escalado em metade através do empilhamento $[0/+45/-45/+90]_s$. Assim as propriedades no plano são mantidas embora os módulos de flexão resultem distorcidos. Trata-se então de estudar os efeitos destes dois tipos de escalamento. Kellas e Morton [8] e [9] demonstraram que, mesmo quando os módulos no plano são iguais para amostras escaladas de ambas as maneiras, a resistência à tracção do laminado escalado ao nível da lâmina diminuiu com o aumento da espessura da amostra, porém esta diferença atenuou-se com a adição de mais lâminas a suportar a carga a 0° . No caso de laminados com lâminas angulares escalados ao nível do sub-laminado verificaram o contrário, isto é, a resistência cresceu com o aumento da espessura da amostra. Bucinell *et al.* [4] demonstraram que usando o sistema de unidades fundamentais, Massa, Comprimento e o Tempo (MLT), as dimensões são escaladas do seguinte modo:

$$\lambda^3 M_1 = M_2, \quad \lambda L_1 = L_2, \quad \lambda T_1 = T_2$$

onde λ é o factor de escala e o sub escrito 1 refere-se ao modelo reduzido.

Nettles, Douglas e Estes [10], apresentam um estudo que explora três áreas associadas ao carregamento transversal quasi-estático de placas compósitas. Em primeiro lugar examinam a escalabilidade do comportamento mecânico. Em segundo verificam a correlação da profundidade de indentação com o dano interno e finalmente analisam o modo e a extensão da falha em placas que sofreram impacto de baixa velocidade e carregamento quasi-estático.

Neste estudo analisa-se o efeito de escala no deslocamento transversal, área de delaminação e força de contacto, associados ao carregamento transversal quasi-estático, de

placas de vidro-epóxico quadradas e encastradas nas quatro arestas atrás definidas como Conjunto 5.

A placa com 16 lâminas foi colocada num dispositivo de encastramento (Figura 5.16), construído para este efeito, com uma abertura quadrada de 65 mm de lado. Foi usado um impactor com uma ponta hemisférica de 10 mm de diâmetro, para aplicação da carga à velocidade de 1.2 mm/min. A inversão do movimento do impactor (descarregamento) foi efectuada quando se atingiu a carga máxima suportada pela placa, isto é, quando ocorreu uma brusca queda na carga registada. Afim de estudar o efeito de escala a abertura de 65 mm, no dispositivo de encastramento, foi substituída por outra com 130 mm de lado e a ponta do impactor foi mudada para o diâmetro 20 mm, enquanto que a placa passou a ter também o dobro da espessura, isto é, 32 lâminas (Figura 5.45).

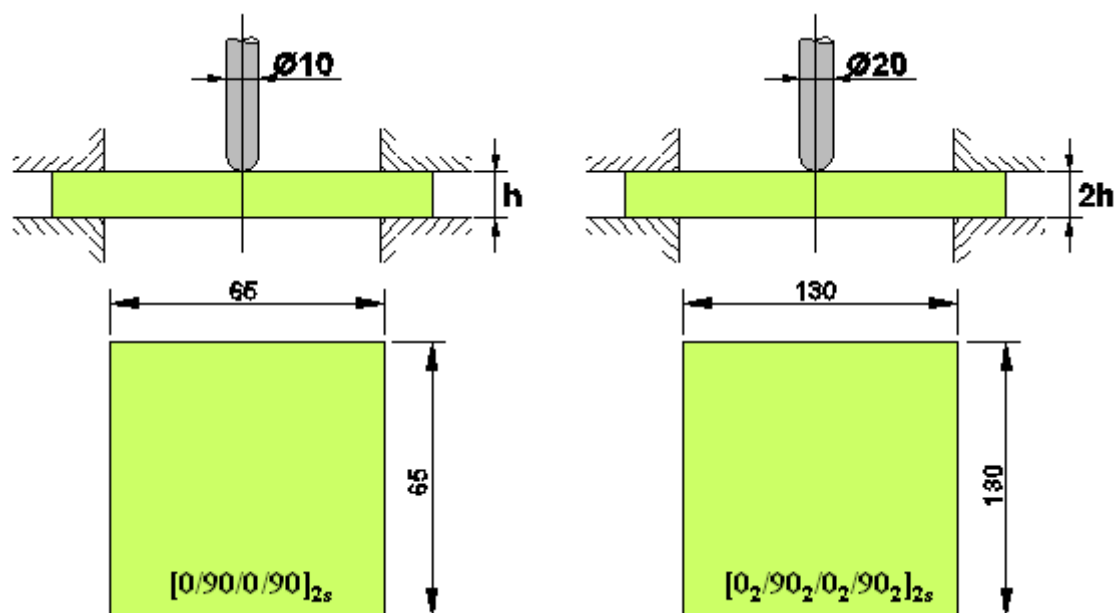


Figura 5.45 Condições para o escalamento.

Em seguida, aos resultados obtidos no ensaio quasi-estático da placa mais fina, foram aplicados os factores de escala (λ) em conformidade com a Tabela 5.31, [10]. Finalmente compararam-se com os valores resultantes do ensaio efectuado à placa de 32 lâminas (Tabela 5.32).

Tabela 5.31 Factores de escala para os parâmetros analisados

PARÂMETRO A AVALIAR	DIMENSÕES	ESCALAGEM
Deslocamento transversal	L	$\lambda w_1 = w_2$
Área de delaminação	L^2	$\lambda^2 A_1 = A_2$
Força de contacto	ML/T^2	$\lambda^2 P_1 = P_2$

Tabela 5.32 Resultados experimentais e escalados

		ÁREA DE DELAMINAÇÃO [mm ²]	COMPRIMENTO MÁXIMO DE DELAMINAÇÃO [mm]
Ensaio experimental	Placa com 16 lâminas	524	44.2
	Placa com 32 lâminas	2410	68.0
Escalamento da placa de 16 lâminas		2096	88.4
		↓ 15%	↑ 30%

5.5.5.1 Escalamento dos dados de Força versus deslocamento

Sabe-se que, para uma dada espessura de idêntico material e para o mesmo diâmetro do impactor, à medida que a abertura do apoio aumenta, diminui a rigidez da placa ensaiada. Assim, para comparar os resultados dos testes realizados a placas com diferentes espessuras, empilhamentos, dimensões do apoio e diâmetros do impactor é necessário aplicar convenientemente factores de escala. A Tabela 5.31 mostra que o deslocamento deve ser escalado linearmente enquanto que a força escala quadraticamente. A Figura 5.46 mostra as curvas de carga-deslocamento obtidas por ensaio quasi-estático com um impactor de ponta esférica de 20 mm de diâmetro, a uma placa com 32 lâminas de empilhamento duplo, encastrada numa abertura de 130 mm, os dados resultantes de um ensaio quasi-estático com um impactor de ponta esférica de 10 mm de diâmetro, efectuado a uma placa com 16 lâminas de empilhamento unitário, encastrada numa abertura de 65 mm e a curva escalada. Os dados adquiridos para o deslocamento referente à menor abertura e espessura foram multiplicados pelo factor de escala $\lambda = 2$ e os dados de carga foram multiplicados por $\lambda^2 = 4$. Pode ver-se que a curva obtida por escalamento dos dados adquiridos no ensaio quasi-estático à placa de 16 lâminas apresenta relativamente à referente ao laminado de 32 lâminas, um valor de carga

máxima superior em cerca de 6% e o deslocamento correspondente também superior em cerca de 2%.

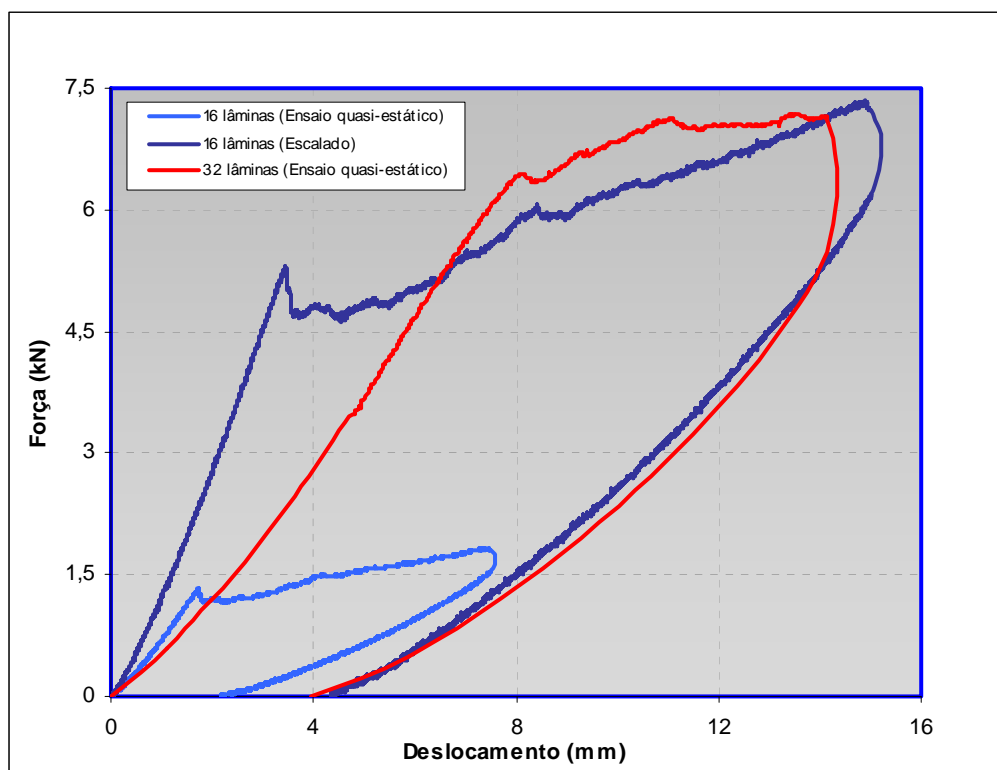


Figura 5.46 Comparação de uma curva escalada e de uma curva obtida experimentalmente.

Verifica-se também, neste caso, que a curva escalada apresenta uma menor velocidade de deformação inicial (menor deslocamento para a mesma força) enquanto que a parte da curva correspondente ao descarregamento é praticamente coincidente o que conduz a uma energia absorvida superior à da curva obtida experimentalmente.

A forma geral das curvas comparadas difere na fase do carregamento. Na curva escalada da placa de 16 lâminas de empilhamento unitário ocorre uma cedência brusca quando a carga atinge cerca de 5 kN, enquanto que na curva experimental da placa de 32 lâminas de empilhamento duplo a cedência se verifica a cerca de 6.5 kN e de uma forma mais suave.

5.5.5.2 Escalamento dos dados de delaminação

A Figura 5.47 mostra as imagens do dano resultante dos ensaios quasi-estáticos efectuados às placas de vidro-epóxico de empilhamentos unitário (VE-SB) e duplo (VE-DB).

Foram medidas as áreas de delaminação assim como os comprimentos máximos desta, em ambos os casos.

Ao valor da área delaminada obtido para a placa de 16 lâminas foi aplicado o factor de escala $\lambda^2 = 4$ e ao comprimento $\lambda = 2$, de acordo com o estabelecido na Tabela 5.30. Seguidamente foram comparados com os valores referentes à placa de 32 lâminas directamente obtidos do correspondente ensaio quasi-estático. O valor escalado da área foi cerca de 15% menor enquanto que o valor escalado do comprimento máximo foi superior em cerca de 30%.

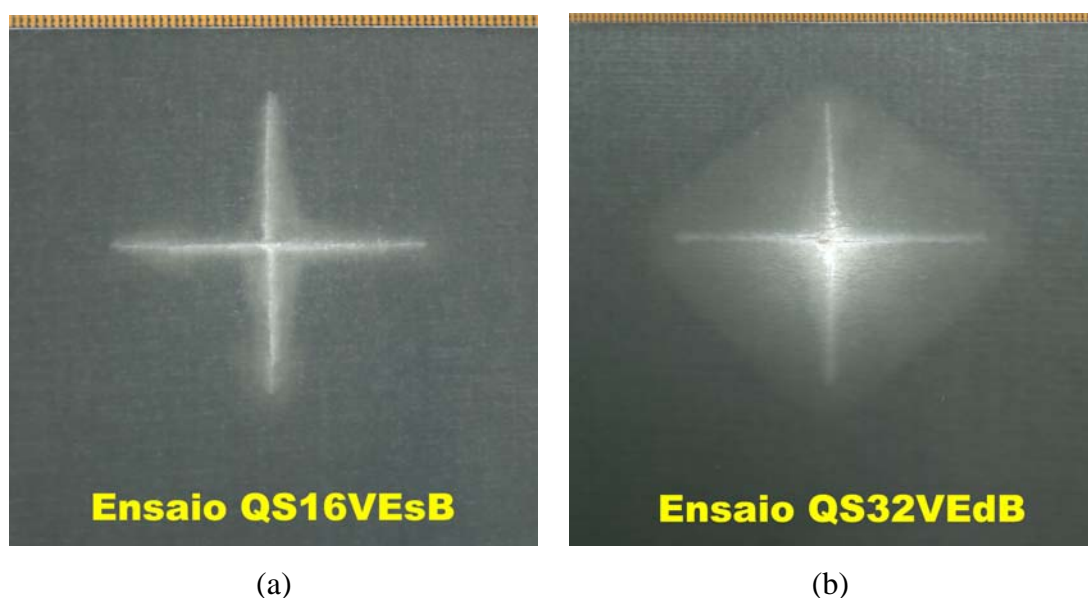


Figura 5.47 Área delaminada: (a) Placa com 16 lâminas, (b) Placa com 32 lâminas.

Como facilmente se observa na Figura 5.47 a fissuração da matriz, em ambos os casos, é em forma de cruz a 0 e 90°, como era de esperar, atendendo à orientação das fibras no material. A diferença de espessura entre as duas placas influencia a forma do dano: a placa mais espessa (32 lâminas) por possuir um número maior de interfaces, apresenta uma área delaminada mais “circular”, enquanto que o comprimento da fissura da matriz na face posterior orientada a 0° é ligeiramente superior à de 90°, devido à orientação das fibras na lâmina 1 e ao seu maior afastamento da fibra neutra da placa. Contrariamente, a placa mais fina praticamente não apresenta diferença de comprimento nas fissurações da matriz a 0 e 90°.

5.6 REFERÊNCIAS

- [1] **Kellas, S. e Morton**, “*Scaling Effects in Angle-Ply Laminates*”, NASA Contractor Report 4423, 1992.
- [2] **Young, D.F.** “*Similitude, Modeling and Dimensional Analysis*”, Handbook on Experimental Mechanics, Kobayashi, A.S. (Ed.) Prentice Hall, New Jersey, 1987.
- [3] **Duffey T.A., Cheresh M.C. e Sutherland S.H.**, “*Experimental Verification of Scaling Laws for Punch-Impact Loaded Structures*”, International Journal of Impact Engineering, 1984.
- [4] **Bucinell R.B., Madsen C.B., Nuismer R.J., Benzinger S.T. e Morgan M.E.**, “*Experimental Investigation of Scaling Impact Response and Damage in Composite Rocket Motor Cases*”, Proceedings JANNAF Composite Motor Case and Structures and Mechanical Behavior Meeting, Anaheim, CA, 1989.
- [5] **Morton J.** “*Scaling of Impact-Loaded Carbon-Fiber Composites*”, AIAA Journal, 1988.
- [6] **Simites G.J. e Rezaeepazhand J.**, “*Structural Similitude for Laminated Structures*”, Composites Engineering, 1993.
- [7] **Swanson S.R.**, “*Scaling of Impact Damage in Fiber Composites from Laboratory Specimens to Structures*”, Composite Structures, 1993.
- [8] **Jackson K.E., Kellas S. e Morton J.**, “*Scale Effects in the Response and Failure of Fiber Reinforced Composite Laminates Loaded in Tension and in Flexure*”, Journal of Composite Materials, 1992.
- [9] **Jackson K.E.**, “*Workshop on Scaling Effects in Composite Materials and Structures*”, NASA CP 3271, 1994.
- [10] **Nettles A.T., Douglas M.J. e Estes E.E.**, “*Scaling Effects in Carbon Epoxy Laminates Under Transverse Quasi-Static Loading*”, Langley Research Center, NASA/TM-1999-209103, 1999.
- [11] **Kellas S. e Morton J.**, “*Strength Scaling in Fiber Composites*”, NASA Contractor Report 4335, 1990.
- [12] **G.A. Schoeppner, S. Abrate**, “*Delamination threshold loads for low-velocity impact on composite laminates*”, Elsevier, Composites Part A: applied science and manufacturing, 2000
- [13] **Lee S.M., Zahuta P.**, “*Instrumented impact and static indentation of composites*”, Journal of Composite Materials 1991.
- [14] **Kwon Y.S., Sankar B.V.**, “*Indentation- flexure and low-velocity impact damage in graphite epoxy laminates*”, Journal of Composite Technology and Research 1993.

- [15] **Highsmith A.L.**, “*A Study of the Use of Contact Loading to Simulate Low-Velocity Impact*”, NASA Contractor Report 97-206121, 1997.
- [16] **Zhang X.**, “*Impact damage in composite aircraft structures-experimental testing and numerical simulation*”. Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, 1998.
- [17] **Found M.S., Howard I.C. and Paran A.P.**, “*Interpretation of Signals from Drop-Weight Impact Tests*”, Composite Structures, Vol. 42, pp. 353-363, 1998.
- [18] **Sjoblom P.O., Hartness T.J. and Cordell T.M.** “*On Low-Velocity Impact Testing of Composite Materials*”, Journal of Composite Materials, Vol. 22, pp. 30-5218, 1997.
- [19] **Swanson S.R.**, “*Limits of Quasi-Static Solutions in Impact of Composite Structures*”, Composites Engineering, Vol. 2, No. 4, pp. 261-267, 1992.
- [20] **ASTM D3518-76**, *Standard Recommended Practice for Inplane Shear Stress – Strain Response of Unidirectional Reinforced Plastics*, American Society of Testing Materials, 1972.
- [21] **ASTM D3039-76**, “*Standard Test Method for Tensile Properties of Fiber-Resin Composites*”, American Society of Testing Materials, 1976.
- [22] **ASTM D4255-83**, “*Standard Guide for Testing Inplane Shear Properties of Composites Laminates*”, American Society of Testing Materials, 1983.
- [23] **Silva Rodrigues, S. G.**, “*Caracterização Mecânica de Laminados Compósitos de Fibra de Vidro em Resina Epóxida*”, Trabalho de Projecto da Licenciatura em Engenharia de Materiais da FCTUC, Coimbra, 2002.
- [24] **Filomena Pinto Almeida, João Barata e Pedro Barros**, , “*Ensaaios não-Destrutivos*”, Publicação do ISQ-Instituto de Soldadura e Qualidade, 1992.
- [25] **Hurlebaus S.**, “*Nondestructive Evaluation of Composite Laminates*”, NDT.net, Vol. 4 No. 3, 1999.
- [26] **Zhang Z.Y. e Richardson O.W.**, “*Stressing Techniques in Laser Interferometry*”, The Virtual University, Module 24: Innovative Polymer Engineering Composites, Reading 7.1, 2003.
- [27] **Monteiro J.M., Chousal J.A., Vaz M.A.**, “*Vibration Analysis by Laser Interferometry Techniques*”, Congress on Aeronautical Technologies, Covilhã, 1997.
- [28] **Silva Gomes, Monteiro J., Vaz M.**, “*NDI of Interfaces in Coating Systems Using Digital Interferometry*”, Journal of Mechanics of Materials, 2000.
- [29] **Marini R. e Vaz M.**, “*Non Destructive Testing of Composite Sandwich Panels Using Optical Interferometry Patterns*”, International Conference on Emerging Techniques in NDT, Atenas, Maio de 1999.

- [30] **Monteiro J.M., Santos F., Chousal J., Vaz M.A.**, “*A Michelson Type Shear Interferometer for Non Destructive Inspection of Debondings in Structures*”, 15th International Thermal Spray Conference and Exhibition, Nice, Maio de 1998.
- [31] “*Acoustic Emission*”, Nondestructive Testing Encyclopedia, NDT.net, 2003.
- [32] **Kaczmarek H. e Maison S.**, “*Comparative Ultrasonic Analysis of Damage in CFRP Under Static Indentation and Low-Velocity Impact*”, Composites Science and Technology, 1994.
- [33] **Zhang Z.Y. e Richardson O.W.**, “*Destructive Testing*”, The Virtual University, Module 24: Innovative Polymer Engineering Composites, Reading 9.1, 2003.

CAPÍTULO 6

MODELAÇÃO NUMÉRICA DA RESPOSTA DE COMPÓSITOS LAMINADOS A SOLICITAÇÕES ESTÁTICAS E DINÂMICAS

6.1 INTRODUÇÃO

O método dos elementos finitos para análise estrutural começou a ser aplicado por volta de 1950 nas indústrias aeroespacial e de energia nuclear onde os componentes estruturais são caros e onde as consequências de uma falha podem ser extremamente severas sob o ponto de vista económico e da segurança. Presentemente este método é também usado noutros domínios de actividade onde os componentes estruturais são relativamente baratos mas fabricados em grandes quantidades. Neste caso um bom compromisso peso-resistência pode constituir um factor chave do sucesso económico.

De um modo geral o método dos elementos finitos é usado para resolver problemas de análise em engenharia e projecto, sempre que a complexidade dos fenómenos impede uma solução analítica, como é o caso do estudo do impacto em materiais compósitos.

Este método aplica-se a várias áreas da engenharia como é o caso, por exemplo, do estudo de escoamentos de fluidos, transmissão de calor, electromagnetismo ou mecânica dos sólidos. O presente estudo enquadra-se no último caso onde, de um modo geral, o problema físico envolve uma estrutura ou um componente estrutural sujeito a um dado carregamento.

A formulação matemática do problema físico requer certas hipóteses geométricas, cinemáticas, de carregamento, de condições de fronteira e de material, que conduzem a equações diferenciais governativas.

A análise por elementos finitos resolve este modelo matemático depois de escolhidos os elementos adequados, a densidade da malha, os parâmetros de solução e a representação das cargas e condições de fronteira.

Uma vez que o método dos elementos finitos é um procedimento numérico é necessário avaliar a precisão da solução. Se a precisão desejada não for conseguida a solução numérica repetir-se-á com parâmetros de solução refinados, tais como a malha, até ser atingida.

Neste capítulo apresentam-se e são usados três modelos de elementos finitos, um que não prevê a falha, aplicável a problemas que envolvem pequenas deformações no domínio elástico, sem dano considerável e sem degradação das propriedades do material, um que prevê a ocorrência do dano segundo um determinado critério, e outro que depois de prever o início do dano, usando também um critério, simula a progressão da delaminação.

6.2 DESCRIÇÃO GERAL DO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

De um modo geral podemos formular problemas lineares da mecânica dos sólidos por meio de um sistema de equações diferenciais num domínio Ω ,

$$A(u) = L(u) + q = 0 \quad (6.1)$$

em que A e L são operadores diferenciais, associados a um conjunto de condições na sua fronteira Γ ,

$$B(u) = M(u) + s = 0 \quad (6.2)$$

e onde B e M são operadores diferenciais.

Sempre que a solução na fronteira ou a sua forma são complexas a formulação clássica dos métodos aproximados, como o de Rayleigh-Ritz ou o dos resíduos pesados é muitas vezes uma tarefa irrealizável. A dificuldade está em conseguir representar a solução por funções de forma não nulas em todo o domínio Ω que satisfaçam em simultâneo as condições limites dadas sobre o contorno Γ .

O método dos elementos finitos usa uma aproximação alternativa que constitui a sua principal característica: decompõe o domínio Ω em subdomínios ou elementos finitos Ω_e , aproxima a solução em cada um deles e em seguida reúne as soluções elementares para obter a solução completa.

As funções de forma, também designadas por funções de interpolação são as funções de aproximação escolhidas de tal modo que os coeficientes desconhecidos da solução aproximada num elemento sejam exactamente os valores da solução em determinados pontos do elemento chamados nós.

A aproximação é dada por

$$u = \bar{u} = \sum_{i=1}^q N_i a_i \quad (6.3)$$

onde $a_i \approx u(x_i)$ e x_i as coordenadas dos nós. Por conseguinte, os coeficientes procurados têm um significado físico pois são exactamente as variáveis de interesse nos pontos escolhidos.

Assim, a consideração das condições limite impostas é grandemente simplificada uma vez que os nós na fronteira têm um valor conhecido que é excluído do sistema a resolver.

Contrariamente ao que acontece no método das diferenças finita onde se procuram valores aproximados da solução em pontos de discretização, no método dos elementos finitos procuram-se soluções aproximadas analíticas, no interior do material, reconstruindo todo o domínio.

O método dos elementos finitos é ainda caracterizado por recorrer à formulação integral equivalente para determinar os valores da solução u , nos pontos nodais. Genericamente temos:

$$\int_{\Omega} G_j(\bar{u})d\Omega + \int_{\Gamma} g_j(\bar{u})d\Gamma = 0 \quad j = l, \eta \quad (6.4)$$

em que G_j e g_j são operadores ou funções conhecidas e integráveis. Deste modo, esta forma integral pode conseguir-se por uma aproximação elemento a elemento e uma montagem usando os procedimentos clássicos para os sistemas discretos, ou seja,

$$\int_{\Omega} G_j d\Omega + \int_{\Gamma} g_j d\Gamma = \sum_{e=1}^m \left(\int_{\Omega_e} G_j d\Omega + \int_{\Gamma_e} g_j d\Gamma \right) \quad (6.5)$$

em que Ω_e é o domínio de cada elemento e Γ_e a sua parte na fronteira.

Em problemas transitórios, esta formulação conduz ao sistema de equações algébricas da forma geral,

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{a}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{a}} + \mathbf{K}\mathbf{a} = \mathbf{f} \quad (6.6)$$

onde,

\mathbf{a} é o vector dos deslocamentos nodais

$\dot{\mathbf{a}}$ é o vector das velocidades nodais

$\ddot{\mathbf{a}}$ é o vector das acelerações nodais

\mathbf{M} é a Matriz de Massas

\mathbf{C} é a Matriz de Amortecimento

\mathbf{K} é a Matriz de Rigidez

\mathbf{f} é o Vector das Cargas Nodais aplicadas

e que, para a sua integração incremental, se pode ainda apresentar na forma,

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{a}} + \mathbf{p}(\mathbf{a}, \dot{\mathbf{a}}) = \mathbf{f}(\mathbf{a}, t) \quad (6.7)$$

onde,

$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{a}}$ representa as forças de inércia

$\mathbf{p}(\mathbf{a}, \dot{\mathbf{a}})$ representa as forças internas de resistência que dependem dos deslocamentos e das velocidades,

$\mathbf{f}(\mathbf{a}, t)$ são as forças externas aplicadas, que geralmente variam com o tempo mas que também podem depender dos deslocamentos.

As forças internas podem avaliar-se pela expressão,

$$\mathbf{p}(\mathbf{a}, \dot{\mathbf{a}}) = \int_v \mathbf{B}^T \{ \boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{\varepsilon}, \boldsymbol{\varepsilon}') \} dv \quad (6.8)$$

A equação geral do movimento anterior pode ainda escrever-se na seguinte forma residual geral,

$$\mathbf{r}(\mathbf{a}) = \mathbf{M}\ddot{\mathbf{a}} + \mathbf{p}(\mathbf{a}, \dot{\mathbf{a}}) - \mathbf{f}(\mathbf{a}, t) = 0 \tag{6.9}$$

onde \mathbf{r} é vector resíduo.

6.3 ANÁLISES PELO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

Em muitas análises de engenharia a consideração de comportamentos lineares permite uma razoável idealização da resposta estrutural. Contudo, há situações onde os efeitos não lineares devem ser incluídos para uma avaliação realista da resposta da estrutura.

BALANÇO DE FORÇAS	$\sum F = 0$	$\sum F = 0$	$\sum F = m\ddot{x}$
	EQUILÍBRIO ESTÁTICO	RESPOSTA QUASI-ESTÁTICA	EQUILÍBRIO DINÂMICO
TIPO DE PROCESSO	Problemas de Engenharia		Maquinagem
			Conformação Plástica
			Impacto Automóvel
			Balística
			Mísseis Penetrantes
RESPOSTA DO MATERIAL	Estática		Explosões
			Cargas de Conformação
			Efeitos da velocidade de deformação do material
			Resposta Hidrodinâmica
Velocidade Impacto [$m \cdot s^{-1}$]	10^{-3}	10^{-2}	10^{-1}
	10^0	10^1	10^2
	10^3	10^4	
	Aplicações dos Métodos Implícitos		
		Aplicações dos Métodos Explícitos	

Figura 6.1 Sumário esquemático dos diversos tipos de Problemas Estruturais

O regime de carregamento e a resposta esperada do material podem ser usados como bons indicadores do tipo de problema sob investigação e assim, que método de integração temporal deve ser seguido.

Na Figura 6.1 apresenta-se uma classificação esquemática dos problemas estruturais baseada essencialmente nestes dois critérios apresentada por Jacob, P. E Goulding, L., no “Primer” da NAFEMS dedicado aos Métodos Explícitos de Integração [1].

6.3.1 Análises Lineares

Quando o modelo é linear elástico, os elementos das matrizes do sistema de equações algébricas da forma geral (6.6), assumem valores constantes e têm características próprias que admitem métodos de resolução directos mais simples. No caso estático, por exemplo, esta relação reduz-se ao conhecido sistema de equações algébricas simétrico e bandedado da forma,

$$\mathbf{K}\mathbf{a} = \mathbf{f} \quad (6.10)$$

com

$$K_{ij} = \sum_{e=1}^n K_{ij}^e \quad (6.11)$$

e

$$\mathbf{f} = \sum_{e=1}^n \mathbf{f}_i^e \quad (6.12)$$

em que,

- A matriz de rigidez é simétrica.
- Na formulação por elementos finitos os deslocamentos são infinitamente pequenos.
- O material é linear elástico.
- As condições de fronteira mantêm-se inalteráveis durante a aplicação das cargas.
- A matriz de rigidez do sistema é positiva definida.

Calculados estes coeficientes e aplicando as condições de fronteira em termos de deslocamentos, resolve-se o sistema de equações determinando os valores nodais da solução aproximada a_i das equações diferenciais (6.12), usando métodos bem conhecidos e descritos na literatura [2-4].

Além disso, as análises de tipo linear exigem um número mínimo de constantes de engenharia para descrever o comportamento do material e admitem a sobreposição de casos de carga.

Como já foi referido e se pode verificar no esquema sumário da Figura 6.1, há muitas aplicações de engenharia em que é necessário recorrer a modelos dinâmicos transitórios.

Os problemas transitórios lineares podem resolver-se por métodos e técnicas de sobreposição modal que exigem o conhecimento de um conjunto de frequências e modos naturais de vibração e que também se encontram bem descritos na literatura, [2, 3], ou por métodos iterativos implícitos ou explícitos, em que o comportamento linear é visto como um caso particular de um comportamento não linear mais geral, são apresentados a seguir.

6.3.2 Análises não-Lineares

De um modo geral os programas comerciais de elementos finitos modelam:

- *Não-linearidades geométricas* devidas a alterações significativas na configuração estrutural durante o carregamento.
- *Não-linearidades das condições de fronteira*, também designadas por *não-linearidades de contacto*, que surgem quando os apoios se deformam sob acção da carga.
- *Não-linearidades do material*, que ocorrem quando progressivamente deixa de haver proporcionalidade na relação entre as tensões e as deformações. Enquadram-se neste caso, por exemplo, a cedência plástica dos metais ou a fractura dúctil dos compósitos granulares como o concreto.

No caso particular dos compósitos laminados as não-linearidades que devem ser tidas em conta podem ser provenientes de grandes deslocamentos ou da falha do material, por exemplo quando sofrem um carregamento de impacto.

Para estes problemas não-lineares, estáticos ou dinâmicos transitórios, é usual integrar as equações algébricas do processo estrutural mecânico usando algoritmos iterativos passo a passo que genericamente se podem classificar em implícitos ou explícitos,

Num método implícito, procura-se primeiro a solução de equilíbrio global iterativamente e calculam-se depois as variáveis locais a nível elementar. Contrariamente, as soluções explícitas avaliam as variáveis locais directamente sem necessidade de fazer o cálculo de equilíbrio global. À primeira vista, este aspecto parece ser uma vantagem, no entanto muitas vezes não o é porque, para garantir a convergência do método é necessário

usar intervalos de integração muito pequenos e conseqüentemente é preciso realizar um número muito grande de cálculos incrementais.

Para resolver a equação (6.4) na presença de não-linearidades, usam-se normalmente diferenças finitas no tempo. Isso conduz a métodos explícitos ou implícitos de integração passo a passo no tempo.

6.3.2.1 Métodos implícitos de integração

Quando estão presentes não-linearidades usa-se o método de solução de Newton-Raphson ou de Newton modificado para resolver a equação de equilíbrio dinâmico:

$$\mathbf{r}(a_{n+1}) = \mathbf{0} \quad (6.13)$$

No método de Newton-Raphson considera-se uma linearização do vector força resíduo pela série de Taylor, na proximidade da solução anterior a_{n+1}^i (i é a ordem da iteração). Assim, as forças residuais em a_{n+1}^{i+1} são aproximados por:

$$\mathbf{r}(a_{n+1}^{i+1}) = \mathbf{r}(a_{n+1}^i) + \bar{\mathbf{K}}(a_{n+1}^i) \Delta a_{n+1}^i = 0 \quad (6.14)$$

de forma que,
$$\Delta a_{n+1}^{i+1} = [\bar{\mathbf{K}}(a_{n+1}^i)]^{-1} \mathbf{r}(a_{n+1}^i) \quad (6.15)$$

onde a matriz de rigidez efectiva é dada por,

$$\bar{\mathbf{K}} = \mathbf{K}_T(a_{n+1}^i) + \frac{\gamma}{\beta \Delta t} \mathbf{C}_T(a_{n+1}^i) + \frac{1}{\beta \Delta t^2} \mathbf{M} \quad (6.16)$$

sendo
$$\mathbf{K}_T = \partial \mathbf{p} / \partial \mathbf{a} \quad (6.17)$$

e
$$\mathbf{C}_T = \partial \mathbf{p} / \partial \dot{\mathbf{a}}$$

A nova solução escreve-se da seguinte forma:

$$a_{n+1}^{i+1} = a_{n+1}^i + \Delta a_{n+1}^i \quad (6.18)$$

Este processo é repetido até que a norma do vector força resíduo satisfaça um dado critério de convergência como,

$$\|\mathbf{r}(a_{n+1}^{i+1})\| \leq \varepsilon \quad (6.19)$$

Note-se que $\|\mathbf{r}\| = \left(\sum_j r_j^2\right)^{1/2}$ e o processo iterativo é geralmente iniciado com a condição inicial

$$a_{n+1}^0 = a_n \quad (6.20)$$

onde a_n é a solução convergente do passo de tempo anterior.

No método de Newton-Raphson modificado a rigidez efectiva pode ser constante em várias iterações, de modo que na iteração $i+1$ se usa $\bar{\mathbf{K}}(a_{n+1}^i)$, onde $i > i_0$. Isto é obviamente mais barato do que o uso do método de Newton-Raphson completo uma vez que implica menos factorizações de matrizes.

6.3.2.2 Métodos explícitos de integração

Os métodos explícitos usam a integração no tempo por diferenças centrais de modo que

$$\ddot{a}_n = (a_{n+1} - 2a_n + a_{n-1}) / \Delta t^2 \quad (6.21)$$

$$\dot{a}_n = (a_{n+1} - a_{n-1}) / (2\Delta t) \quad (6.22)$$

Escrevendo as equações algébricas do movimento no instante t_n na forma seguinte,

$$\mathbf{M}\ddot{a}_n(t) + C_n\dot{a}_n(t) + \mathbf{p}(a_n) - f_n(t) = 0 \quad (6.23)$$

podemos reescrevê-la na seguinte forma:

$$\mathbf{M}(\ddot{a}_n = (a_{n+1} - 2a_n + a_{n-1}) / \Delta t^2) + C_n(\dot{a}_n = (a_{n+1} - a_{n-1}) / (2\Delta t)) + \mathbf{p}(a_n) - f_n = 0 \quad (6.24)$$

Se a_n e a_{n-1} forem conhecidos, então pode determinar-se o valor de a_{n+1} pela expressão:

$$a_{n+1} = [\mathbf{M} + C_n\Delta t / 2]^{-1} \left\{ \Delta t^2 (f_n - p_n) + 2\mathbf{M}a_n - (\mathbf{M} - C_n\Delta t / 2)a_{n-1} \right\} \quad (6.25)$$

Se as matrizes \mathbf{M} e \mathbf{C} forem diagonais, o cálculo em cada passo é trivial. Porém, pode mostrar-se que este método explícito é instável quando Δt for maior do que um valor crítico, podendo assim exigir um número tão grande de intervalos de tempo que anula esta vantagem.

Na aproximação usual pelo método dos elementos finitos as matrizes \mathbf{M} e \mathbf{C} não aparecem na forma diagonal exigindo a aproximação “lumped”, ou por massas e amortecedores concentrados, que viabilizam o método explícito. Então se \mathbf{M} e \mathbf{C} forem diagonais, e se a_j designar o j° termo do vector \mathbf{a} , a expressão anterior pode escrever-se na forma:

$$a_j^{n+1} = \frac{1}{M_{jj} + C_{jj}\Delta t / 2} \left[\Delta t^2 (f_j^n - p_j^n) + 2M_{jj}a_j^n - (M_{jj} - C_{jj}\Delta t / 2)a_j^{n-1} \right] \quad (6.26)$$

O método das diferenças centrais pode resumir-se, em cada instante de tempo t , da seguinte forma:

- começa-se pelo nó $j=1$,
- calcula-se e “assemblam-se” as forças internas e externas p_j^n e f_j^n ,
- avalia-se a_j^{n+1} a partir dos valores conhecidos a_j^n e a_j^{n-1}
- se $j \geq m$ (o número total de incógnitas) passa-se para o próximo passo, se não $j=j+1$ e volta-se ao primeiro passo.

No início dos problemas dinâmicos os valores a_j^0 e \dot{a}_j^0 são prescritos de modo que, como,

$$\dot{a}_j^0 = (a_j^1 - a_j^{-1}) / (2\Delta t) \quad (6.27)$$

é possível começar o algoritmo.

6.3.2.3 Estabilidade e precisão

Nos métodos explícito e implícito de integração, a escolha do intervalo de tempo é importante e crucial. São necessários intervalos de tempo pequenos para obter soluções precisas e estáveis embora, por razões de economia, se preferissem intervalos maiores.

Para o método explícito de integração condicionalmente estável o intervalo de tempo é limitado pela expressão

$$\Delta t \leq 2 / \omega_{\max}$$

onde ω_{\max} é a frequência natural máxima da malha de elementos finitos.

Este valor para garantir a estabilidade é geralmente severo, assegura a precisão em praticamente todos os modos de vibração e aparentemente requer a solução do problema de valor próprio de todo o modelo. Contudo, é possível estimar o limite do mais alto valor próprio por expressões simples, com base num importante teorema que prova que o mais alto valor próprio do sistema deve ser sempre menor do que o mais alto valor próprio dos elementos individuais. No entanto, em problemas com números elevados de iterações pode ser vantajoso calcular a mais alta frequência própria para a malha usada, antes de realizar a análise.

Em métodos implícitos, são necessárias factorizações de matrizes em cada iteração mas são incondicionalmente estáveis. O intervalo de tempo é apenas condicionado por razões da precisão da solução pretendida.

6.3.3 Formulação do problema de contacto

O impacto de objectos com elementos estruturais em compósitos laminados, que é o objecto desta investigação, mecanicamente constitui um caso típico de contacto entre dois corpos. Assim, a primeira modelação, antes de qualquer simplificação, dos ensaios experimentais de impacto em que o impactor de ponta semi-esférica colide com as placas laminadas, deve recorrer ao modelo de contacto dinâmico entre os dois corpos.

Um algoritmo de contacto numa análise por elementos finitos, representa as forças que ocorrem quando dois ou mais corpos entram em contacto, deslizam em contacto uns com os outros e se separam. Estes acontecimentos podem ocorrer de forma intermitente ou de uma só vez. Pela importância destes processos em elementos mecânicos rolantes e deslizantes, como por exemplo em cames, válvulas, pistões, testes de “shock”, parafusos e muitos outros casos de engenharia mecânica, têm sido formulados e implementados em programas comerciais de elementos finitos vários algoritmos de contacto.

Os problemas de contacto são casos de comportamento não-linear, de análise geralmente complexa, e podem ir de problemas de contacto sem atrito e com pequenos deslocamentos até contactos com atrito em condições de grandes deformações. As dificuldades na obtenção de soluções podem ser muito diferentes de caso para caso, porém o problema coloca-se do mesmo modo.

Considerem-se dois corpos, I e J , em contacto no instante t representados na Figura 6.2 e seja tS_c a sua área de contacto.

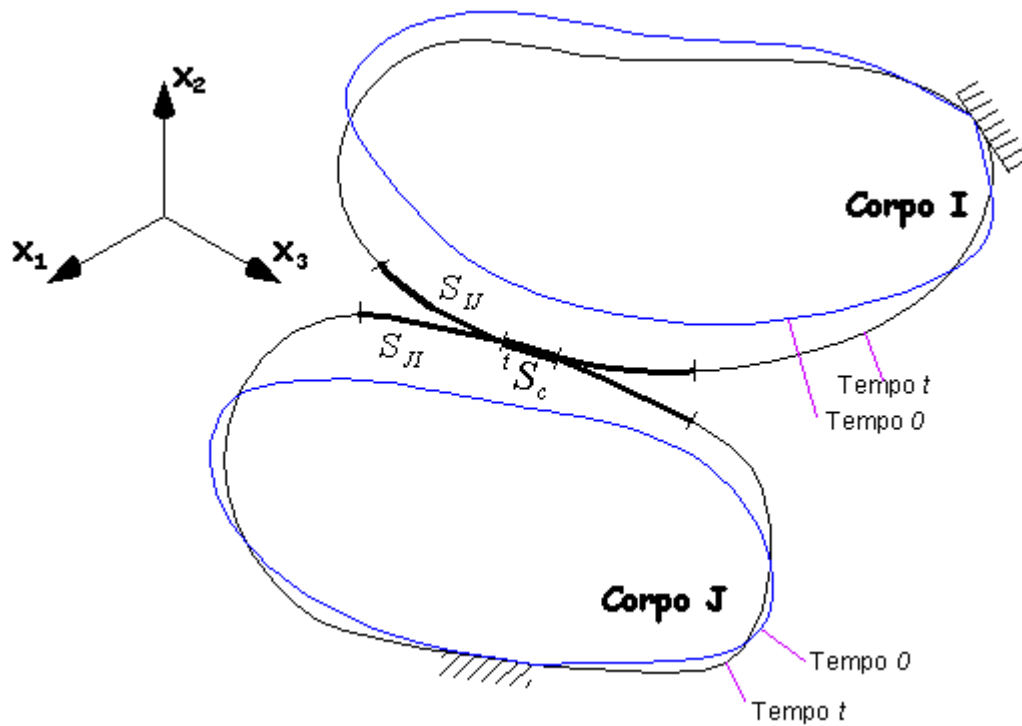


Figura 6.2 Contacto entre dois corpos no instante t

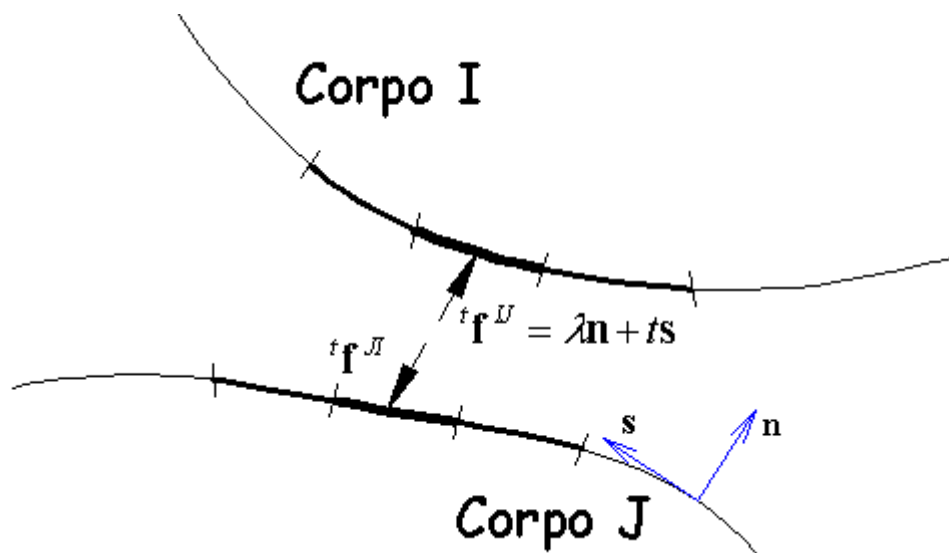


Figura 6.3 Corpos separados para ilustrar as ações de contacto

O Princípio dos Trabalhos Virtuais para os dois corpos no instante t pode escrever-se:

$$\begin{aligned}
& \int_{t_v}^I {}^t \tau_{ij} \delta_t e_{ij} d^t V + \int_{t_v}^J {}^t \tau_{ij} \delta_t e_{ij} d^t V = \\
& = \int_{t_v}^I \delta u_i {}^t f_i^B d^t V + \int_{t_v}^J \delta u_i {}^t f_i^B d^t V + \\
& + \int_{t_{S_f}}^I \delta u_i {}^t f_i^S d^t S + \int_{t_{S_f}}^J \delta u_i {}^t f_i^S d^t S + \\
& + \int_{t_{S_c}}^I \delta u_i {}^t f_i^c d^t S + \int_{t_{S_c}}^J \delta u_i {}^t f_i^c d^t S
\end{aligned} \tag{6.28}$$

onde os seis primeiros termos correspondem aos usuais e os dois últimos são a contribuição das forças de contacto. Note-se que a força de contacto é considerada como uma contribuição para as forças exteriores aplicadas. As componentes das forças de contacto são designadas por ${}^t f_i^c$ e actuam sobre a área ${}^t S_c$, enquanto que as componentes das forças exteriores conhecidas são designadas por ${}^t f_i^S$ e actuam sobre a área ${}^t S_f$.

Sendo f^{IJ} o vector das forças de contacto no corpo I causadas pelo corpo J e $f^{JI} = -f^{IJ}$, então o trabalho virtual devido às forças de contacto pode escrever-se da seguinte forma:

$$\int_{S^{IJ}} \delta u_i {}^t f_i^{IJ} dS^{IJ} + \int_{S^{JI}} \delta u_i {}^t f_i^{JI} dS^{JI} = \int_{S^{IJ}} \delta u_i {}^t f_i^{IJ} dS^{IJ}$$

onde δu_i^I e δu_i^J são as componentes do deslocamento virtual devido às forças de contacto dos corpos I e J , respectivamente, com

$$\delta u_i^{IJ} = \delta u_i^I - \delta u_i^J$$

As superfícies S^{IJ} e S^{JI} designam-se por *par de superfícies de contacto*. De notar que estas superfícies não têm que ter necessariamente a mesma dimensão. Porém, num dado instante de tempo t , a área efectiva de contacto dos corpos I e J é S_c , que em cada caso é parte de S^{IJ} e S^{JI} e que por sua vez se designam habitualmente por *superfície contactora* e *superfície alvo*, respectivamente.

Para evitar a penetração, os deslocamentos destas superfícies de contacto devem satisfazer uma condição cinemática e a pressão normal de contacto deve ser de compressão.

Idealmente, estas condições podem exprimir-se pelas relações:

$$g \geq 0 \quad \lambda \geq 0 \quad g\lambda = 0 \tag{6.29}$$

em que g é uma função da folga entre os corpos e λ é a força normal à superfície de contacto.

Definindo a variável adimensional $\tau = f_t / \mu \lambda$ onde f_t é a força tangencial e λ a referida força normal de contacto, e μ o coeficiente de atrito, a Lei do Atrito de Coulomb estabelece que

$$|\tau| \leq 1$$

e $|\tau| < 1$ implica $\dot{u} = 0$

enquanto $|\tau| = 1$ implica $sign(\dot{u}) = sign(\tau)$ (6.30)

onde \dot{u} é a magnitude da velocidade tangencial relativa.

Portanto, a solução de um problema de contacto como o representado na Figura 6.2 envolve a solução da equação de equilíbrio estabelecida pelo princípio dos trabalhos virtuais sujeita às restrições impostas pelas condições de não-penetração dos corpos (6.29) e do atrito (6.30).

A solução pelo Método dos Elementos Finitos destas equações da Mecânica dos Meios Contínuos é obtida usando procedimentos de discretização para o princípio dos trabalhos virtuais e para além disso, é necessário também discretizar as condições de contacto.

Para resolver por elementos finitos o problema do contacto, atrás descrito, existem dois métodos principais bem descritos na literatura [2, 3]: o método das funções de penalidade e o método dos multiplicadores de Lagrange.

No método das funções de penalidade as condições de contacto verificam-se de forma aproximada por meio do factor de penalidade. Este método leva a um mau condicionamento da matriz de rigidez mas não conduz a um aumento do número de incógnitas. Do ponto de vista prático, o problema fundamental deste método reside na escolha de um valor adequado para o factor de penalidade.

No segundo método as restrições de contacto verificam-se de forma exacta, através dos multiplicadores de Lagrange. Este método aumenta o número de incógnitas e leva ao aparecimento de zeros na diagonal principal da matriz de rigidez, associado aos referidos multiplicadores, podendo trazer dificuldades ao processo de solução.

6.3.4 Erros e condições de convergência

A resolução de um problema pelo método dos elementos finitos conduz a uma aproximação da solução exacta. É assim muito importante saber em que medida um refinamento da malha pode proporcionar valores mais próximos dos exactos, isto é, quais são as condições de convergência.

Para demonstrar a convergência monotónica de uma solução através de uma formulação de deslocamentos as funções de forma devem satisfazer as seguintes condições:

- Os deslocamentos devem ser contínuos no domínio de cada elemento e compatíveis nas suas fronteiras. Isto significa que, se o integrando da formulação variacional contém derivadas de ordem m , devemos assegurar que as funções de forma sejam de continuidade C^{m-1} . Os elementos finitos que satisfazem esta condição são conhecidos na literatura por *elementos conformes*.
- A aproximação dos deslocamentos deve ter a possibilidade de representar deslocamentos constantes (movimentos de corpo rígido) e deformações constantes no elemento. Os elementos finitos que satisfazem esta condição são conhecidos na literatura por *elementos completos*.

A condição de continuidade visa assegurar que os integrais da respectiva formulação sejam definidos. Embora a observância das duas condições seja necessária para provar a convergência, casos há em mecânica dos sólidos que obedecendo à segunda apresentam boa convergência. Estes elementos *não-conformes* são em geral menos rígidos (mais flexíveis) do que os *conformes* e muitas vezes convergem mais rapidamente.

Os cinco tipos de erro mais usuais numa aproximação por elementos finitos são:

- a. Erros de discretização** inerentes às funções de forma usados na aproximação da variável de campo. Estes erros pode ser estimados comparando o polinómio completo de maior grau contido nas funções de forma com o desenvolvimento em série de Taylor da solução exacta.
- b. Erros de aproximação da geometria.** São frequentes em geometria complexas não reprodutíveis por polinómios ou na aproximação de cascas finas por elementos planos e que exigem por isso um número de elementos suficiente para tornar aceitável o erro de aproximação da geometria.

- c. *Erros no cálculo dos integrais.* Surgem das dificuldades inerentes à integração analítica e que tornam recomendável a integração numérica, onde na maioria dos casos se comete um erro por defeito. Normalmente aceita-se uma margem de erro no cálculo numérico dos integrais do elemento que em certos casos pode até constituir uma vantagem. Acontece nos elementos uniformes em que há uma rigidez artificial da estrutura e onde a imprecisão de sinal contrário é compensada.
- d. *Erros na resolução do sistema de equações.* A resolução do sistema de equações é feita em computador a partir de um programa de elementos finitos e envolve sempre erros de truncatura e arredondamento. Estes erros podem ainda conduzir a erros por mau condicionamento do sistema.
- e. *Erros associados à equação constitutiva.* De entre os vários erros incluídos nesta categoria podem destacar-se os que decorrem da avaliação incorrecta das propriedades mecânicas do material. Como por exemplo os módulos de elasticidade e os coeficientes de Poisson.

6.4 MODELAÇÃO DO DANO EM PLACAS LAMINADAS

6.4.1 Introdução

O objectivo da mecânica do dano é descrever quantitativamente os fenómenos físicos que alteram o material quando submetido a cargas. Enquanto as técnicas numéricas de previsão do comportamento elastoplástico de estruturas metálicas estão bem estabelecidas e são fiáveis, a simulação de estruturas construídas em materiais compósitos está menos desenvolvida, embora tenha vindo a ser alvo de intensa investigação.

A maior dificuldade no desenvolvimento de um procedimento numérico para prever o aparecimento e crescimento do dano em compósitos é avaliar as transformações microestruturais de um material anisotrópico e heterogéneo e como relacioná-las com a resposta do material. Apesar disso têm sido apresentados numerosos métodos numéricos para prever a progressão do dano em estruturas compósitas laminadas que podem ser revistos nos trabalhos de Abrate [5, 6] ou, mais recentemente, em Zhang *et al* [7].

Os modelos propostos podem ser agrupados em três tipos: (1) baseados na resistência dos materiais, (2) na mecânica da fractura e (3) na mecânica do dano contínuo.

Apresenta-se em seguida uma breve descrição da sequência de alguns trabalhos característicos da modelação e simulação do dano devido a impacto de baixa velocidade em placas laminadas.

Em 1992, Choi and Chang [8] propuseram um modelo envolvendo um duplo critério de falha baseado na tensão, tendo em conta resultados experimentais, para o estudar a interacção entre a fissuração da matriz e a delaminação resultantes do impacto em compósitos laminados de carbono-epóxico.

Posteriormente, Zheng and Sun [9] apresentaram um modelo com duas placas de Mindlin para prever a delaminação induzida por impacto de baixa velocidade, usando um método modificado do fecho de fenda virtual.

Em 2000, Hou et al. [10] construíram um modelo de elementos finitos 3D e usaram três critérios de falha para estudar a iniciação do dano e a sua propagação em placas de material compósito submetidas a impacto, tendo considerado nos critérios a tensão transversal em compressão.

Em 2001 Johnson *et al.* [11], propuseram um modelo baseado na mecânica do dano contínuo para simular a falha intralaminar e interlaminar durante o carregamento de impacto. Apresentaram as equações constitutivas do dano contínuo, determinaram os parâmetros experimentais do material laminado e usaram elementos de casca ligados por elementos de interface de contacto, seguindo uma lei de relaxação tensão-deslocamento.

Por sua vez, em 2002, Zou *et al.* [12] modelaram o dano intralaminar e interlaminar num modelo quási-estático usando um método baseado na resistência para prever a iniciação da delaminação e descreveram a propagação da delaminação pela mecânica da fractura.

Moura *et al* [13, 14] têm usado elementos de interface a simular a delaminação entre as lâminas, modeladas com elementos tridimensionais, e um modelo de dano para a interacção entre a fissuração da matriz e a delaminação, em laminados de carbono-epóxico submetidos a impacto de baixa velocidade. Os elementos de interface são colocados entre as lâminas, onde a delaminação pode ocorrer e dentro das lâminas onde a fissuração da matriz é observada experimentalmente. Este modelo de dano permite simular a iniciação e a propagação do dano e é baseado no uso indirecto da mecânica da fractura, considerando uma equação de relaxação tensão-deslocamento relativo.

Neste trabalho também se utilizam elementos de interface colocados entre as lâminas de elementos tridimensionais para simular a delaminação em modelos construídos no programa comercial LUSAS.

Um crítica pertinente a estes modelos é o elevado tempo de computação que exigem, em aplicações com métodos explícitos, uma vez que a presença dos elementos de interface esta associada a intervalos de tempo muito pequenos para assegurar a convergência. Neste trabalho a dimensão dos problemas, avaliada pelo número de graus de liberdade, foi relativamente modesta e por isso o tempo consumido foi suportável. Porém em grandes estruturas com muitas lâminas como, por exemplo em conjuntos estruturais para automóveis em que se pretenda simular um teste de esmagamento por impacto, o tempo exigido pode ser excessivo.

Outra forma usada por alguns investigadores para modelar a progressão das fendas de delaminação tem sido a aplicação de condições de constrangimentos pelo método das funções de penalidade como é o caso de Zang *et al* [15]. Neste trabalho realizado em 2005, as áreas de potencial delaminação e rotura da matriz são consideradas zonas de coesão e o processo de dano como um comportamento de contacto entre superfícies. Também é introduzido um parâmetro escalar de dano para modelar a degradação da rigidez da interface.

Com o crescente recurso a simulações usando o método dos elementos finitos em engenharia mecânica e estrutural, a ciência da modelação de materiais têm-se desenvolvido e os códigos numéricos comerciais dispõem de modelos cada vez mais complexos. No entanto, não há nenhuma teoria única que preveja com precisão a falha a todos os níveis de análise, para todas as condições de carga e todos os tipos de laminados reforçados. Enquanto algumas teorias do dano tem uma base física, a maioria delas representam tentativas para fornecer expressões matemáticas que tenham a melhor concordância com os dados experimentais disponíveis de uma forma que seja prática do ponto de vista do projectista.

6.4.2 Critérios de falha

Os critérios de falha ou de rotura na análise de componentes em compósitos laminados procuram avaliar a sua resistência mecânica. Pela sua importância, este tema tem sido objecto de estudo de muitos investigadores que têm apresentado diversos critérios e que podem ser revisitados, por exemplo, no trabalho de Frederico Paris [16].

Porém, a sua grande variedade e incerteza das previsões de iniciação e progressão do dano, tem motivado diversos esforços individuais, colectivos e institucionais para desenvolver melhores teorias e critérios de falha. Referimos aqui o *WWFE* - “World Wide Failure Exercise (Exercício Mundial sobre Teorias de Falha), o projecto *BRITEEURAM* financiado pela Comunidade Europeia *HICAS*, *High Velocity Impacto f Composite Aircraft Structures*, [17], e os trabalhos desenvolvidos no Langley Research Center da NASA (LRC).

O *WWFE* foi concebido e conduzido por Hinton e Soden, [18], e fornece uma boa perspectiva do estado dos métodos teóricos correntes disponíveis para previsão falha de materiais poliméricos reforçados por fibras de vidro. A comparação das previsões pelos participantes do *WWFE* com os resultados experimentais foi recentemente publicada na revista *Composites Science and Technology*. Em 1998 foi publicada a primeira parte (Vol. 58 N° 7), em 2002 a segunda parte (Vol. 61 N° 12/13) e em 2004 (Vol. 64) a terceira e última parte.

Este estudo indica que, de um modo geral, mesmo para os laminados simples que têm sido estudados extensivamente nos últimos 40 anos, as previsões da maioria das teorias diferem significativamente da observação experimental. De facto, não são raras as diferenças, até uma ordem de grandeza, entre os valores previstos e os obtidos experimentalmente

Os critérios de rotura mais comuns para materiais compósitos laminados são geralmente estabelecidos para uma lâmina e podem ser classificados, de acordo com Berthelot [19], segundo três categorias fundamentais:

- *Critério da tensão máxima*
- *Critério da deformação máxima*
- *Critérios interactivos* ou *energéticos*

Os critérios da *tensão máxima* e da *deformação máxima*, não permitem reproduzir os resultados experimentais pois excluem a existência de interacções entre as tensões ou deformações principais, isto é, admite-se que os mecanismos de rotura longitudinal, transversal ou ao corte ocorrem independentemente. Foram assim desenvolvidos os critérios interactivos, estendendo aos materiais ortotrópicos o critério de Von Mises, usado nos materiais isotrópicos. O critério de Von Mises está ligado à energia de deformação do material deformado, armazenada por unidade de volume. É por esta razão que os *critérios interactivos* também se designam por *critérios energéticos*.

O tema da adequação dos critérios de falha continua em aberto não se conseguindo indicar o melhor para aplicação geral, havendo sempre razões para aceitar e rejeitar cada um deles. Referimos aqui apenas as opiniões Frederico Paris, [16], que prefere os “critérios baseados em mecanismos de falha” e que considera que continua a faltar um critério completamente baseado nos mecanismos de rotura do laminado inteiro e ainda a de Smith L. J. e Hart, em “*The need for better failures theories and test coupons in expanding the applications of fiber-polymer composites*”, [20], para quem “As teorias interactivas de falha ,

(...) , foram formuladas para sólidos homogêneos anisotrópicos. Deve evitar-se usá-los para prever muitos dos modos de falha que podem hoje ocorrer para compósitos laminados de matriz reforçada por fibras. Elas levam a falsas previsões de falha que são inaceitáveis mesmo para os que sustentam estas teorias”.

Este mesmo autor atribui neste trabalho uma grande importância a esta questão considerando que o uso de critérios inadequados tem contribuído muito para a crença que todas as simulações de componentes estruturais em compósitos laminados são pouco fiáveis tornando necessário uma enorme variedade de testes experimentais ao nível da lâmina, sub-componente e componente, sendo por isso um sério obstáculo, por motivos económicos, ao uso mais amplo e generalizado dos materiais compósitos.

A seguir descrevem-se sumariamente os critérios de falha de Tsai-Wu, Hoffman e Hashin que foram usados nas simulações efectuadas no programa LUSAS com elementos de casca laminados. Foi também usado o programa ADINA com o elemento de casca laminado *MITC4* e o critério de Hashin. Os resultados são apresentados no Capítulo 7.

6.4.2.1 Critério de Tsai-Wu

O critério de Tsai-Wu [21] baseia-se no de Tsai-Hill [22] e foi desenvolvido com o objectivo de melhorar a correlação entre os resultados experimentais e os teóricos, através do aumento do número de parâmetros das equações teóricas. Este critério apesar de incluir interacções entre os modos de falha, não fornece informação sobre o modo de falha. Admite que a falha de um material anisotrópico é atingida quando a seguinte igualdade se verifica:

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad \text{com } i, j = 1, \dots, 6 \quad (6.31)$$

onde as constantes F_i e F_{ij} são as componentes de dois tensores de ordem 2 e 4, respectivamente. Os termos lineares F_i têm em conta a diferença eventual do comportamento do material à tracção e à compressão. Os termos quadráticos F_{ij} definem um elipsóide no espaço das tensões e têm em conta as interacções entre as tensões σ_i e σ_j .

Para um material compósito ortotrópico submetido a um estado de tensões planas, no plano (1-2) a relação (6.31) pode escrever-se:

$$F_1 \sigma_x + F_2 \sigma_y + F_3 \sigma_x^2 + F_4 \sigma_y^2 + F_5 \sigma_x \sigma_y + F_6 \sigma_x^2 + F_7 \sigma_y^2 + 2F_8 \sigma_x \sigma_y + F_9 \sigma_{xy}^2 = 1 \quad (6.32)$$

onde,

$$\begin{aligned}
 F_1 &= \frac{1}{\sigma_X} - \frac{1}{\sigma_{X'}} \quad ; \quad F_{11} = \frac{1}{\sigma_X \sigma_{X'}} \\
 F_2 &= \frac{1}{\sigma_Y} - \frac{1}{\sigma_{Y'}} \quad ; \quad F_{22} = \frac{1}{\sigma_Y \sigma_{Y'}} \\
 F_6 &= \frac{1}{\sigma_S} - \frac{1}{\sigma_{S'}} \quad ; \quad F_{66} = \frac{1}{\sigma_S \sigma_{S'}}
 \end{aligned} \tag{6.33}$$

O valor de F_{12} corresponde ao valor da tensão de rotura resultante de um ensaio de tracção biaxial. Na prática este coeficiente de interacção pode também ser determinado num ensaio de tracção ou compressão a 45° dos eixos principais do material ortotrópico. Como alternativa alguns autores propõem,

$$F_{12} = \sqrt{F_{11} F_{22}} - \frac{1}{\sigma_S} \tag{6.34}$$

onde as seguintes componentes de resistência necessitam ser definidas:

σ_X : tensão de rotura à tracção na primeira direcção principal do material
(*direcção-1*)

$\sigma_{X'}$: tensão de rotura à compressão na primeira direcção principal do material
(*direcção-1*)

σ_Y : tensão de rotura à tracção na segunda direcção principal do material
(*direcção-2*)

$\sigma_{Y'}$: tensão de rotura à compressão na segunda direcção principal do material
(*direcção-2*)

σ_S : tensão de rotura ao corte no plano (*1-2*)

6.4.2.2 Critério de Hoffman

O critério de Hoffman [23] é uma generalização do critério de Hill [24] tendo em conta a diferença do comportamento dos materiais à tracção e à compressão. Este critério, tal como o de Tsai-Wu, apesar de incluir interacções entre os modos de falha, não fornece informação

sobre o modo de falha. Admite que a rotura do material ocorre quando a inequação seguinte não se verifica:

$$F_1\sigma_x + F_2\sigma_y + F_{11}\sigma_x^2 + 2B_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{22}\sigma_y^2 + F_{66}\sigma_{xy}^2 < 1 \quad (6.35)$$

e onde os coeficientes F_1, F_2, F_{11}, F_{22} e F_{66} são os mesmos que foram definidos para o critério de Tsai-Wu em (6.31) e B_{12} é dado por:

$$B_{12} = \frac{1}{2\sigma_X\sigma_{X'}} \quad (6.36)$$

6.4.2.3 Critério de falha de Hashin

Este critério [25] distingue a falha da matriz e da fibra, à tracção e à compressão. Normalmente assume-se que as fibras estão predominantemente alinhadas com a primeira direcção principal do material (*direcção-1*), fazendo portanto o material transversalmente isotrópico em relação a essa direcção.

A falha ocorrerá quando qualquer uma das seguintes inequações não é satisfeita:

- **Falha da fibra à tracção:**

$$\frac{\sigma_x^2}{\sigma_X^2} + \frac{(\sigma_{xy}^2 + \sigma_{xz}^2)}{\sigma_S^2} < 1 \quad (6.37)$$

- **Falha da fibra à compressão:**

$$\frac{\sigma_x}{\sigma_X} < 1 \quad (6.38)$$

- **Falha da matriz à tracção:**

$$\frac{(\sigma_y + \sigma_z)^2}{\sigma_Y^2} + \frac{(\sigma_{xy}^2 + \sigma_{xz}^2 + \sigma_{yz}^2 - \sigma_y\sigma_z)}{\sigma_S^2} < 1 \quad (6.39)$$

- **Falha da matriz à compressão:**

$$\left(\left(\frac{\sigma_{y'}}{2\sigma_s} \right)^2 - 1 \right) + \left(\frac{(\sigma_y + \sigma_z)}{\sigma_y} \right) + \frac{(\sigma_{xy}^2 + \sigma_{xz}^2 + \sigma_{yz}^2 - \sigma_y \sigma_z)}{\sigma_s^2} + \frac{(\sigma_y + \sigma_z)^2}{4\sigma_s^2} < 1 \quad (6.40)$$

6.4.3 Modelação da delaminação

6.4.3.1 Introdução

A delaminação, num laminado de matriz reforçada por fibras, é um modo de falha que consiste na fractura no plano de separação de duas lâminas onde a matriz cede por tracção, corte ou ambas. Como a resistência transversal é baixa, as tensões através da espessura não necessitam ser elevadas para serem críticas. Estas tensões podem ser causadas por um carregamento fora do plano, como por exemplo, uma força de impacto, por um gradiente no campo de tensão no plano junto a um bordo, ou por qualquer concentração de tensões devida a um furo ou entalhe, visto que as tensões transversais são proporcionais a estes gradientes. Outro exemplo é o campo de tensão próximo de uma aresta que pode variar bruscamente na fronteira da lâmina com as consequentes tensões através da espessura, como foi apresentado na Subsecção 2.4.7. A Figura 6.4 ilustra alguns destes casos típicos.

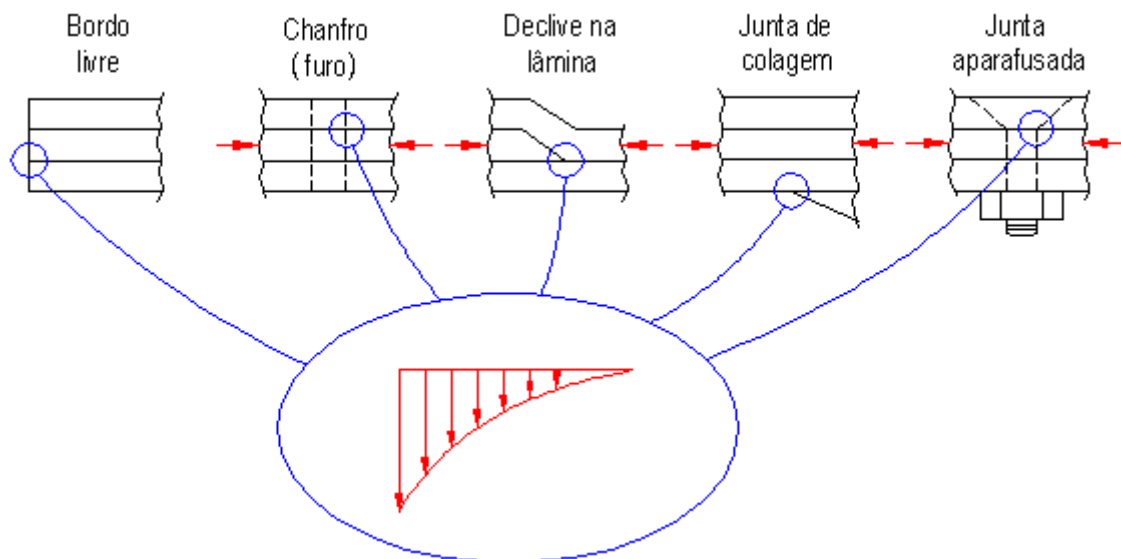


Figura 6.4 Fontes de tensões fora do plano em descontinuidades estruturais que podem ser responsáveis por delaminações. (ASM, Engineering Materials Handbook)

A delaminação é efectivamente uma fractura e teremos portanto de usar mecanismos de fractura, nos quais a energia libertada, à medida que a delaminação se propaga, exceda a capacidade de absorção de energia na extremidade da fractura.

Uma das técnicas usadas com sucesso no prognóstico do crescimento da delaminação é a do fecho virtual da fenda “*Virtual Crack Closure Technique – VCCT*” mas que requer, no entanto, a definição prévia de uma área delaminada assumindo-se em seguida o seu próprio crescimento. A colocação de elementos de interface entre as lâminas do material compósito para simular a iniciação e o crescimento da delaminação, permitem ultrapassar esta limitação, visto que, não necessitam da especificação de uma fenda inicial.

Refira-se ainda que têm sido apresentados outros modelos para simular a delaminação, usando elementos de vigas, placas e cascas multilaminadas, como os apresentados nos trabalhos [26-31].

6.4.3.2 Modelo de delaminação por elementos de interface

Estes elementos especiais têm uma relação constitutiva como a da Figura 6.7 na qual o comportamento inicial é elástico até um dado valor de resistência ser atingido. Podendo esta basear-se nos valores reais da resistência à tracção ou ao corte. A delaminação começa quando a tracção interlaminar atinge a resistência interfacial máxima sendo então adoptada uma lei constitutiva de relaxação, para relacionar as tensões com os deslocamentos relativos. A sua frente progride logo que a energia local da superfície de fractura é consumida. Vários modelos de relaxação têm sido propostos para este fim mas todos eles possuem uma característica comum: a zona aderente pode ainda transferir carga após o início do dano. O modelo *linear elástico-relaxação linear* por ser o mais simples é o mais usado embora também se use uma relação exponencial [32].

Na lei constitutiva interfacial a fórmula matemática exacta é menos importante do que a sua capacidade para representar a resistência interfacial máxima e a energia de fractura crítica [33]. Assim, considera-se um modelo de dano baseado na mecânica da fractura mas com relaxação linear da tensão, logo que a resistência de falha inicial for excedida.

Estes elementos têm sido apresentados por diversos autores desde os anos oitenta e hoje integram as bibliotecas de elementos finitos de diversos programas genéricos de simulação por elementos finitos. Entre esses trabalhos de investigação devemos distinguir três grupos com investigadores nacionais; os grupos onde se integram Marcelo Moura, Pedro Camanho e Ana Paula Amaro.

Os trabalhos de Marcelo Moura partem da sua tese de doutoramento em 1995, [34], em que apresentou um elemento finito de interface de 18 nós para modelar a compressão após impacto com o programa ABACUS que é depois usado e desenvolvido na resolução de diversos problemas de delaminação com outros autores, alguns dos quais se referem a seguir.

Assim, além dos trabalhos referidos anteriormente, [13 e 14], Gonçalves *et al.* [35] apresentaram um elemento finito de interface, baseado no método da penalidade, para resolver problemas tridimensionais. Este elemento pode modelar juntas/interfaces entre elementos finitos sólidos e inclui também a propagação do dano nos modos puros I e II e no modo misto, considerando uma relação de relaxação entre as tensões e os deslocamentos relativos. Consideraram duas condições de contacto: restrições ponto-ponto para pontos próximos que não satisfazem o critério de falha e restrição ponto-superfície para pontos afastados. A capacidade do elemento é testada sob condições de carregamento em modos I, II e misto.

Mais tarde, Gonçalves *et al.* [36] com o objectivo de melhorarem o comportamento do modelo previamente desenvolvido e a abranger um conjunto de situações mais alargado, realizaram uma evolução do elemento finito de interface no sentido de promover uma interacção ponto-superfície, o que de certo modo traduz com mais rigor a realidade física.

Morais *et al.* [37] apresentaram uma análise numérica de propagação da fenda em testes de “*double cantilever beam-DCB*” de laminados multidireccionais. Os modelos de elementos finitos tridimensionais foram usados para aplicação da “*virtual crack closure technique*” e para simular o crescimento da fenda com um modelo de dano progressivo.

Gonçalves *et al.* [38] apresentaram um modelo para a análise de falha progressiva tridimensional de juntas adesivas. O método usa elementos de interface e inclui um modelo de dano para simular a descolagem progressiva. Os elementos de interface são colocados entre os aderentes e o adesivo. O modelo de dano baseia-se no uso indirecto da mecânica da fractura e permite a simulação da iniciação e o crescimento do dano nas interfaces sem considerar a presença de uma fenda inicial. O modelo foi aplicado a juntas sobrepostas. Foram realizados testes experimentais a juntas adesivas de alumínio-epóxico. Foram também efectuadas análises, linear elástica e elastoplástica. As cargas de falha previstas para o caso elastoplástico concordam com os resultados experimentais.

Dos trabalhos de Pedro Camanho com outros autores, nomeadamente ligados ao Langley Research Center da NASA, referimos Dávila *et al.*, [39], que propuseram um elemento de 8 nós com capacidade de modo misto. Este elemento é para ser usado na interface, entre elementos finitos sólidos, a fim de modelar a iniciação e a propagação da

delaminação. Consideraram um parâmetro de dano, na lei de relaxação da deformação, baseado no deslocamento, para seguir o estado de dano da interface. O método pode ser utilizado em conjunção com procedimentos de degradação de material convencional para considerar os modos de dano no plano e entre as lâminas. A precisão dos prognósticos foi avaliada em testes de delaminação de modo simples, num teste de flexão de modo misto e numa configuração estrutural que consistia na descolagem de uma flange de reforço do seu revestimento.

Camanho e Dávila [40] propuseram um elemento de descoesão com capacidade de modo misto. O elemento é usado na interface entre elementos finitos sólidos para modelar a iniciação do próprio crescimento da delaminação. É aplicado um parâmetro de dano na lei de relaxação, baseado no deslocamento relativo, para seguir o estado de dano da interface e impedir a reposição do estado de coesão durante o descarregamento. Para demonstrar a precisão dos prognósticos e a capacidade da irreversibilidade da lei constitutiva foi simulado o crescimento da delaminação, para um ciclo de carregamento e descarregamento, de vários provetes de teste de delaminação nos modos simples e misto.

Em 2004 Ana Paula Amaro, [32], apresentou na sua tese de Doutorado elementos de interface implementados no programa MODULEF para simular a delaminação entre lâminas de elementos tridimensionais.

Entre muitos outros trabalhos com elementos de interface publicados, referem-se ainda os seguintes. Vizzini e Lagace [41] para modelar a propagação da delaminação recorreram à resistência dos materiais. Calcularam as tensões interlaminares na fronteira da delaminação ocorrendo a sua propagação quando as tensões excederem a resistência da interface.

Shahwan e Waas [42] usaram uma função exponencial para estudar a delaminação de estruturas de material compósito, sujeitas a carregamentos de compressão.

Ortiz e Pandolfi [43] postularam um modelo de dano, também usaram uma lei constitutiva exponencial e tiveram em conta a irreversibilidade do processo. Uma limitação do seu modelo é que as taxas de libertação de energia crítica e as resistências interfaciais máximas associadas aos Modos I, II e III de fractura não podem ser especificados separadamente.

Goyal e Johnson [44] propuseram uma lei constitutiva irreversível para a formulação de elementos de interface com o objectivo de prever a iniciação e progressão da delaminação em estruturas compósitas. Usaram uma função exponencial na lei constitutiva, de modo a satisfazer um critério de tensão multiaxial, para o ataque da delaminação e o critério de fractura do modo misto para a progressão da delaminação. Incluíram também um parâmetro

de dano, para impedir a reposição do estado de coesão prévio entre as superfícies interfaciais, isto é, introduziram uma variável de estado interna na lei constitutiva para assegurar o dano permanente das superfícies internas que tenham excedido a resistência máxima durante o processo de delaminação. Para demonstrarem a capacidade da irreversibilidade da lei constitutiva, simularam o crescimento uniforme da fenda para um ciclo de carregamento-descarregamento quasi-estático para vários provetes.

Jansson e Larsson [45] modelaram a progressão da delaminação num compósito laminado usando elementos de interface numa configuração geométrica de análise não-linear por elementos finitos. A degradação do vector tensão na zona ligada é descrita por uma união plasticidade-dano, que é calibrada analiticamente em comparação com os dados experimentais das energias de fractura do modo misto. Este trabalho foi concluído com exemplos numéricos que descrevem as capacidades de prognóstico das formulações de interface.

Zheng e Sun [46] propuseram um modelo de elementos finitos de placa para analisar a interacção da delaminação em estruturas laminadas. Este modelo foi verificado através da comparação com uma solução de elementos finitos axissimétrica numa estrutura com delaminação. Foram obtidos com este modelo, os resultados da interacção da delaminação na flexão em três pontos de um laminado compósito e num laminado circular. No caso da flexão em três pontos as delaminações da fenda induzida por flexão e da fenda induzida por corte crescerão, eventualmente ao mesmo tempo, enquanto que no caso de uma placa delaminada circular, a distância vertical entre estas duas delaminações tem um efeito significativo na sua interacção. Dependendo desta distância, uma delaminação pode ter um efeito de escudo na outra, enquanto a outra delaminação pode ter um efeito desprezável na anterior.

6.4.3.3 Elementos finitos usados na modelação da delaminação

Na análise da delaminação do presente estudo foram usados, o elemento de volume para compósitos *HX16L* para modelar as lâminas e o elemento de interface *IS16* que foi colocado entre elas, ambos disponíveis na biblioteca do programa LUSAS [47].

O elemento de volume, 3D, para compósitos *HX16L* é hexaédrico isoparamétrico com 16 nós e três graus de liberdade por nó (U, V, W), capaz de modular fronteiras curvas no plano de delaminação. As lâminas compósitas são paralelas às faces com 8 nós e a superfície do fundo da primeira lâmina coincide com os nós 1 a 8.

A Figura 6.5 mostra a configuração nodal deste elemento.

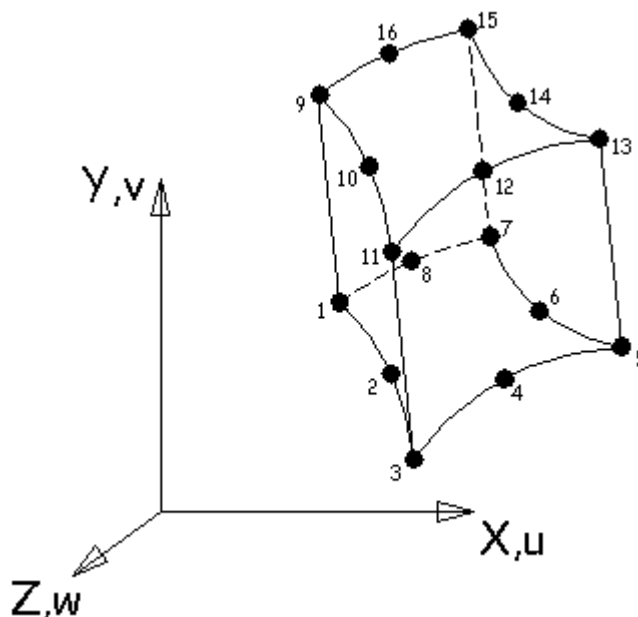


Figura 6.5 Configuração nodal do elemento sólido hexahédrico de 16 nós

Os elementos finitos isoparamétricos básicos utilizam as mesmas funções de forma para interpolar deslocamentos e geometria.

$$\text{Deslocamento: } u = \sum_{i=1}^n N_i(\xi, \eta) u_i$$

$$\text{Geometria: } x = \sum_{i=1}^n N_i(\xi, \eta) x_i$$

onde $N_i(\xi, \eta)$ é a função de forma do elemento para o nó i e n é o número do nó.

O elemento de interface tridimensional *IS16* é usado para modelar a delaminação de compósitos numa análise não-linear incremental 3D, possui 16 nós e três graus de liberdade por nó (Figura A6.2). Pode ser inserido em planos de potencial delaminação para modelar a falha interlaminar e iniciação e propagação de fracturas. Assume-se que estes elementos não têm espessura podendo ser colocados no modelo, em áreas de potencial delaminação, onde permanecerão inactivos até a falha ocorrer, sem ser necessário inserir uma fenda inicial.

Como atrás foi referido, se a tensão excede o valor limite da resistência nas direcções de abertura ou corte as propriedades do material do elemento de interface são reduzidas linearmente, conforme definido pelos parâmetros do material e assume-se que a falha completa ocorre quando a energia de fractura é excedida.

A Figura 6.6 mostra a configuração nodal deste elemento.

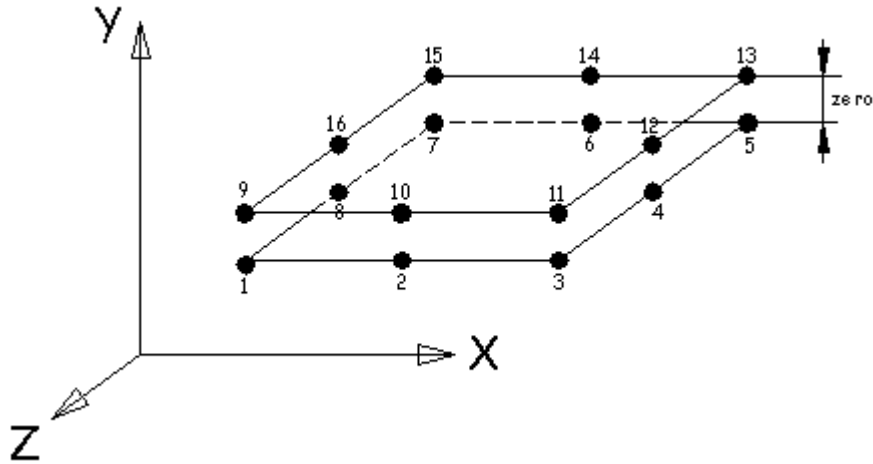


Figura 6.6 Configuração nodal do elemento de interface de 16 nós

O campo de deslocamentos \underline{u} para este elemento contém o deslocamento inferior \underline{u}_b e o superior \underline{u}_t (cada um possui três componentes), assim,

$$\underline{u}^T = \langle \underline{u}_b^T \quad \underline{u}_t^T \rangle$$

Os deslocamentos inferior e superior são interpolados como,

$$\underline{u}_b = \underline{N} \underline{p}_b \quad \underline{u}_t = \underline{N} \underline{p}_t$$

onde \underline{p}_b e \underline{p}_t são os vectores dos deslocamentos nodais inferior e superior, respectivamente e \underline{N} é a matriz das funções de forma do tipo

$$\underline{N} = \begin{bmatrix} \underline{n}^T & \underline{0}^T & \underline{0}^T \\ \underline{0}^T & \underline{n}^T & \underline{0}^T \\ \underline{0}^T & \underline{0}^T & \underline{n}^T \end{bmatrix}$$

onde a componente de ordem i no vector \underline{n}_i é o valor da enésima função de forma num ponto particular, com i igual a metade do número de nós. A constituição actual do elemento de interface é definida em função dos deslocamentos relativos entre as superfícies inferior e superior

$$\underline{\varepsilon} = \underline{u}_t - \underline{u}_b = \underline{B} \begin{Bmatrix} \underline{p}_b \\ \underline{p}_t \end{Bmatrix} = \underline{B} \underline{p}$$

onde \underline{p} é o vector dos deslocamentos nodais tendo (número de nós \times graus de liberdade) componentes e a matriz $\underline{\underline{B}}$ é dada por

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} -\underline{n}^T & \underline{n}^T & \underline{0}^T & \underline{0}^T & \underline{0}^T & \underline{0}^T \\ \underline{0}^T & \underline{0}^T & -\underline{n}^T & \underline{n}^T & \underline{0}^T & \underline{0}^T \\ \underline{0}^T & \underline{0}^T & \underline{0}^T & \underline{0}^T & -\underline{n}^T & \underline{n}^T \end{bmatrix}$$

A equação vectorial de equilíbrio do elemento é dada por

$$\underline{q} = \underline{P} - \underline{R} = \underline{0}$$

onde \underline{R} é o vector de cargas aplicadas e \underline{P} é o vector forças internas nodais. O vector de forças internas nodais pode ser escrito basicamente como

$$\underline{P} = \int_A \underline{\underline{B}}^T \underline{\sigma} dA$$

onde o domínio de integração é uma área no caso de elementos de interface 3D. Para uma dada relação constitutiva arbitrária

$$\underline{\sigma} = \underline{\sigma}(\underline{\varepsilon})$$

em que $\underline{\varepsilon}$ é um deslocamento relativo entre as superfícies do elemento em vez de uma medida da deformação e $\underline{\sigma}$ é o vector tensão.

A matriz de rigidez numa análise linear geométrica é dada por

$$\underline{\underline{K}} = \int_A \underline{\underline{B}}^T \underline{\underline{D}}_l \underline{\underline{B}} dA$$

onde $\underline{\underline{D}}_l$ é a matriz constitutiva.

No programa LUSAS, de modo a eliminar as oscilações do campo de tensões ao longo do elemento, o vector de forças internas e a matriz de rigidez são integrados usando a regra de Newton-Cotes em vez da regra de Gauss completa

6.4.3.4 Relação constitutiva de delaminação

O modelo constitutivo do material do elemento de delaminação do programa LUSAS, [47] pode-se ilustrar-se com a Figura 6.7.

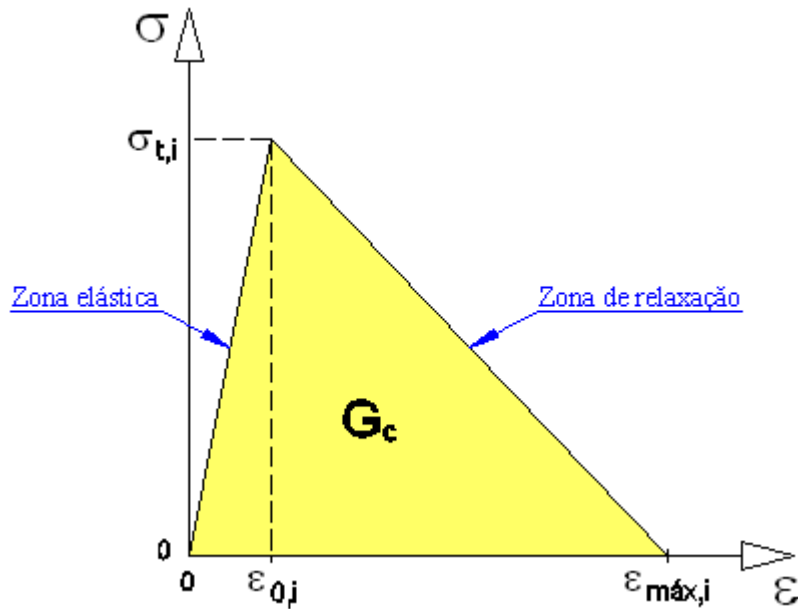


Figura 6.7 Relação constitutiva da delaminação.

Na zona elástica, as tensões resultantes dos deslocamentos relativos entre pontos homólogos situados na interface podem obter-se através da equação:

$$\sigma = \bar{E}\varepsilon \quad (6.41)$$

em que a matriz \bar{E} é dada por:

$$\bar{E} = \begin{bmatrix} k_s & 0 & 0 \\ 0 & k_t & 0 \\ 0 & 0 & k_n \end{bmatrix} \quad (6.42)$$

e onde os parâmetros k_i representam a rigidez interfacial: k_n normal e (k_s e k_t) ao corte conforme o modo básico de fractura representado na Figura 6.8.

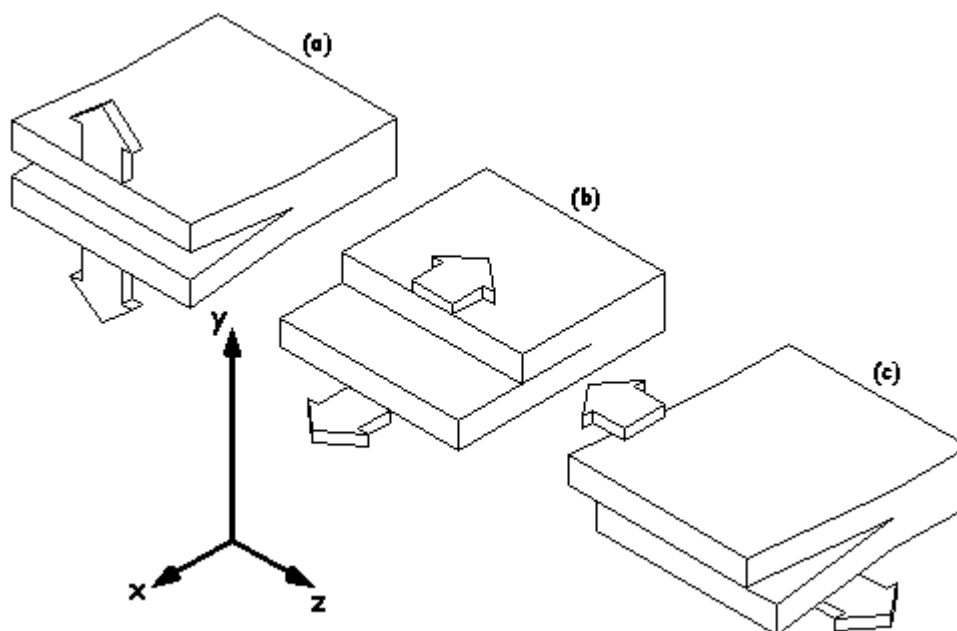


Figura 6.8 Modos de fratura: (a) Modo I, (b) Modo II, (c) Modo III

Na atribuição do valor a estes parâmetros deve ter-se em conta que, sendo baixos provocam grandes inter penetrações sem significado físico e se forem elevados conduzem a instabilidades na simulação numérica. Devem então escolher-se valores máximos que não provoquem dificuldades na simulação numérica. Wiggers e Nour-Omid, [48], propõem um método semi-empírico para estimar estes valores.

Para definir completamente o comportamento da interface tem de se estabelecer a resposta de descarregamento. Petrossian et al, [49], propõem uma curva de descarregamento de inclinação correspondente à lei de Hooke, enquanto que Crisfield *et al*, [50, 51] e Daudeville [52] propõem o descarregamento directamente para a origem como se mostra na Figura 6.7.

Se a tensão excede o valor limite da resistência, em cada um dos modos de fratura, as propriedades do material do elemento de interface são reduzidas linearmente conforme definido no modelo material e assume-se que há falha completa quando a energia de fratura for excedida.

A rotura tem início quando a resistência de falha inicial definida, $\sigma_{t,i}$, correspondente ao deslocamento relativo crítico, $\varepsilon_{0,i}$, for atingida. A rotura completa verificar-se-á no ponto $(\varepsilon_{máx,i}, 0)$, quando a energia de fratura for excedida. A relação entre $\sigma_{t,i}$ e $\varepsilon_{0,i}$ é estabelecida pela rigidez da interface k_i . A zona de relaxação é definida por um decréscimo linear na

tensão até à rotura completa. A deformação máxima $\varepsilon_{máx,i}$, correspondente à falha completa é unicamente definida por $\sigma_{t,i}$ e G_c :

$$\varepsilon_{máx} = \frac{2G_c}{\sigma_t} \quad (6.43)$$

Este modelo material pode ser usado para analisar a delaminação considerando cada um dos modos básicos de fractura de forma independente, em que o início da falha num dos modos não afecta os outros modos, ou pelo contrario, como se verifica na prática, um dano causado pela iniciação da delaminação, em qualquer modo terá um efeito imediato em todos os modos de fractura

No primeiro modelo, designado nos manuais do LUSAS por *delaminação desligada*, o comportamento pode ser descrito por meio de um modelo de dano do tipo:

$$\sigma = (I - \bar{D}) \bar{E} \varepsilon \quad (6.44)$$

onde I é a matriz identidade e \bar{D} é a matriz de dano acumulado contendo, na posição i , o parâmetro do dano D_i^* . Este parâmetro tem valores compreendidos entre 0 (início da falha) e 1 (quando se verifica a rotura completa),

A relação entre as tensões e os deslocamentos relativos pode dividir-se em três partes de acordo com o quadro seguinte:

DESLOCAMENTO RELATIVO	RELAÇÃO CONSTITUTIVA	PARÂMETRO DE DANO
$\varepsilon_i < \varepsilon_{0,i}$	$\sigma = \bar{E} \varepsilon$	$D_i^* = 0$
$\varepsilon_{0,i} \leq \varepsilon_i \leq \varepsilon_{máx,i}$	$\sigma = (I - \bar{D}) \bar{E} \varepsilon$	$D_i^* = \frac{\varepsilon_{máx,i} (\varepsilon_i - \varepsilon_{0,i})}{\varepsilon_i (\varepsilon_{máx,i} - \varepsilon_{0,i})}$ $D_i^* = 0 \text{ para } \varepsilon_i = \varepsilon_{0,i}$ $D_i^* = 1 \text{ para } \varepsilon_i = \varepsilon_{máx,i}$
$\varepsilon_i > \varepsilon_{máx,i}$	$\sigma = 0$	$D_i^* = 1$

No outro modelo, que se pode designar por *ligado*, em que um dano causado pela iniciação da delaminação em qualquer modo terá um efeito imediato em todos os modos de fractura, este fenómeno pode ser apreendido através da introdução de um parâmetro de extensão do dano λ , definido por:

$$\lambda = \sqrt{\varepsilon^T \bar{A} \varepsilon} - 1 \quad (6.45)$$

onde,

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\varepsilon_{0,I}^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{\varepsilon_{0,II}^2} \end{bmatrix}_{(Análise2D)} \quad \text{e} \quad \bar{A} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\varepsilon_{0,I}^2} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\varepsilon_{0,II}^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\varepsilon_{0,III}^2} \end{bmatrix}_{(Análise3D)}$$

Os índices I, II e III indicam os modos de fractura: I- *abertura*, II- *corte* e III- *corte ortogonal (rasgamento)* em 3D (Figura 6.8)

Neste caso o modelo de dano é uma generalização do modelo desligado linear anterior, pelo que,

$$\sigma = (I - \bar{F}) \bar{E} \varepsilon \quad (6.46)$$

As matrizes diagonais \bar{E} e \bar{F} obedecem às seguintes condições:

EXTENSÃO DO DANO	RELAÇÃO CONSTITUTIVA	PARÂMETRO DE DANO
$\lambda \leq 0$	$\sigma = \bar{E} \varepsilon$	$F_i^* = 0$
$\lambda > 0$ e $\frac{\lambda \varepsilon_{máx,i}}{(\lambda + 1)(\varepsilon_{máx,i} - \varepsilon_{0,i})} \leq 1$	$\sigma = (I - \bar{F}) \bar{E} \varepsilon$	$F_i^* = \frac{\lambda \varepsilon_{máx,i}}{(\lambda + 1)(\varepsilon_{máx,i} - \varepsilon_{0,i})}$
$\lambda > 0$ e $\frac{\lambda \varepsilon_{máx,i}}{(\lambda + 1)(\varepsilon_{máx,i} - \varepsilon_{0,i})} > 1$	$\sigma = 0$	$F_i^* = 1$

Deve notar-se que neste modelo a matriz constitutiva tangente na região de descarregamento ou de dano não é simétrica. Por isso, no LUSAS o procedimento de resolução recorre automaticamente a um algoritmo frontal não simétrico sempre seja especificado um modelo de delaminação ligada.

6.4.4 Modelação pela mecânica do dano contínuo

A modelação do dano em compósitos laminados de matriz reforçada por fibras usando Mecânica do Dano Contínuo, começa por modelar as lâminas unidireccionais como materiais elásticos ou elastoplásticos, homogêneos, ortotrópicos e danificáveis, aplicando a teoria a

materiais cujas propriedades também são degradadas por micro fissuração. Numa formulação por esta teoria, os parâmetros de degradação da lâmina são variáveis de estado internas governadas pelas equações de evolução do dano. As relações constitutivas para materiais elásticos ortotrópicos, com parâmetros de dano interno, podem encontrar-se descritas, por exemplo, em Ladeveze *et al* [53, 54].

Na Figura 6.9 representa-se uma relação típica de tensão-deformação uniaxial onde ε_l é a deformação no início do dano, ε_u é uma deformação máxima, acima da qual se considera que a tensão assume um valor limite constante σ_u .

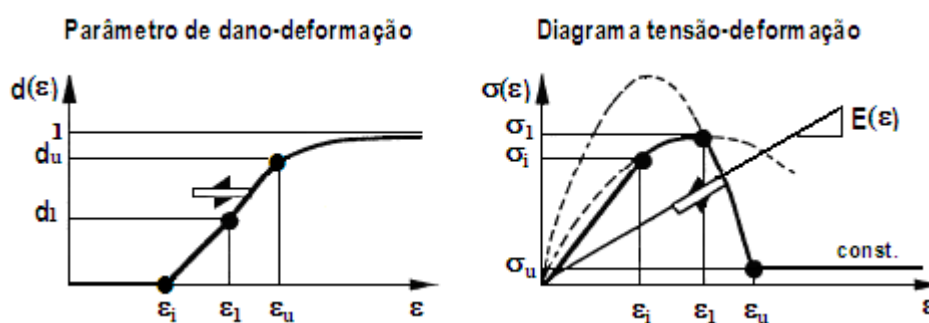


Figura 6.9 Relação tensão-deformação uniaxial

Os parâmetros de dano d_l e d_u são determinados experimentalmente. O parâmetro d_l mede o fim da linearidade na primeira variação de declive na curva tensão-deformação enquanto d_u determina o valor de tensão residual σ_u .

Nas análises por elementos finitos a redução das tensões no material directamente para zero no momento da fractura causa geralmente instabilidades numéricas pelo que a sua redução se processa gradualmente.

Este modelo de dano não foi utilizado neste trabalho embora possa ser combinado com outros modelos de delaminação em alguns programas de elementos finitos, nomeadamente no LUSAS, PAM-CRASH ou no ABACUS. Alguns autores, como Alastair F. Johnson [55] consideram que com esta combinação se poderá enfrentar o desafio de modelar de forma fiável o impacto e as situações de “crash” de componentes e estruturas de materiais compósitos.

Recentemente esta forma de modelação progressiva do dano tem aparecido associada à “tecnologia de interface” de elementos finitos. Este método foi desenvolvido para ligar sub estruturas malhadas de forma independente, para formar um único modelo de elementos finitos, não sendo assim necessário compatibilizar as malhas das diversas partes do domínio

por elementos de transição. A tecnologia de interface, que muitos programas genéricos de elementos finitos já dispõem, permite refinamentos locais, reparações de modelos e ligações de malhas incompatíveis. No processo de “design” de estruturas compósitas complexas, as regiões críticas podem exigir muitas remalhagens, pelo que, a eliminação da malha de transição entre as regiões críticas e não críticas pode significar menos esforço e tempo de análise.

Sleigh e Lotts [56] comparam resultados de dano contínuo em compósitos laminados, usando também tecnologia de interface, com resultados obtidos por métodos convencionais e concluem que eles se correlacionam bem e que a esta conjugação pode ser uma ferramenta útil para fazer previsões de dano em estruturas compósitas.

6.4.5 Previsão da delaminação pela carga de início do dano

A previsão da delaminação pela carga de início do dano constitui um método muito simples e eficaz e tem vindo a ser usada em importantes trabalhos de investigação [57], com resultados surpreendentes. Esta carga é definida como a força de impacto necessária para produzir uma quantidade determinada e significativa de delaminação no interior do laminado. Em língua inglesa é designada por “Delamination Threshold Load – *DTL*”.

A fórmula (6.47) obtida empiricamente, relaciona as propriedades elásticas globais do material, a espessura e a tenacidade à fractura no modo II e a força de impacto necessária para produzir uma quantidade de delaminação.

$$DTL = \pi \sqrt{\frac{8Et^3 G_{IIC}}{9(1-\nu^2)}} \quad (6.47)$$

Schoepper e Abrate, [58], testaram esta fórmula comparando-a com resultados de mais de 350 testes experimentais de impacto de diferentes materiais, empilhamentos espessuras e condições de fronteira mostrando que ela previa o patamar de dano num intervalo de $\pm 30\%$.

Resultados de vários programas de investigação realizados na British Aerospace Airbus [59], apresentam uma relação entre a força de iniciação e a espessura de uma placa de material compósito laminado dada por:

$$P_c = Ah^{3/2} \quad (6.48)$$

Davies [60] e Sjoblom [61] propõem relações semelhantes para a força de iniciação. É interessante notar que embora tenham partido de diferentes premissas e invocado mecanismos de falha completamente diferentes nas suas análises, as expressões resultantes são semelhantes. Porém, existem diferenças na avaliação da constante A . Para a análise de Davies $A=f(E, \nu, G_{IIc})$ enquanto que, para Sjoblom $A=f(D, K_c, \tau_s, \alpha)$, onde D é o diâmetro do indentador hemisférico e K_c é a rigidez de contacto Hertziana, τ_s é a resistência ao corte e α é a indentação de contacto.

Sjoblom considera no seu modelo uma simples falha do tipo “*shear plug*” através da espessura do laminado. O diâmetro da região sujeita ao corte é determinado pelo diâmetro de contacto Hertziano, para um indentador hemisférico. Assume que a falha ocorre quando a tensão de corte média desenvolvida na superfície cilíndrica, definida pelo diâmetro de contacto, é igual à resistência ao corte através da espessura do laminado.

Esta análise fornece a seguinte expressão para a carga de falha:

$$P_c = \frac{(2\pi h \tau_{med})^{3/2} D_s^{3/4}}{K_c^{1/2}} \quad (6.49)$$

Nesta expressão, h , D_s e K_s são a espessura do laminado, o diâmetro do indentador e a rigidez de contacto Hertziana, respectivamente. A resistência de corte do laminado é representada por τ_{med} .

A equação (6.49) pode ser reposta na forma de (6.52), com:

$$A = \frac{(2\pi \tau_{med})^{3/2} D_s^{3/4}}{K_c^{1/2}} \quad (6.50)$$

Neste modelo admite-se assim que a força de iniciação varia com o diâmetro do indentador.

Davies e Robinson, [60], propõem uma alternativa baseada num método energético. Usam o critério de estabilidade, para um postulado de fractura de delaminação do plano médio do laminado, a fim de obter a relação entre a força de iniciação, e as propriedades do material e a espessura. A análise, conforme foi formulada, indica que a força de iniciação, na qual uma delaminação se torna instável, é independente do tamanho do dano. Isto resulta na seguinte relação para o termo A da equação (6.52),

$$A = \sqrt{\frac{8\pi^2 EG_{IIc}}{9(1-\nu^2)}} \quad (6.51)$$

onde E e ν são as propriedades efectivas do laminado, em flexão, (equivalente isotrópico) e G_{IIc} é o modo II da taxa de libertação de energia para o material.

Neste modelo a força de iniciação é independente do diâmetro do indentedor, o dano é limitado a uma simples fractura circular representando a delaminação no centro do laminado e os efeitos da flexão são negligenciados.

Suemasu e Majima, [62, 64], apresentam a seguinte expressão para a carga crítica de crescimento da delaminação em placas carregadas ao centro e sujeitas a pequenas deflexões:

$$P_c = \sqrt{\frac{32\pi^2 DG_{IIc}}{(N+2)}} \quad (6.52)$$

em que $D = (Eh^3)/12(1-\nu^2)$ é a rigidez de flexão, G_{IIc} é o modo II da resistência interlaminar, N é o número de delaminações, h é a espessura da placa e ν é o coeficiente de Poisson.

Pode verificar-se facilmente que, quando $N = 1$, esta análise produz o mesmo resultado algébrico que o obtido por Davies e Robinson. Na prática a equação (6.52) é preferida, por ser mais rigorosa ao incluir o efeito de múltiplas delaminações. Por definição, D é um parâmetro definido para um material isotrópico. Para uma placa laminada anisotrópica pode definir-se D^* como a rigidez de flexão efectiva. Isto é na equação (6.65) $D = D^*$. Olsson mostrou [63] que, embora D^* para placas ortotrópicas possa ser obtido através de funções elípticas, para efeitos práticos (menos que 2% de erro para $A \leq 10$) o termo de rigidez pode ser aproximado por:

$$D^* = \sqrt{D_{11}D_{22}(A+1)/2} \quad (6.53)$$

onde, $A = (D_{12} + 2D_{66}) / \sqrt{D_{11}D_{22}}$

Esta análise foi estendida por Suemasu e Majima [62] para ter em conta o efeito das grandes deflexões.

6.5 REFERÊNCIAS

- [1] **Jacob, P. e Gouding L.**, “*An Explicit Finite element Primer*”, NAFEMS Ltd, Glasgow, UK, 2002.
- [2] **H.C. Martin and Carey G.F.**, “*Introduction to Finite Element Analysis*”, Mc-Graw Hill, 1973.
- [3] **Bathe K.J.**, “*Finite Element Procedures*”, Prentice Hall, 1996.
- [4] **Reddy J.N.**, “*An Introduction to the Finite Element Method*”, Mc-Graw Hill, 1993.
- [5] **Abrate S.**, “*Impact on laminated composite materials*”, Applied Mechanic Rev., 1991.
- [6] **Abrate S.**, “*Impact on laminated composite: recent advances*”, Applied Mechanic Rev., 1994.
- [7] **Zhang Y., Zhu P., and Lai X.**, “*Finite element analysis of low-velocity impact damage in composite laminated plates*”, Materials and Design, 2006.
- [8] **Choi HY and Chang F.K.** “*A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact*”, Journal of Composite Materials, 1992.
- [9] **Zheng S, Sun C.T.** “*A double-plate finite-element model for the impact-induced delamination problem*”. Journal of Composite Materials, 1995.
- [10] **Hou J.P., Petrinic N., Ruiz C., Hallett S.R.**, “*Prediction of impact damage in composite plates*”. Composite Science & Technology, 2000.
- [11] **Johnson A.F., Pickett A.K., Rozycki P.**, “*Computational methods for predicting impact damage in composite structures*”. Composite Science & Technology 2001.
- [12] **Zou Z., Reid S.R., Li S., Soden P.D.**, “*Modeling interlaminar and intralaminar damage in filament wound pipes under quasi-static indentation*”. Journal of Composite Materials 2002.
- [13] **Moura M.F., Gonçalves J.P., Marques A.T. e Castro P.T.**, “*Modelling Compression Failure After Low Velocity Impact on Laminated Composites Using Interface Elements*”, Journal of Composite Materials, 1997.
- [14] **Moura M.F., Gonçalves J.P., Marques A.T. e Castro P.T.**, “*Prediction of Compressive Strength of Carbon-Epoxy Laminates Containing Delaminations by Using a Mixed-Mode Damage Model*”, Composite Structures, 2000.
- [15] **Zhang Y., Zhu P., e Lai X.**, “*Finite element analysis of low-velocity impact damage in composite laminated plates*”, Materials and Design 2006.
- [16] **París F.**, “*A Study of Failure Criteria of Fibrous Composite Materials*”, NASA/CR-2001-210661, 2001.

- [17] HICAS “*High Velocity Impact of Composite Aircraft Structures*”, CEC DG XII BRITEEURAM Project BE 96-4238 (1998).
- [18] **Hinton M.J. and Soden P.D.**, “*Predicting Failure in Composite Laminates: The Background to the Exercise*”, Composites Science and Technology, Vol. 58, Nº 7, pp. 1001-1010, 1998.
- [19] **Berthelot J. M.**, “*Matériaux Composites, Comportement mécanique et analyse des structures*”, Masson, 1992.
- [20] **Hart-Smith L.J.**, “*The need for better failures theories and test coupons in expanding the applications of fiber-polymer composites*”, ICCE/7, Seventh Annual International Conference on Composite Engineering, July 2-8, 2000, Denver, Colorado.
- [21] **Tsai S.W. e Wu E.M.**, “*A general Theory of Strength for Anisotropic Materials*”, Journal of Composite Materials, 1971.
- [22] **Azzi V.D. e Tsai S.W.**, “*Anisotropic Strength of Components*”, Experimental Mechanics, 1965.
- [23] **Hoffman O.**, “*The Brittle Strength of Orthotropic Materials*”, Journal of Composite Materials, 1967.
- [24] **Hill R.**, “*The Mathematical Theory of Plasticity*” Oxford University Press, 1950.
- [25] **Hashin Z.**, “*Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites*” Journal of Applied Mechanics, Transactions of the ASME, Vol. 50, pp.481-505, 1983.
- [26] **Sankar B.V.**, “*A finite element for modeling delaminations in composite beams*”. Composite Structures, 1991.
- [27] **Rikards R.**, “*Finite element analysis of vibration and damping of laminated composites*”. Composite Structures, 1993.
- [28] **Zak A, Krawczuk M, Ostachowicz W.**, “*Numerical and experimental investigation of free vibration of multi-layer delaminated composite beams and plates*”. Computer Mechanics, 2000.
- [29] **Jones R.M.**, “*Mechanics of composite materials*”. New York: McGraw-Hill Book Company, 1975.
- [30] **Matsunaga H.** “*Assessment of a global higher-order deformation theory for laminated composite and sandwich*” Journal of Composite Materials, 2001.
- [31] **Yam L.H., Wei Z., Cheng L. and Wong W.O.**, “*Numerical analysis of multi-layer composite plates with internal delamination*”, Computers and Structures 82 (2004) 627–637.

- [32] **Amaro, A. P. B.**, Estudo do Comportamento Mecânico de Materiais Compósitos: Utilização conjugada do Método dos Elementos Finitos e de Técnicas de Interferometria Holográfica e Ultra-sonoras, Tese de Doutorado, Universidade de Coimbra, Março de 2004.
- [33] **Goyal-Singhal, V. and Johnson**, “*Computational Issues in Modeling the Delamination Process Using Interface Elements*”, Proceedings of the American Society for Composites, 16th Technical Conference, 2001.
- [34] **Moura, M.F.S.F.**, “*Modelos de Previsão do Comportamento Mecânico de Materiais Compósitos de Carbono-Epóxico Sujeitos a Impacto de Baixa Velocidade e da sua Resistência Residual à Compressão Após Impacto*”, Tese de Doutorado, FEUP-Demegi, Porto, 1995.
- [35] **Gonçalves, J.P.M., Moura, M.S.F., Castro, P.M.S.T. e Marques A.T.**, “*Interface Element Including Point-to-Surface Constraints for Three-Dimensional Problems With Damage Propagation*” Engineering Computations, MCB University Press, 2000.
- [36] **Gonçalves, J.P.M., Moura, M.S.F., Castro, P.M.S.T. e Marques A.T.**, “*Estudo de Propagação de Dano em Modo I, Modo II e Modo Misto em Interfaces Usando Elementos Finitos de Interface com Restrição Ponto-Superfície*”, 7ª Jornadas de Fractura-2000.
- [37] **Morais A.B., Moura M.F., Gonçalves J.P.M., Camanho P.P.**, “*Analysis of Crack Propagation in Double Cantilever Beam Tests of Multidirectional Laminates*”, Mechanics of Materials, Elsevier, 2002.
- [38] **Gonçalves J.P.M., Moura M.F.S.F., Magalhães A.G. e Castro P.M.**, “*Application of Interface Finite Elements to Three-Dimensional Progressive Failure Analysis of Adhesive Joints*”, Blackwell Publishing Ltd, 2003.
- [39] **Dávila, C.G., Camanho P.P., Moura, M.F.**, “*Mixed-Mode Decohesion Elements for Analysis of Progressive Delamination*”, American Institute Aeronautics and Astronautics, AIAA 01-1486, 2001.
- [40] **Camanho P.P. e Dávila C.G.**, “*Mixed-Mode Decohesion Finite Element for the Simulation of Delamination in Composite Materials*”, NASA/TM-2002-211737, 2002.
- [41] **Vizzini A.J. e Lagace P.A.** “*An Elastic Foundation Model to Predict the Growth of Delaminations*”, in 28 th AIAA Structures Dynamic Materials Conference, Monterey CA, pt. 176-782, 1987.
- [42] **Shahwan, K.W. e Waas, A.M.**, “*Non-self Similar Decohesion Along a Finite Interface of Unilaterally Constrained Delaminations*”, Proc. R. Soc. London, 1997.
- [43] **Ortiz, M. e Pandolfi, A.**, “*Finite-Deformation Irreversible Cohesive Elements for Three-Dimensional Crack-Propagation Analysis*”, International Journal of Numerical. Methods of Engineering, 1999.

- [44] **Vinay, Goyal K., Eric, Johnson R., Carlos Dávila e Navin Jaunky**, “*An Irreversible Constitutive Law for Modeling the Delamination Process Using Interface Elements*”, American Institute Aeronautics and Astronautics, AIAA 2002-1576.
- [45] **Jansson N.E. e Larsson R.**, “*Rotational Interface Formulation for Delamination Analysis of Composite Laminates*” Computers & Structures, Elsevier, 2003.
- [46] **Zheng S. e Sun C. T.**, “*Delamination Interaction in Laminated Structures*”, Engineering Fracture Mechanics, Pergamon, 1998.
- [47] “*LUSAS Theory Manual I*”, Versão 13.8.
- [48] **Wiggers e Nour-Omid**, “*Solution Methods for Contact*”, Report number UCB/SESM-84/09, Department of Civil Engineering, University of California, 1986.
- [49] **Petrossian Z. e Wisnom M.R.**, “*Prediction of Delamination Initiation and Growth From Discontinuous Plies Using Interface Elements*”, Composites-Part A Materials, 1998.
- [50] **Mi Y., Crisfield M. A., Davies G.A.O. e Hellweg H.B.**, “*Progressive Delamination Using Interface Elements*”, Journal of Composite Materials, 1998.
- [51] **Chen J., Crisfield M.A., Kinloch A.J., Busso E.P., Matthews F.L. e Qiu Y.**, “*Prediction Progressive Delamination of Composite Material Specimens Via Interface Elements*”, Mechanics of Composite Materials and Structures, 1999.
- [52] **Daudeville L., Allix O. e Ladevèze P.**, “*Delamination Analysis by Damage Mechanics: Some Applications*”, Composites Engineering, 1995.
- [53] **Ladeveze P., Le Dantec E.**, “*Damage modeling of the elementary ply for laminated composites*”, Composites Science and Technology, 1992.
- [54] **Allix O., Ladeveze P.**, “*Interlaminar interface modeling for the prediction of delamination*”, Composites Structures, 1992.
- [55] **Johnson A.F. and Kohlgrüber D.**, “*Modeling the crash response of composite aircraft structures*”, 8th European Conf. on Composite Materials (ECCM-8), Naples, 1998.
- [56] **Sleighr D.W. and Lotts C.G.**, “*Application of interface technology in progressive failure analysis of composite panels*”, NASA Langley Research Center, AIAA2002-1743, 2002.
- [57] **Elder D.J., Thomson R.S, Nguyen M.Q. and Scott M.L.**, “*Review of delamination predictive methods for low speed impact of composite laminates*”, Composite Structures 66 (2004) 677–683.
- [58] **Schoepper GA and Abrate S.**, “*Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates*”, Composites Part A 2000.

- [59] **Ball J.**, “*Analysis and Guidelines, Part 1: Flat Plate Impact*”, APRICOS-Advanced Primary Composite Structures, BE95-1017, 1999.
- [60] **Davies G.A.O. e Robinson P.**, “*Prediction Failure by Debonding Delamination*” Department of Aeronautics, Imperial College of Science, Technology and Medicine. Prince Consort Road, London, 2001.
- [61] **Sjoblom P.**, “*Simple Design Approach Against Low-Velocity Impact Damage*” 32nd International SAMPE Symposium, April 6-9 1987.
- [62] **Suemasu H. e Majima O.**, “*Multiple Delamination and Their Severity in Circular Axisymmetric Plates Subjected to Transverse Loading*”, Journal of Composite Materials, vol. 30, No 4, 1996.
- [63] **Olsson R.**, “*Analytical Prediction of Large Mass Impact Damage in Composite Laminates*”, FFA TN 1999-09, The Aeronautical Research Institute of Sweden, Bromma, 1999.
- [64] **Suemasu H. e Majima O.**, “*Multiple Delamination and Their Severity in Nonlinear Circular Plates Subjected to Concentrated Loading*” Journal of Composite Materials, vol. 32, No 2, 1998.

CAPÍTULO 7

SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO IMPACTO DE BAIXA VELOCIDADE

7.1 INTRODUÇÃO

O estudo apresentado neste capítulo tem por objectivo simular numericamente e analisar o impacto de baixa velocidade pelo método dos elementos finitos e comparar os valores obtidos com os resultantes dos ensaios experimentais.

As análises numéricas pelo método dos elementos finitos de componentes estruturais em compósitos laminados podem dividir-se em dois grandes grupos: as que modelam o dano a partir de um critério determinado, alterando as características mecânicas do componente e as que embora o possam prever, não alteram o comportamento dos materiais. Nos modelos que consideram o dano há naturalmente duas etapas principais: antes do dano ser atingido e após a sua verificação segundo um dado critério.

Nas simulações realizadas foram usados dois programas comerciais conhecidos e aceites na comunidade dos utilizadores do método dos elementos finitos pela sua fiabilidade, o ADINA - Automatic Dynamic Incremental Nonlinear Analysis (da empresa ADINA R & D, Inc. fundada pelo Dr. K. J. Bathe e outros) e o LUSAS (da empresa Finite Element Analysis Ltd.).

A biblioteca de elementos do LUSAS dispõe do elemento de interface, apresentado no capítulo anterior, adequado para modelar o processo de delaminação. Por outro lado o programa ADINA tem apenas elementos de ligação nó a nó que se consideram menos adequados para modelar este fenómeno. Assim, em análises do comportamento antes do dano e para a sua previsão usaram-se os dois programas e nas simulações com delaminação usou-se apenas o LUSAS, com o elemento de interface *IS16* como se resume na Tabela 7.1.

Os estudos numéricos realizados, podem agrupar-se por objectivos consoante se procurou avaliar o comportamento antes do dano (linear ou não-linear geométrico) e a sua previsão, Secção 7.3, a simulação do contacto do impactor, Secção 7.4, e a simulação do dano, Secção 7.5.

Até ao aparecimento do dano foram feitas análises, linear e não-linear, estáticas e dinâmicas, para avaliar o comportamento da placa em resposta ao carregamento de impacto. Foram também aplicados critérios para determinar numericamente o seu aparecimento. Neste estudo as placas foram modeladas como lâmina única equivalente, isto é, como cascas. Foi feito também um estudo para determinar a distribuição das tensões e os previsíveis contornos da falha nos laminados que vão ser submetidos à análise de delaminação.

Nos estudos de simulação do contacto, analisou-se o contacto estático e dinâmico com elementos de casca e 3D e o impactor foi considerado um corpo rígido indeformável.

Tabela 7.1 Resumo e características principais das simulações numéricas realizadas em cada programa.

PROGRAMA	TIPO DE ANÁLISE	ELEMENTO	MATERIAL
			Vidro-epóxico
ADINA	Estudos de força-deslocamento, antes do dano Estática linear, Estática não-linear e Dinâmica não-linear	Casca MITC4	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s e [0/90] ₈
	Critérios de falha Estática não-linear		
	Estudo do contacto Dinâmica e estática não-lineares	3D-Isoparamétrico 8 nós Casca MITC4	[0/90] _{4s}
LUSAS	Estudo da distribuição de tensões Estática linear	3D-HX16L Casca QTS4	[45 ₂ /90 ₂ /-45 ₂ /0 ₂] e [0 ₂ /90 ₂] _s
	Estudo da delaminação Estática não-linear	3D-HX16L Interface IS16	

Os resultados da simulação do contacto foram comparados com os obtidos pela aplicação de cargas em áreas equivalentes obtidas pela lei de Hertz e com os experimentais.

A análise da delaminação foi feita com elementos finitos de interface no programa LUSAS, tendo sido estudada a sua localização, forma e progressão com o aumento da carga aplicada. Foi feito um estudo prévio para aferir os resultados com os elementos de interface através da resolução de alguns casos publicados e usados como padrões ou “benchmarks” [1]. Este exercício, que se apresenta no Anexo 7, engloba em primeiro lugar a análise da delaminação em provetes típicos para testar os modos de fractura I e II e em seguida, a previsão da progressão de uma delaminação inicial induzida por tensões de corte de modo II provocadas por impacto de baixa velocidade numa placa circular simplesmente apoiada.

Nos estudos do comportamento antes do dano e da sua previsão, foram considerados dois sistemas de vidro-epóxico, o quasi-isotrópico [0₂/45₂/-45₂/90₂]_s e o cruzado anti-simétrico [0/90]₈. Estes dois materiais pertencem ao Conjunto 3 (Secção 5.4.3), onde foram designados por VE-1A e VE-1B respectivamente.

Na análise de delaminação consideraram-se dois sistemas de material de vidro-epóxico, um quasi-isotrópico com [45₂/90₂/-45₂/0₂]_{ns} e outro cruzado simétrico com [0₂/90₂]_{ns}.

pertencentes ao Conjunto 1 (Secção 5.4.3), designados por (*VE-A* com $n = 0$) e (*VE-B* com $n = 1$) respectivamente.

Nos estudos numéricos, as lâminas de fibras de vidro unidireccionais em matriz epóxida foram consideradas transversalmente isotrópicas com as propriedades apresentadas na Tabela 7.2. Os módulos elásticos e os limites de resistência foram obtidos experimentalmente como foi referido no Capítulo 5 e a densidade foi fornecida pelo fabricante.

Tabela 7.2 Propriedades das lâminas unidireccionais de fibra de vidro em matriz epóxida usadas nas simulações numéricas.

$E_1 = 30.57$ GPa
$E_2 = E_3 = 6.00$ GPa
$\nu_{12} = 0.26$
$G_{12} = G_{13} = 2.31$ GPa
$G_{23} = 2.79$ GPa
$\sigma_X = 800$ MPa
$\sigma_Y = 50$ MPa
$\sigma_{X'} = 350$ MPa
$\sigma_{Y'} = 125$ MPa
$\sigma_S = 60$ MPa
$\rho = 1600$ kg/m ³

As propriedades do material da interface, taxa de libertação de energia máxima e resistência interfacial, para os três modos de fractura, usadas na simulação da delaminação, foram obtidas da literatura [1] são apresentadas na Tabela 7.3.

Tabela 7.3 Propriedades do material da interface

	MODO I	MODO II	MODO III
Energia de fractura (G_i) (N/mm)	0.306	0.8	0.8
Tensão de rotura (σ) (MPa)	57	57	57

7.2 ELEMENTOS FINITOS USADOS

Como se referiu anteriormente, este estudo envolve diversos aspectos do comportamento das placas laminadas de vidro-epóxico antes do aparecimento de dano, nomeadamente a sua linearidade, a distribuição das tensões entre as lâminas e a previsão do dano por aplicação de critérios de cedência.

Nos modelos de casca com o programa ADINA foi usado o elemento com 4 nós conhecido por *MITC4*, Figura 7.1, [2, 3 e 5]. Este elemento pode ter 5 ou 6 graus de liberdade por nó e é formulado tratando a casca como um corpo tridimensional contínuo, com as duas hipóteses da teoria de vigas de Timoshenko e de Mindlin/Reissner de placas:

- (1) Os pontos situados sobre uma recta normal à superfície antes de deformada permanecem sobre a recta depois de deformada;
- (2) A tensão na direcção da normal à superfície média é nula.

O elemento é considerado fiável no tratamento de cascas em geral, não provoca instabilidade numérica por “shear-locking” e aplica-se a cascas finas e grossas. As tensões transversais são obtidas com precisão pelo equilíbrio tridimensional destas. Assim, a condição de tensões de corte transversais nulas nas superfícies superior e inferior da casca é verificada e as tensões de corte transversais são contínuas nas interfaces.

As simulações numéricas com o programa LUSAS em modelos de casca usaram o elemento quadrilátero isoparamétrico de casca para compósitos *QTS4*, Figura 7.1, com 4 nós e 5 graus de liberdade por nó (U, V, W, α, β), [4], formulado com as hipóteses referidas anteriormente e igualmente sem “shear-locking” quando usado em cascas finas.

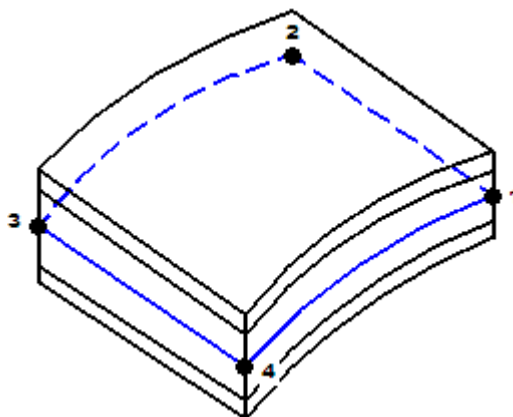


Figura 7.1 Elemento de casca compósita multilaminada isoparamétrico de quatro nós.

Para a modelação tridimensional no estudo do processo de contacto com o programa ADINA foi usado o elemento hexaédrico de 8 nós isoparamétrico [2 e 3], que se mostra na, Figura 7.2.

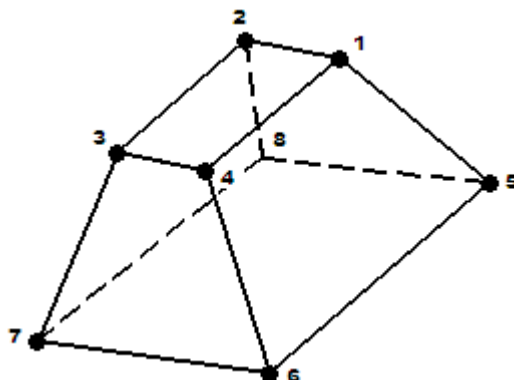


Figura 7.2 Elemento sólido tridimensional hexaédrico isoparamétrico de oito nós.

Com o programa LUSAS foi usado o elemento finito sólido tridimensional hexaédrico isoparamétrico de 16 nós designado por *HX16L*, [4] e cuja formulação se apresenta na Secção 6.4.3.3.

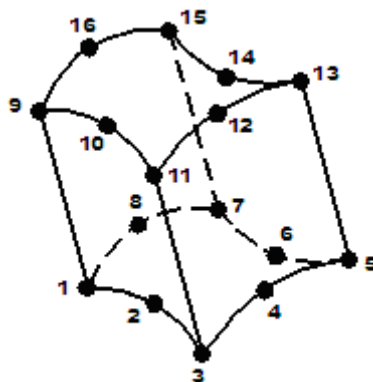
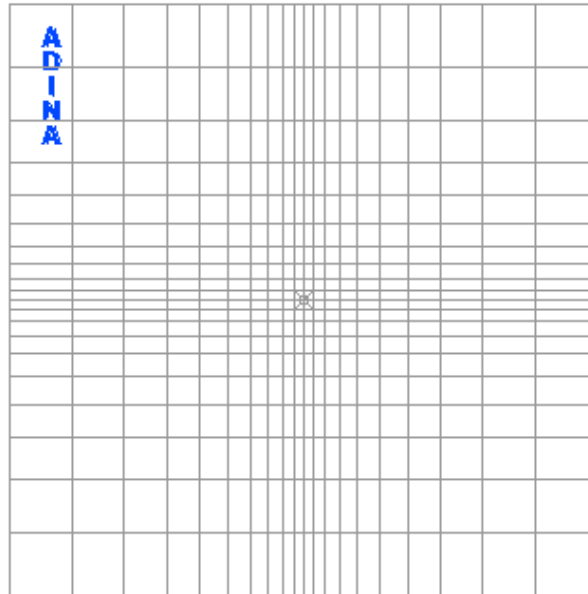


Figura 7.3. Elemento sólido tridimensional hexaédrico isoparamétrico de 16 nós.

Foi feito um estudo prévio da malha de modo a obter o refinamento mínimo necessário, particularmente na zona de contacto. Tendo sido adoptadas as malhas de elementos finitos que se mostram na Figura 7.4, para as análises estática, dinâmica e de contacto realizadas pelo ADINA e para a simulação da delaminação pelo LUSAS.

Em todas as simulações numéricas, as placas usadas foram encastradas nas quatro arestas do plano.



LUSAS Modeller 13.6-3

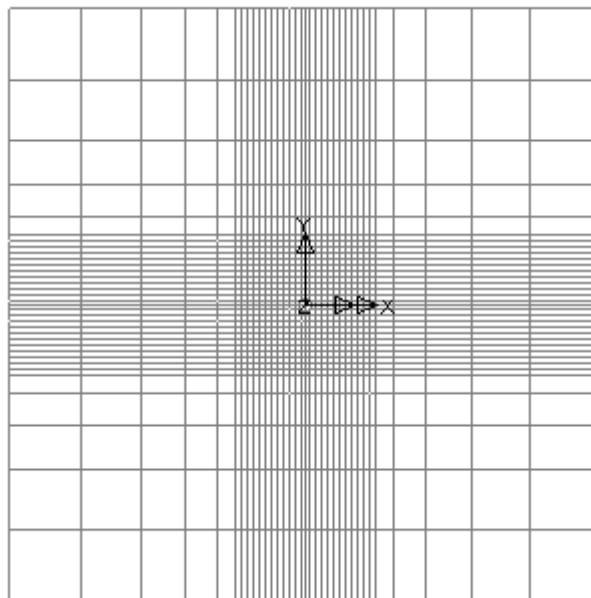


Figura 7.4 Malhas de elementos finitos no plano das placas.

7.3 ESTUDO DO CONTACTO DO IMPACTOR COM A PLACA E MODELAÇÃO DAS SOLICITAÇÕES

7.3.1 Introdução

O processo de contacto entre a ponta hemisférica do impactor com a placa laminada, através do qual se transmite a solicitação, envolve diversos aspectos. Actualmente, a generalidade dos programas comerciais de elementos finitos dispõe de elementos volúmicos tridimensionais e algoritmos que permitem modelar e simular o contacto como o que é tratado neste estudo. Trata-se, como foi referido antes, de um processo não-linear que associado a exigências de precisão, em modelos complexos com grande número de graus de liberdade, pode consumir muito tempo de computação. Por isso, um dos objectivos deste estudo é avaliar a possibilidade de usar modelos mais simples na modelação da solicitação mantendo a precisão.

O primeiro aspecto que se pretende esclarecer está ligado a um objectivo importante deste trabalho que é investigar o efeito da velocidade de impacto para saber em que condições uma análise estática será equivalente a uma análise dinâmica de baixa velocidade. Importa para isso comparar resultados estáticos e dinâmicos.

Outra questão que se coloca: como modelar a força de impacto? A força resultante de um ensaio experimental ou avaliada poderá ser aplicada como uma carga pontual ou actuando numa área de contacto, que poderá ser determinada pela teoria de Hertz, com uma determinada distribuição. Estes modelos podem ser igualmente estáticos e dinâmicos.

Assim, este estudo começou pela realização de um conjunto de ensaios experimentais na máquina de impacto a placas de vidro-epóxico com (75×75) mm, espessura 2.4 mm e com o empilhamento cruzado simétrico $[0,90]_{4s}$. Foi adoptado um modelo de placa com dimensões, empilhamento, condições de fronteira, massa e forma da ponta do impactor e velocidade de impacto correspondentes aos ensaios realizados.

Neste estudo numérico, realizado no programa ADINA, a placa foi modelada como lâmina única equivalente (2D) e como um conjunto de lâminas sólidas empilhadas (3D). Para a modelação bidimensional foi utilizado o elemento finito do tipo casca com 4 nós, designado por MITC4, e para a tridimensional foi usado um elemento hexaédrico isoparamétrico de oito nós, do tipo 3D-Solid.

7.3.2 Simulações com contacto

Na Figura 7.5 apresenta-se um esquema do ensaio de impacto. O impactor com uma massa de 2.665 kg parte com velocidade inicial zero (instante 1) atingindo a placa com a velocidade de colisão, v_c , no instante 2. A partir daqui a força de contacto vai aumentando com o deslocamento do impactor. Para um comportamento linear elástico, a força de contacto é máxima, no instante 3, e é dada por:

$$F_{\max} = K\delta_{\max}$$

onde K é a rigidez da placa e δ_{\max} é o deslocamento máximo.

A velocidade do impactor, a partir do contacto vai diminuindo e anula-se no instante em que o deslocamento é máximo (instante 3). Em seguida o impactor, invertendo o sentido do seu movimento devido à recuperação elástica da placa, regressa à posição inicial (instante 4). Esta descrição ideal só é próxima da realidade se a placa for perfeitamente elástica, sem defeitos, num encastramento perfeito e sem atrito no contacto entre o impactor e a placa ou seja, se não houver perdas de energia.

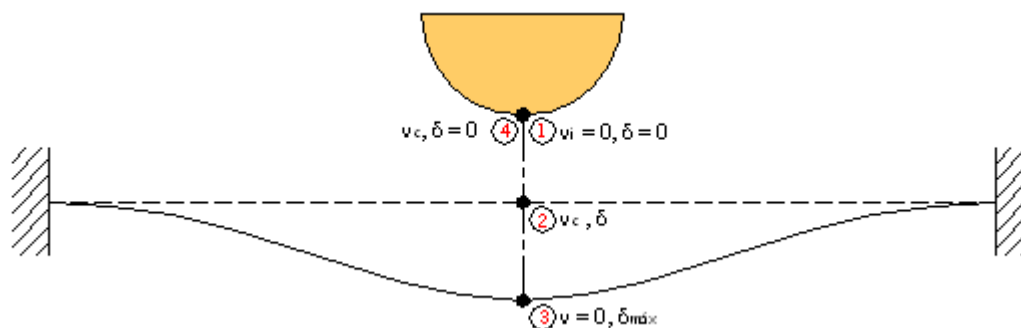


Figura 7.5 Esquema da simulação de um ensaio de impacto de queda por gravidade.

Considerou-se que o uso de um modelo de corpo flexível do impactor introduziria um enorme volume de cálculo desnecessário. De facto, o aço de que é feito é muito mais rígido do que o compósito da placa e as suas tensões e deformações são insignificantes e não têm qualquer interesse para este estudo. Assim, o impactor foi modelado como um sólido rígido, com a forma de calote esférica de diâmetro 20 mm.

Nesta simulação com o modelo de contacto pelo método dos elementos finitos foram consideradas duas possibilidades. Numa considerou-se, no instante inicial, o corpo rígido em contacto com a placa e com velocidade $v_c = 1.23 \text{ m/s}$, que corresponde à velocidade a que o

impactor encontrou a placa no ensaio experimental. Na outra, as condições dinâmicas do impacto foram substituídas por condições estáticas através de uma carga equivalente, isto é, uma carga capaz de produzir a mesma deflexão máxima ao centro da placa, actuando na calote esférica do impactor, como se mostra na Figura 7.6.

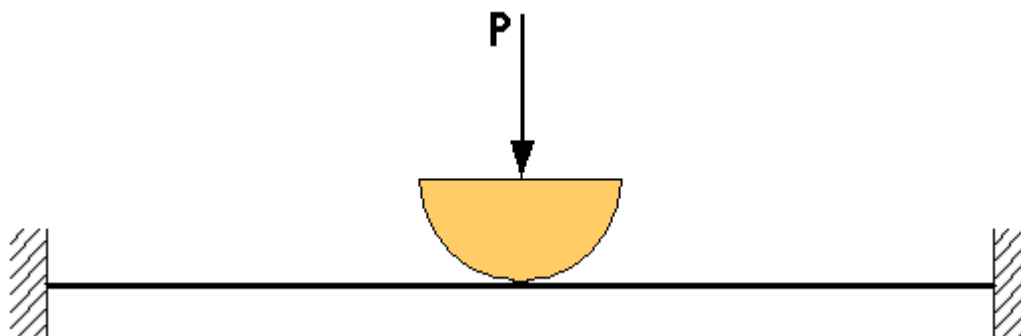


Figura 7.6 Esquema de aplicação da carga na simulação do contacto estático

Admitindo o comportamento linear elástico da placa referido na Secção 5.4.4, as expressões (5.5) e (5.6) permitem obter o seguinte valor para a carga estática equivalente:

$$P = 2W \left(\frac{v^2}{2g\delta_{máx}} + 1 \right)$$

7.3.3 Simulações com forças equivalentes sem contacto

As solicitações de impacto de baixa velocidade são modeladas como forças sinusoidais, (7.1), com o tempo, (Figura 7.7), [6, 7], que podem ser aplicadas pontualmente ou distribuídas na área de contacto avaliada pela Lei de Hertz.

$$P(t) = P_{máx} \sin \left(\frac{\pi t}{t_0} \right) \quad (7.1)$$

Nas análises dinâmicas realizadas a força foi aplicada no centro da placa em 30 intervalos de 0.0002 ms de modo a perfazer a duração do impacto $t_0 = 6$ ms obtida no ensaio experimental. Nas análises estáticas considerou-se a força correspondente a $P_{máx}$ no centro.

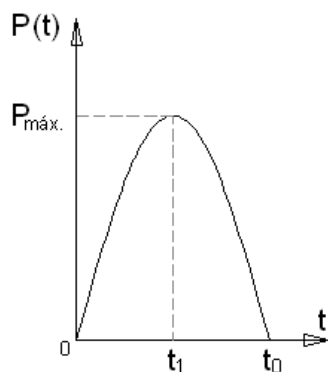


Figura 7.7 Curva força-tempo sinusoidal.

Nas análises estáticas não-lineares as cargas foram aplicadas em incrementos de um parâmetro geralmente designado “tempo”. O valor do “tempo”, neste caso, pode ser arbitrário e representa uma variável que indica a intensidade da carga aplicada num dado intervalo. Foram assim escolhidas duas curvas de tempo, uma sinusoidal e outra triangular (Figura 7.8) com $t_0 = 0.2 \text{ ms}$ e $t_1 = 0.25 t_0$, [6]. Em ambas, a carga máxima foi aplicada em 40 intervalos de 0.125 ms .

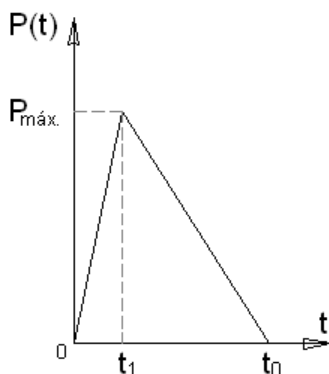


Figura 7.8 Curva de força em função de um parâmetro tempo fictício com uma variação triangular.

Usando modelos de carregamento sem contacto, foram feitas as seguintes análises numéricas:

- Uma estática e outra dinâmica para simular a colisão entre o impactor e a placa através da aplicação da carga distribuída na área de contacto, calculada de acordo com a lei de Hertz.
- Uma estática e outra dinâmica, considerando o valor máximo da carga concentrada no centro da placa.

Nas análises transitórias dinâmicas, foi usado o método de integração implícito de Newmark com $\delta = 0.5$ e $\alpha = 0.25$.

A carga estática equivalente actua, distribuída uniformemente, na área de contacto, como se pode ver na Figura 7.9. A área de contacto pode calcular-se a partir do raio de contacto pela Lei de Hertz [8, 9],

$$r_c = \sqrt[3]{\frac{3Pr_i}{4E_2}}$$

onde, r_i é o raio da ponta esférica do impactor, E_2 é o módulo de elasticidade transversal da lâmina ortotrópica e P é a carga estática equivalente. Na Figura. 7.9 representa-se apenas um quarto da placa com a área de contacto e a malha.

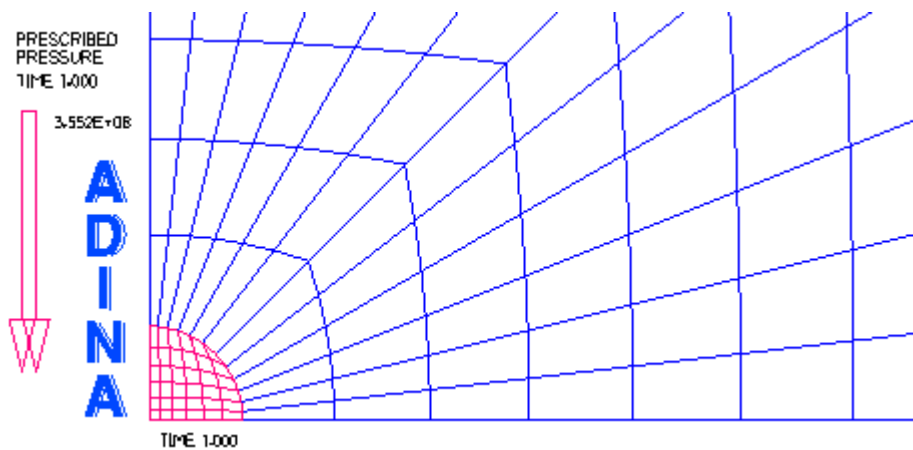


Figura 7.9 Malha de elementos finitos para a área de contacto de Hertz

7.3.4 Resultados

7.3.4.1 Contacto dinâmico

As Figuras 7.10 e 7.11 mostram a configuração da malha de elementos finitos e a consequente deformação provocada pela colisão do impactor numa placa de lâmina única equivalente e numa placa com 16 lâminas sólidas empilhadas, respectivamente.

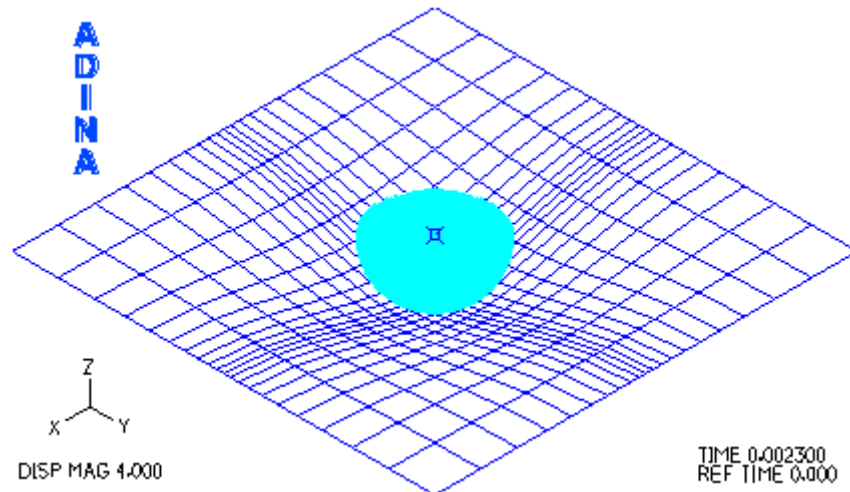


Figura 7.10 Malha de elementos finitos para a placa bidimensional

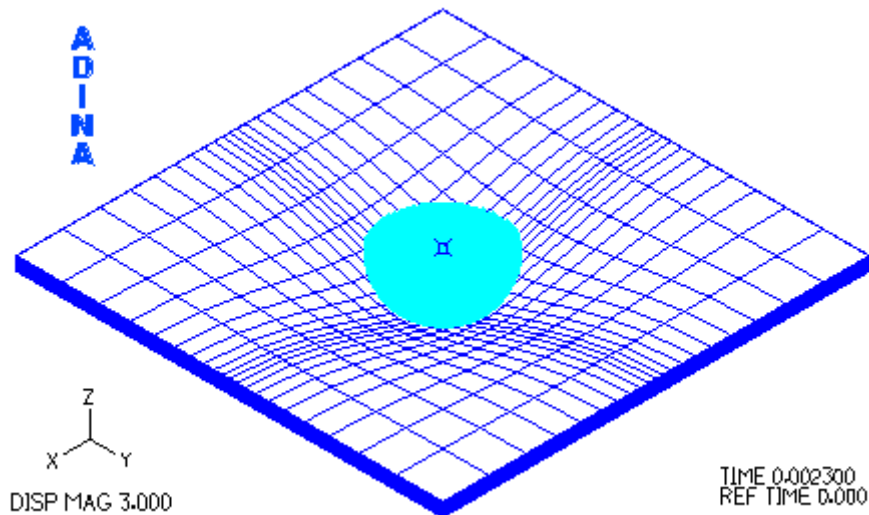


Figura 7.11 Malha de elementos finitos para a placa tridimensional

As Figuras 7.12 e 7.13 mostram as curvas de velocidade-tempo e velocidade-deslocamento obtidas na simulação numérica por elementos finitos do contacto dinâmico da calote esférica com a placa.

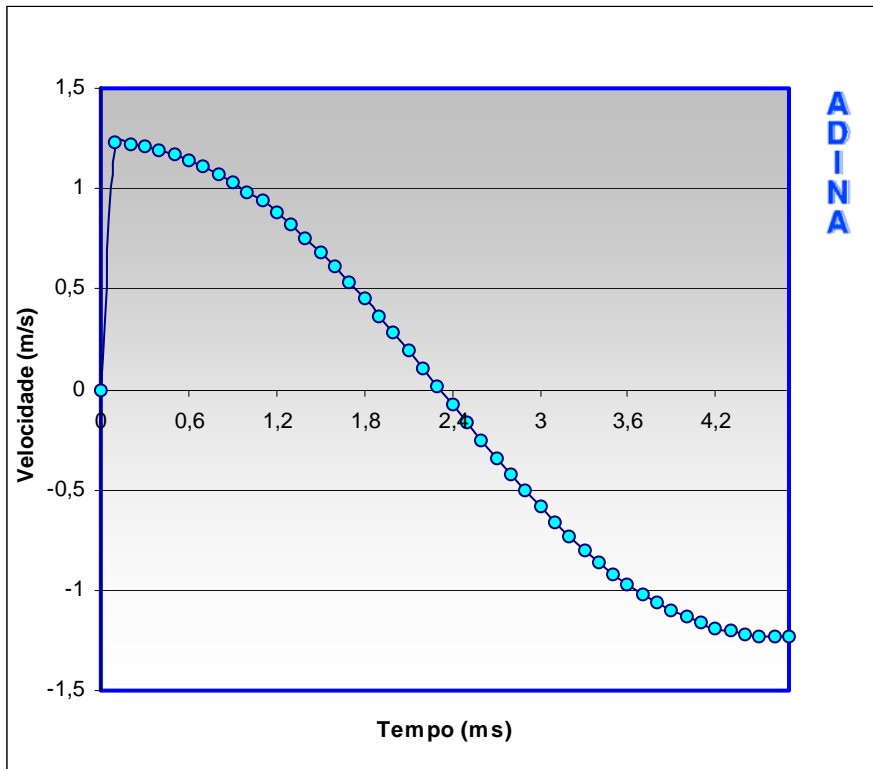


Figura 7.12 Historial da velocidade do impactor na análise de contacto

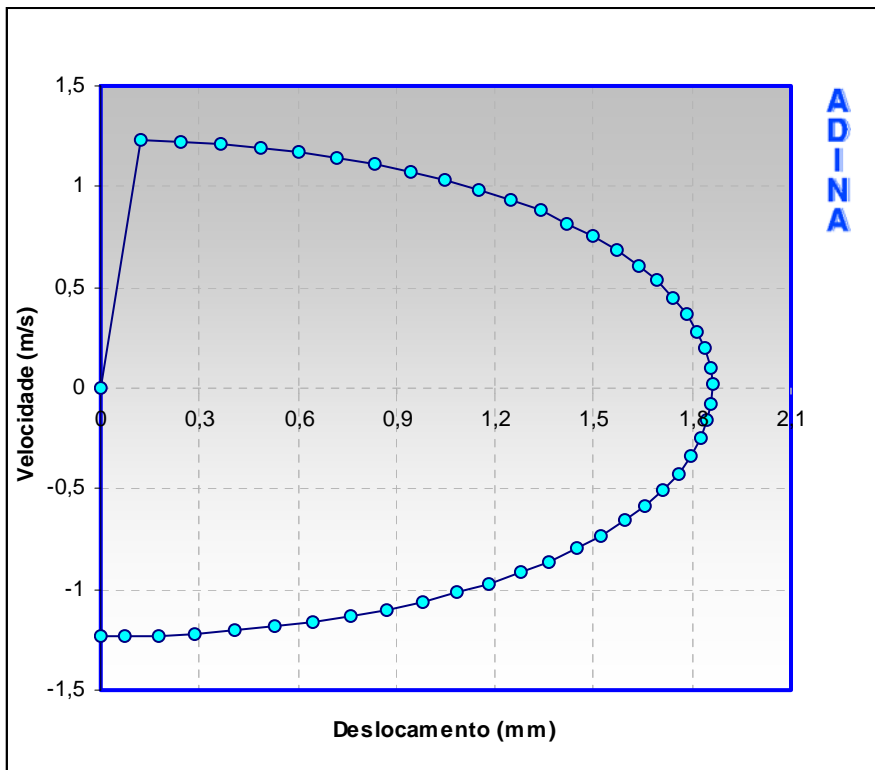


Figura 7.13 Variação da velocidade do impactor em função da deflexão da placa na análise de contacto

As Figuras 7.14 e 7.15 apresentam os gráficos com as mesmas grandezas, mas obtidas no ensaio experimental de impacto.

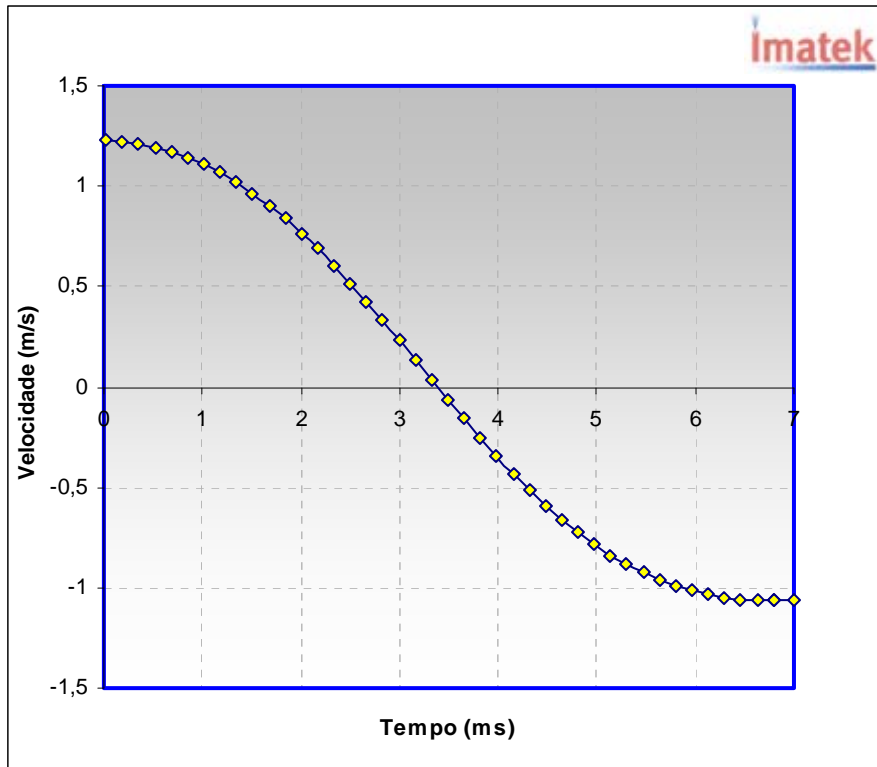


Figura 7.14 Historial da velocidade do impactor na análise experimental

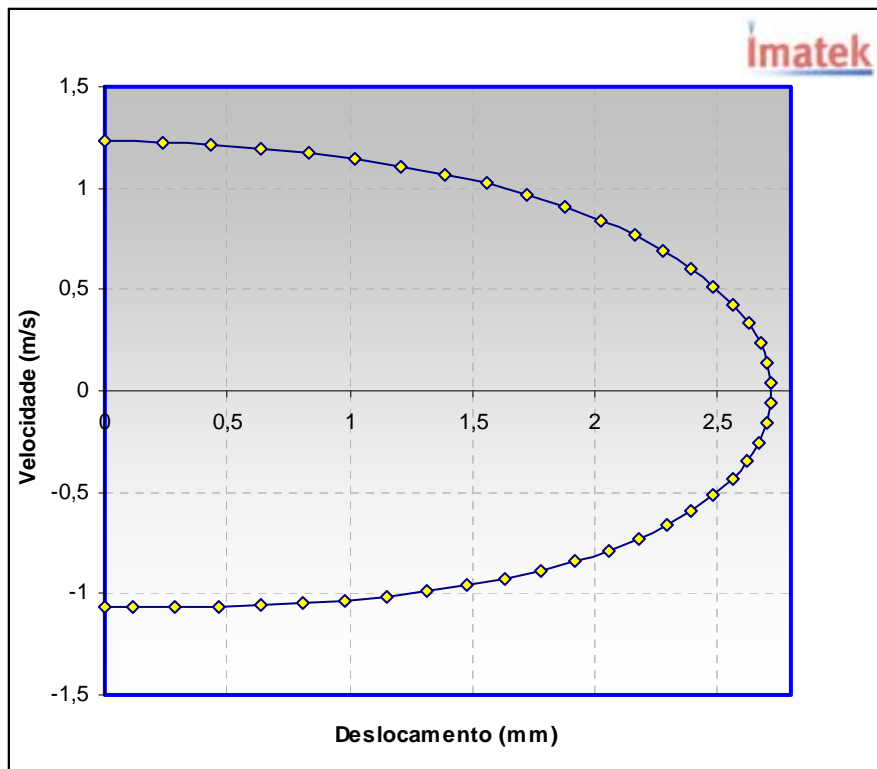


Figura 7.15 Variação da velocidade do impactor em função da deflexão da placa na análise experimental

A Figura 7.16 mostra as curvas de deslocamento-tempo obtidas no ensaio experimental de impacto e nas simulações com contacto dinâmico.

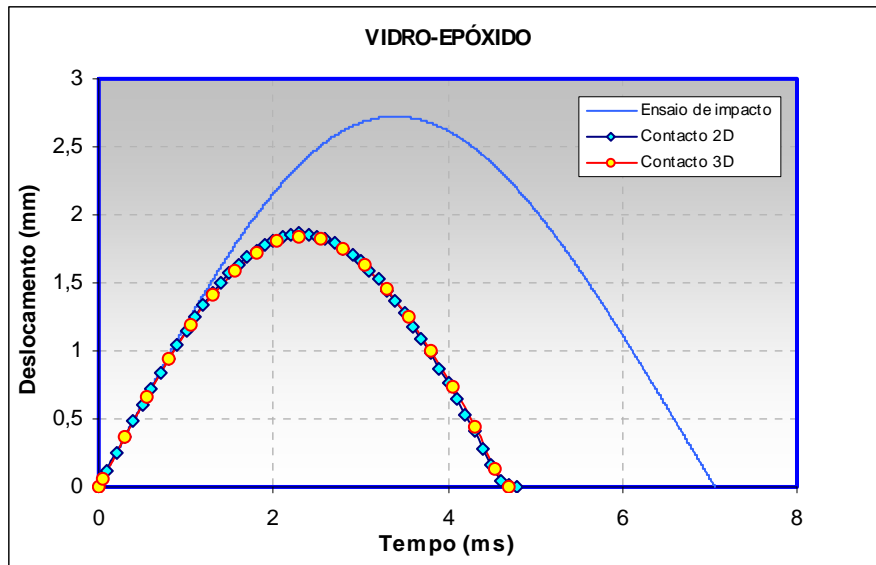


Figura 7.16 Historial do deslocamento do ponto central, para a placa de vidro-epóxico

A Figura 7.17 mostra as curvas de força-tempo obtidas no ensaio experimental de impacto e nas simulações com contacto dinâmico.

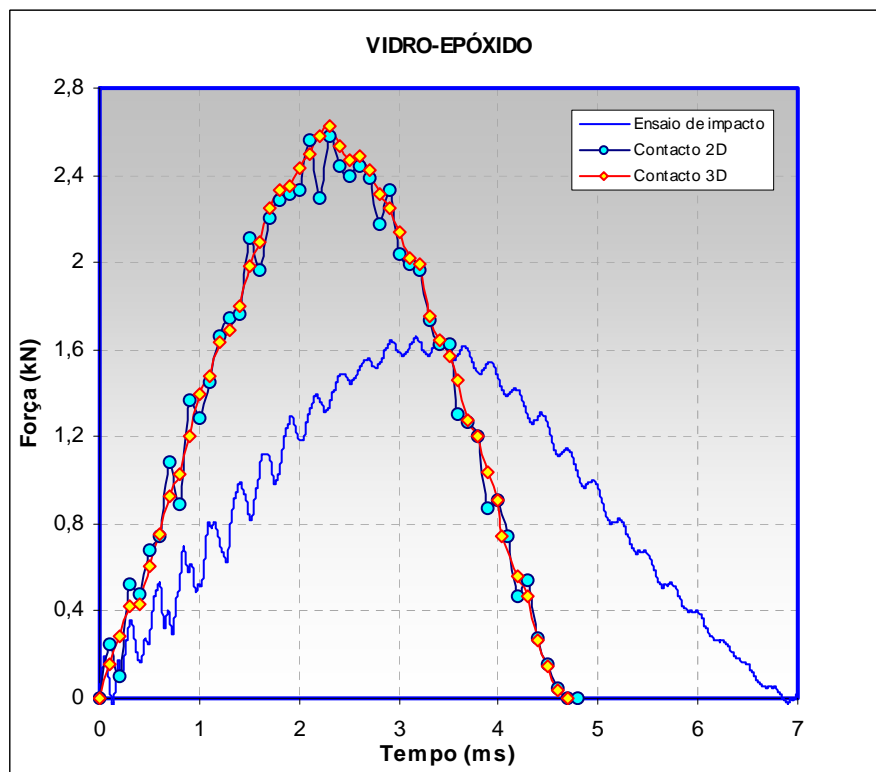


Figura 7.17 Historial da força de contacto entre o impactor e a placa de vidro-epóxico

Na Figura 7.18 apresentam-se as curvas de força-deslocamento obtidas experimentalmente no ensaio de impacto e na respectiva simulação numérica.

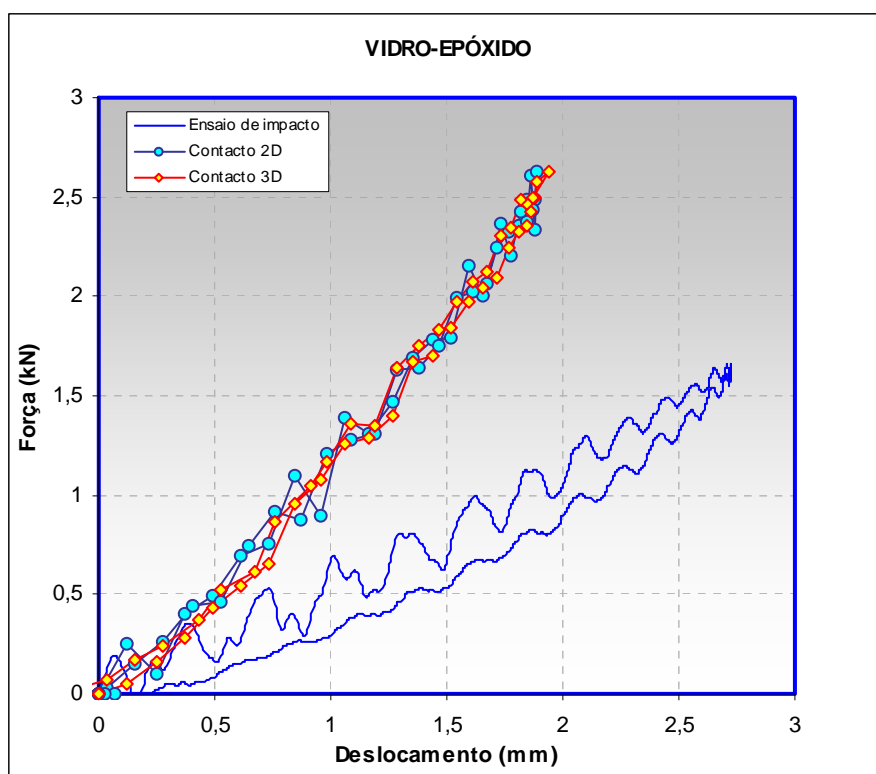


Figura 7.18 Força versus deslocamento para a placa de vidro-epóxido

Na Tabela 7.4 apresentam-se os valores resultantes da simulação numérica para o deslocamento central da placa, força máxima atingida e o tempo de duração do contacto, bem como os valores médios experimentais correspondentes, para comparação. Entre parênteses e sob os dois primeiros parâmetros indica-se o instante em que cada um é atingido.

7.3.4.2 Contacto estático

As Figuras 7.19 e 7.20 mostram a deformação da placa por acção da carga exercida pela ponta do impactor numa placa de lâmina única equivalente e numa placa com 16 lâminas sólidas empilhadas, respectivamente.

Para ambos os modelos foi determinado o deslocamento central da placa produzido pela força de contacto estático e que se apresenta na Tabela 7.4.

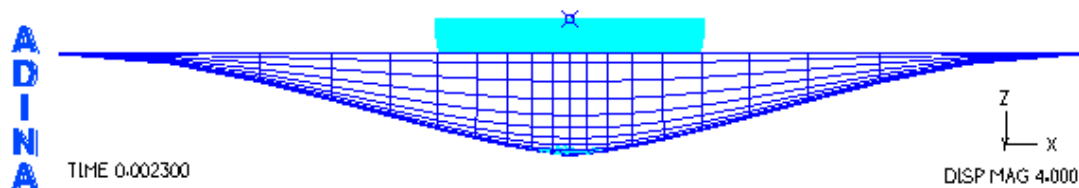


Figura 7.19 Placa bidimensional deformada no contacto

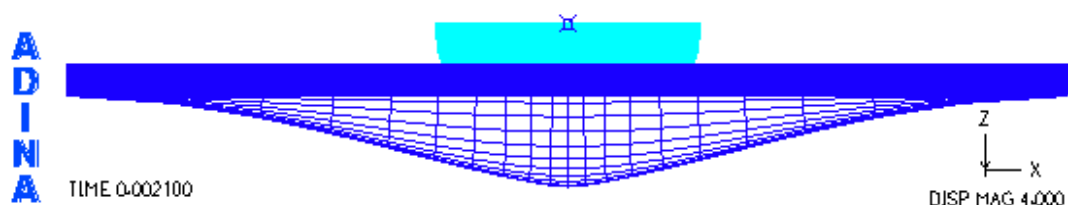


Figura 7.20 Placa tridimensional deformada no contacto

7.3.4.3 Carga distribuída na área de contacto

Neste caso foram feitos dois tipos de análise, uma estática e outra dinâmica em modelos de casca 2D. Na análise dinâmica a carga equivalente foi aplicada como função de tempo sinusoidal e como função de tempo triangular.

As Figuras 7.21 e 7.22 mostram os historiais do deslocamento do nó central da placa em resposta, respectivamente, a uma função de tempo sinusoidal e a uma função de tempo pulsatória triangular da aplicação da carga estática equivalente, em 40 intervalos de 0.125 ms.

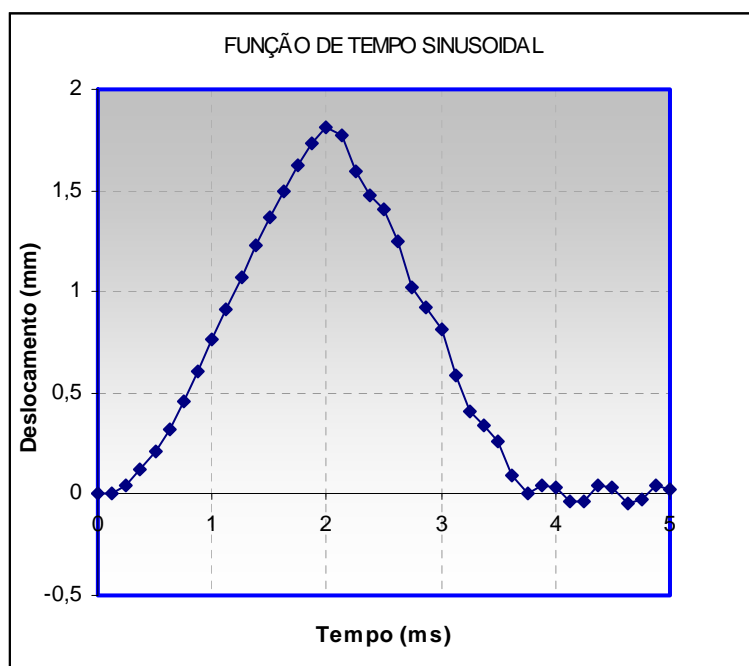


Figura 7.21 Historial do deslocamento do ponto central, para a placa de vidro-epóxico (função de tempo sinusoidal)

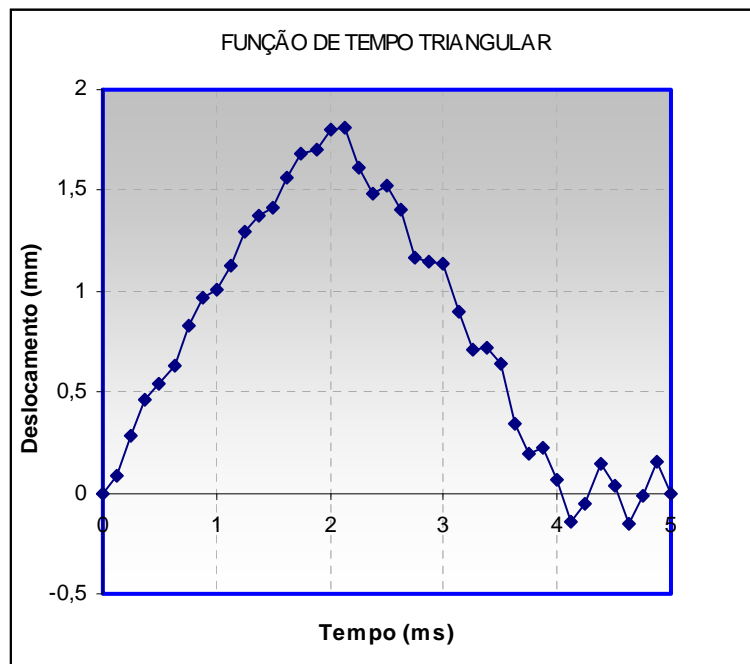


Figura 7.22 Historial do deslocamento do ponto central, para a placa de vidro-epóxi (função de tempo triangular)

A Figura 7.23 mostra, para um modelo de casca, uma ampliação de um quarto da placa deformada por acção da pressão aplicada na área de contacto. Os valores máximos do deslocamento central da placa, apresentam-se também na Tabela 7.4 para a análise estática e dinâmica.

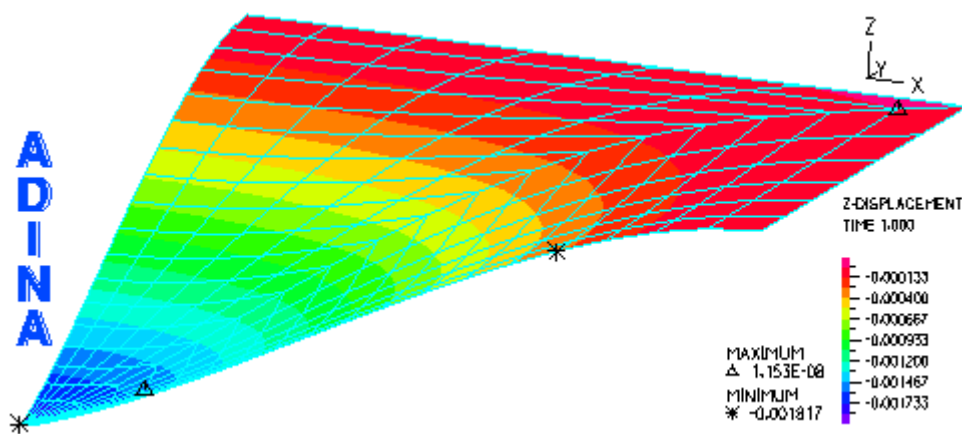


Figura 7.23 Placa deformada

7.3.4.4 Carga concentrada no centro da placa

A Figura 7.24 mostra a deformação resultante da aplicação da carga concentrada no centro da placa. Fizeram-se igualmente no programa ADINA uma análise estática e outra dinâmica com o modelo de casca. Os deslocamentos centrais máximos obtidos encontram-se na Tabela 7.4.

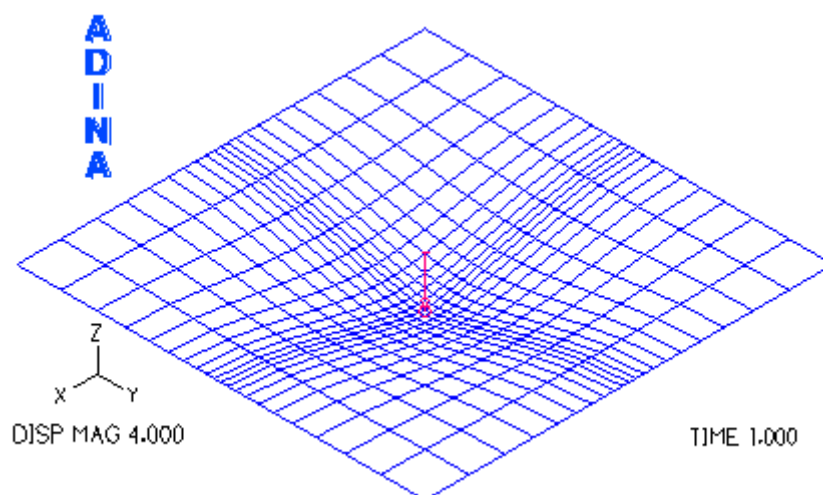


Figura 7.24 Carga aplicada no ponto centra da placa

7.3.5 Análise e discussão de resultados

As curvas resultantes do ensaio de impacto e da simulação numérica do impacto com contacto dinâmico apresentam andamentos semelhantes (Figuras 7.12 a 7.18) mas evidenciam os problemas associados ao processo experimental. Efectivamente, o encastramento da placa, em geral, não garante a sua perfeita fixação, o processo mecânico envolve atrito e vibrações e a placa não tem um comportamento perfeitamente elástico. Por outro lado, à medida que a carga aumenta a placa danifica-se progressivamente, por roturas na matriz, por delaminação e por fracturas das fibras, perdendo assim a sua rigidez, resistência e flexibilidade. Como consequência a placa absorve parte da energia de impacto, apresenta maior deflexão e maior tempo de contacto e a velocidade de ressalto já não atinge o valor inicial.

Na Tabela 7.4 resumem-se os resultados numéricos dos parâmetros globais mais significativos obtidos com diversos modelos e que podem ser comparados entre si e com os resultados médios de cinco ensaios experimentais realizados.

A partir desta tabela pode verificar-se que os valores referentes ao deslocamento transversal do ponto central da placa, obtidos pelo método dos elementos finitos nas várias análises, são muito próximos.

Tabela 7.4 Resultados numéricos do deslocamento central máximo, força máxima e tempo de contacto das simulações dos ensaios e dos resultados experimentais obtidos

TIPO DE ANÁLISE				DESLOCAMENTO CENTRAL [mm]		FORÇA MÁXIMA [N]		TEMPO DE CONTACTO [ms]		
				VIDRO-EPÓXIDO		VIDRO-EPÓXIDO		VIDRO-EPÓXIDO		
MÉTODOS DOS ELEMENTOS FINITOS	CONTACTO	DINÂMICA	PLACA 2D	$v=1.23$ m/s	1.86 (2.30 ms)	$v=1.23$ m/s	2577 (2.30 ms)	$v=1.23$ m/s	4.80	
			PLACA 3D		1.84 (2.30 ms)		2624 (2.30 ms)		4.80	
		CARGA ESTÁTICA	PLACA 2D	1.86						
			PLACA 3D	1.77						
	CARGA APLICADA	DISTRIBUÍDA NA ÁREA DE CONTACTO	ESTÁTICA	PLACA 2D	1.82					
			DINÂMICA		1.82					
		CONCENTRADA NO CENTRO DA PLACA	ESTÁTICA	PLACA 2D	1.86					
			DINÂMICA		1.85					
	EXPERIMENTAL	ENSAIO DE IMPACTO			$v=1.23$ m/s	2.72 (3.46 ms)	$v=1.23$ m/s	1660 (3.17 ms)	$v=1.23$ m/s	7.00

Nas simulações de contacto dinâmico a força máxima resultante do contacto da calote esférica com a placa, à velocidade imposta de 1.23 m/s, obtida no correspondente ensaio experimental, quer no caso em que a placa é tida como lâmina única equivalente, como naquele em que é constituída por lâminas sólidas empilhadas, tem valores semelhantes, 2577 N e 2624 N, respectivamente. O mesmo acontece com o tempo de contacto, 4.8 ms. Nas restantes análises por elementos finitos a força máxima é um valor imposto, assim como o tempo de contacto nas simulações dinâmicas.

Todos os tipos de análise por elementos finitos efectuados neste estudo não possuem algoritmos que tenham em conta a degradação progressiva das propriedades do material ou o dano por delaminação provocado pela aplicação da carga. Consequentemente, para ambos os

materiais, o deslocamento central e o tempo de contacto obtidos experimentalmente apresentam valores superiores, devido à cedência do material. Inversamente a força máxima é menor nos ensaios experimentais do que nas correspondentes simulações numéricas de contacto. Também aqui a cedência do material, induzida pelo dano interno provocado pelo crescimento da carga aplicada, provoca a diminuição da rigidez da placa o que se traduz por menor força de contacto máxima.

O amortecimento e a absorção da energia de impacto nos processos de dano, justificam também um maior tempo de contacto.

Pode assim concluir-se genericamente que, não obstante a diferença esperada entre os resultados experimentais e as simulações, pelas razões apresentadas, os resultados numéricos dos diversos modelos são muito próximos. No entanto, a complexidade e o custo computacional é muito diferente entre eles. As análises não-lineares consomem naturalmente mais tempo do que as lineares, no entanto a grande diferença reside na simulação do contacto que é o que o mais moroso e se for dinâmico e com elementos finitos tridimensionais pode mesmo tornar-se demasiado pesado.

Optou-se assim por analisar o processo de delaminação, que envolve necessariamente modelos tridimensionais e não-lineares, com um modelo de carga equivalente distribuída na área de contacto obtida pela teoria de Hertz, como se apresenta adiante.

7.4 ESTUDO DO COMPORTAMENTO DAS PLACAS LAMINADAS ANTES DO DANO E SUA PREVISÃO

7.4.1 Análise da distribuição das tensões

A falha nos materiais compósitos laminados é um fenómeno complexo, como temos referido. O dano que conduz à falha é devido aos complexos estados de tensão que se geram e interagem no interior do material. No entanto, é possível analisar separadamente os vários tipos de tensão que surgem no interior do laminado. O modo como as tensões normais e as de corte se distribuem numa placa sujeita a um dado carregamento pode ajudar a compreender melhor os mecanismos de dano.

Assim, foi efectuado um estudo onde se consideraram dois sistemas de material de vidro-epóxico, um cruzado simétrico (*VE-B*), e outro quasi-isotrópico (*VE-A*), em placas quadradas com 60 mm de lado, encastradas nas quatro arestas do plano, às quais se aplicou, na área de contacto de Hertz, a carga máxima registada no correspondente ensaio experimental de impacto.

A simulação numérica foi efectuada no programa LUSAS. Afim de comparar a precisão dos resultados foi feita a modelação 2D com o elemento quadrilátero de casca para compósitos *QTS4* com 4 nós e 5 graus de liberdade por nó (U, V, W, α, β) e a modelação 3D com o elemento sólido hexaédrico *HX16L*. Registaram-se os valores máximos das tensões normais e das tensões de corte nas faces inferior e superior de cada lâmina. Traçaram-se os gráficos das correspondentes distribuições ao longo da espessura da placa. Particular atenção foi dada às interfaces onde as lâminas têm fibras orientadas diferentemente, por serem as responsáveis pela delaminação.

A Figura 7.25 apresenta um exemplo da distribuição das tensões de corte transversal, segundo a espessura e no centro de uma placa laminada cruzada simétrica (*VE-B*), obtida com os elementos de casca do programa LUSAS, formulados com as hipóteses da Teoria de Mindlin-Reissner e com elementos hexaédricos de 16 nós do mesmo programa formulados pela Teoria da Elasticidade. Como se pode observar no modelo de casca as tensões não são nulas nas superfícies superior e inferior da placa, enquanto que no modelo de volumes são. Note-se porém que não obstante esta diferença objectiva, os resultados obtidos pelos dois modelos têm um andamento global próximo.

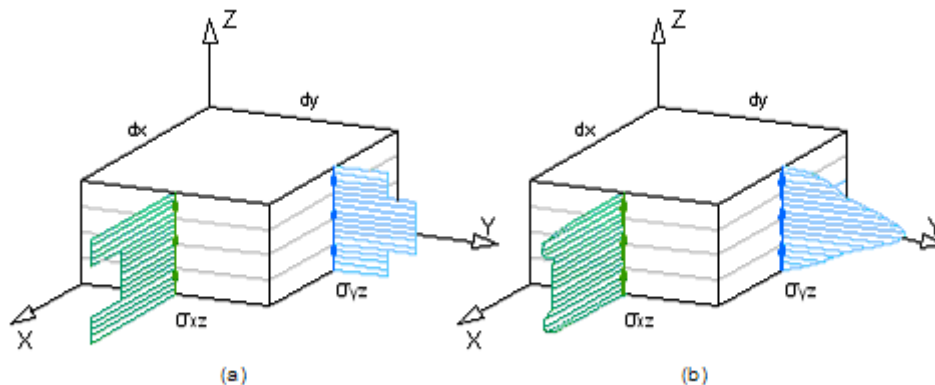


Figura 7.25 Distribuição das tensões de corte transversais:
 (a) Elementos de casca formulados pela Teoria de Mindlin-Reissner
 (b) Elementos hexaédricos formulados pela Teoria da Elasticidade

As Figuras 7.26, 7.28 e 7.30 mostram, para exemplificar, os gráficos da distribuição das tensões, normal $\bar{\sigma}_{xx}$, de corte interlaminar $\bar{\sigma}_{xz}$ e de corte no plano $\bar{\sigma}_{xy}$, para o material de vidro-epóxico cruzado simétrico (*VE-B*), no centro das placas e adimensionadas através da divisão pelo seu valor máximo. As Figuras 7.27, 7.29 e 7.31 mostram os contornos das tensões em diversos planos das placas, assinalados pelos números 1 e 2, nos respectivos gráficos das tensões segundo a espessura. No Anexo 5 apresentam-se os restantes gráficos para os dois sistemas de material considerados.

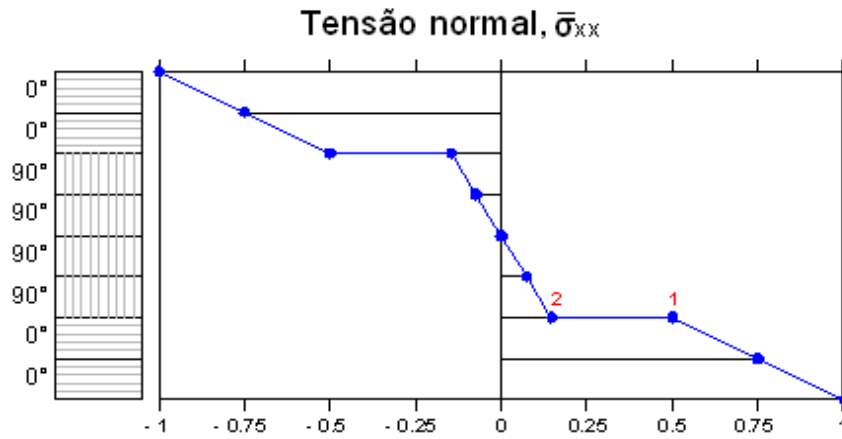


Figura 7.26 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{xx}$ através da espessura

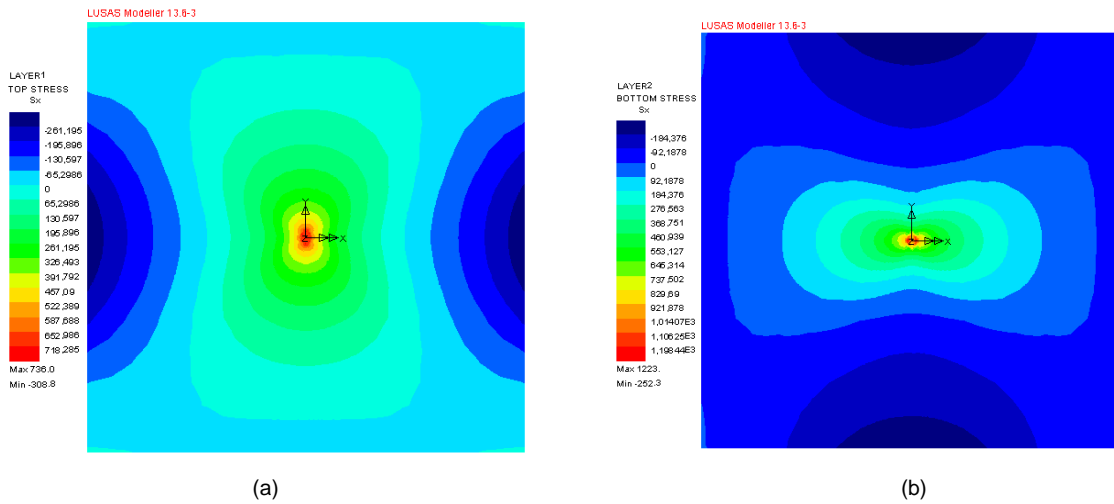


Figura 7.27 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{xx}$ entre as lâminas 2 e 3. (a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 2). (b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 3)

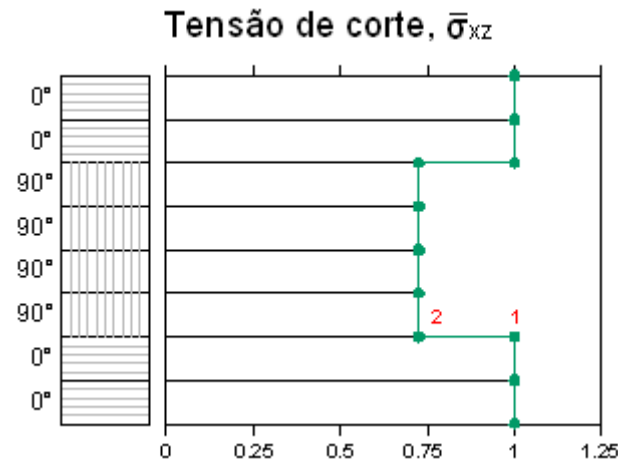


Figura 7.28 Distribuição da tensão de corte interlaminar $\bar{\sigma}_{xz}$ através da espessura

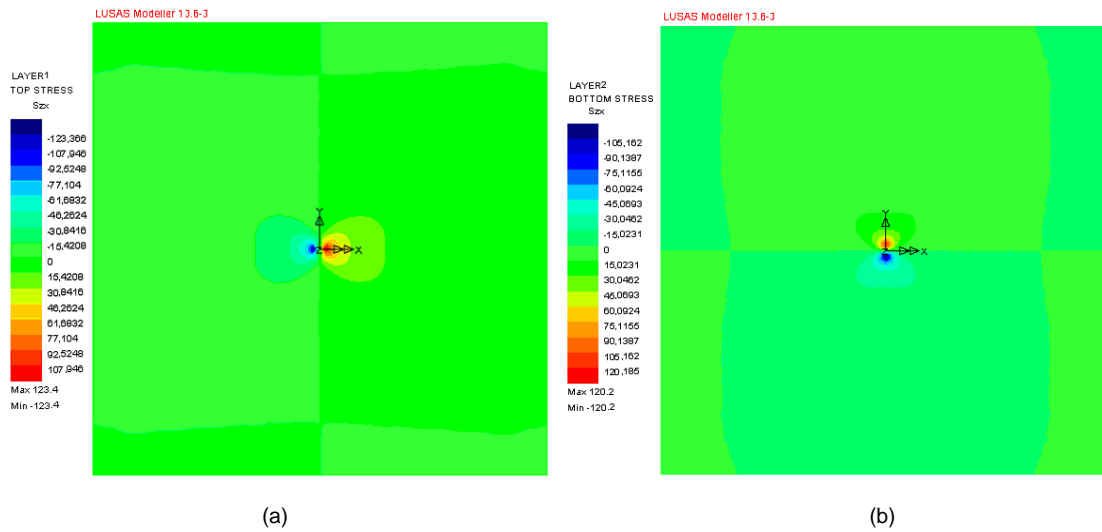


Figura 7.29 Distribuição da tensão de corte interlaminar $\bar{\sigma}_{xz}$ entre as lâminas 2 e 3. (a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 2). (b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 3).

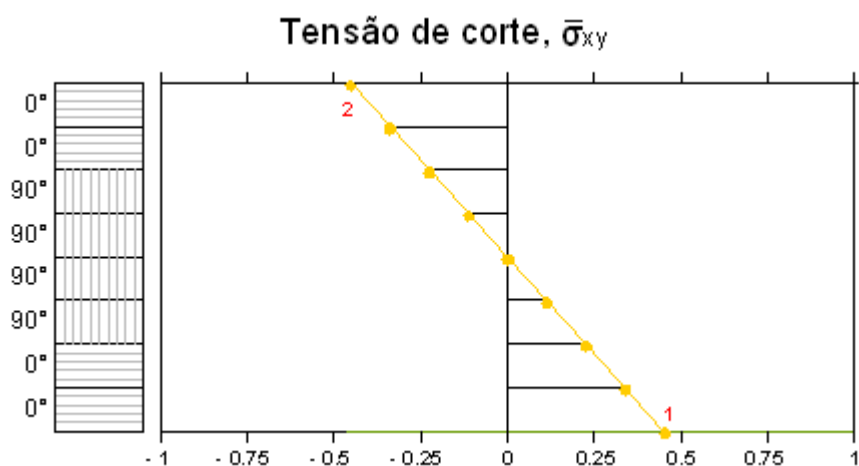


Figura 7.30 Distribuição da tensão de corte no plano $\bar{\sigma}_{xy}$ através da espessura

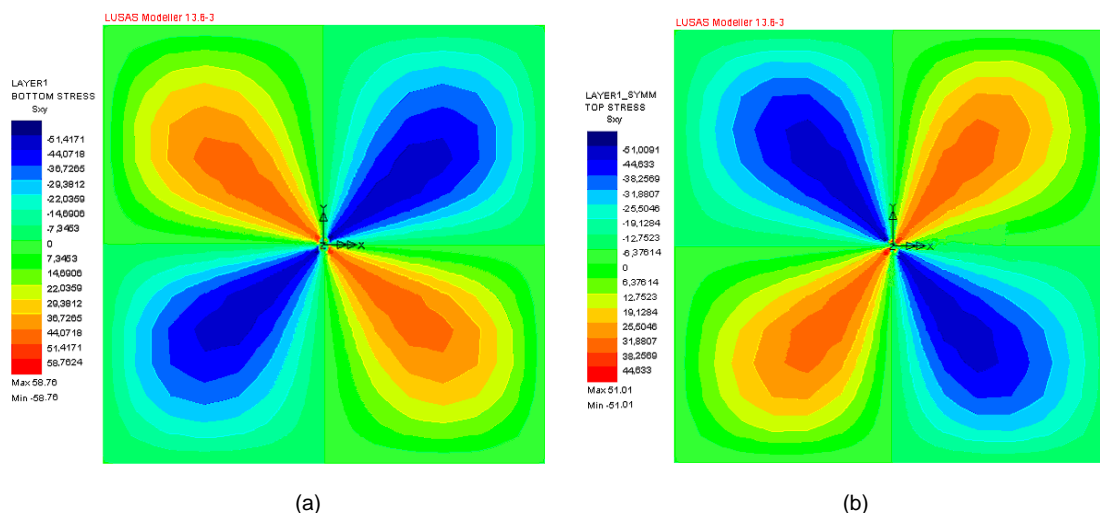


Figura 7.31 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xy}$ nas face inferior e superior da placa. (a) Corresponde ao ponto 1 (face inferior da lâmina 1). (b) Corresponde ao ponto 2. (face superior da lâmina 8).

Comparando as distribuições das tensões entre os dois materiais considerados neste estudo, através da observação atenta do Anexo 5, pode concluir-se que a assimetria do empilhamento também se repercute nas tensões.

Sendo as tensões normais σ_{xx} e σ_{yy} , máximas em módulo nas faces superior e inferior da placa, as lâminas com fibras nas correspondentes direcções e mais distantes do plano médio do laminado são as que apresentam valores mais elevados em ambos os materiais.

A teoria de Reissner-Mindlin estabelece que as normais ao plano médio de uma placa se mantêm rectas depois da deformação o que implica que a distribuição das tensões de corte σ_{xz} e σ_{yz} , seria constante ao longo da espessura se o material fosse homogéneo e isotrópico. Como no presente estudo o material é laminado, as tensões de corte transversais são constantes ao

longo da espessura de cada lâmina, variando apenas nas que têm diferença na orientação das fibra, como se pode observar na Figura 7.28 e em diversas figuras constantes do Anexo 5.

As tensões no interior do laminado são assim dependentes da orientação das fibras em cada lâmina e da sua posição no empilhamento.

Os ensaios experimentais realizados mostram que a área da delaminação aumenta nas interfaces mais afastadas do plano de aplicação da carga de impacto. As tensões de corte interlaminares são nulas nas faces superior e inferior da placa e têm valores mais elevados na zona média da espessura do laminado. Por outro lado, as “tensões de flexão” σ_{xx} , σ_{yy} e σ_{xy} apresentam valores máximos na vizinhança das superfícies livres da placa. Pode então concluir-se que as tensões de corte interlaminares não justificam por si só a ocorrência da delaminação.

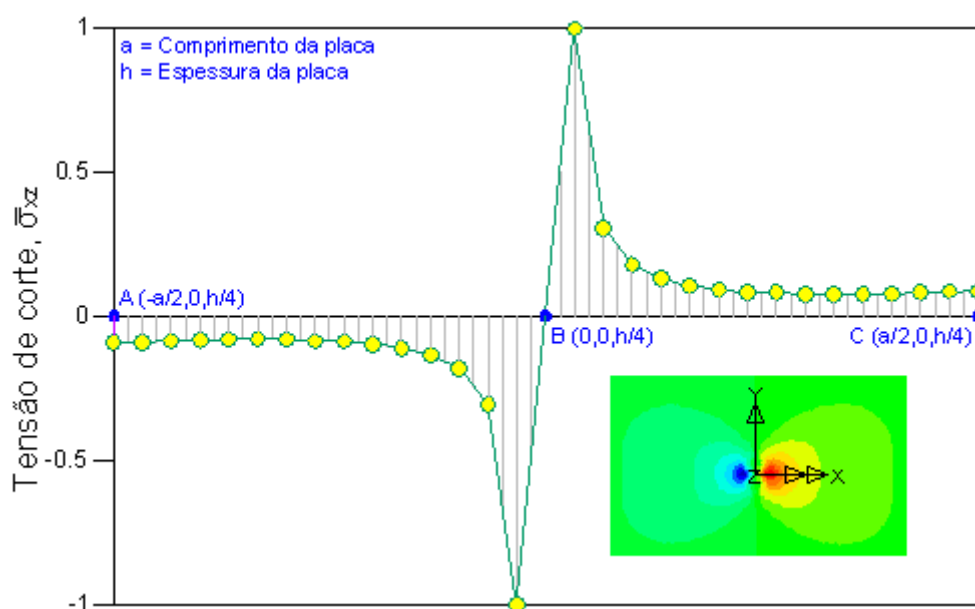


Figura 7.32 Distribuição da tensão de corte interlaminares (entre as lâminas 4 e 5) na linha horizontal que passa pelo centro da placa

A Figura 7.32 mostra a distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xz}$, ao longo da linha média horizontal que passa pelo centro da placa de material cruzado simétrico, *VE-B* entre as lâminas 4 e 5. Pode observar-se nitidamente um crescimento desta tensão com a aproximação do centro da placa, vindo de ambos os lados, onde se observa a iniciação da delaminação.

7.4.2 Aplicação de um critério de dano

De um modo geral o dano corresponde a uma degradação irreversível do material quer por rotura quer por ultrapassagem do limite elástico. É difícil incorporar todos os mecanismos de dano nos modelos de previsão. Uma forma é usar critérios de rotura semelhantes aos

critérios de cedência usados nos metais, modificando-os para os compósitos laminados de matriz reforçada por fibras como é o caso dos critérios interactivos ou energéticos. Assim, estes critérios de falha são equações com parâmetros ajustados por resultados experimentais, obtidos em lâminas unidireccionais e depois complementados por técnicas de análise de falha de laminados para prever a sua rotura a partir de resultados de uma lâmina única.

Porém, nos materiais compósitos laminados, o limite do domínio elástico está geralmente ligado à ocorrência da microfissuração da matriz, delaminação, roturas das fibras e descoesão entre a fibra e a matriz. Estas microfissuras localizadas, modificam apenas de forma progressivamente lenta a rigidez do material.

Por isso decidimos realizar este estudo de simulação da iniciação do dano e da sua progressão no programa ADINA, usando o elemento de casca *MITC4* e o critério de Hashin. Como foi referido no capítulo anterior, este critério distingue a falha da matriz e da fibra em tracção e compressão através da verificação, ponto a ponto de integração e passo a passo do carregamento, das quatro desigualdades apresentadas.

Estes critérios são usados para determinar quando é que o material falha, no entanto, não faz parte da sua formulação e uso modelar o comportamento do material após a sua ocorrência. Por isso, as propriedades do material do modelo e as respectivas tensões não são alteradas como consequência deste cálculo. No entanto, continuando a investigar a falha passo a passo pela verificação do critério, é possível obter uma evolução sequencial da progressão dos mecanismos de falha com o aumento da carga, que pode ser tomada como indicador aproximado da evolução real do dano.

Nas Tabelas. 7.5 e 7.6 apresentam-se os valores da carga em que se detectaram cada um dos mecanismos de falha à medida que ela ia aumentando e a sua extensão em cada lâmina, para cada tipo de empilhamento, um cruzado simétrico (*VE-B*), e outro quasi-isotrópico (*VE-A*), em placas quadradas com 60 mm de lado, encastradas nas quatro arestas. A extensão da área de dano, foi determinada pelo raio que abarcava o seu ponto mais afastado, observado por meio do pós-processamento do programa, em cada ponto de integração de cada lâmina e em cada passo de intensidade da força aplicada. Assim, o início do dano na simulação do impacto na placa com empilhamento cruzado simétrico verificou-se para a carga de 75.6 *N* e na placa de empilhamento quasi-isotrópico para a carga de 84.4 *N*. Em ambas a primeira falha por rotura da matriz em tracção ocorre na lâmina da superfície oposta ao impacto (lâmina 1) seguindo-se as outras três lâminas seguintes com o mesmo tipo de rotura.

Tabela 7.5 Sequência do aparecimento do dano e a sua extensão por lâmina e intensidade da carga, aplicando o critério de Hashin a um laminado cruzado simétrico.

CARGA (N)	INÍCIO E EXTENSÃO DO DANO							
	Lâmina 1 (0°)	Lâmina 2 (0°)	Lâmina 3 (90°)	Lâmina 4 (90°)	Lâmina 5 (90°)	Lâmina 6 (90°)	Lâmina 7 (0°)	Lâmina 8 (0°)
0	-	-	-	-	-	-	-	-
37.8	-	-	-	-	-	-	-	-
75.6	0.43	0.12	-	-	-	-	-	-
113.4	1.25	0.56	0.12	-	-	-	-	0.43
151.2	2.05	1.25	0.43	0.06	-	-	0.31	0.90
189	2.85	2.05	0.90	0.12	-	-	0.90	2.05
226.8	4.11	2.05	0.90	0.22	-	-	1.25	2.85
264.6	4.11	2.85	1.25	0.31	-	0.56	2.05	4.11
302.4	5.37	4.11	2.05	0.56	-	0.90	2.05	4.11
340.2	7.08	4.11	2.05	0.90	-	1.25	2.85	5.37
378	7.08	5.37	2.85	0.90	-	1.25	4.11	5.37
415.8	7.08	5.37	2.85	0.90	-	2.05	4.11	7.08
453.6	8.80	7.08	4.11	1.25	0.31	2.05	4.11	7.08
491.4	8.80	7.08	4.11	1.25	0.56	2.85	5.37	7.08
529.2	529.2	7.08	4.11	1.25	0.90	2.85	5.37	7.08
567	10.31	7.08	5.37	2.05	0.90	4.11	5.37	8.80
604.8	10.31	8.80	5.37	2.05	0.90	4.11	7.08	8.80
642.6	10.31	8.80	5.37	2.05	0.90	4.11	7.08	8.80
680.4	10.31	8.80	5.37	2.05	1.25	4.11	7.08	8.80
718.2	11.83	10.31	7.08	2.05	1.25	4.11	7.08	10.31
756	11.83	10.31	7.08	2.85	1.25	5.37	7.08	10.31

■ Tração da matriz
 ■ Tração da fibra
 ■ Compressão da matriz
 ■ Compressão da fibra

- Em ambos os empilhamentos, na lâmina superior que contacta com o impactor a falha ocorreu devido a rotura da matriz por compressão quando a força atingiu 113.4 N no caso cruzado simétrico e 126.6 N no caso do quasi-isotrópico. Atingiu depois sucessivamente as outras três lâminas interiores e abrange áreas progressivamente maiores em volta do ponto de contacto, como também se pode observar nas Figuras 7.33 e 7.34.
- Quando a carga atingiu 529.2 N na placa de material cruzado-simétrico e 548.6 N na quasi-isotrópica o critério de Hashin indicou dano por tracção da matriz nos bordos laterais das lâminas 7 e 8 como igualmente se pode observar nas Figuras 7.33 e 7.34.
- A maior extensão do dano verificou-se nas lâminas exteriores do fundo e do topo das placas diminuindo progressivamente para o interior.
- O critério usado indicou rotura por tracção das fibras na lâmina 1 (oposta à aplicação da carga) quando foram atingidos 302.4 N no empilhamento cruzado simétrico e 337,6 N no quasi-isotrópico. A rotura por compressão da fibra surgiu na lâmina que contacta com o

impactor quando a carga atingiu 126.6 *N* para o material quasi-isotrópico e 113.4 *N* para o material cruzado simétrico e afectou também a lâmina 7 em ambos os materiais.

Tabela 7.6 Sequência do aparecimento do dano e a sua extensão por lâmina e intensidade da carga, aplicando o critério de Hashin a um laminado quasi-isotrópico.

CARGA (N)	INÍCIO E EXTENSÃO DO DANO							
	Lâmina 1 (45°)	Lâmina 2 (45°)	Lâmina 3 (90°)	Lâmina 4 (90°)	Lâmina 5 (-45°)	Lâmina 6 (-45°)	Lâmina 7 (0°)	Lâmina 8 (0°)
0	-	-	-	-	-	-	-	-
42.2	-	-	-	-	-	-	-	-
84.4	0.56	0.22	0.06	-	-	-	-	0.06
126.6	1.25	0.90	0.22	-	-	-	-	0.56
168.8	2.05	1.25	0.56	0.06	-	-	0.56	1.25
211	4.11	2.05	0.90	0.12	-	-	1.25	2.05
253.2	4.11	2.85	1.25	0.22	-	0.31	2.05	2.85
295.4	5.37	4.11	2.05	0.56	-	0.90	2.05	4.11
337.6	7.08	4.11	2.05	0.90	-	1.25	2.85	5.37
379.8	7.08	5.37	2.85	0.90	-	1.25	4.11	5.37
422	8.80	5.37	2.85	0.90	-	2.05	4.11	7.08
464.2	8.80	7.08	4.11	1.25	-	2.05	4.11	7.08
506.4	8.80	7.08	4.11	1.25	0.56	2.85	5.37	7.08
548.6	10.31	7.08	4.11	1.25	0.90	2.85	5.37	7.08
590.8	10.31	8.80	5.37	2.05	0.90	4.11	7.08	8.80
633	10.31	8.80	5.37	2.05	0.90	4.11	7.08	8.80
675.2	11.83	8.80	5.37	2.05	0.90	4.11	7.08	8.80
717.4	11.83	10.31	7.08	2.05	1.25	4.11	7.08	10.31
759.6	11.83	10.31	7.08	2.85	1.25	5.37	7.08	10.31
801.8	11.83	10.31	7.08	2.85	1.25	5.37	7.08	10.31
844	11.83	10.31	7.08	2.85	1.25	5.37	8.80	10.31

Junto à interseção das fronteiras com o eixos *yy*

■ Tração da matriz
■ Tração da fibra
■ Compressão da matriz
■ Compressão da fibra

Por sua vez as Figuras 7.33 e 7.34 mostram os valores de “failure-flag” em cada lâmina, nos materiais de empilhamento cruzado simétrico e quasi-isotrópico das placas referidas e para as cargas máximas obtidas nos ensaios de impacto correspondentes, 756 *N* e 844 *N* respectivamente.

Estes valores resultam da combinação entre as tensões de rotura e as tensões efectivas, para cada mecanismo de falha, pelas expressões do primeiro termo de cada uma das desigualdades do critério de Hashin. Como nas representações dos campos de tensões no ADINA, estes valores determinados nos pontos de integração, podem ser interpolados para os nós, alisados, ou seja calculados os valores médios trazidos de cada elemento, e representados

em bandas de isovalores. Nestas duas figuras, as zonas onde se observa dano têm cores vermelha e rosa que correspondem a valores maiores que a unidade.

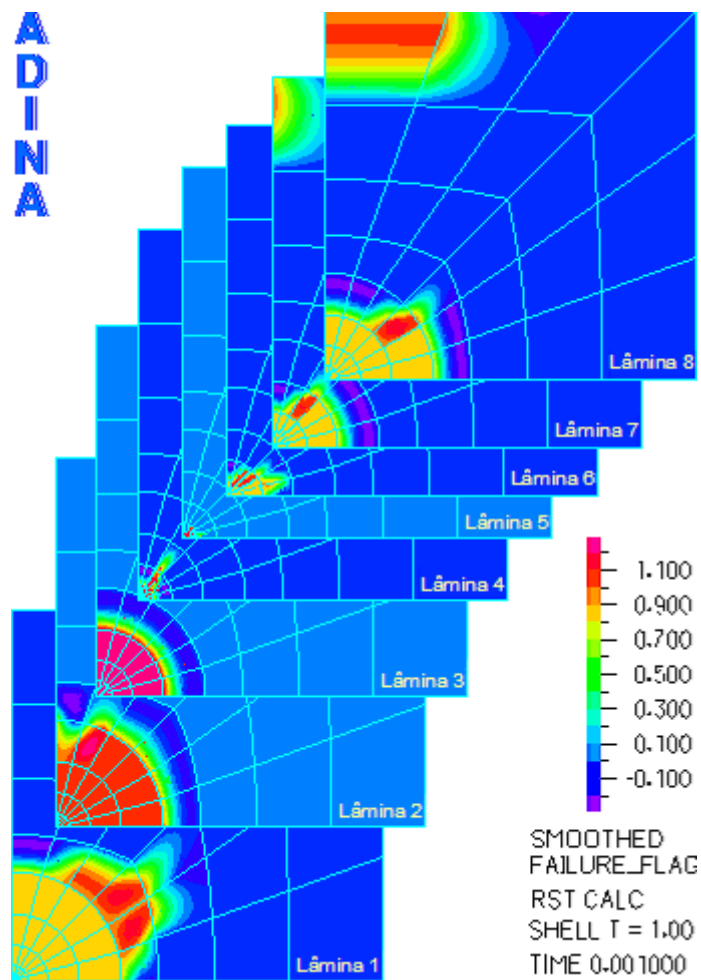


Figura 7.33 Representação do parâmetro de dano do critério de Hashin em cada lâmina do material cruzado simétrico para a carga máxima da simulação.

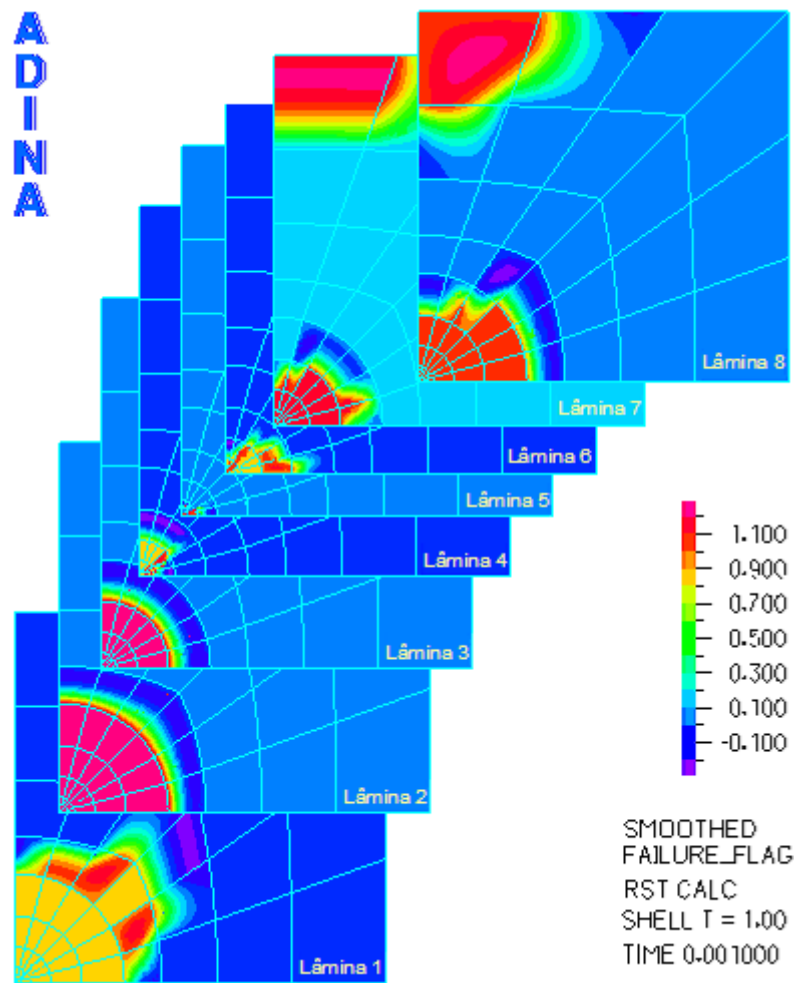


Figura 7.34 Representação do parâmetro de dano do critério de Hashin em cada lâmina do material quasi-isotrópico para a carga máxima da simulação.

7.4.3 Análise dos gráficos de força-deslocamento

Neste estudo foram realizadas análises lineares, estáticas e dinâmicas, e não-lineares, igualmente estáticas e dinâmicas com o programa ADINA. Foi sempre usado o modelo de casca e o referido elemento *MITC4*. Nesta simulação numérica procurou avaliar-se o comportamento geral das placas através de uma grandeza primária directamente relacionada com a intensidade da solicitação em cada instante. Escolheu-se assim o deslocamento central da placa em função do valor da carga.

As Figuras 7.35 e 7.36 mostram as curvas da força-deslocamento, resultantes dos ensaios experimentais quasi-estático e de impacto de baixa velocidade para os dois empilhamentos de vidro-epóxico quasi-isotrópico, (*VE-1A*) $[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$ e cruzado anti-simétrico, (*VE-1B*) $[0/90]_8$, de placas quadradas com 75 mm de lado encastradas nas quatro arestas e ainda os resultados numéricos estáticos lineares e não lineares e os dinâmicos não lineares.

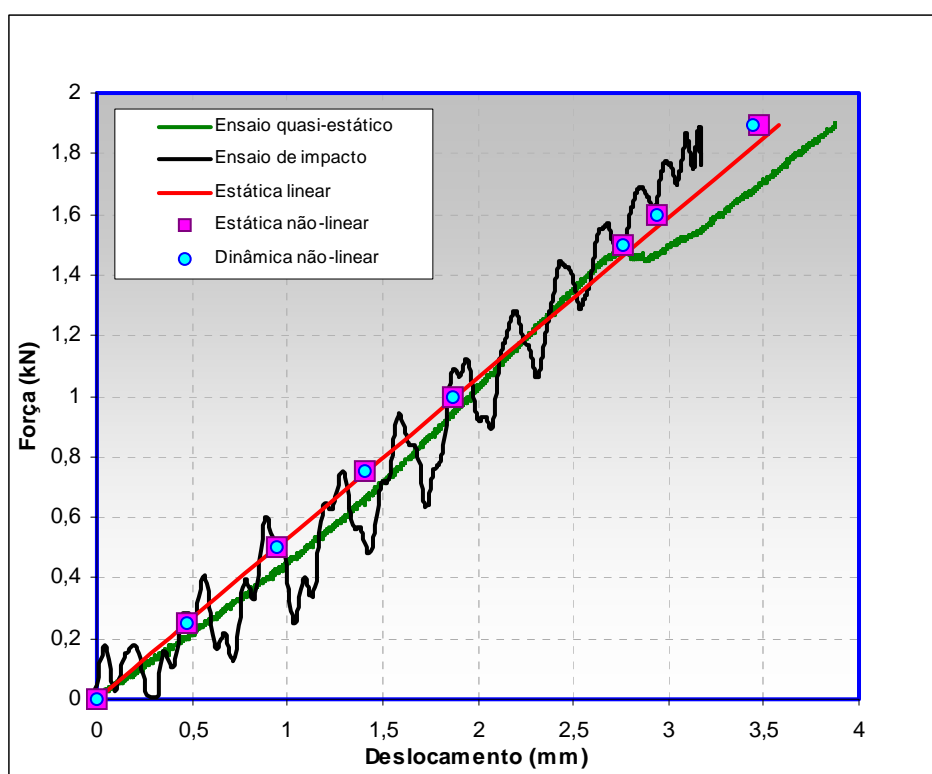


Figura 7.35 Resultados numéricos do deslocamento central das placas em função da força e respectivas curvas experimentais dos ensaios quasi-estático e de impacto para o sistema material quasi-isotrópico

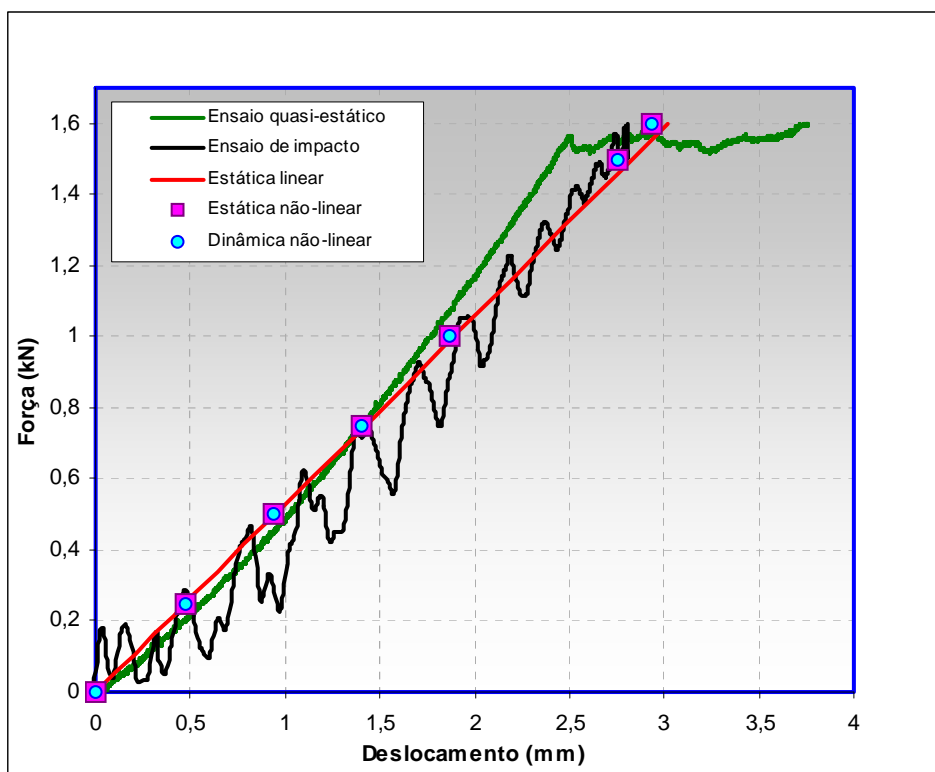


Figura 7.36 Resultados numéricos do deslocamento central das placas em função da força e respectivas curvas experimentais dos ensaios quasi-estático e de impacto para o sistema material cruzado anti-simétrico.

Os deslocamentos centrais máximos das placas, obtidos numericamente para cada nível de carga e para os dois tipos de empilhamento considerados, são apresentados na Tabela 7.7.

Para efeitos comparativos, só se consideraram nos gráficos das Figuras 7.35 e 7.36 os trechos das curvas experimentais até ao ponto onde ocorreu a primeira grande falha do material nos ensaios quasi-estáticos. Até este ponto, como se pode observar para os dois empilhamentos, o material tem um comportamento quase linear. O pequeno desvio à linearidade que se observa nas curvas referentes aos ensaios experimentais é pouco relevante e pode ter tido origem em variações reais do processo experimental, como por exemplo um deficiente encastramento das placas que permitiu o seu escorregamento ou numa ligeira cedência inicial que é comum acontecer em sistemas experimentais deste tipo.

Tabela 7.7 Resultados numéricos do deslocamento do ponto central das placas em função da carga, obtidos nos diversos tipos de análise

CARGA (N)	DESLOCAMENTO (mm)							
	MATERIAL (Vidro-epóxico)							
	[0 ₂ /45 ₂ /-45 ₂ /90 ₂] _s				[0/90] ₈			
	Estática linear	Estática não-linear	Dinâmica linear	Dinâmica não-linear	Estática linear	Estática não-linear	Dinâmica linear	Dinâmica não-linear
0	0	0	0	0	0	0	0	0
250	-	0,47126	-	0,47120	-	0,47102	-	0,47197
500	0,943247	0,94040	0,940312	0,94028	0,94487	0,94189	0,94187	0,94163
750	-	1,40543	-	1,40526	-	1,40704	-	1,40665
1000	-	1,8646	-	1,8644	-	1,86554	-	1,86502
1500	-	2,76006	-	2,75985	-	2,75654	-	2,75579
1600	-	2,93498	-	2,93478	3,02358	2,93001	3,01398	2,92923
1895	3,5755	3,47	3,56378	3,44261	-	-	-	-

Verifica-se que as análises linear e não-linear são quase coincidentes. Sendo os resultados obtidos para os deslocamentos, pequenos relativamente à espessura e às reduzidas dimensões no plano médio das placas, pode concluir-se que o comportamento do laminado é predominante linear elástico, como era esperado. Pode concluir-se também que, para estes dois sistemas de material e restantes condições estabelecidas, até ocorrer a primeira grande cedência a simulação estática e dinâmica por elementos finitos fornece valores de força-deslocamento próximos dos obtidos experimentalmente, em particular no caso do laminado quasi-isotrópico.

7.5 SIMULAÇÃO DA DELAMINAÇÃO

7.5.1 Introdução

A simulação numérica da delaminação foi feita pelo método dos elementos finitos de interface, cuja formulação foi apresentada anteriormente, em placas com dois sistemas de material de vidro-epóxico de flexibilidade média, conforme classificação definida na Tabela 7.1. Um é quasi-isotrópico (*VE-A*), com o empilhamento [45₂/90₂/-45₂/0₂] e outro é cruzado simétrico (*VE-B*), com o empilhamento [0₂/90₂]_s, ambos num modelo de placa quadrada com 60 mm de lado, encastrada nas quatro arestas.

Foi aplicada uma carga estática que cresce progressivamente até um valor crítico correspondente à ocorrência da delaminação, usando um algoritmo não-linear, numa área circular determinada pela lei de Hertz de contacto. A Figura 7.37 mostra a malha de elementos finitos usada para o material cruzado simétrico onde se destaca um maior refinamento na zona de potencial delaminação, isto é, ao centro da placa, na zona de aplicação da carga.

Os modelos de elementos finitos tridimensionais foram construídos no programa comercial LUSAS, usando o elemento genérico hexaédrico *HX16L* de interpolação quadrática, para compósitos estruturais. As interfaces foram modeladas com o elemento finito de interface *IS16*, quadrilátero de interpolação quadrática. As características e a formulação dos elementos finitos *HX16L* e *IS16* apresentam-se no Capítulo 6.

Visto que a delaminação ocorre normalmente entre as lâminas com diferença de orientação nas fibras, foram consideradas três interfaces no sistema material *VE-A* e duas no *VE-B*, como se mostra na Figura 7.38.

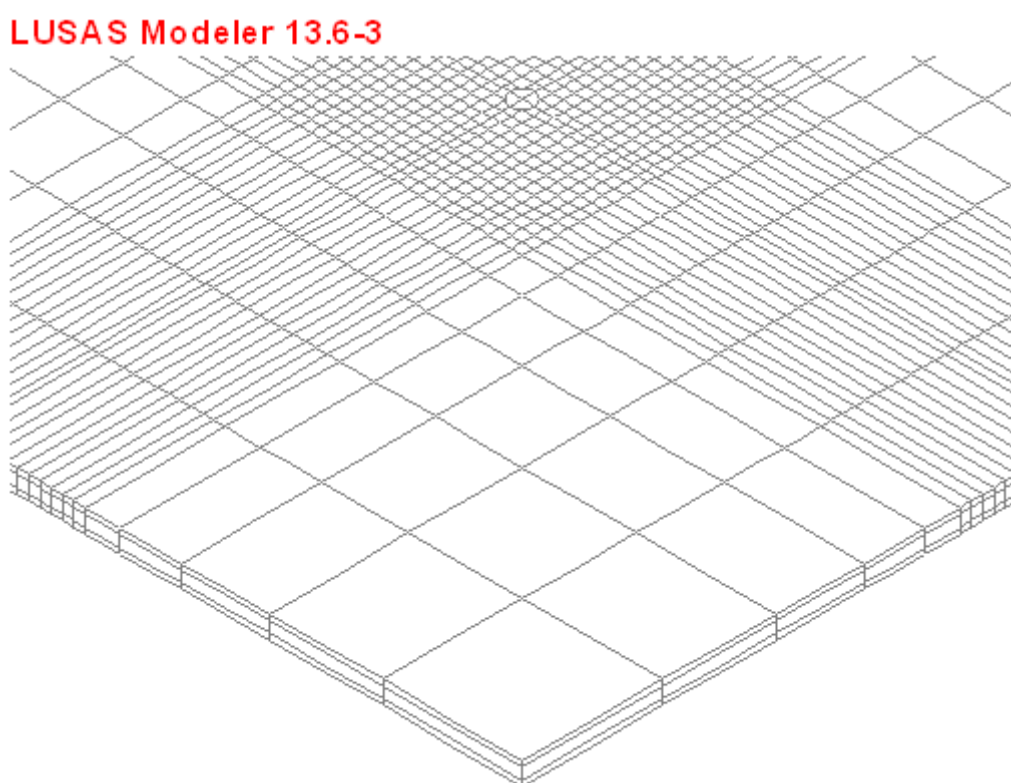


Figura 7.37 Malha de elementos finitos para a análise de delaminação

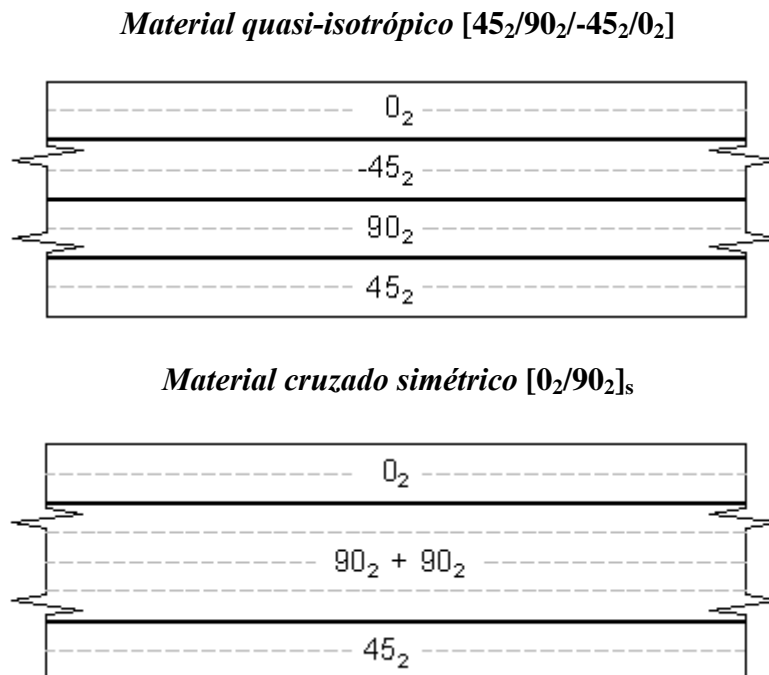


Figura 7.38 Interfaces modeladas

7.5.2 Modelo constitutivo do elemento de interface e os critérios de propagação da delaminação

A Figura 7.39 ilustra a resposta do material no modelo constitutivo de relaxação de tensão descrito do capítulo anterior. No ponto 1 a tensão é suficientemente baixa e o material mantém um comportamento linear elástico. No ponto 2 a tensão resultante da carga aplicada iguala a resistência interlaminar e tem início o processo de delaminação. À medida que o deslocamento relativo aumenta, a interface vai acumulando dano, perdendo rigidez e a tensão já é menor que a resistência. É o que acontece no ponto 3 onde a energia libertada é dada pela área do triângulo 0-2-3 e onde é feito o descarregamento para a origem. Sendo o valor de $\varepsilon_{0,i}$ reduzido, a energia libertada no ponto 3 é dada por,

$$G_j \square \frac{1}{2} \sigma_{t,i} \varepsilon_i$$

onde ε_i é o deslocamento relativo correspondente ao ponto 3.

No ponto 4 atinge-se o valor crítico da energia libertada, ou seja, esgota-se completamente a energia de fractura interfacial disponível.

Para qualquer deslocamento relativo superior ao do ponto 4 (ponto 5) a interface não tem capacidade para suportar mais tensões de tracção ou de corte.

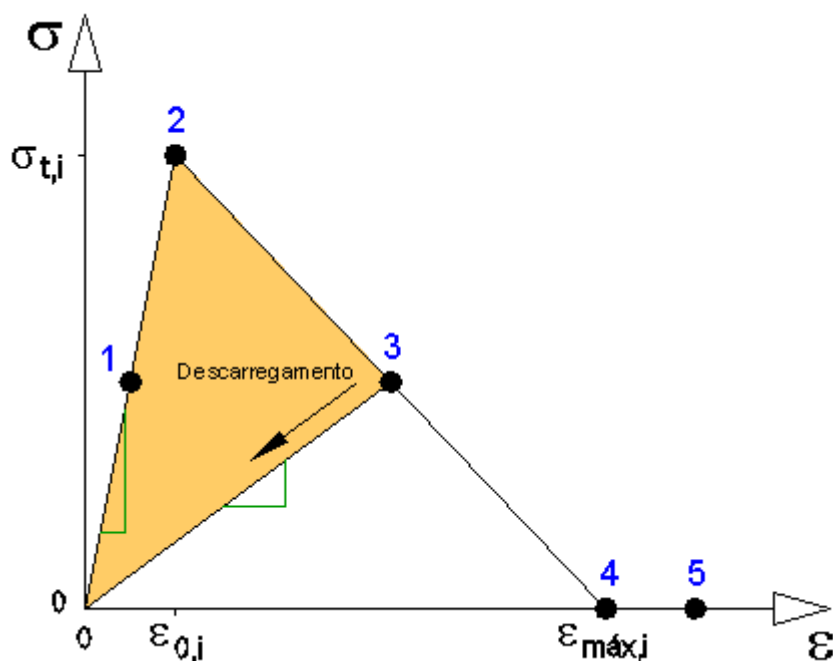


Figura 7.39 Modelo constitutivo do elemento de interface.

7.5.3 Análise e discussão dos resultados

Os dados fornecidos pela simulação numérica foram comparados com os resultados obtidos nos ensaios experimentais de impacto. Consideraram-se para termos de comparação a curva do deslocamento do ponto central da placa em função da força aplicada e o dano de delaminação quanto à forma e área. Foi ainda incluída nesta análise a sequência da falha prevista, para três níveis de carga, tendo em conta os critérios de falha de Hashin, Tsai-Wu e Hoffman de modo a analisar a relação entre a área onde se verifica um determinado critério e a área de delaminação prevista numericamente por elementos de interface.

7.5.3.1 Deslocamento central em função da força aplicada

As Figuras 7.40 e 7.41 mostram as variações do deslocamento do ponto central da placa em função da carga aplicada, obtidas experimentalmente nos ensaios de impacto e na análise de delaminação por elementos finitos, para os dois sistemas de material considerados.

As curvas obtidas na análise de delaminação por elementos de interface, reflectem a característica do modelo de relaxação usado. Inicialmente a variação do deslocamento é linear, visto que o modelo constitutivo impõe que o material se comporte como linear elástico,

enquanto a tensão for inferior à tensão de rotura da interface. Quando a tensão na interface iguala o valor da resistência interlaminar atinge-se a carga crítica, altura em que ocorre o dano e se dá início ao processo de redução gradual da rigidez e à relaxação de tensões. Os elementos de interface vão abrindo e o deslocamento vai aumentando sem que para isso seja necessário aumentar a carga, simulando assim a cedência do material por dano de delaminação, ou seja, a reacção à força aplicada diminui enquanto que o deslocamento continua a aumentar. As cargas críticas obtidas pela análise de delaminação foram cerca de 3% e 4% superiores às dos valores máximos registados nos ensaios experimentais de impacto para os materiais quasi-isotrópico e cruzado simétrico, respectivamente. Estes valores são muito próximos e a sua pequena diferença pode dever-se ao facto de o dano real ser constituído por outras formas para além da delaminação, como é o caso da rotura de fibras e da matriz e que baixam a rigidez do material mais do que o previsto na análise por elementos finitos de interface.

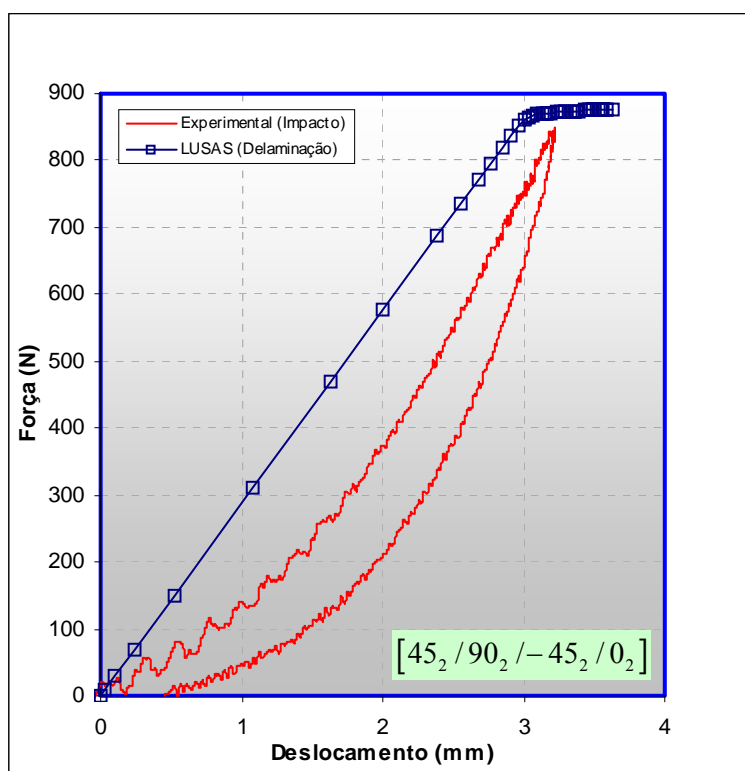


Figura 7.40 Curva força-deslocamento no centro das placas para o sistema material quasi-isotrópico

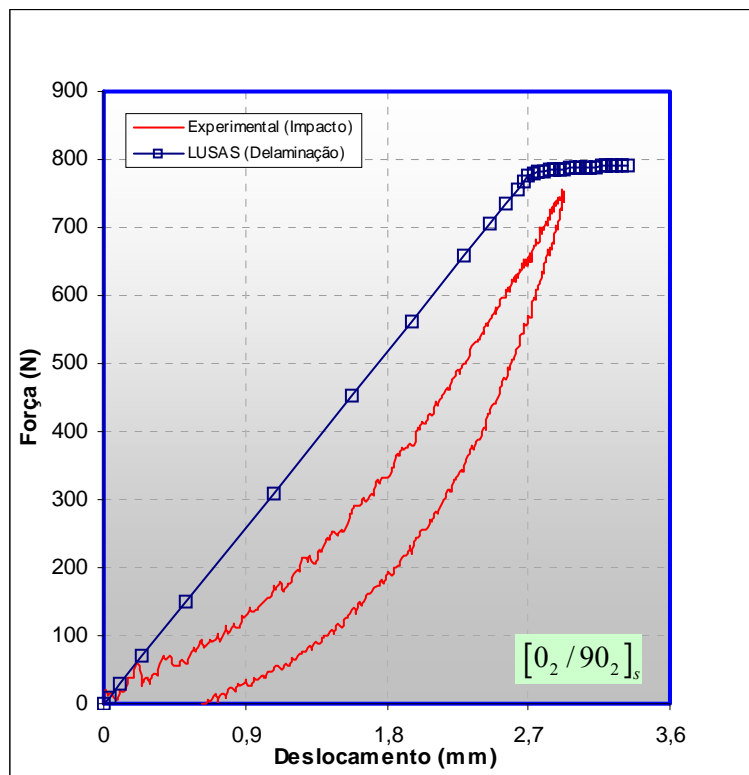


Figura 7.41 Curva força-deslocamento no centro das placas para o sistema material cruzado simétrico

7.5.3.2 Falha e delaminação

As Figuras 7.42 a 7.44 e 7.46 a 7.48 mostram, para os dois materiais considerados, a evolução da delaminação e dos contornos da falha, nas interfaces delaminadas, para três níveis de carga:

1. Carga correspondente ao primeiro registo de delaminação na análise por elementos finitos de interface
2. Carga intermédia
3. Carga crítica de delaminação.

7.5.3.2.1 Material quasi-isotrópico

A análise das Figuras 7.42 a 7.44 permite verificar que a delaminação inicialmente surge na interface mais próxima da superfície de colisão (3-4) em torno do círculo que circunscreve a área de contacto de Hertz, com leve tendência para assumir a direcção da lâmina adjacente inferior (-45°). Ligeira delaminação é registada na interface imediatamente abaixo (2-3).

Com o aumento da carga a delaminação vai aumentando em área projectada progredindo nas interfaces em direcção à superfície livre inferior.

Para o nível de carga intermédio a delaminação continua a desenvolver-se em volta do círculo de contacto, mas com a forma a tender ligeiramente para uma elipse de eixo maior a 45°.

Ao nível da carga crítica a área projectada da delaminação é já claramente elíptica com o eixo maior na direcção da lâmina mais distante da face de impacto (45°). É interessante notar que a distribuição global da delaminação na espessura veio a crescer de cima para baixo, mas até ao nível da carga crítica (851 N) a delaminação na face mais próxima da superfície livre inferior não foi superior à da interface situada imediatamente mais acima para dar a forma típica trapezoidal de base maior em baixo. No entanto, na secção transversal (Figura 7.45) feita às placas que foram submetidas ao ensaio experimental de impacto observa-se que o dano se distribui de forma idêntica.

Donde se pode concluir que a tradicional forma trapezoidal da distribuição ao longo da espessura não se observa.

A área da delaminação obtida na simulação por elementos finitos de interface foi cerca de 94% do valor correspondente registado no ensaio de impacto.

Os três critérios de falha apresentam resultados muito semelhantes, em particular no que respeita à carga crítica.

Os critérios de falha do laminado são dominados pelas tensões normais σ_{xx} e σ_{yy} e pela tensão de corte σ_{xy} , nas interfaces mais distantes do plano médio (Figuras 7.26 e 7.30 e Anexo 5). De acordo com as Figuras 7.43 e 7.44 e para os três critérios adoptados a extensão da falha é mais acentuada nas interfaces próximas das superfícies superior e inferior da placa indicando que aí esta se deve principalmente às tensões normais e de corte no plano, tendo a forma de amendoim orientada segundo a direcção da lâmina inferior à respectiva interface.

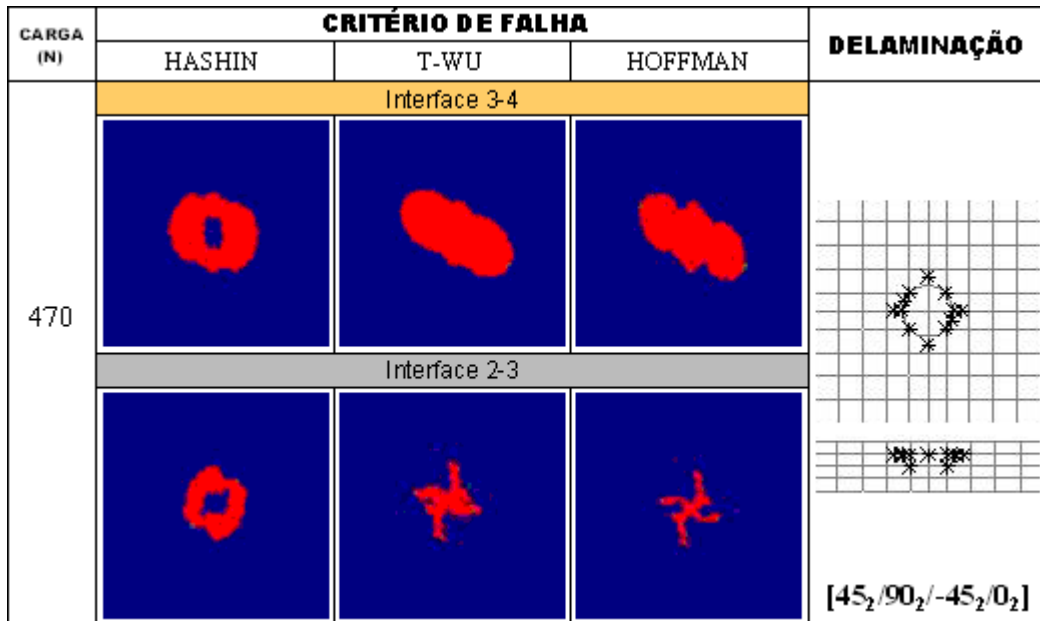


Figura 7.42 Falha por critérios e delaminação por elementos de interface - 1º nível de carga.

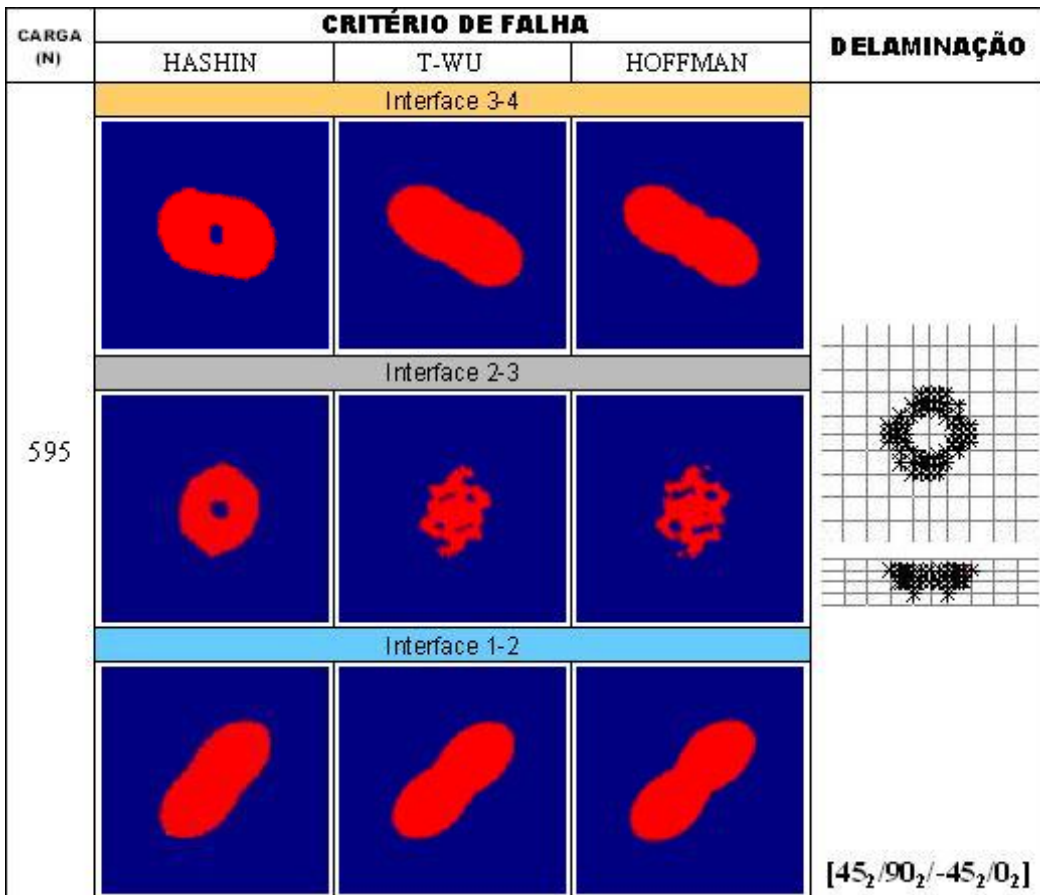


Figura 7.43 Falha por critérios e delaminação por elementos de interface - 2º nível de carga

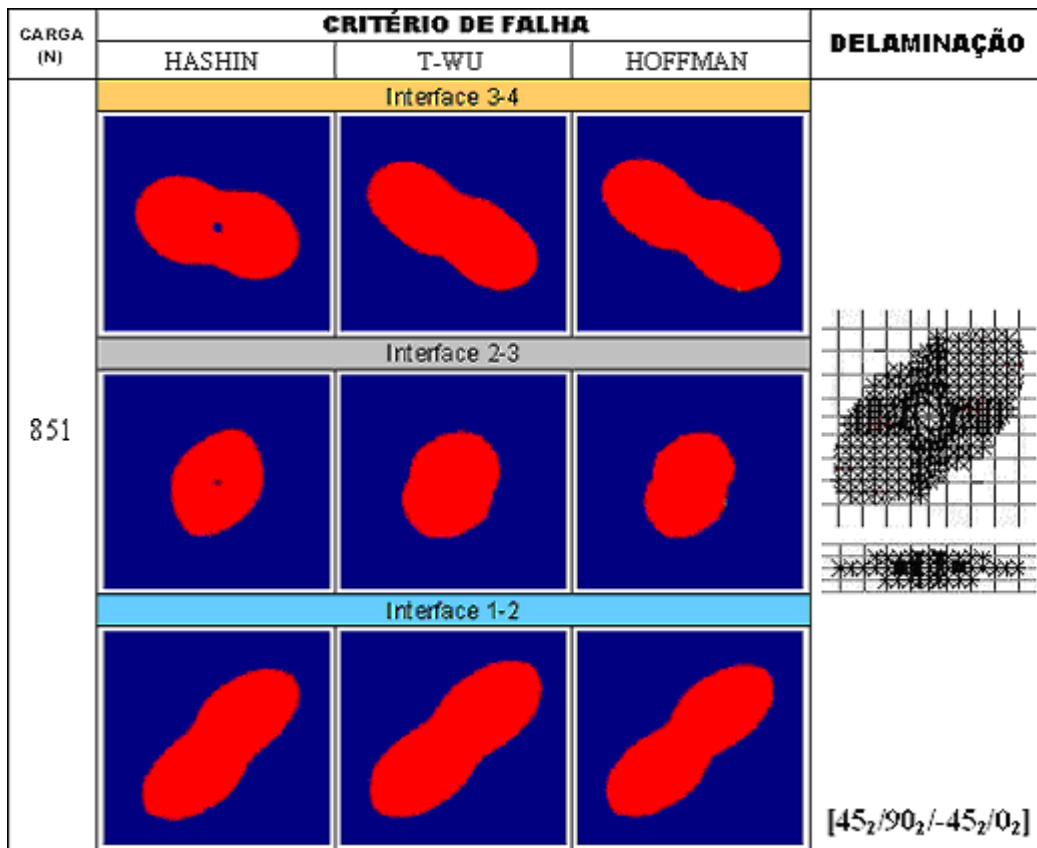
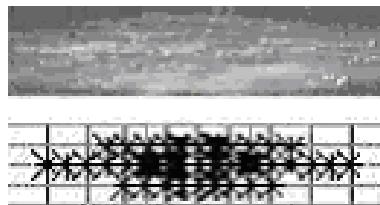


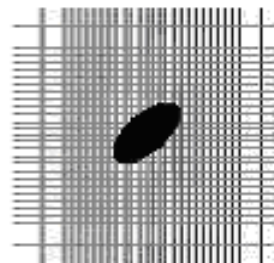
Figura 7.44 Falha por critérios e delaminação por elementos de interface - 3º nível de carga.



(a)



(b)



(c)

Figura 7.45 Dano por delaminação resultante de um ensaio de impacto e por simulação numérica por elementos de interface em material quasi-isotrópico, (a) Corte transversal, (b) Fotografia da superfície de impacto de um provete ensaiado, e (c) Simulação numérica

7.5.3.2.2 Material cruzado simétrico

A análise das Figuras 7.46 a 7.48 permite verificar que o primeiro registo de delaminação ocorreu à carga de 390 *N*, em torno do círculo de contacto. Apresenta a forma de cruz com simetria em relação aos eixos que passam pelo centro da placa a 0° e a 90°. Esta delaminação surgiu predominantemente na interface mais próxima da face da placa onde ocorreu o impacto (2-3) enquanto que na interface mais distante (1-2) a delaminação registada é mais reduzida.

No nível de carga seguinte (532 *N*) a delaminação aumentou, apresentando praticamente a mesma área nas duas interfaces. No entanto, a área projectada embora mantenha a forma de cruz com os mesmos eixos de simetria assume claramente um eixo maior a 0°, sendo mais larga segundo o eixo menor.

Quando a carga crítica é atingida, 765 *N*, verifica-se uma delaminação mais larga segundo o eixo maior (0°) e mais estreita segundo o menor (90°), facto que se deve à orientação da lâmina inferior.

Neste sistema material verificou-se que a distribuição da delaminação na espessura do laminado tem uma forma mais próxima da típica trapezoidal de base maior em baixo e que se confirma na secção transversal das placas que foram submetidas ao correspondente ensaio de impacto (Figura 7.49).

As área da delaminação obtida nas simulação numérica foi cerca de 86% do valor registado no correspondente ensaio experimental de impacto.

Verifica-se que no laminado quasi-isotrópico, tanto a carga inicial de delaminação como a carga crítica de dano são superiores às correspondentes do material cruzado simétrico mostrando que, para as condições deste estudo, o material quasi-isotrópico considerado é mais resistente à delaminação.

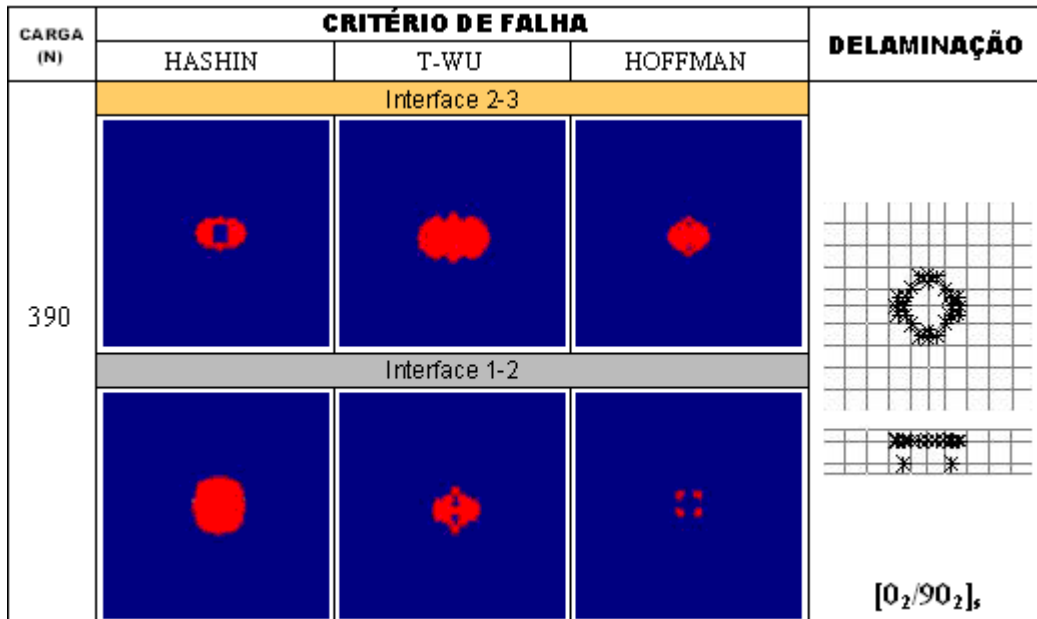


Figura 7.46 Falha e delaminação - 1º nível de carga

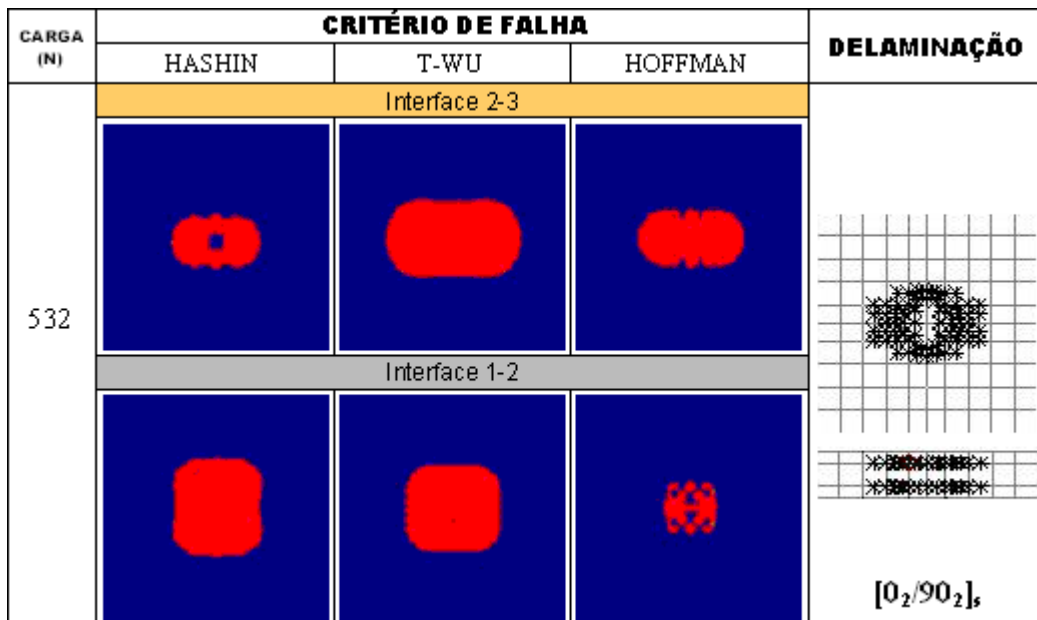


Figura 7.47 Falha e delaminação - 2º nível de carga

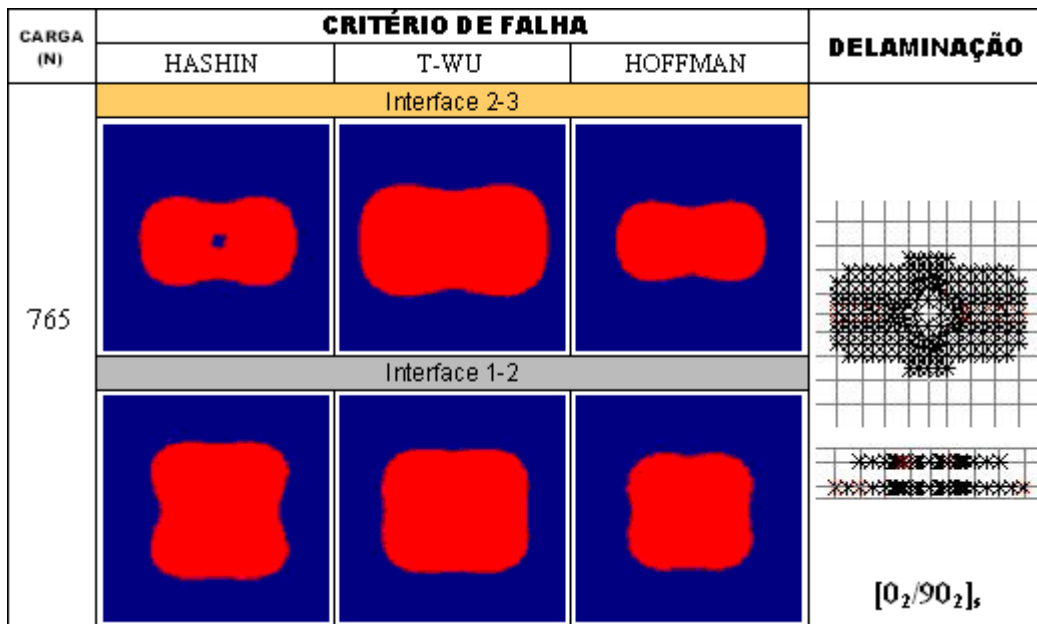


Figura 7.48 Falha e delaminação - 3º nível de carga

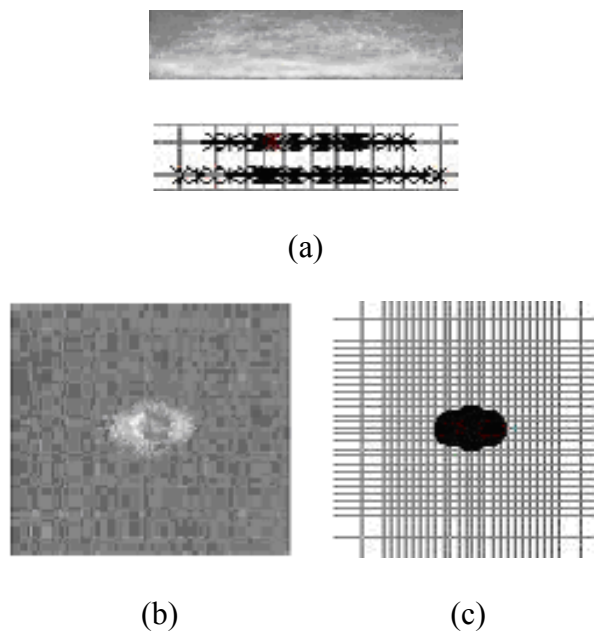


Figura 7.49 Dano por delaminação resultante de um ensaio de impacto e por simulação numérica por elementos de interface em material quasi-isotrópico. (a) Corte transversal. (b) Fotografia da superfície de impacto de um provete ensaiado e (c) Simulação numérica

7.6 REFERÊNCIAS

- [1] **Davies G.A.O.**, “*Benchmarks for Composites*”, NAFEMS, Report R0084, 2002.
- [2] “*Theory and Modeling Guide*”, ADINA Vol. 1, pág.134, 2005.
- [3] **Klaus-Bathe J.**, “*Finite Elements Procedures*”, Prentice-Hall, 1996.
- [4] “*Modeller LUSAS Manual*”, Pág.102, Version 13.
- [5] **Dvorkin, E. e Bathe K.J.**, “*A Continuum Mechanics Based Four-Node Shell Element for General Nonlinear Analysis*”, Engineering Computations, 1984.
- [6] **Lakshminarayana H.V., Boukhili R. E, Gauvin R.**, “*Impact Response of Laminated Composite Plates: Prediction and verification*”, Composite Structures, ELSEVIER, 1994.
- [7] **Lakshminarayana H.V., Boukhili R. E, Gauvin R.**, “*Finite Element Simulation of Impact Tests of Laminated Composite Plates*”, ELSEVIER, 1994.
- [8] **Greszczuk**, “*Damage in Composite Materials Due to Low Velocity Impact, Impact Dynamic*”, J. A. Zukas, T. Nicholas, H. F. Swift, e al., Eds., John Wiley & Sons, New York, 1982.
- [9] **Sun, C.T.**, “*An Analytical Method for Evaluation of Impact Damage Energy of Laminated Composites, Composite Materials: Testing and Design*”, ASTM STP 617, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1977.

CAPÍTULO 8

CONCLUSÕES E DESENVOLVIMENTOS FUTUROS

1. Os laminados mais flexíveis, quasi-isotrópicos e cruzados simétricos considerados no Conjunto 1, apresentam dano de dimensões idênticas, quer seja proveniente dos ensaios quasi-estáticos ou dos de impacto, para a mesma carga máxima.
2. Verifica-se boa concordância entre as curvas de carregamento dos ensaios quasi-estáticos e de impacto. Particularmente, no caso das placas mais flexíveis do Conjunto 1, a carga máxima provoca idêntica deflexão no ensaio quasi-estático e no correspondente de impacto, indicando assim que a deformação não é sensível à velocidade de aplicação da carga.
3. Os pontos 1 e 2 permitem validar, para os laminados mais flexíveis considerados no Conjunto 1, os ensaios quasi-estáticos como alternativa aos de impacto.
4. Nos Conjuntos 2 e 3 verificou-se que a deformação também não depende da velocidade de aplicação da carga, no entanto a extensão do dano provocado pelo impacto apresenta considerável diferença em relação à resultante dos ensaios quasi-estáticos. Colocam-se assim algumas reservas em considerar válida a possibilidade de substituir os ensaios de impacto pelos quasi-estáticos.
5. Todas as placas de vidro-epóxico quasi-isotrópicas revelaram maior resistência relativamente às de material cruzado, simétrico e anti-simétrico, por suportarem cargas máximas mais elevadas, embora de um modo geral apresentem maiores dimensões de dano.
6. As placas do Conjunto 1 absorveram maior energia nos ensaios quasi-estático do que nos de impacto, acentuando-se essa diferença com o aumento da rigidez.
7. Verificou-se maior não-linearidade no comportamento das placas mais flexíveis (força-deslocamento).
8. A duração do impacto mostrou depender da rigidez transversal da placa. Quanto maior é a rigidez menor é o tempo.
9. A forma do dano depende da orientação das fibras, aproximando-se do círculo com o aumento do número de lâminas. A lâmina mais distante da face de aplicação da carga define a direcção do maior comprimento de dano, facto mais evidente nos laminados grossos.
10. A distribuição do dano na espessura é praticamente constante nos laminados mais finos. Nas placas mais grossas verifica-se a típica distribuição trapezoidal de base maior na face oposta à da aplicação da carga.
11. Verificou-se que a profundidade de indentação é crescente com o aumento da rigidez da placa.

12. Os ensaios de impacto apresentam curvas com maiores oscilações, resultantes das vibrações inerentes a este processo dinâmico, sendo tão mais acentuadas quanto maior é a rigidez da placa.
13. A análise de laminados tendo como base o efeito de escala, revelou para os sistemas de material, configurações geométricas escolhidas e restantes condições de ensaio, uma boa correlação com os resultados experimentais no que respeita à carga e deslocamento máximos e uma razoável aproximação quanto à área delaminada.

No desenvolvimento do presente trabalho por cada problema resolvido muitas outras questões associadas levantaram interrogações que seria interessante esclarecer. Foram consideradas diversas geometrias, vários sistemas de material compósito laminado e algumas condições de fronteira. A partir daqui classificaram-se as amostras de acordo com a sua flexibilidade. O grande número de ensaios quasi-estáticos e de impacto realizados permitiu tirar conclusões quanto ao dano (início, extensão e caracterização), quanto à possibilidade de substituir um ensaio de impacto de baixa velocidade por um carregamento quasi-estático e quanto à possibilidade de aplicação de factores de escala à deflexão e às dimensões do dano resultantes de um ensaio de indentação quasi-estático.

Como se comportariam outros sistemas de material com outros índices de rigidez, noutras condições de fronteira?

Todas as amostras (placas) consideradas são planas. E se não fossem, que conclusões poderíamos tirar quanto aos mesmos parâmetros?

Seria interessante estudar também a influência do diâmetro da ponta semi-esférica e da massa do impactor. E se a ponta do impactor tivesse outra forma? E se o impactor não fosse considerado um corpo rígido para simular, por exemplo, a colisão de aves com aeronaves?

Na simulação numérica seria também interessante o desenvolvimento de um programa de elementos finitos que permitisse, em simultâneo, as análises de contacto e de delaminação com introdução de elementos de interface.

Está assim aberto caminho para o desenvolvimento de outros estudos complementares, porém estamos convictos que na procura de respostas para estas e outras interrogações muitas outras se levantarão.

ANEXO 1

CONJUNTO 1

- ▶ **SOBREPOSIÇÃO DAS CURVAS DE FORÇA-DESLOCAMENTO RESULTANTES DOS ENSAIOS QUASI-ESTÁTICOS E DE IMPACTO (Figuras A1.1 a A1.12).**
- ▶ **IMAGENS DO DANO PROVOCADO PELOS ENSAIOS QUASI-ESTÁTICOS E DE IMPACTO (Figuras A1.13 a A1.36).**

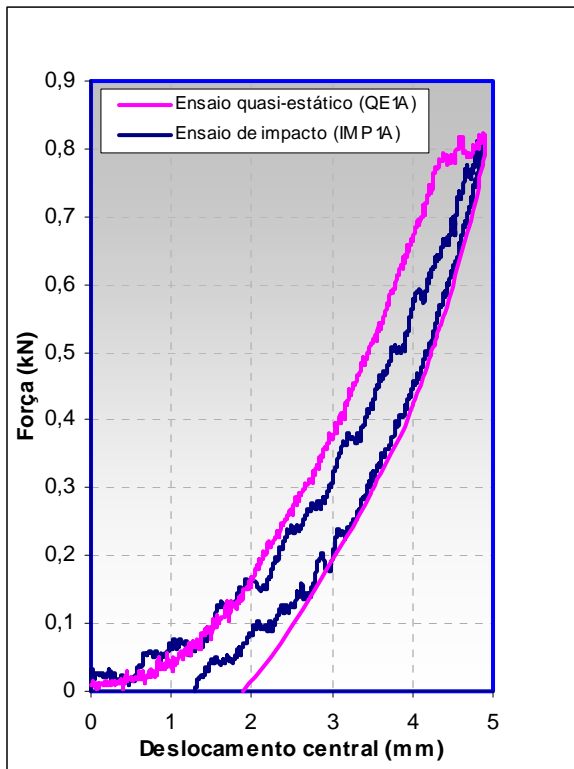


Figura A1.1 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material quasi-isotrópico (Conjunto 1)

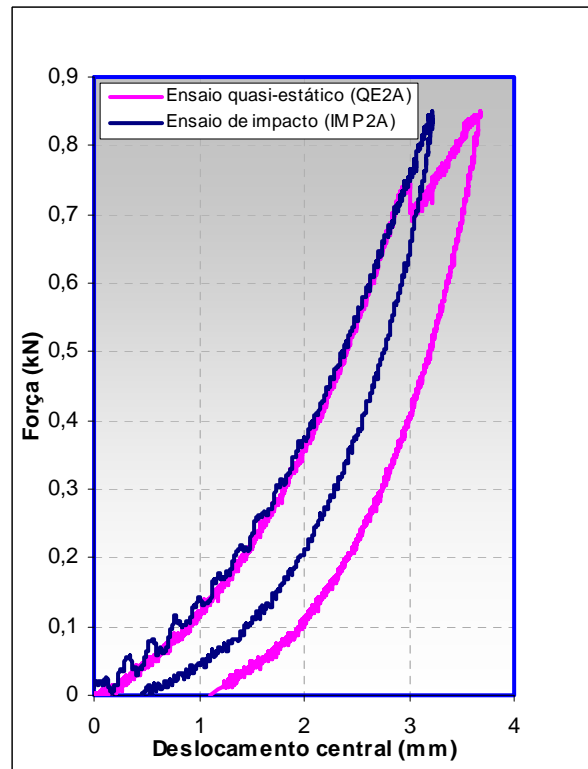


Figura A1.2 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material quasi-isotrópico (Conjunto 1)

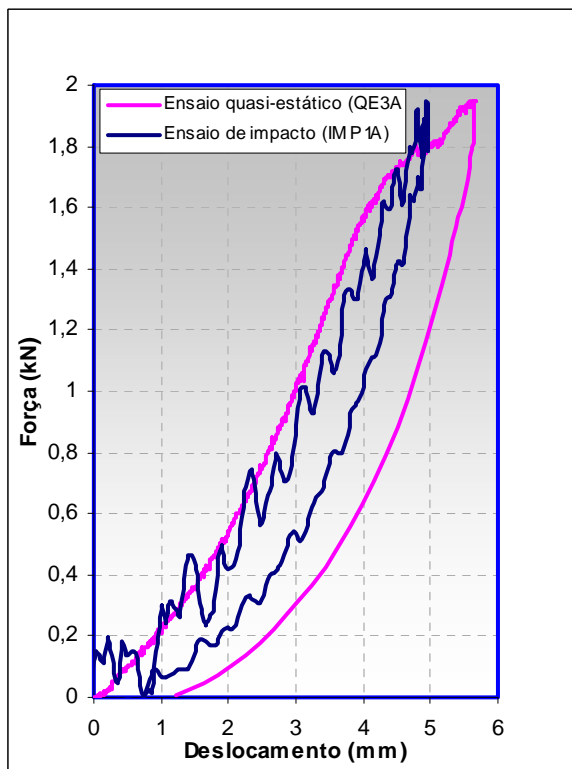


Figura A1.3 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material quasi-isotrópico (Conjunto 1)

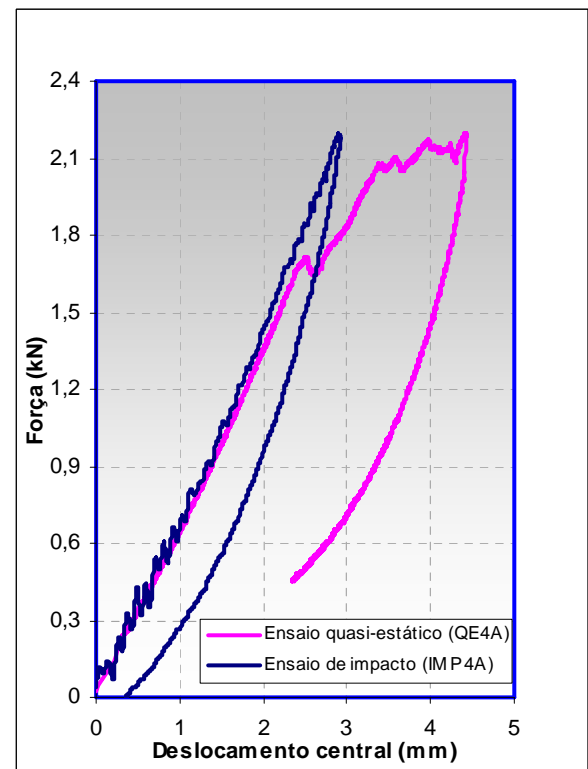


Figura A1.4 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material quasi-isotrópico (Conjunto 1)

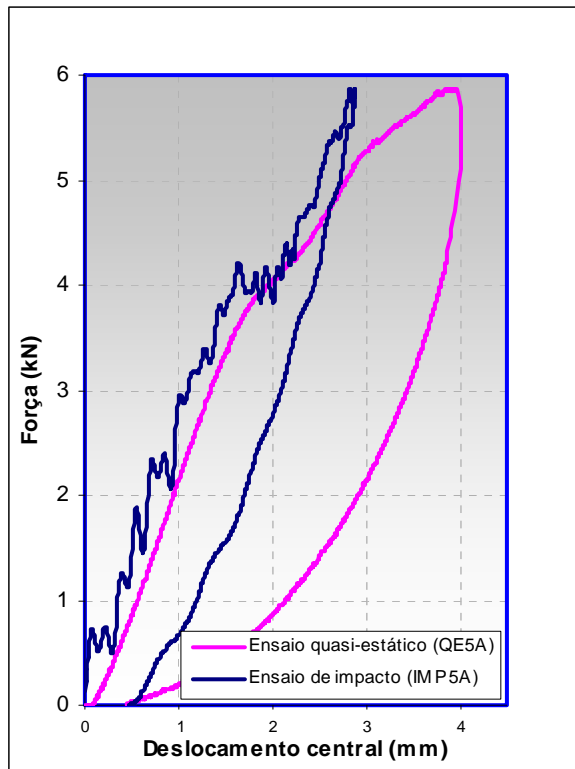


Figura A1.5 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material quasi-isotrópico (Conjunto 1)

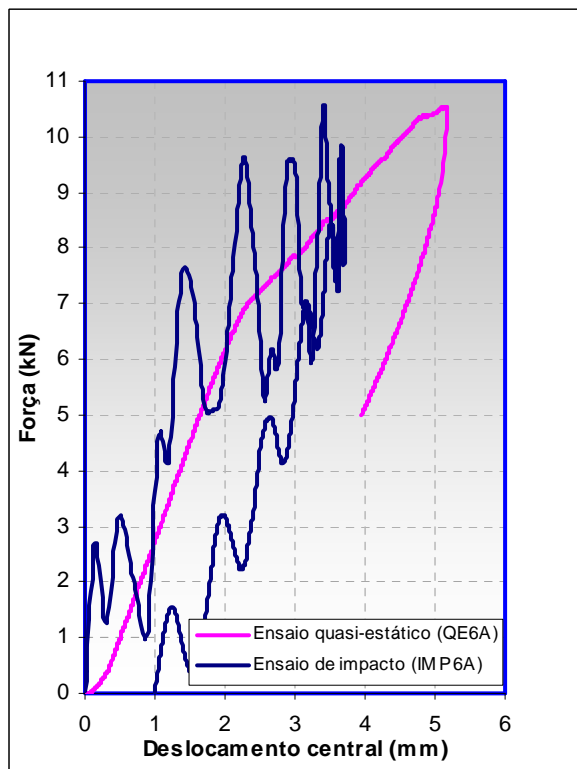


Figura A1.6 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material quasi-isotrópico (Conjunto 1)

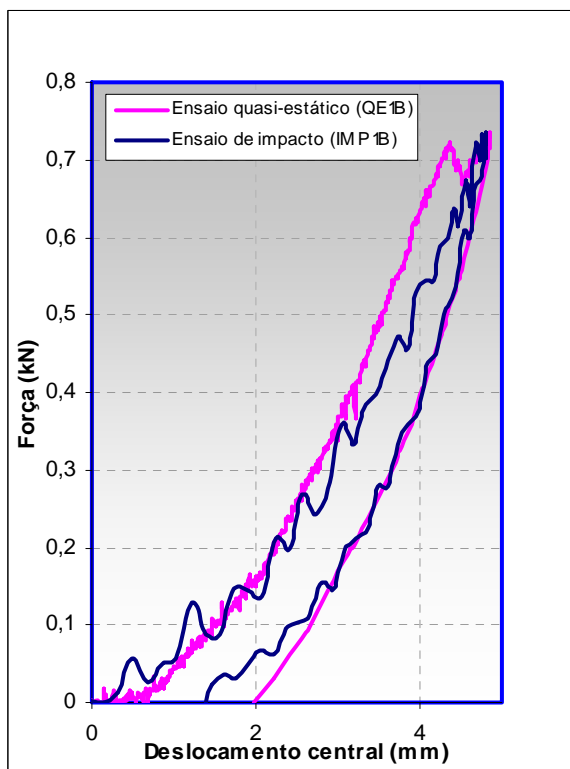


Figura A1.7 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 1)

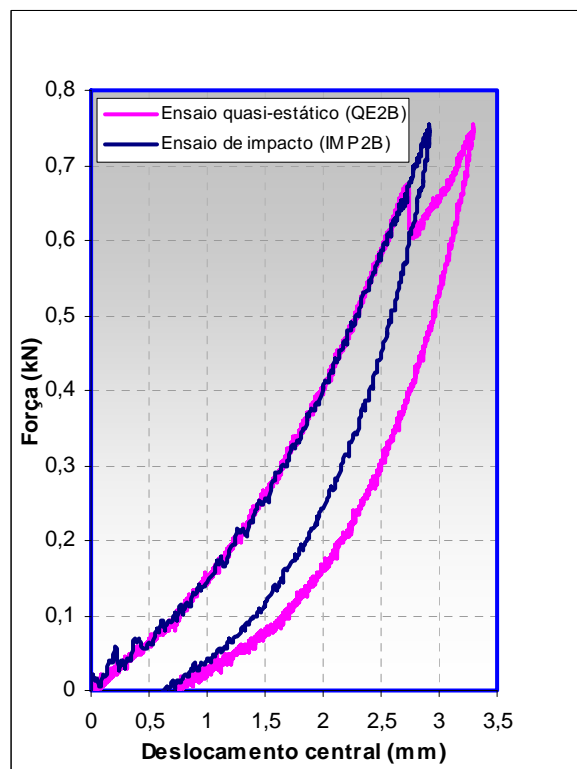


Figura A1.8 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 1)

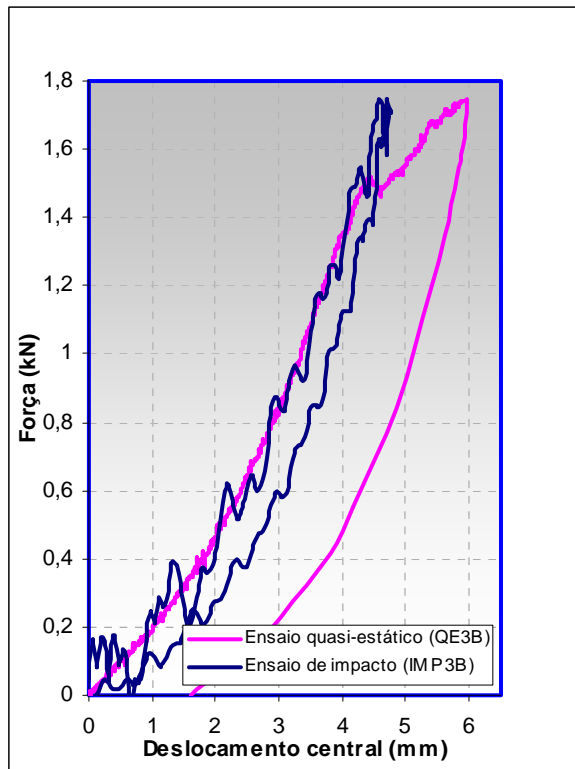


Figura A1.9 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 1)

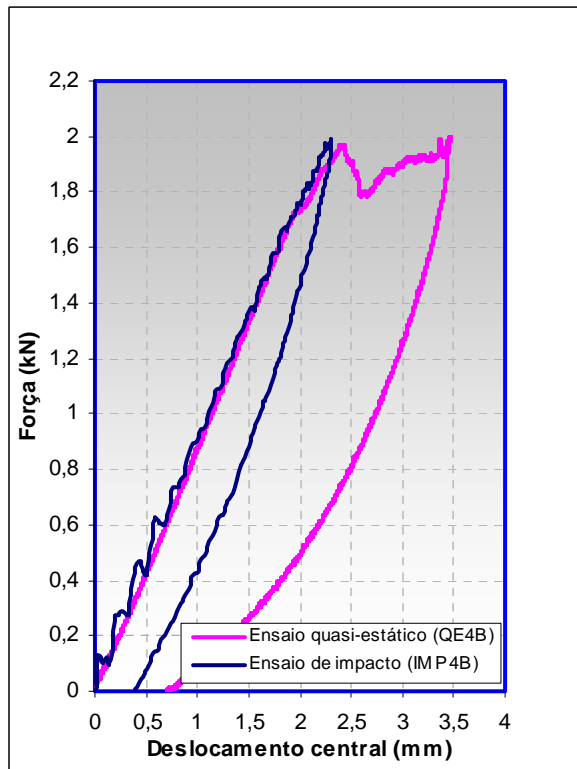


Figura A1.10 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 1)

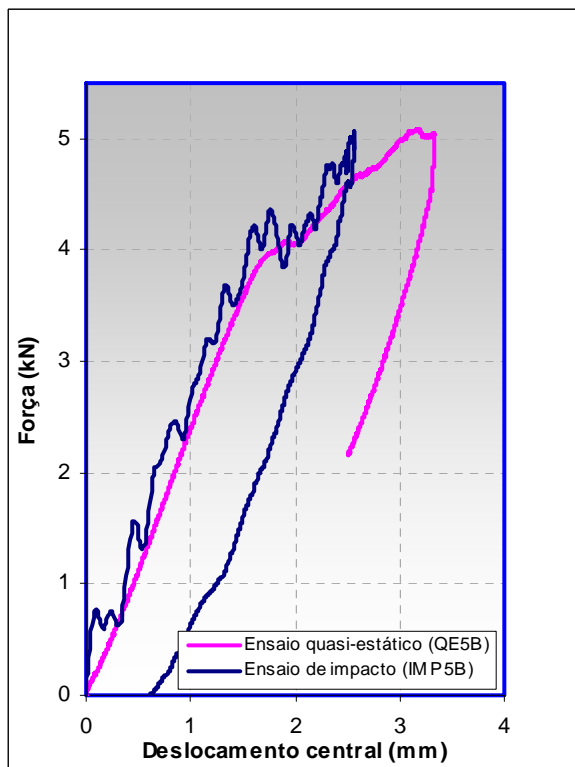


Figura A1.11 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 1)

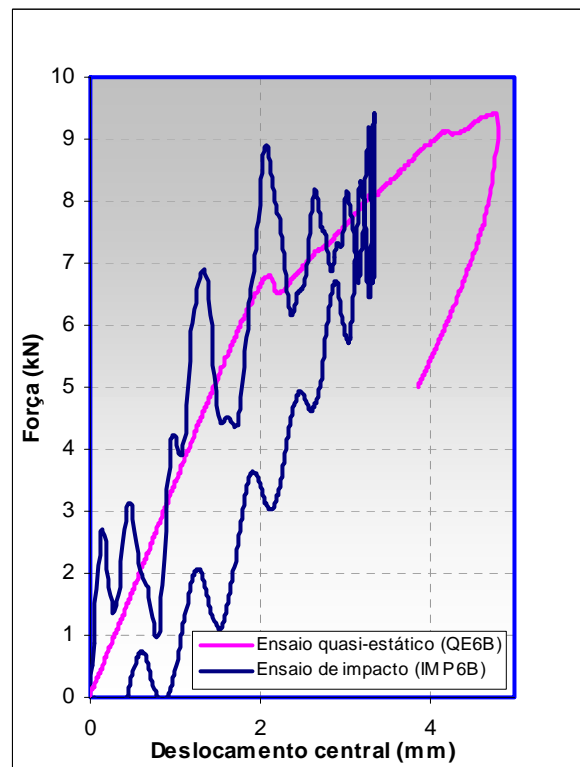


Figura A1.12 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto para a placa de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 1)

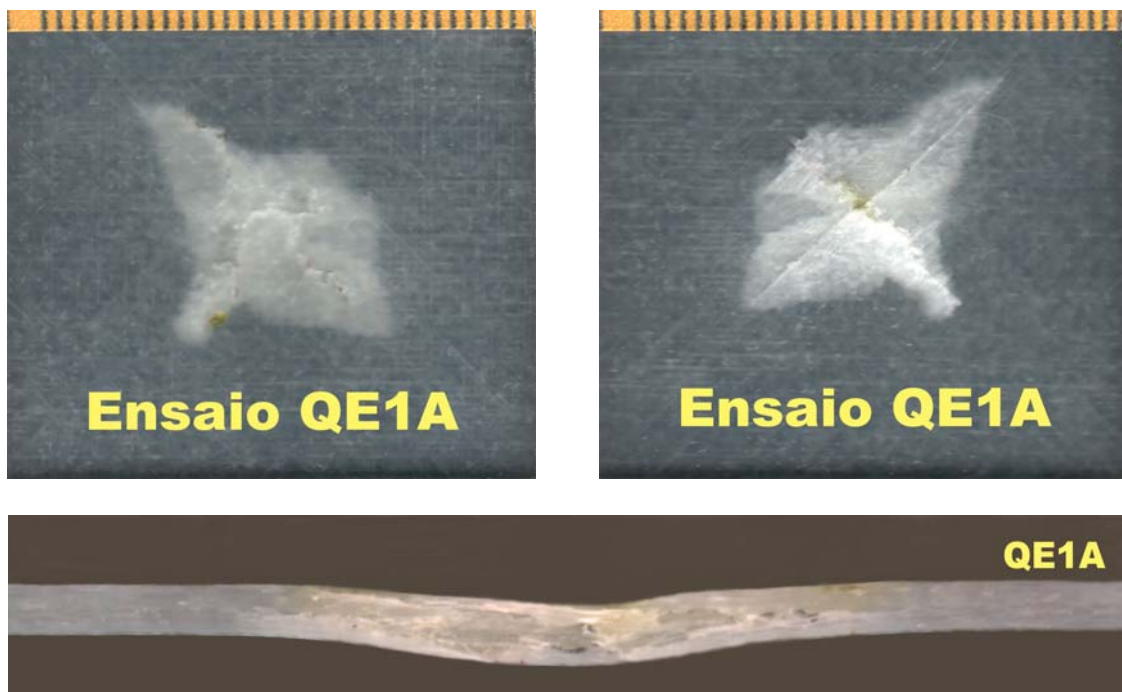


Figura A1.13 Dano produzido pelo ensaio quasi-estático na placa QE1A
(Conjunto 1)

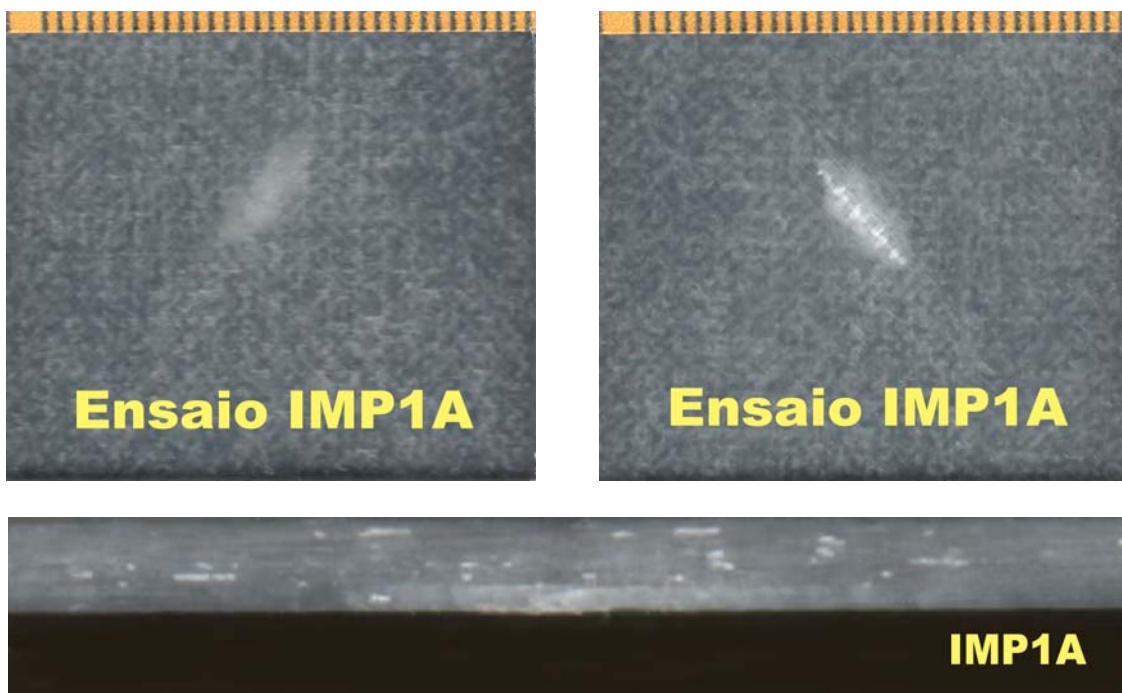


Figura A1.14 Dano produzido pelo ensaio de impacto na placa IMP1A
(Conjunto 1)

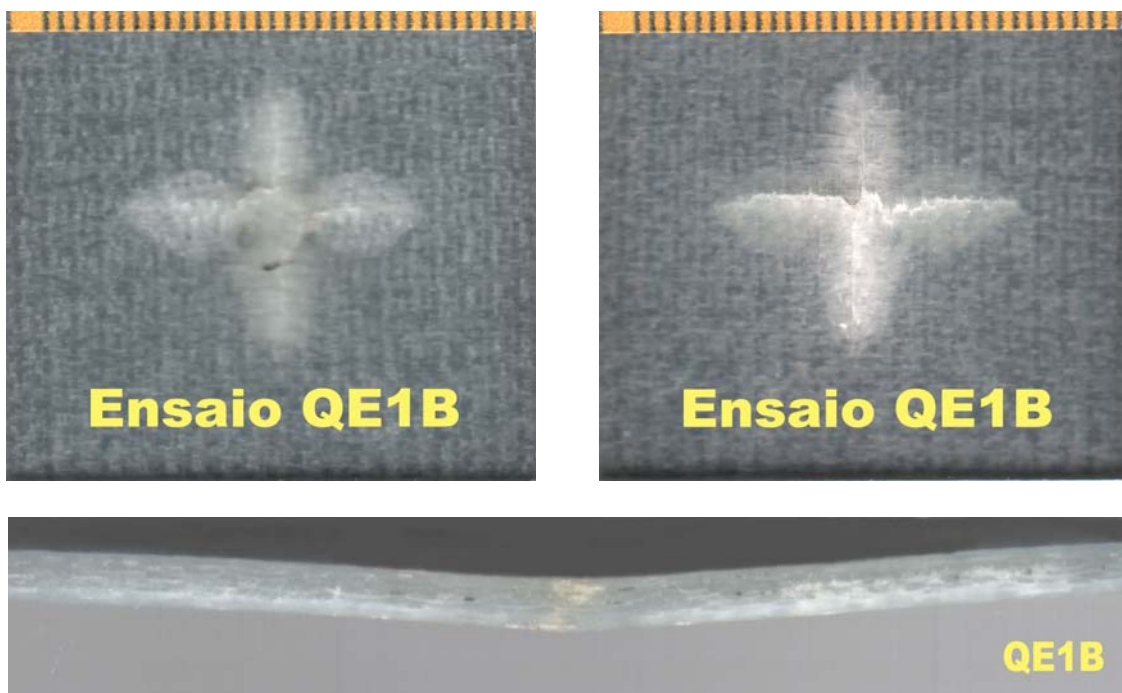


Figura A1.15 Dano produzido pelo ensaio quasi-estático na placa QE1B
(Conjunto 1)

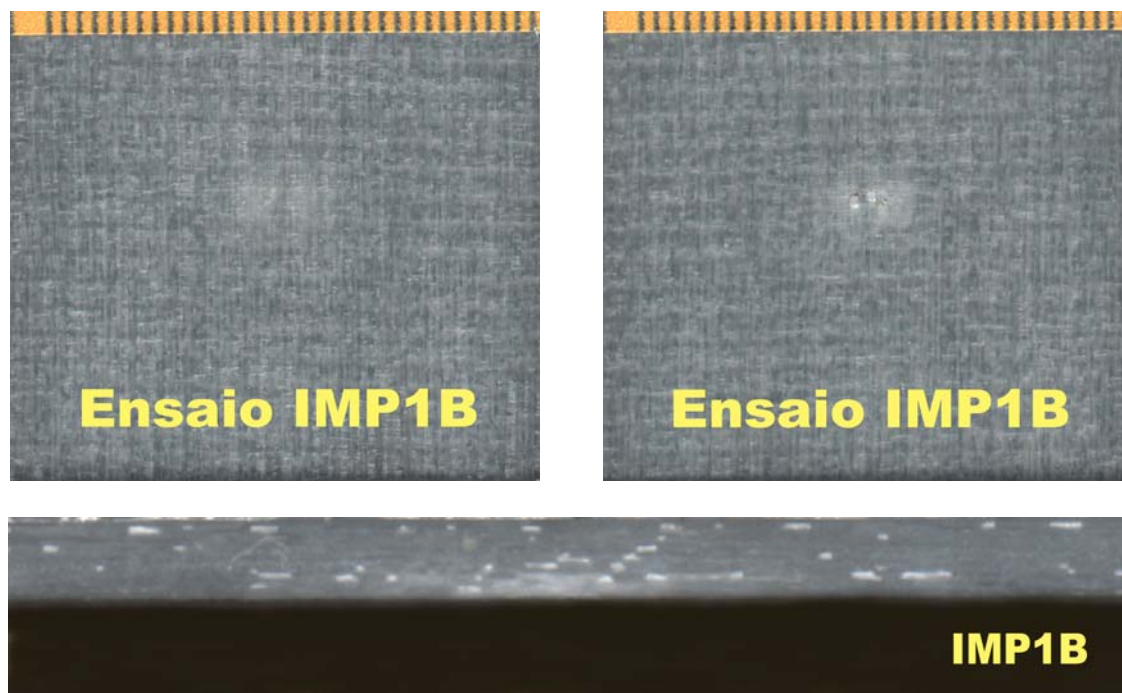


Figura A1.16 Dano produzido pelo ensaio de impacto na placa IMP1B
(Conjunto 1)

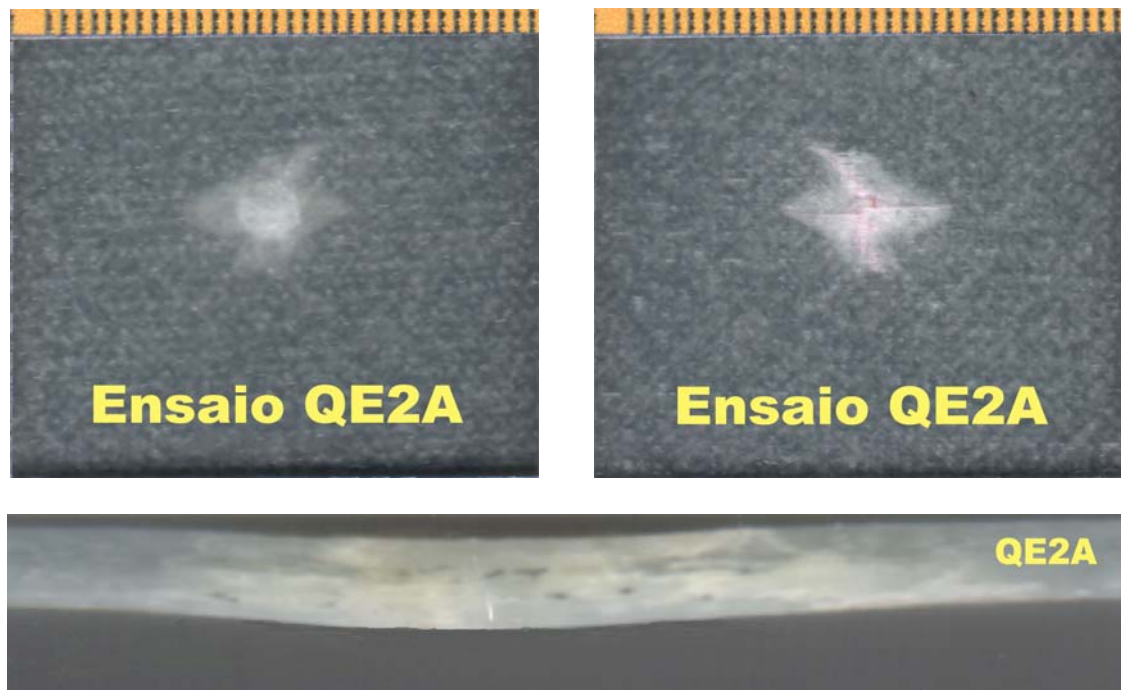


Figura A1.17 Dano produzido pelo ensaio quasi-estático na placa QE2A
(Conjunto 1)

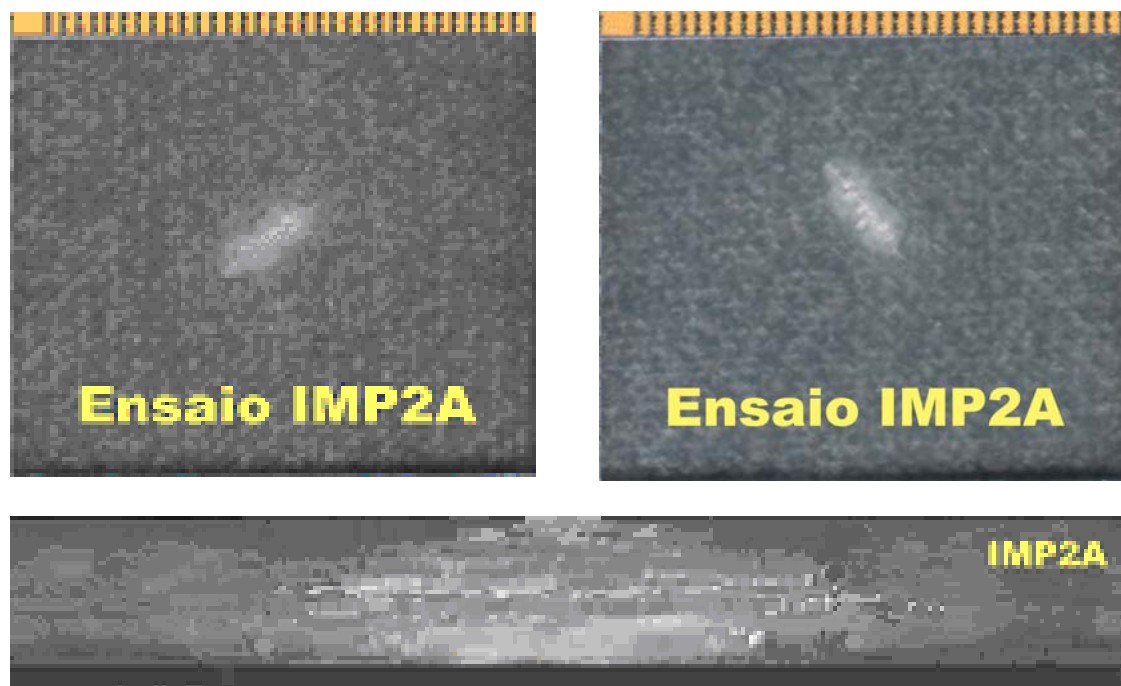


Figura A1.18 Dano produzido pelo ensaio de impacto na placa IMP2A
(Conjunto 1)

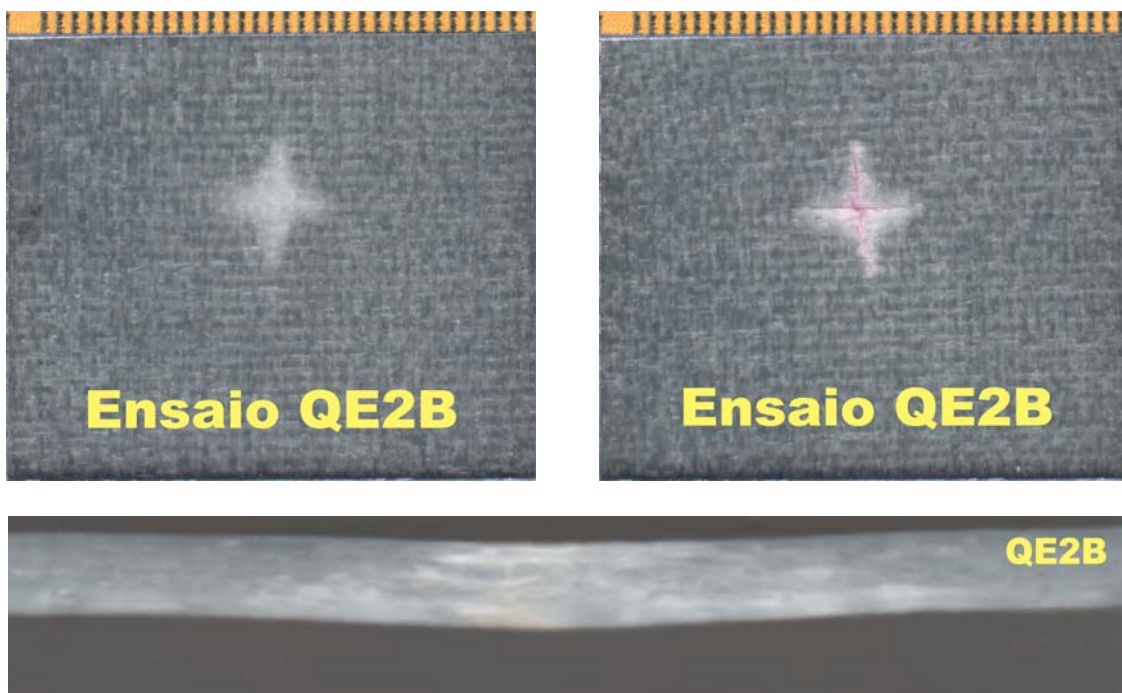


Figura A1.19 Dano produzido pelo ensaio quasi-estático na placa QE2B
(Conjunto 1)

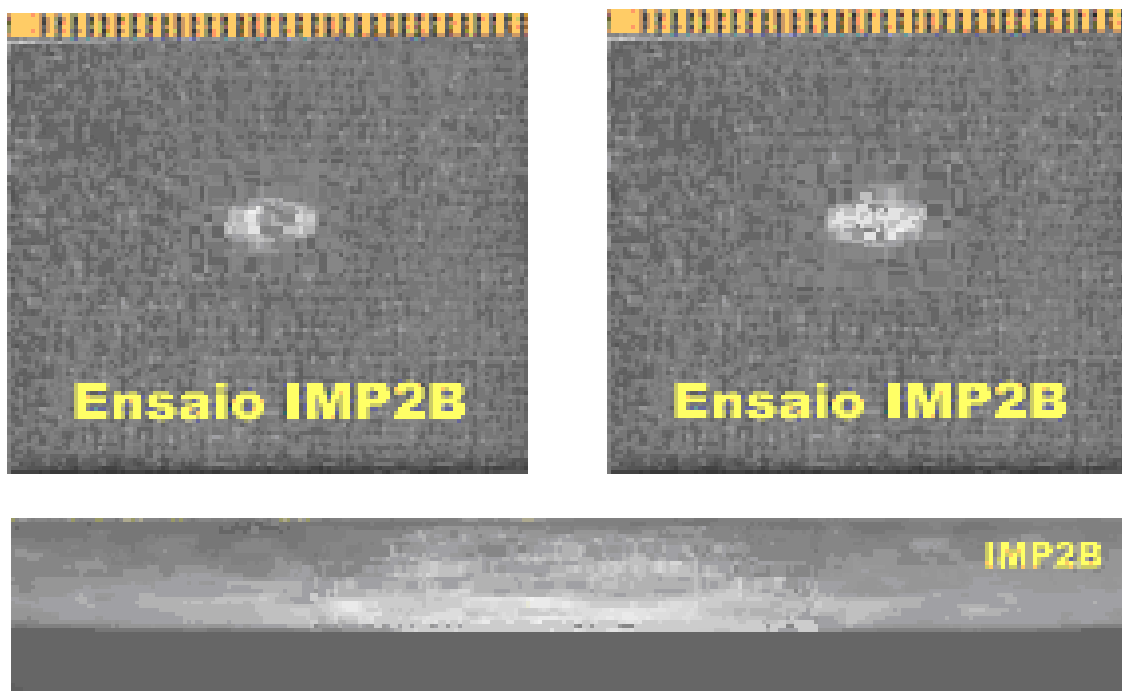


Figura A1.20 Dano produzido pelo ensaio de impacto na placa IMP2B
(Conjunto 1)

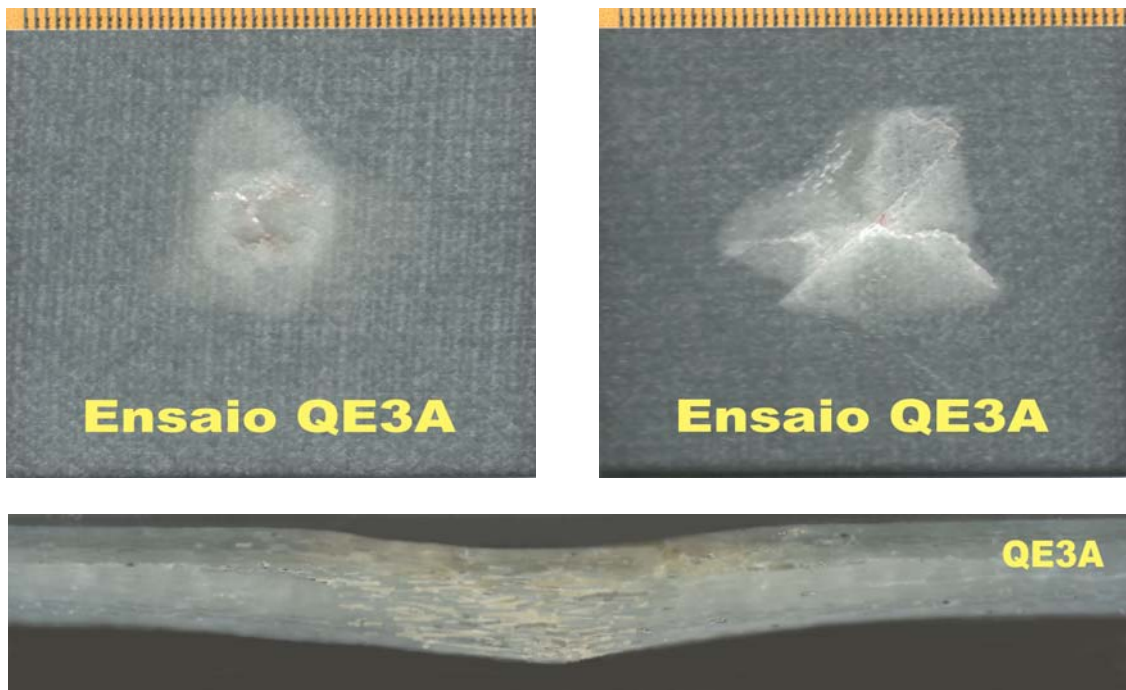


Figura A1.21 Dano produzido pelo ensaio quasi-estático na placa QE3A
(Conjunto 1)

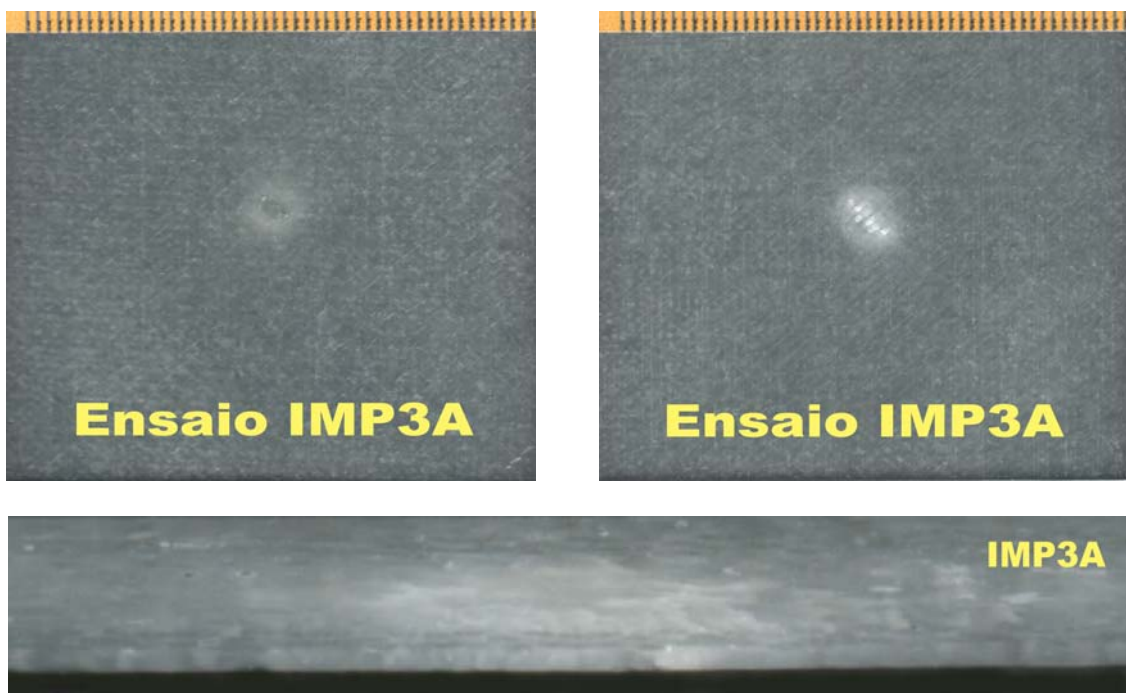


Figura A1.22 Dano produzido pelo ensaio de impacto na placa IMP3A
(Conjunto 1)

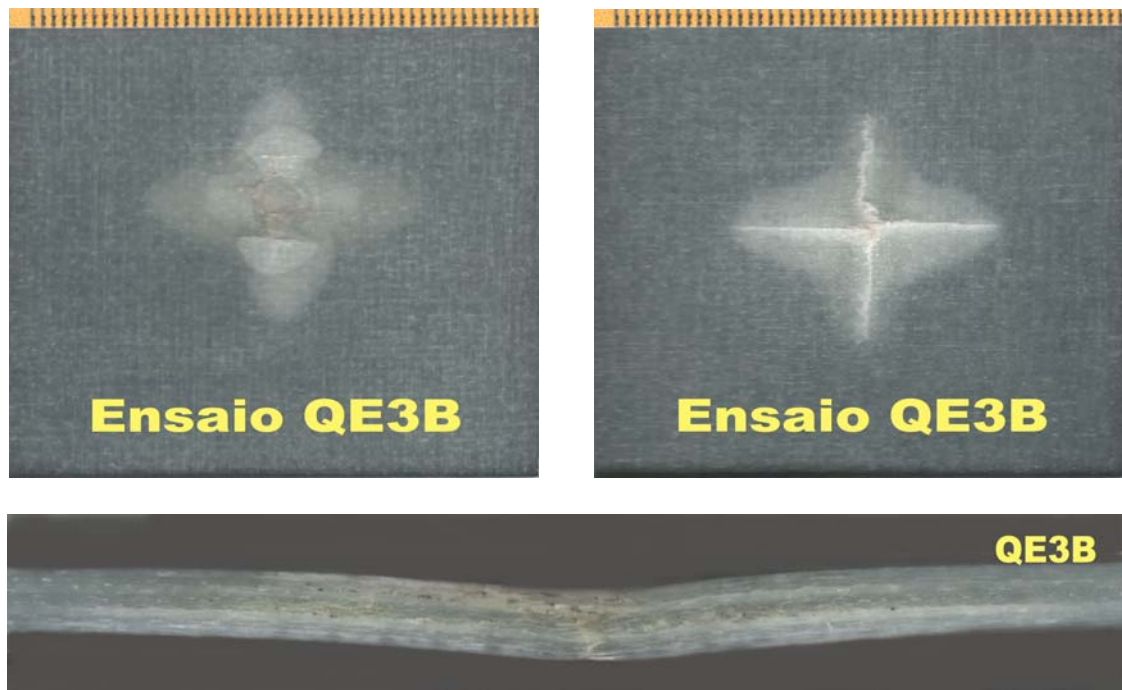


Figura A1.23 Dano produzido pelo ensaio quasi-estático na placa QE3B
(Conjunto 1)

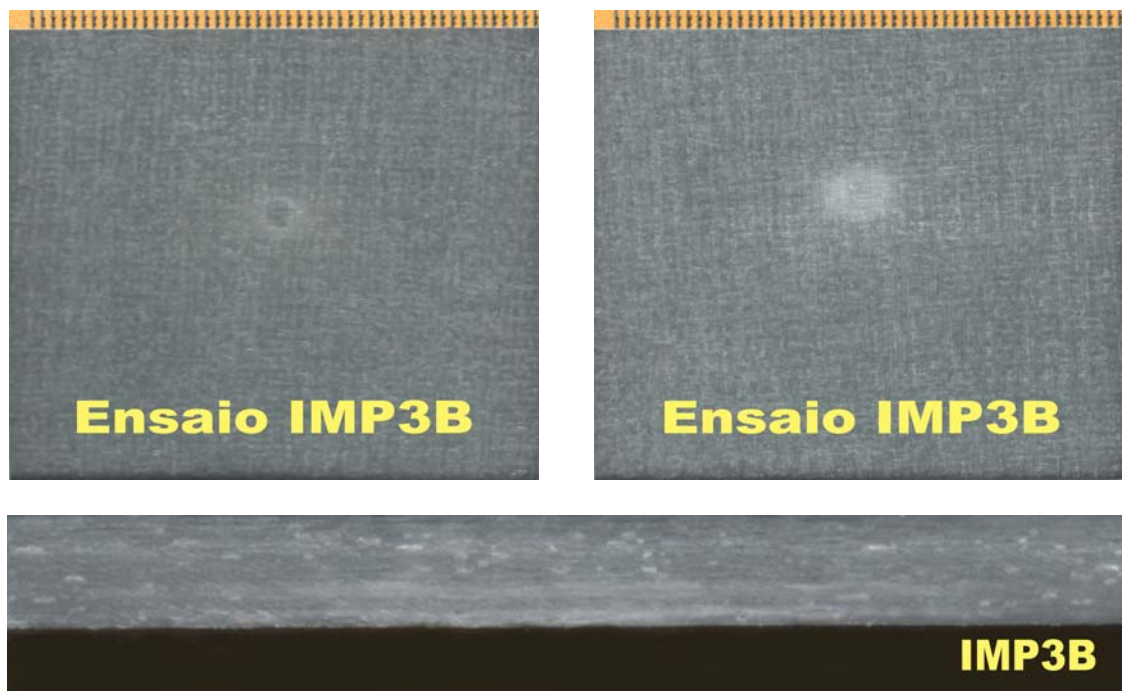


Figura A1.24 Dano produzido pelo de impacto na placa IMP3B
(Conjunto 1)

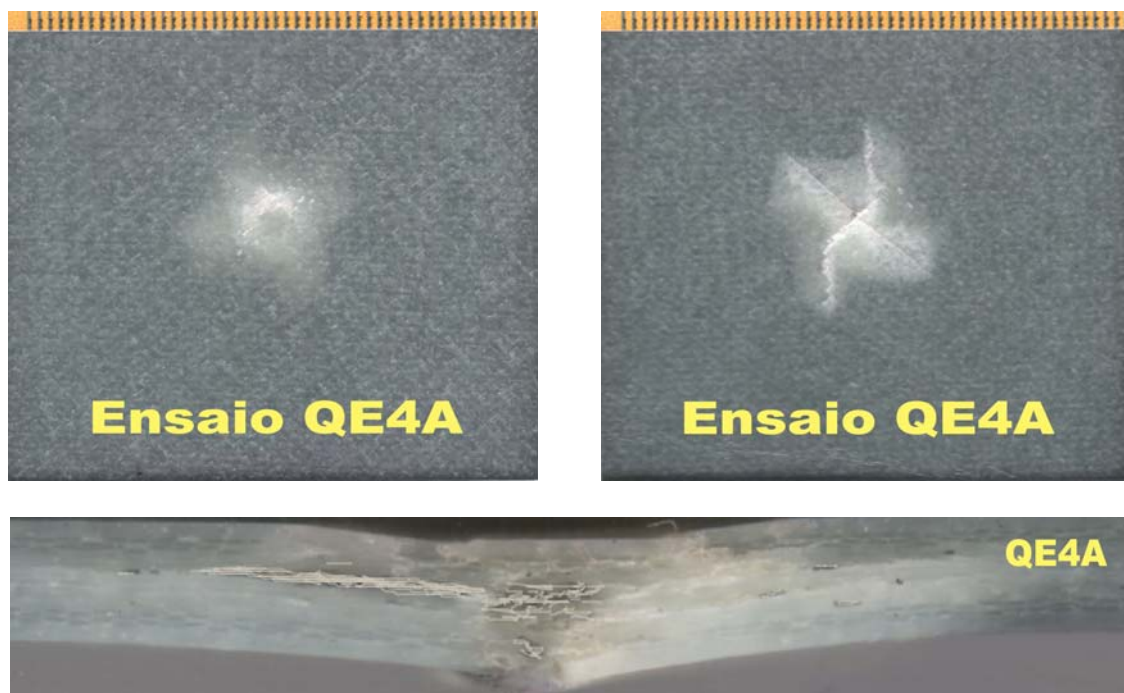


Figura A1.25 Dano produzido pelo ensaio quasi-estático na placa QE4A
(Conjunto 1)

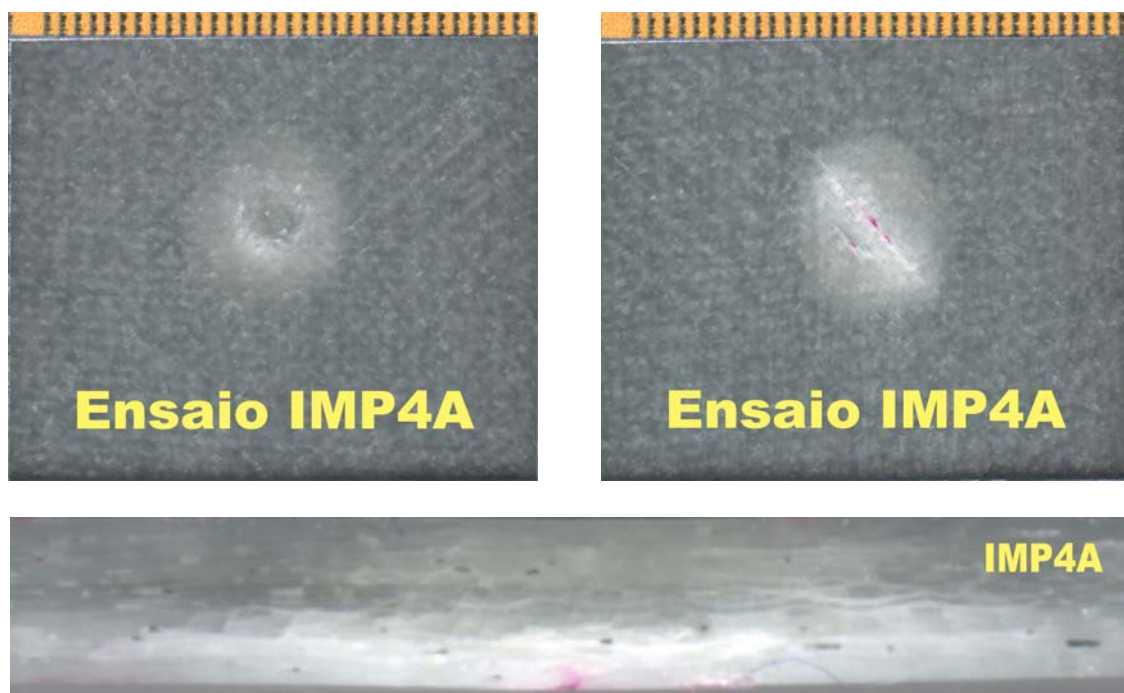


Figura A1.26 Dano produzido pelo ensaio de impacto na placa IMP4A
(Conjunto 1)

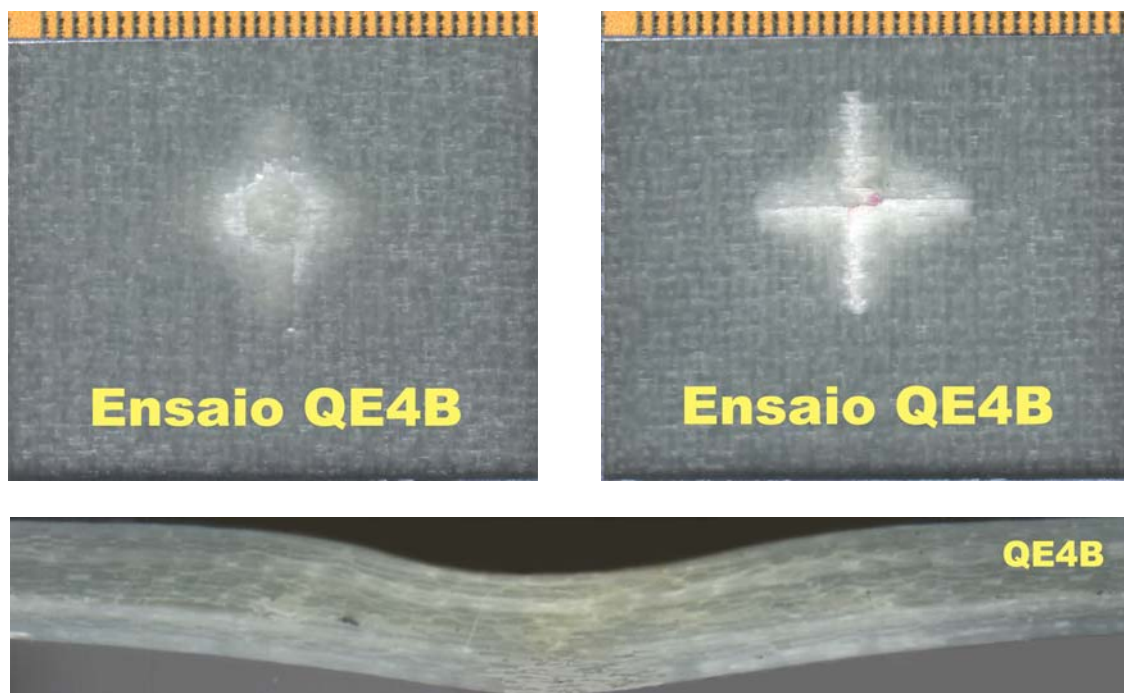


Figura A1.27 Dano produzido pelo ensaio quasi-estático na placa QE4B
(Conjunto 1)

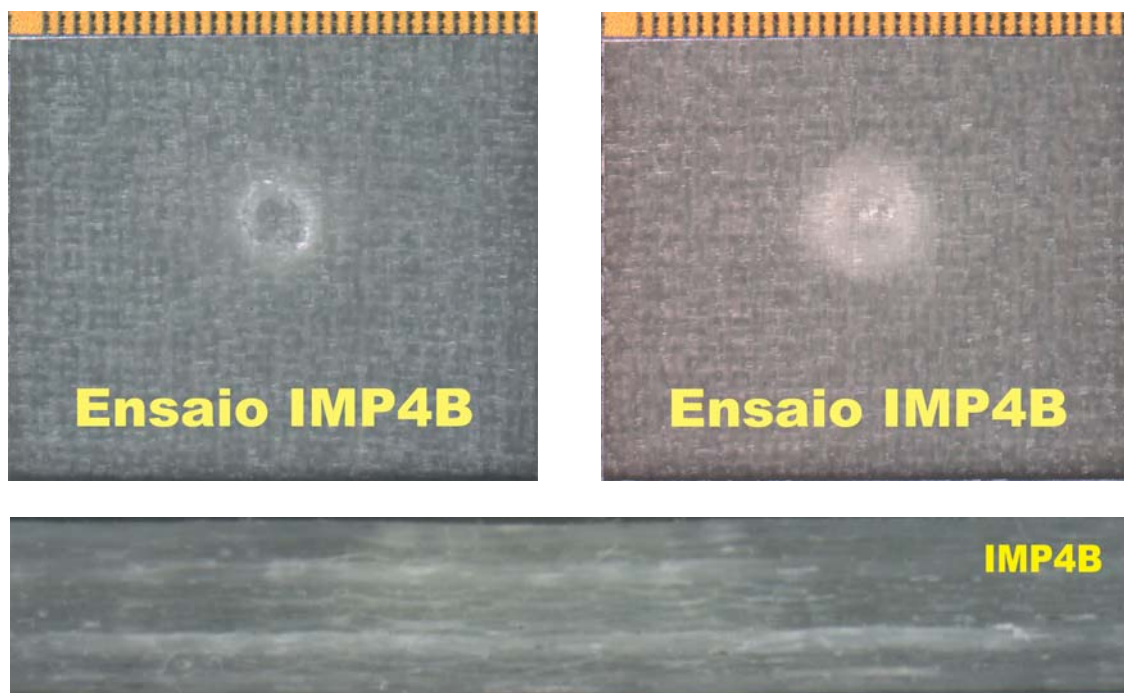


Figura A1.28 Dano produzido pelo ensaio de impacto na placa IMP4B
(Conjunto 1)

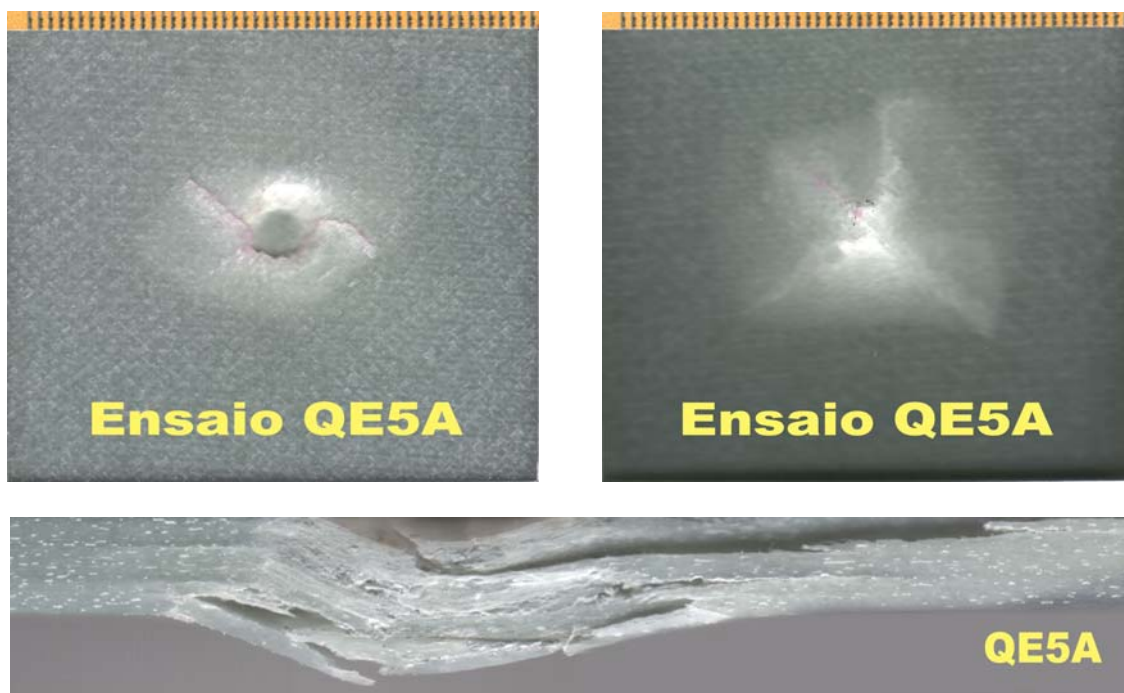


Figura A1.29 Dano produzido pelo ensaio quasi-estático na placa QE5A
(Conjunto 1)

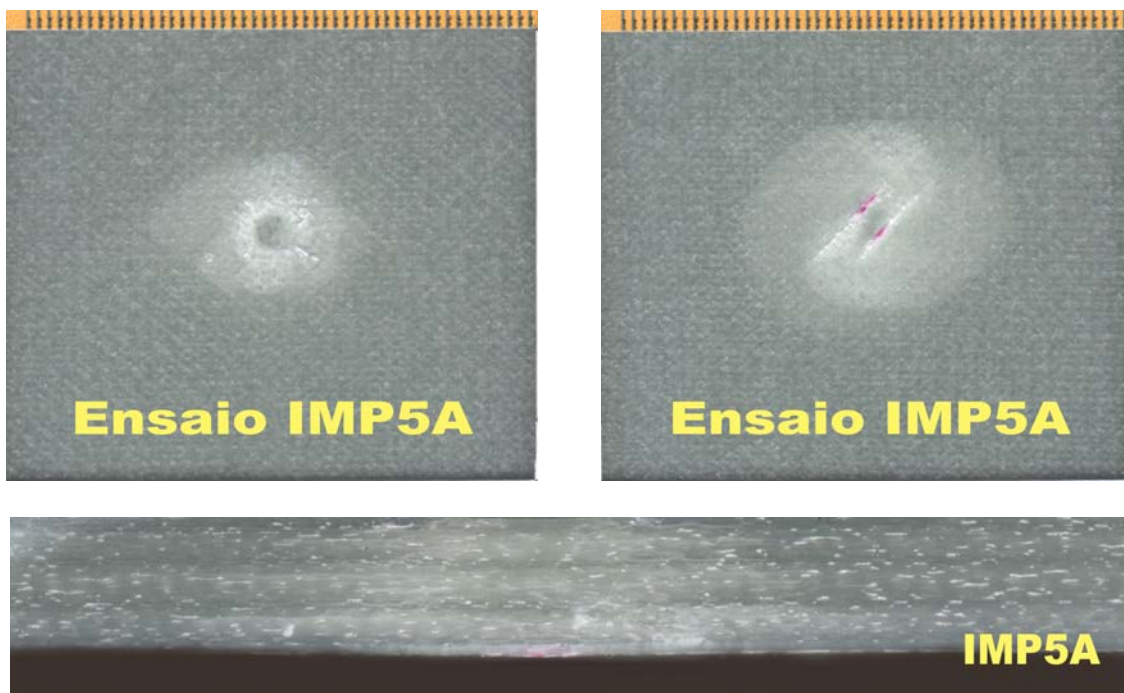


Figura A1.30 Dano produzido pelo ensaio de impacto na placa IMP5A
(Conjunto 1)

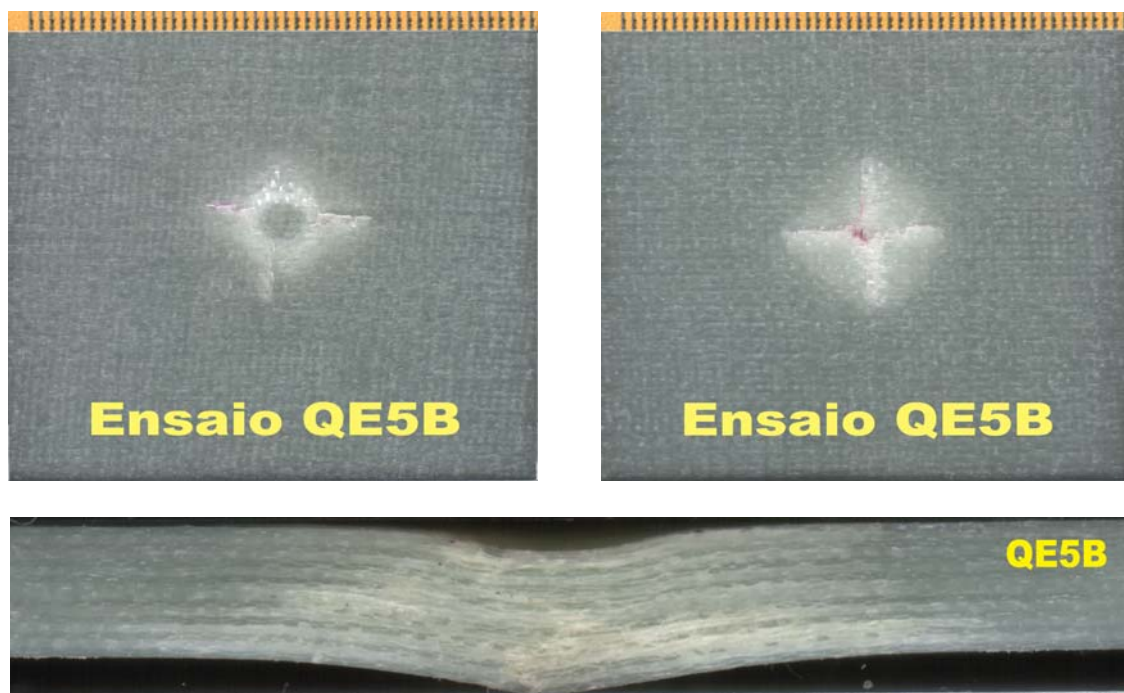


Figura A1.31 Dano produzido pelo ensaio quasi-estático na placa QE5B
(Conjunto 1)

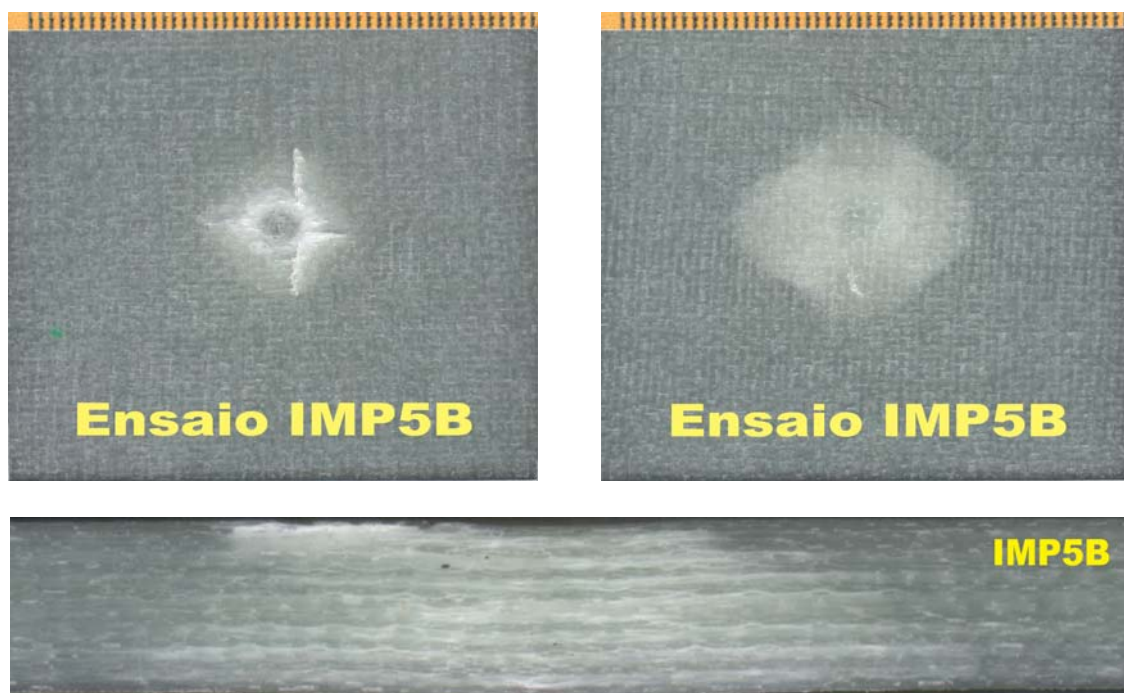


Figura A1.32 Dano produzido pelo ensaio de impacto na placa IMP5B
(Conjunto 1)

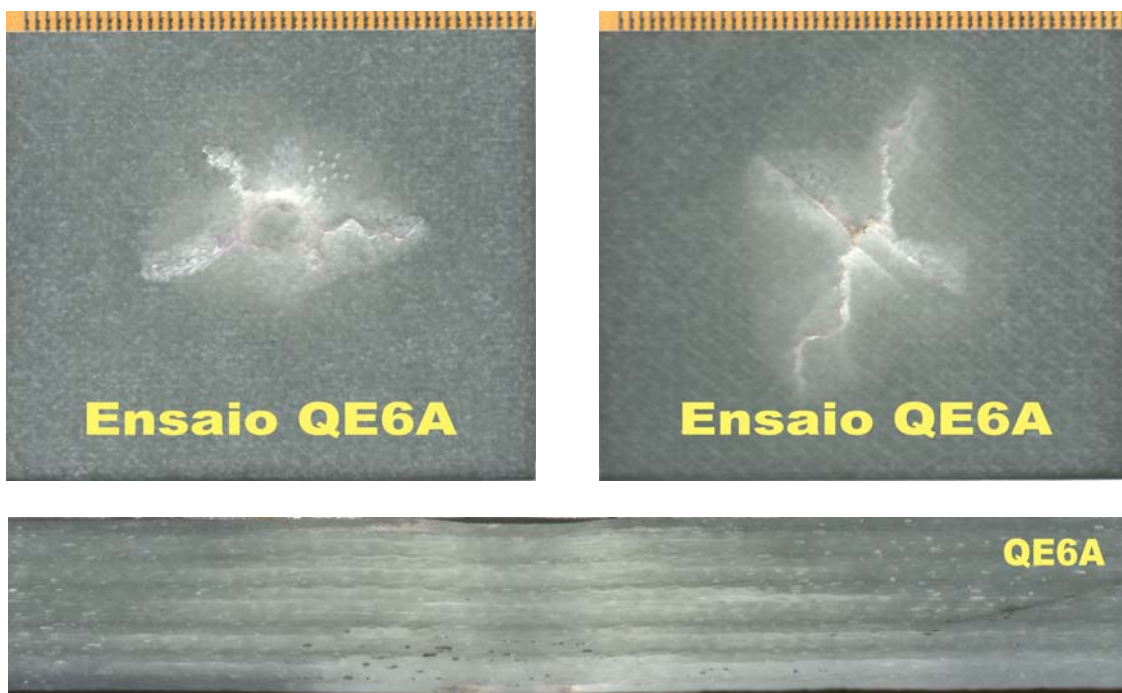


Figura A1.33 Dano produzido pelos ensaios quasi-estáticos na placa QE6A (Conjunto 1)

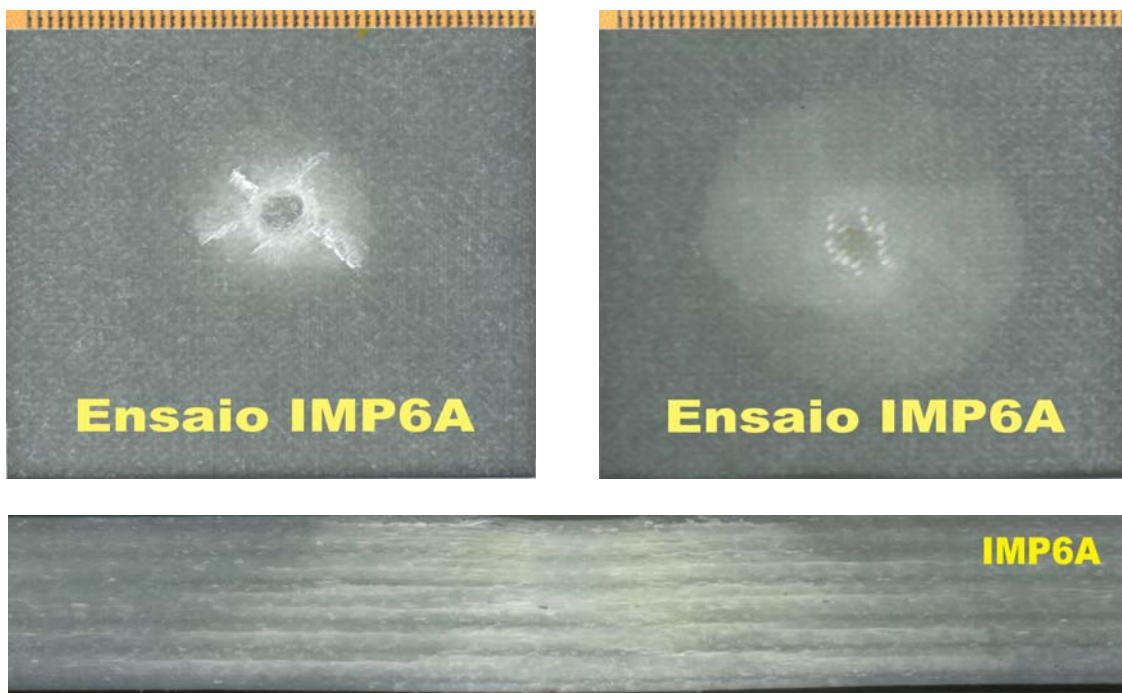


Figura A1.34 Dano produzido pelos ensaios de impacto na placa QE6A (Conjunto 1)

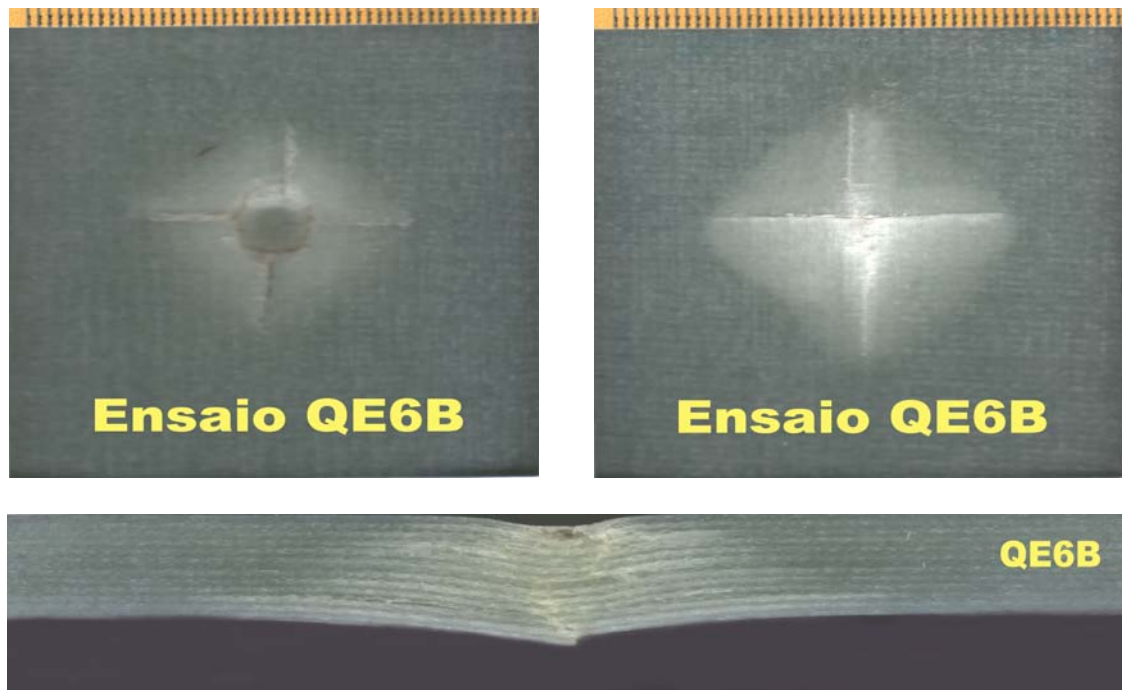


Figura A1.35 Dano produzido pelos ensaios quasi-estáticos na placa QE6B
(Conjunto 1)

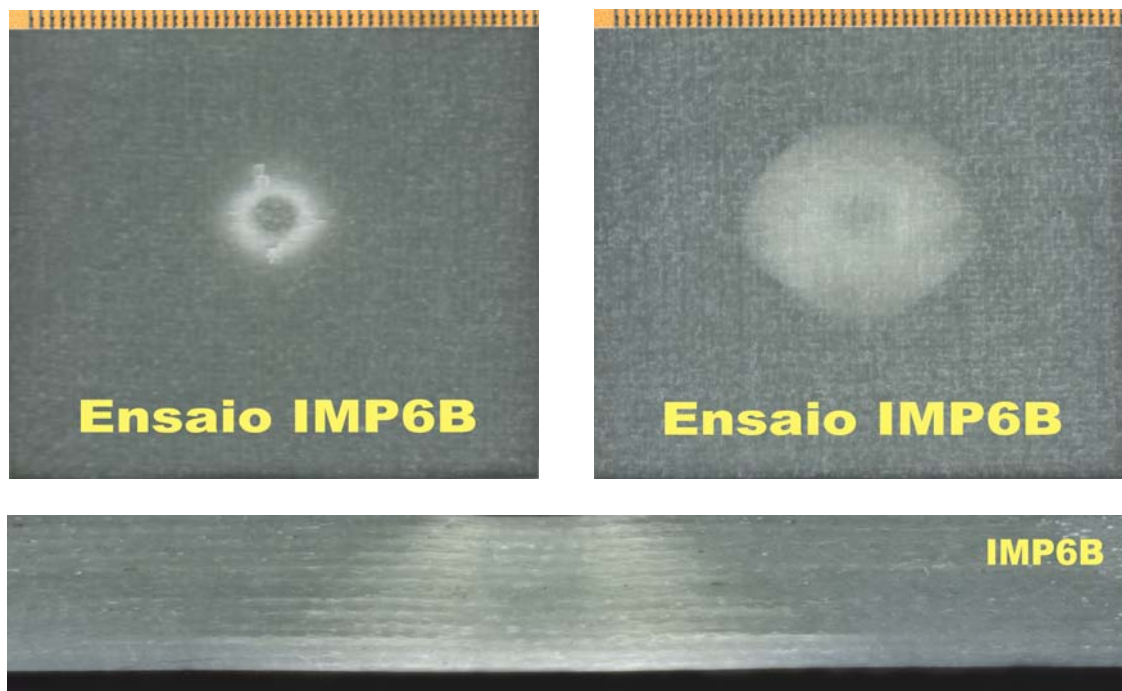


Figura A1.36 Dano produzido pelos ensaios de impacto na placa IMP6B
(Conjunto 1)

ANEXO 2

CONJUNTO 2

- ▶ **SOBREPOSIÇÃO DAS CURVAS DE FORÇA-DESLOCAMENTO RESULTANTES DOS ENSAIOS QUASI-ESTÁTICOS (Figuras A2.1 e A2.2).**
- ▶ **HISTORIAIS DA FORÇA DE CONTACTO E DO DESLOCAMENTO E GRÁFICOS DE FORÇA-DESLOCAMENTO RESULTANTES DOS ENSAIOS DE IMPACTO (Figuras A2.3 a A2.8).**
- ▶ **SOBREPOSIÇÃO DAS CURVAS DE FORÇA-DESLOCAMENTO RESULTANTES DOS ENSAIOS QUASI-ESTÁTICOS E DE IMPACTO (Figuras A2.9 a A2.14).**
- ▶ **IMAGENS DO DANO RESULTANTE DOS ENSAIOS QUASI-ESTÁTICOS (Figuras A2.15 a A2.18).**
- ▶ **IMAGENS DO DANO PROVOCADO PELOS ENSAIOS DE IMPACTO (Figuras A2-19 a A2-22).**

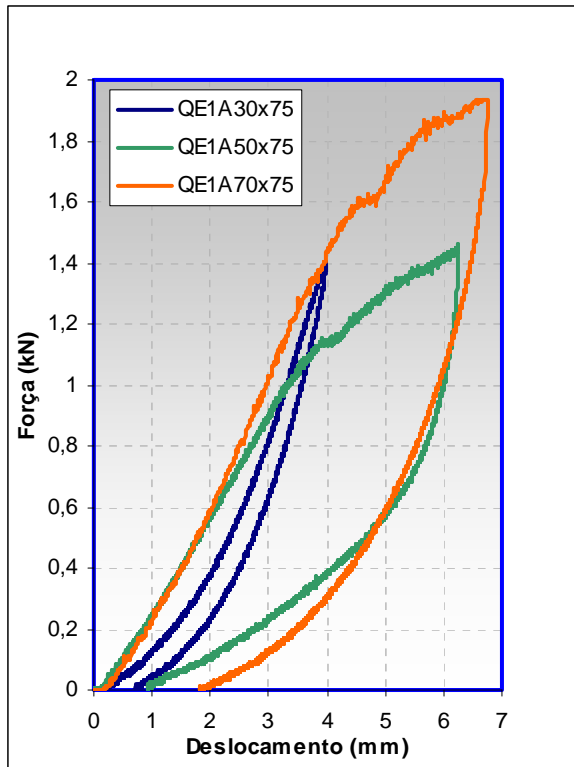


Figura A2.1 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 2)

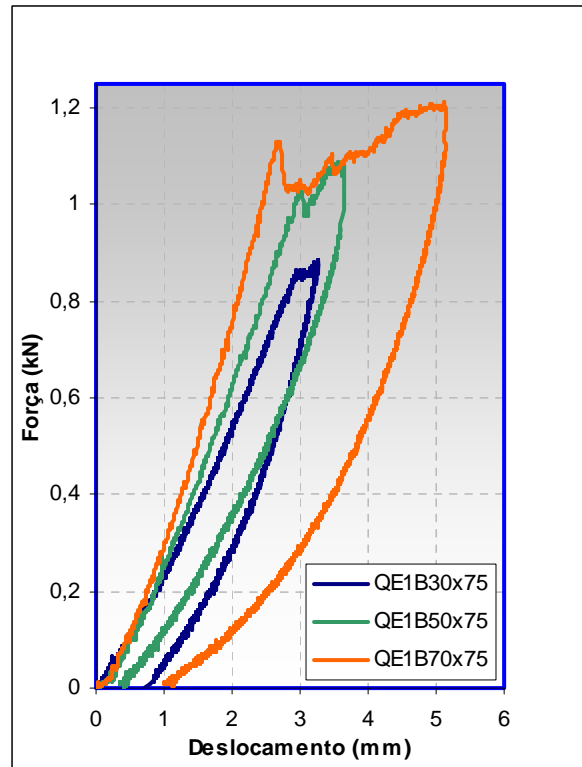


Figura A2.2 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 2)

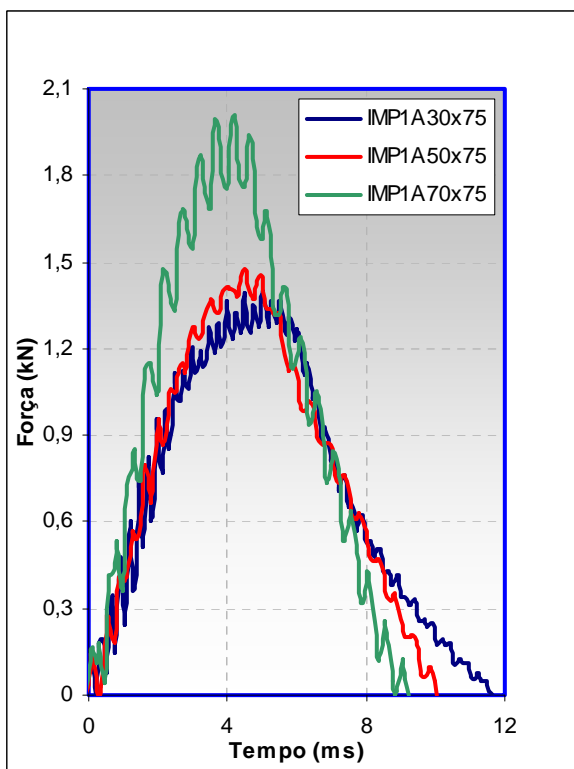


Figura A2.3 Historial da força de contacto nos ensaios de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 2)

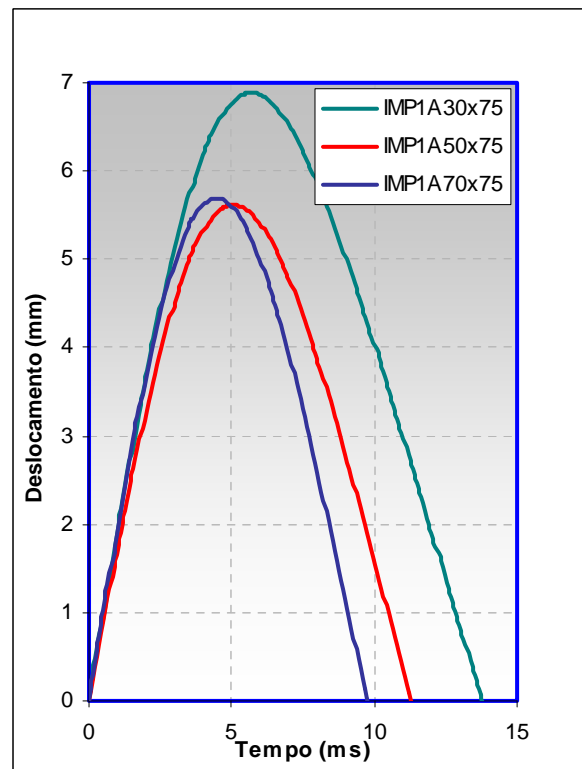


Figura A2.4 Historial do deslocamento nos ensaios de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 2)

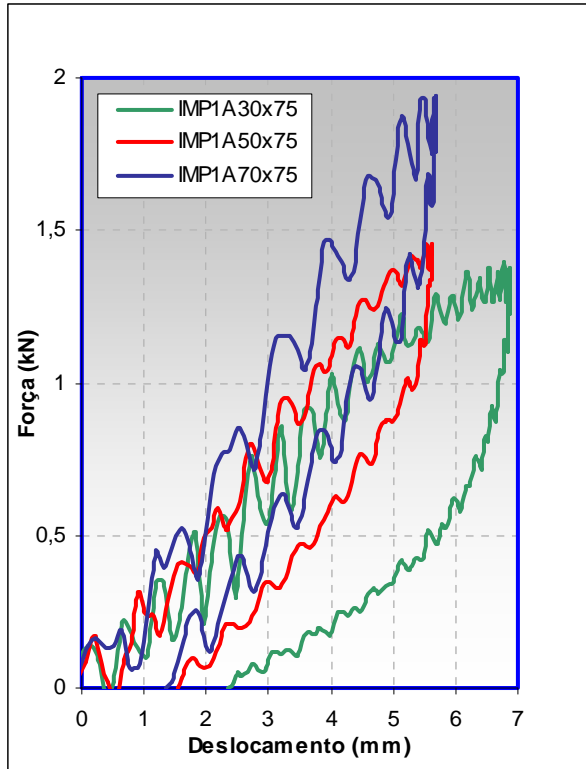


Figura A2.5 Curvas de força-deslocamento nos ensaios de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 2)

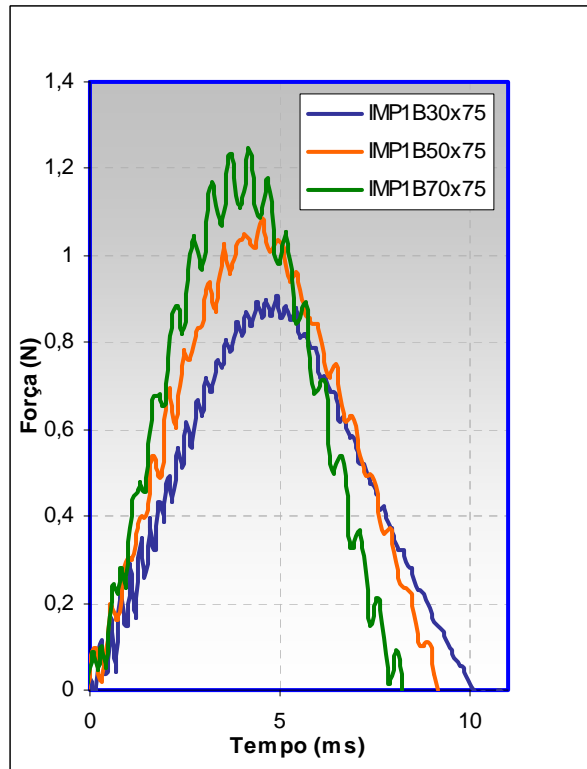


Figura A2.6 Historial da força de contacto nos ensaios de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 2)

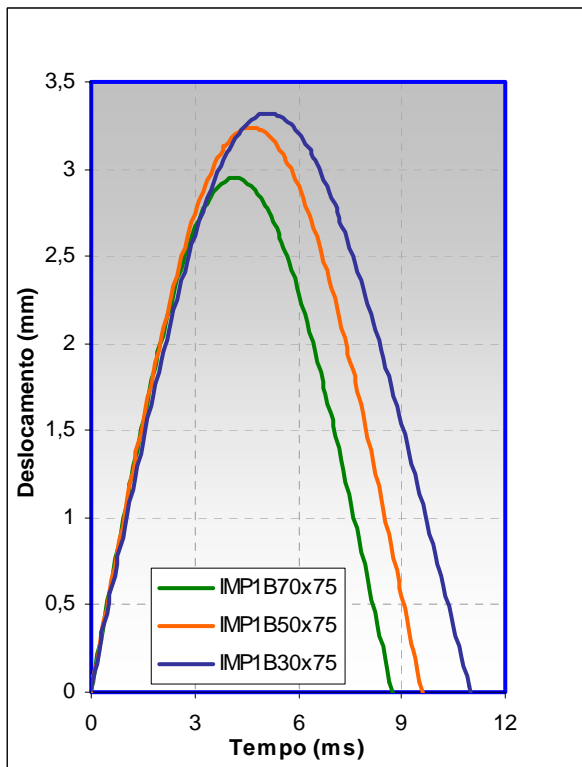


Figura A2.7 Historial do deslocamento nos ensaios de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 2)

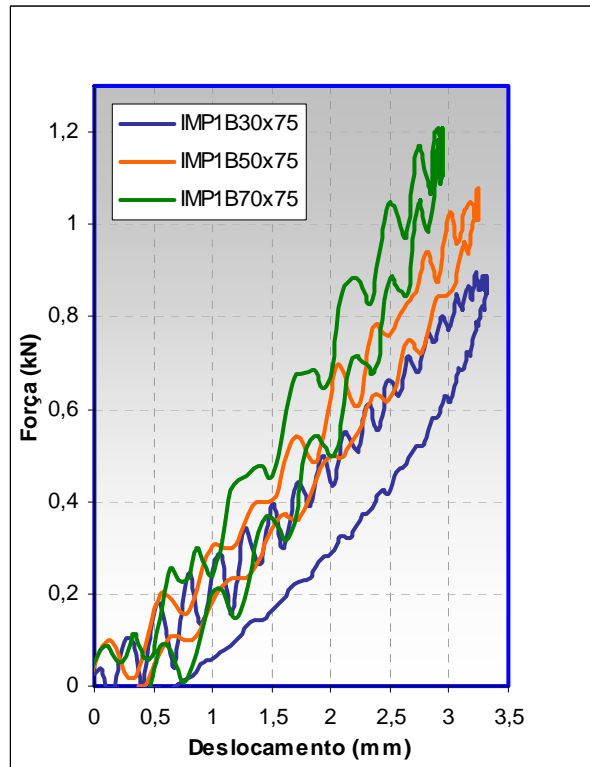


Figura A2.8 Curvas de força-deslocamento nos ensaios de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 2)

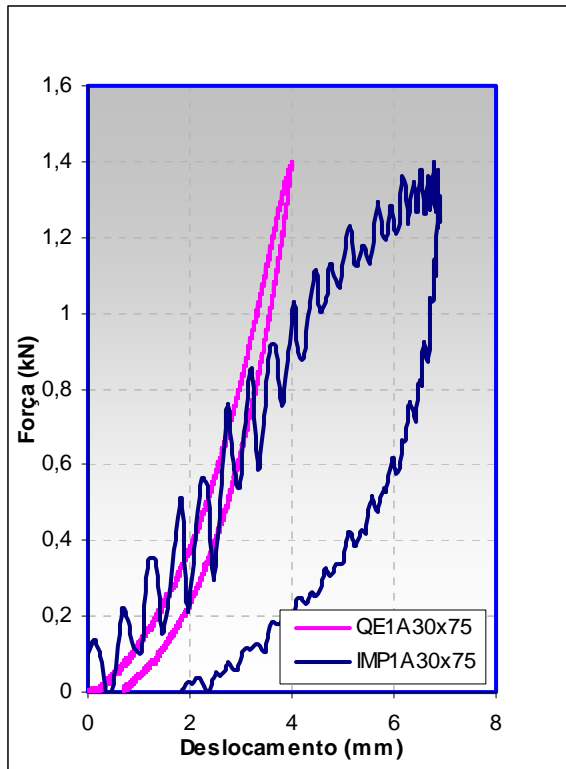


Figura A2.9 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 2)

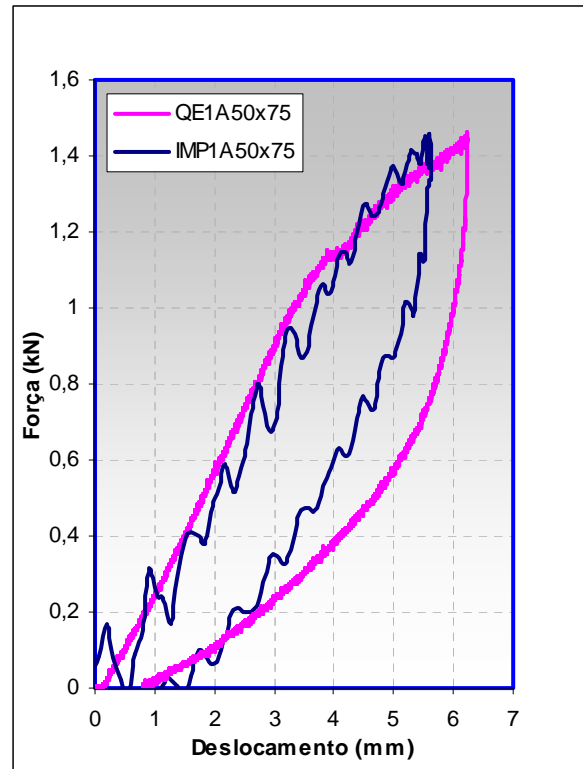


Figura A2.10 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 2)

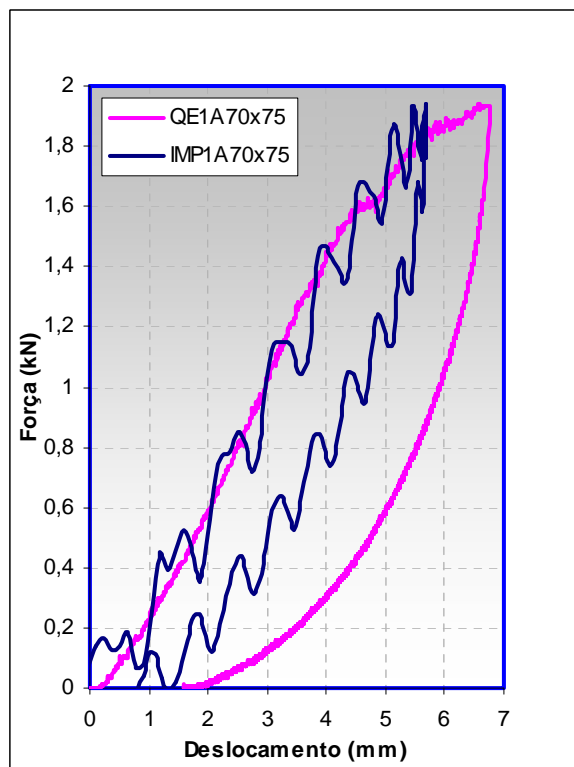


Figura A2.11 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 2)

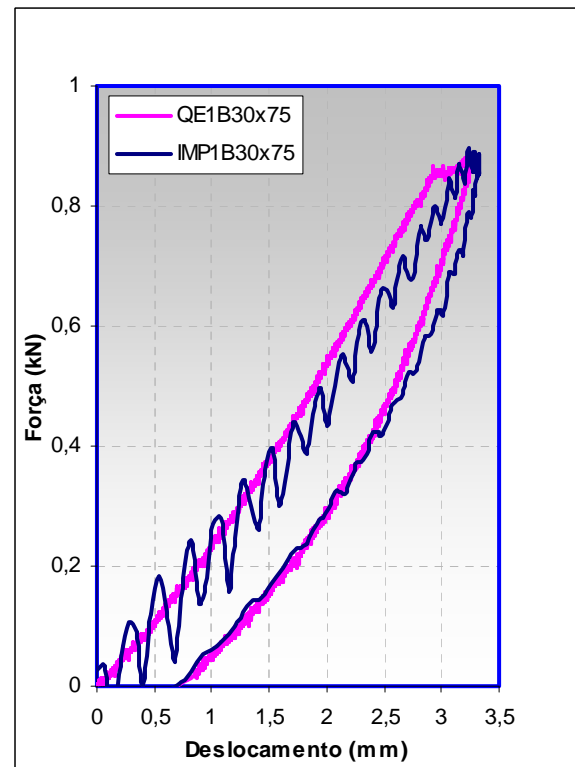


Figura A2.12 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 2)

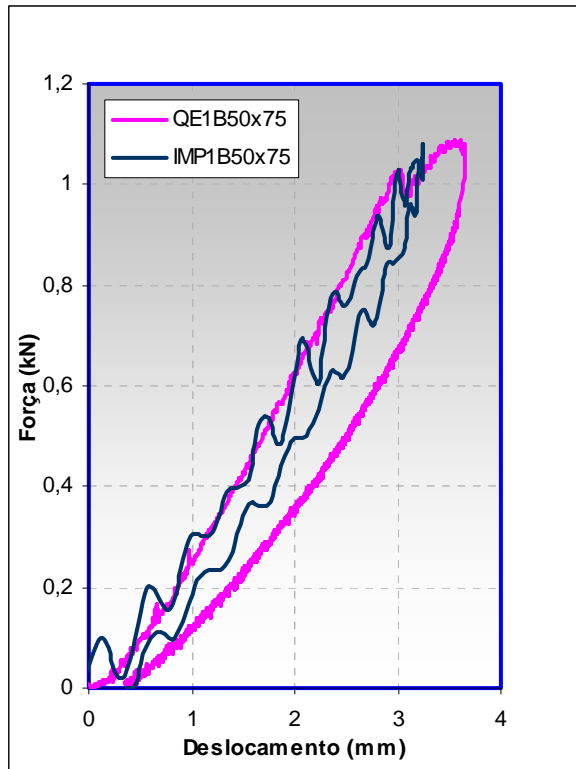


Figura A2.13 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 2)

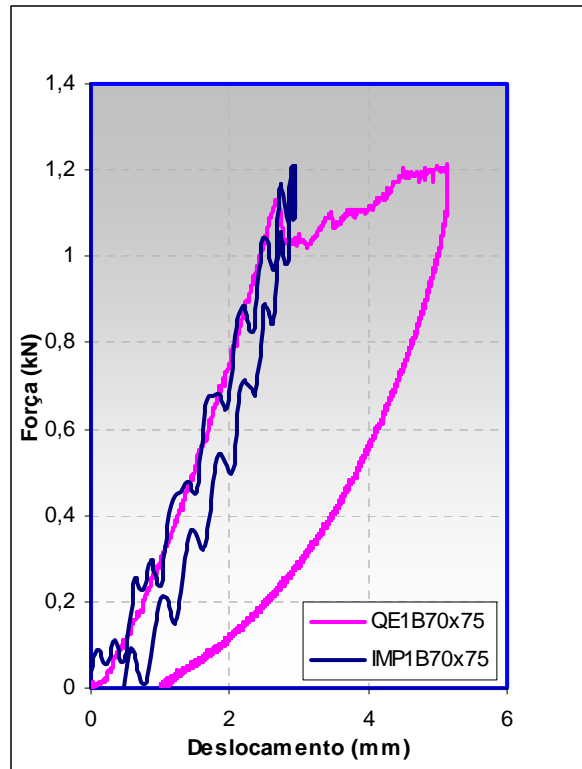


Figura A2.14 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estático e de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 2)



Figura A2.15 Imagem do dano na face anterior das placas de material quasi-isotrópico resultante do ensaio quasi-estático (Conjunto 2)

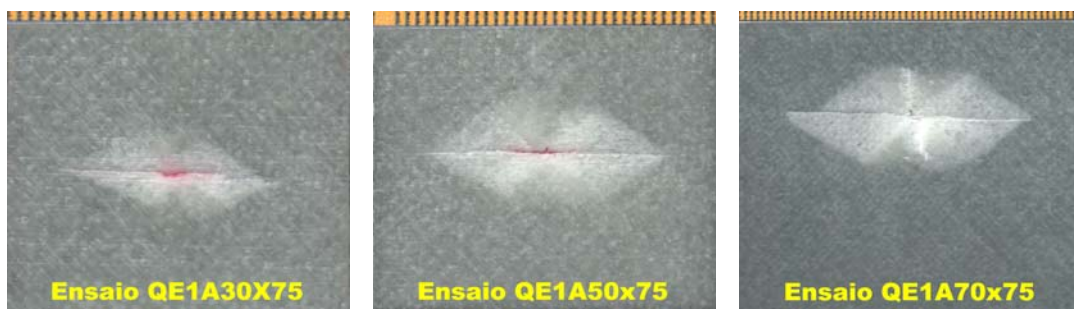


Figura A2.16 Imagem do dano na face posterior das placas de material quasi-isotrópico resultante do ensaio quasi-estático (Conjunto 2)

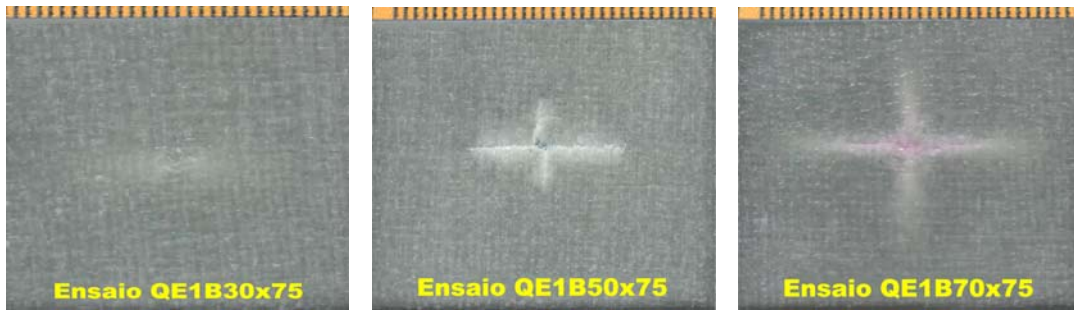


Figura A2.17 Imagem do dano na face anterior das placas de material cruzado anti-simétrico resultante do ensaio quasi-estático (Conjunto 2)

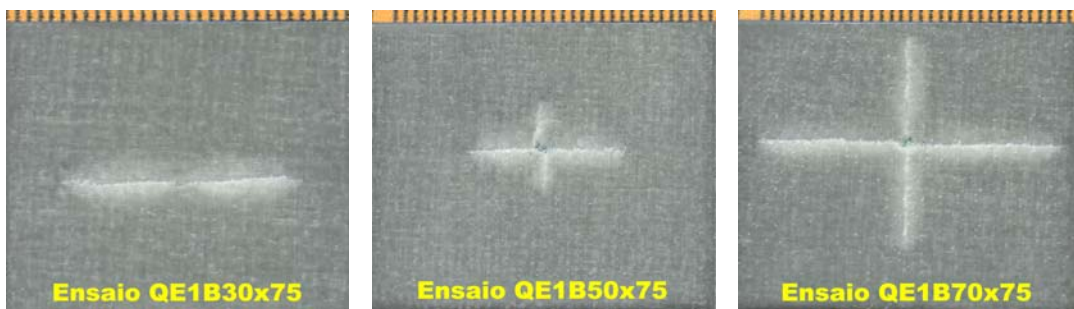


Figura A2.18 Imagem do dano na face posterior das placas de material cruzado anti-simétrico resultante do ensaio quasi-estático (Conjunto 2)

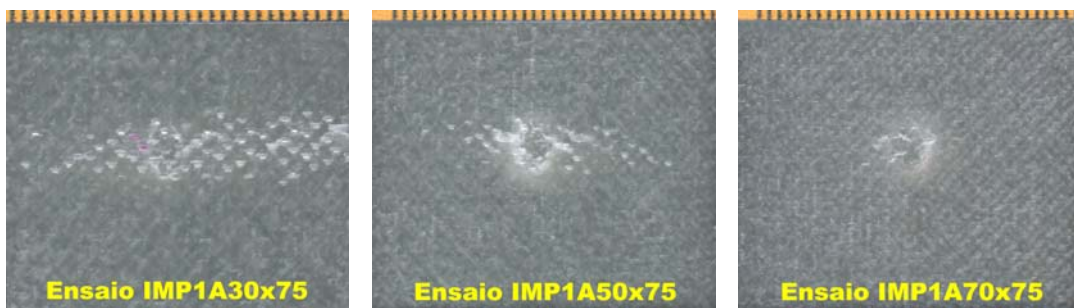


Figura A2.19 Imagem do dano na face anterior das placas de material quasi-isotrópico resultante do ensaio de impacto (Conjunto 2)

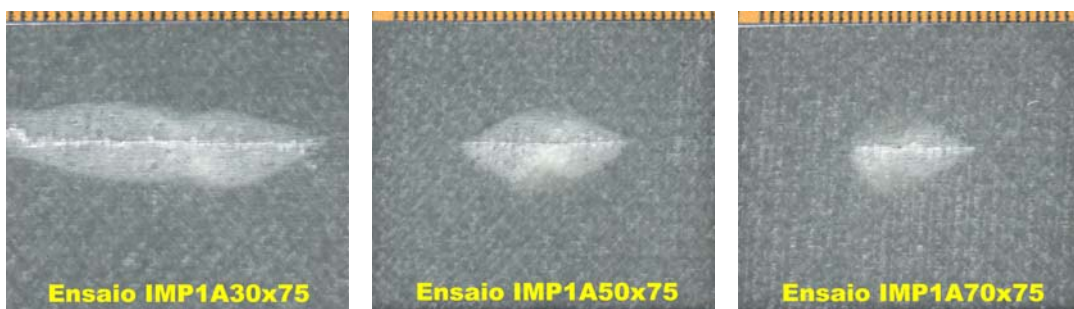


Figura A2.20 Imagem do dano na face posterior das placas de material quasi-isotrópico resultante do ensaio de impacto (Conjunto 2)



Figura A2.21 Imagem do dano na face anterior das placas de material cruzado anti-simétrico resultante do ensaio de impacto (Conjunto 2)



Figura A2.22 Imagem do dano na face posterior das placas de material cruzado anti-simétrico resultante do ensaio de impacto (Conjunto 2)

ANEXO 3

CONJUNTO 3

- ▶ **SOBREPOSIÇÃO DAS CURVAS DE FORÇA-DESLOCAMENTO RESULTANTES DOS ENSAIOS QUASI-ESTÁTICOS (Figuras A3.1 e A3.2).**
- ▶ **HISTORIAIS DA FORÇA DE CONTACTO E DA DEFLEXÃO E GRÁFICOS DE FORÇA-DESLOCAMENTO RESULTANTES DOS ENSAIOS DE IMPACTO (Figuras A3.3 a A3.8).**
- ▶ **SOBREPOSIÇÃO DAS CURVAS DE FORÇA-DESLOCAMENTO RESULTANTES DOS ENSAIOS QUASI-ESTÁTICOS E DE IMPACTO (Figuras A3.9 a A3.14).**
- ▶ **IMAGENS DO DANO RESULTANTE DOS ENSAIOS QUASI-ESTÁTICOS (Figuras A3.15 a A3.18).**
- ▶ **IMAGENS DO DANO PROVOCADO PELOS ENSAIOS DE IMPACTO (Figuras A3.19 a A3.22).**

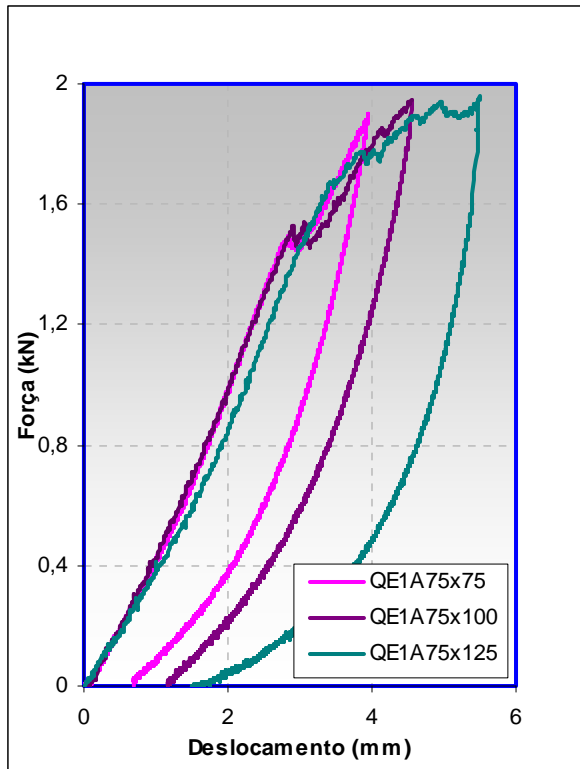


Figura A3.1 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 3)

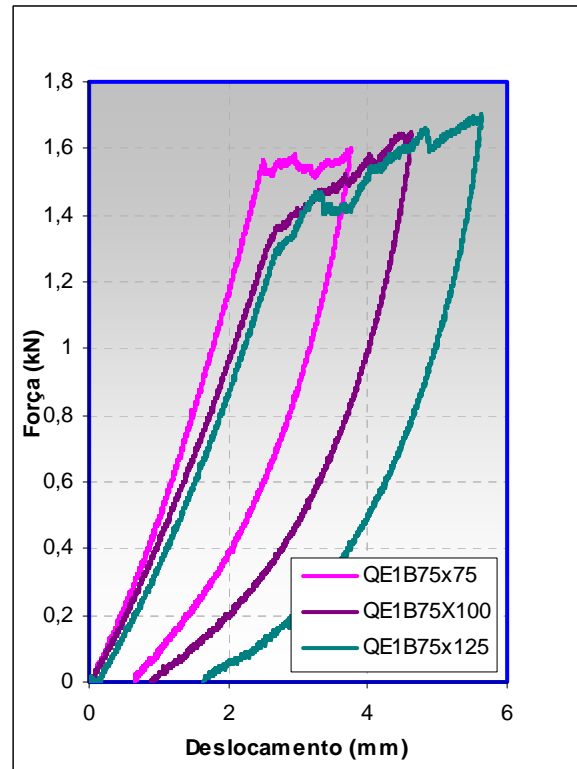


Figura A3.2 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 3)

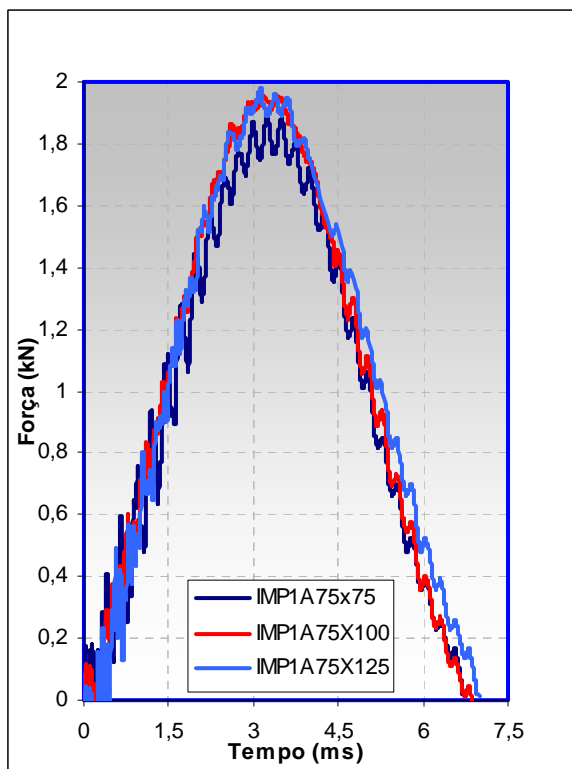


Figura A3.3 Historial da força de contacto nos ensaios de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 3)

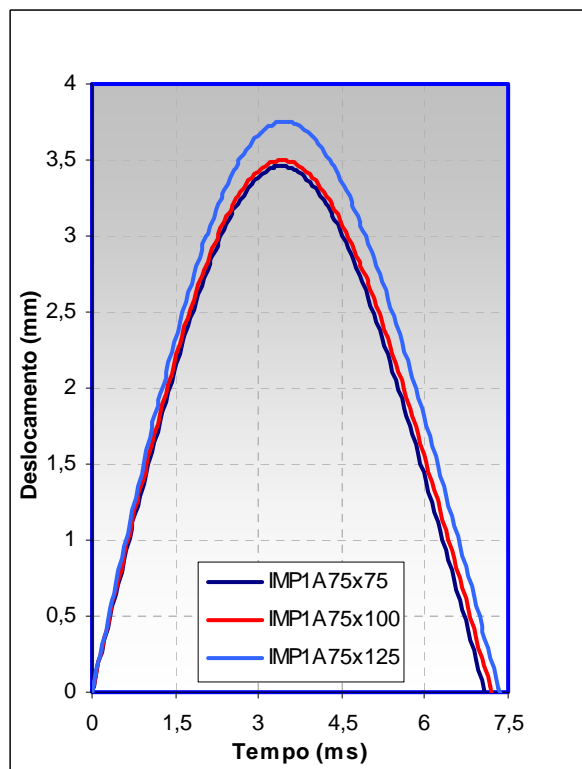


Figura A3.4 Historial do deslocamento nos ensaios de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 3)

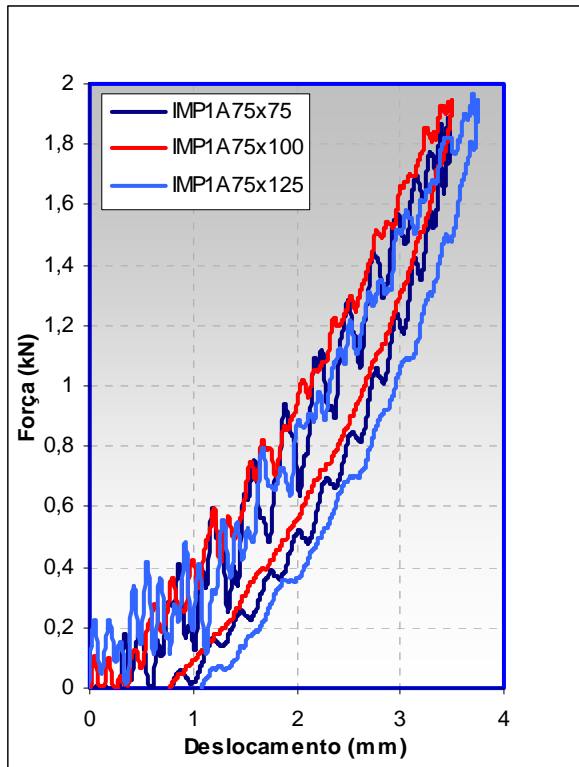


Figura A3.5 Curvas de força-deslocamento nos ensaios de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 3)

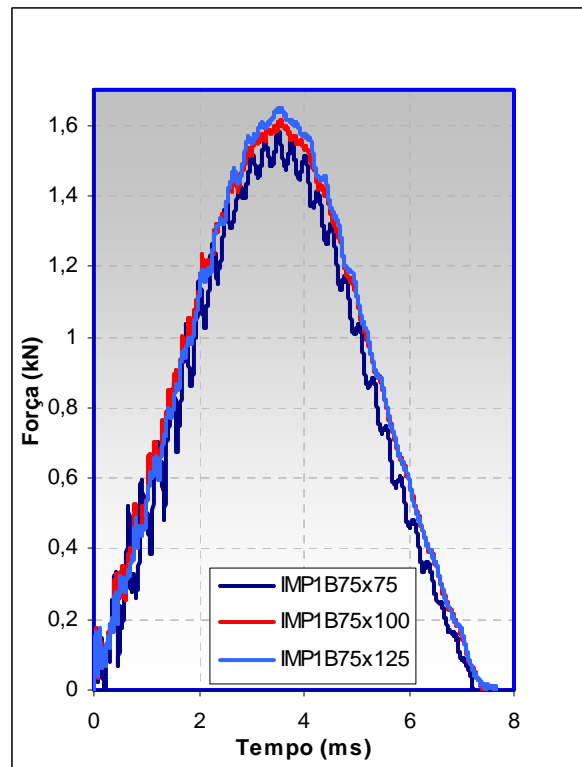


Figura A3.6 Historial da força de contacto nos ensaios de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 3)

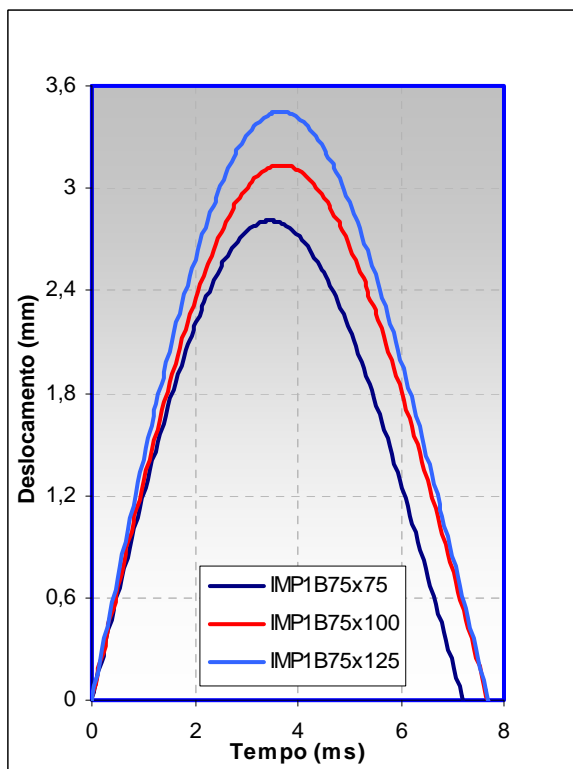


Figura A3.7 Historial do deslocamento nos ensaios de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 3)

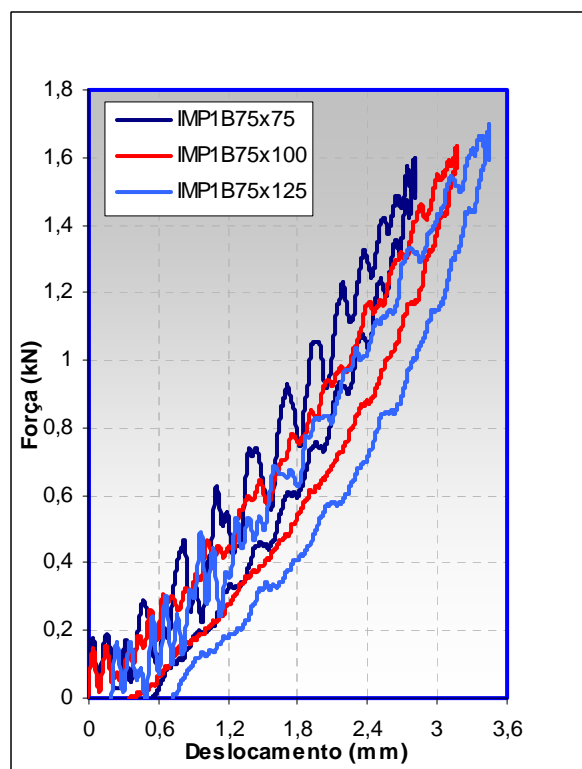


Figura A3.8 Curvas de força-deslocamento nos ensaios de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 3)

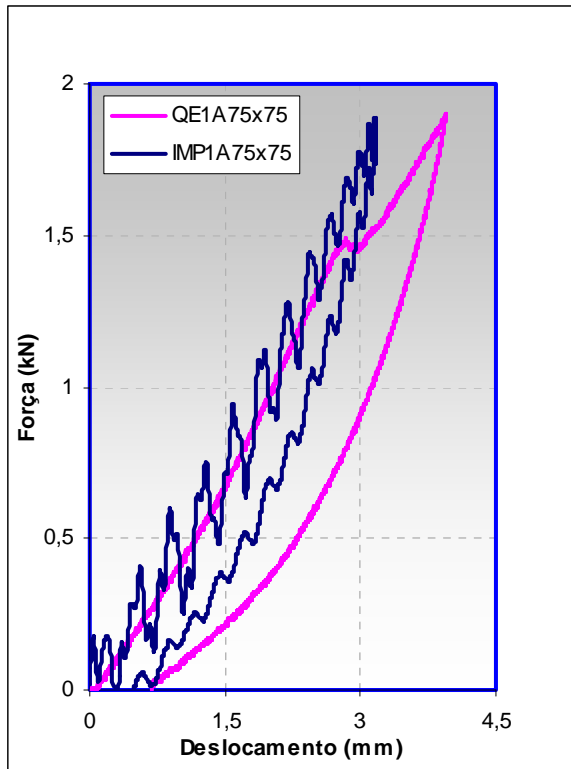


Figura A3.9 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos e de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 3)

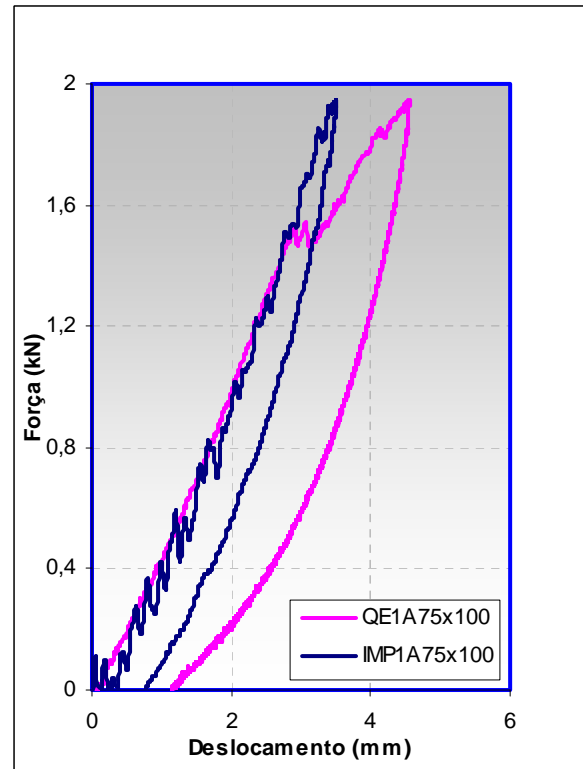


Figura A3.10 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos e de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 3)

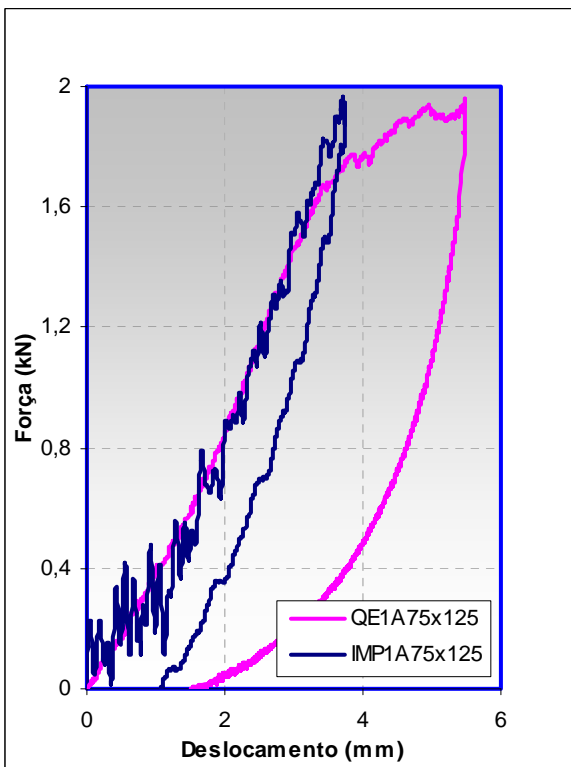


Figura A3.11 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos e de impacto a placas de material quasi-isotrópico (Conjunto 3)

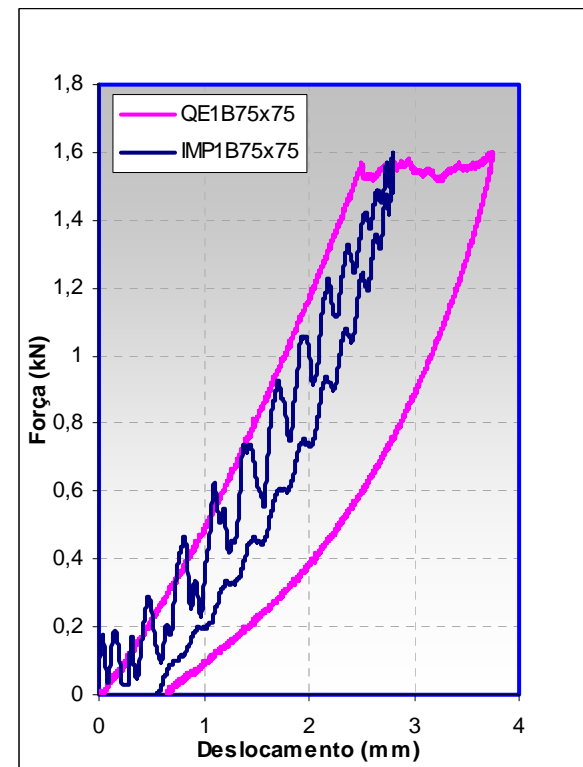


Figura A3.12 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos e de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 3)

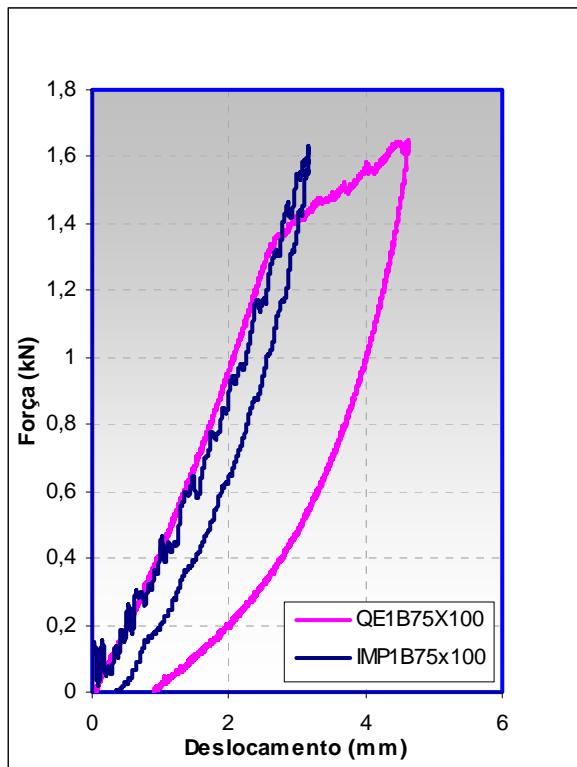


Figura A3.13 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos e de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 3)

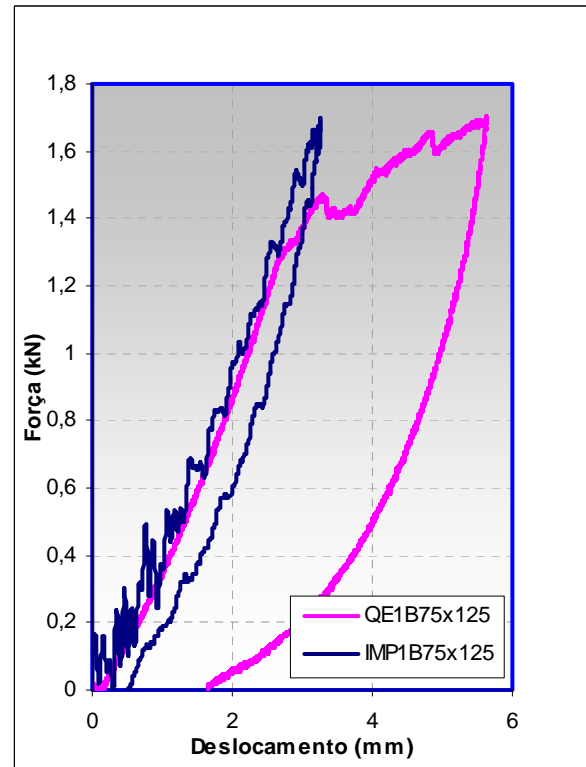


Figura A3.14 Curvas de força-deslocamento nos ensaios quasi-estáticos e de impacto a placas de material cruzado anti-simétrico (Conjunto 3)

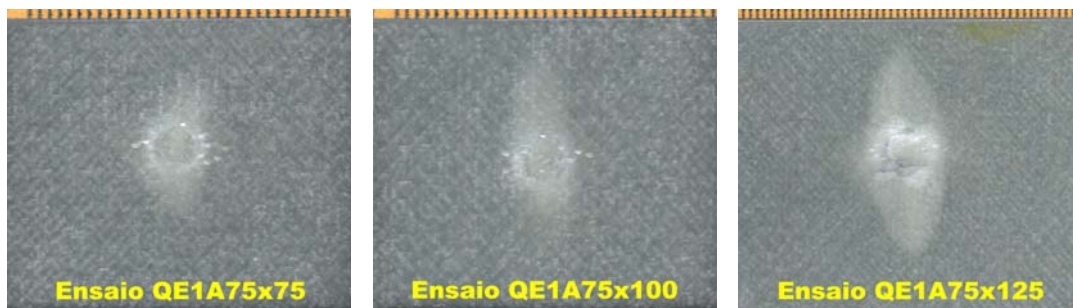


Figura A3.15 Imagem do dano na face anterior das placas de material quasi-isotrópico resultante do ensaio quasi-estático (Conjunto 3)

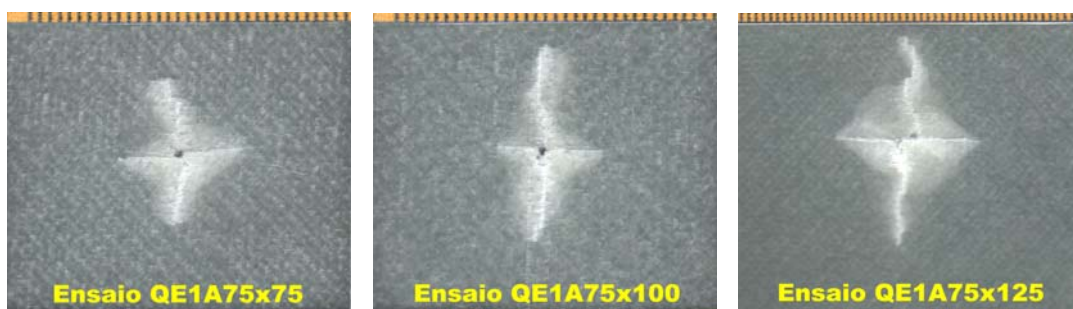


Figura A3.16 Imagem do dano na face posterior das placas de material quasi-isotrópico resultante do ensaio quasi-estático (Conjunto 3)

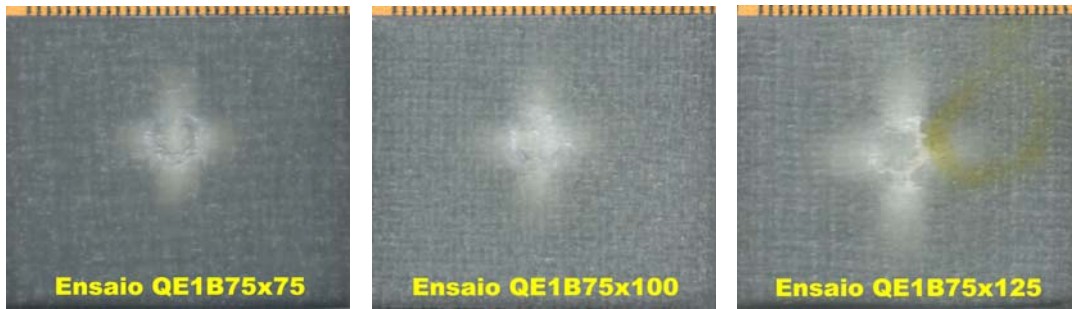


Figura A3.17 Imagem do dano na face anterior das placas de material cruzado anti-simétrico resultante do ensaio quasi-estático (Conjunto 3)



Figura A3.18 Imagem do dano na face posterior das placas de material cruzado anti-simétrico resultante do ensaio quasi-estático (Conjunto 3)

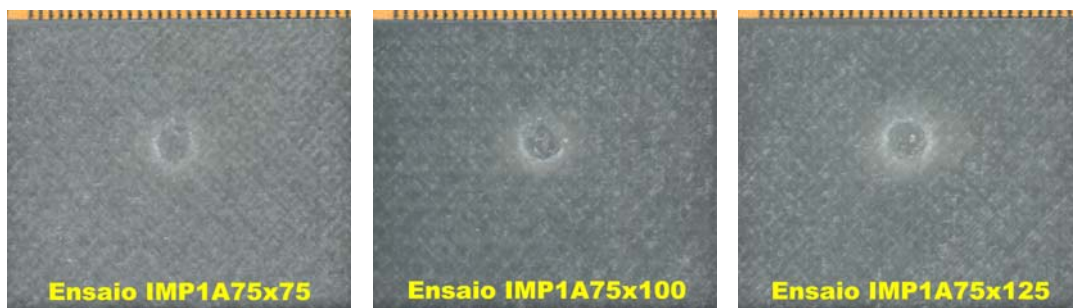


Figura A3.19 Imagem do dano na face anterior das placas de material quasi-isotrópico resultante do ensaio de impacto (Conjunto 3)

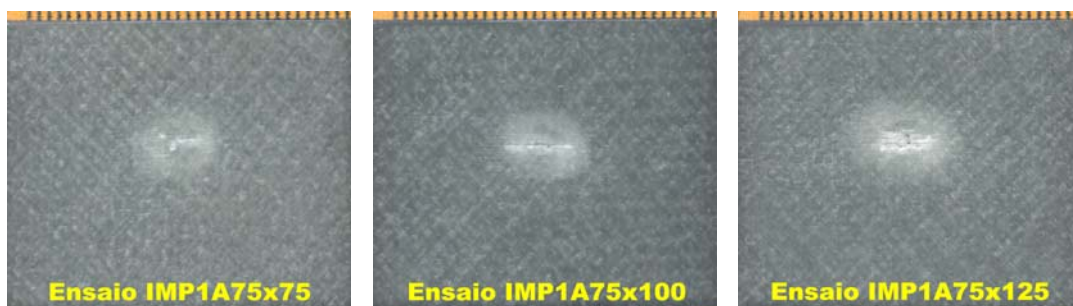


Figura A3.20 Imagem do dano na face posterior das placas de material quasi-isotrópico resultante do ensaio de impacto (Conjunto 3)



Figura A3.21 Imagem do dano na face anterior das placas de material cruzado anti-simétrico resultante do ensaio de impacto (Conjunto 3)

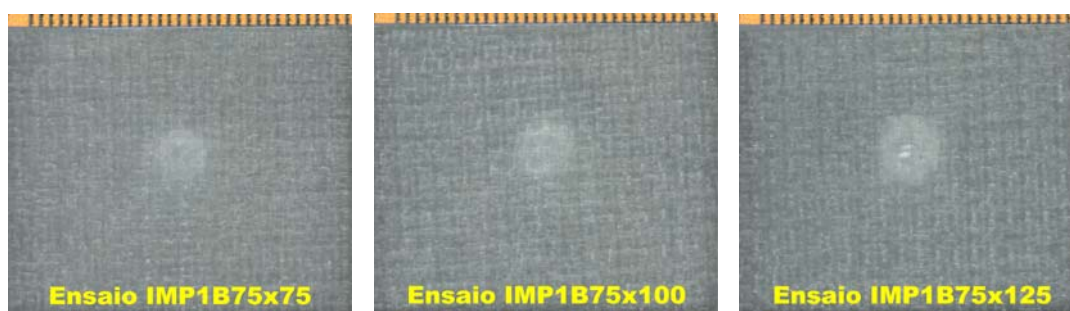


Figura A3.22 Imagem do dano na face posterior das placas de material cruzado anti-simétrico resultante do ensaio de impacto (Conjunto 3)

ANEXO 4

CONJUNTO 4

- ▶ **IMAGENS DO DANO NA FACE ANTERIOR DAS PLACAS DE MATERIAL QUASI-ISOTRÓPICO RESULTANTE DOS ENSAIOS DE IMPACTO A DIFERENTES VELOCIDADES (Figura A4.1).**
- ▶ **IMAGENS DO DANO NA FACE POSTERIOR DAS PLACAS DE MATERIAL QUASI-ISOTRÓPICO RESULTANTE DOS ENSAIOS DE IMPACTO A DIFERENTES VELOCIDADES (Figura A4.2).**
- ▶ **IMAGENS DO DANO NA FACE ANTERIOR DAS PLACAS DE MATERIAL CRUZADO SIMÉTRICO RESULTANTE DOS ENSAIOS DE IMPACTO A DIFERENTES VELOCIDADES (Figura A4.3).**
- ▶ **IMAGENS DO DANO NA FACE POSTERIOR DAS PLACAS DE MATERIAL CRUZADO SIMÉTRICO RESULTANTE DOS ENSAIOS DE IMPACTO A DIFERENTES VELOCIDADES (Figura A4.4).**

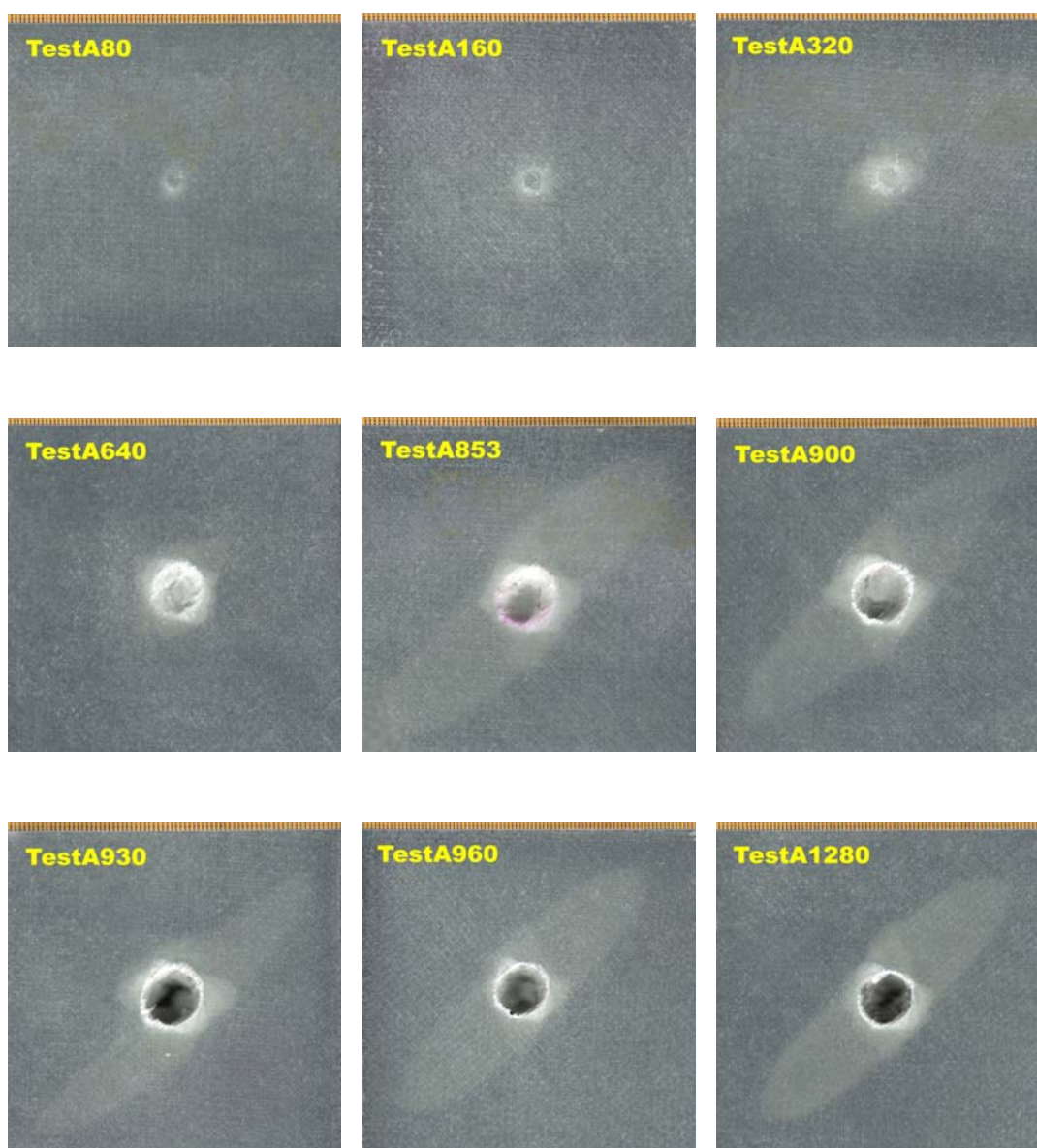


Figura A4.1 Imagem do dano na face anterior das placas de material quasi-isotrópico resultantes do ensaio de impacto a diferentes velocidades (Conjunto 4)

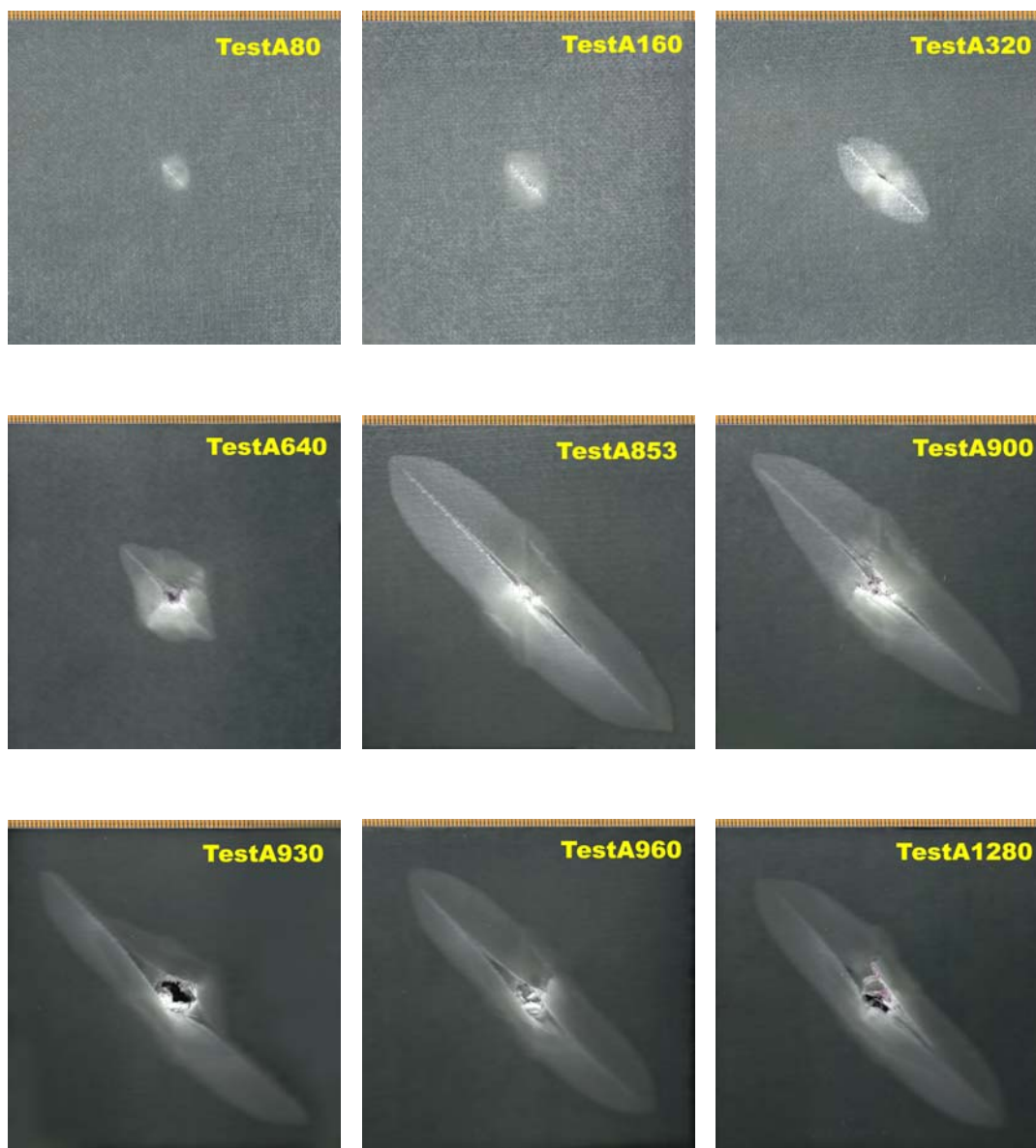


Figura A4.2 Imagem do dano na face posterior das placas de material quasi-isotrópico resultante do ensaio de impacto a diferentes velocidades (Conjunto 4)

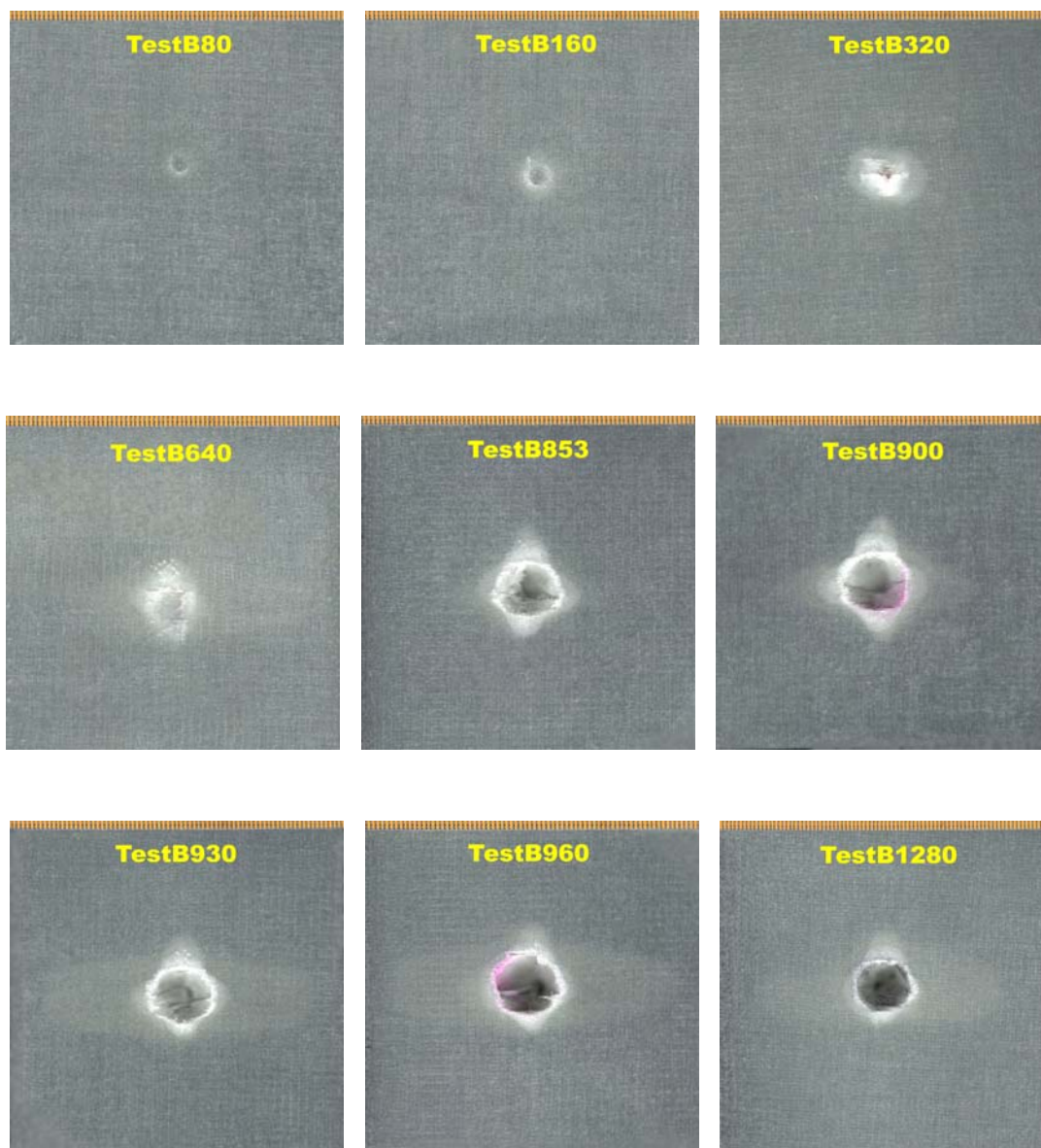


Figura A4.3 Imagem do dano na face anterior das placas de material cruzado simétrico resultante do ensaio de impacto a diferentes velocidades (Conjunto 4)

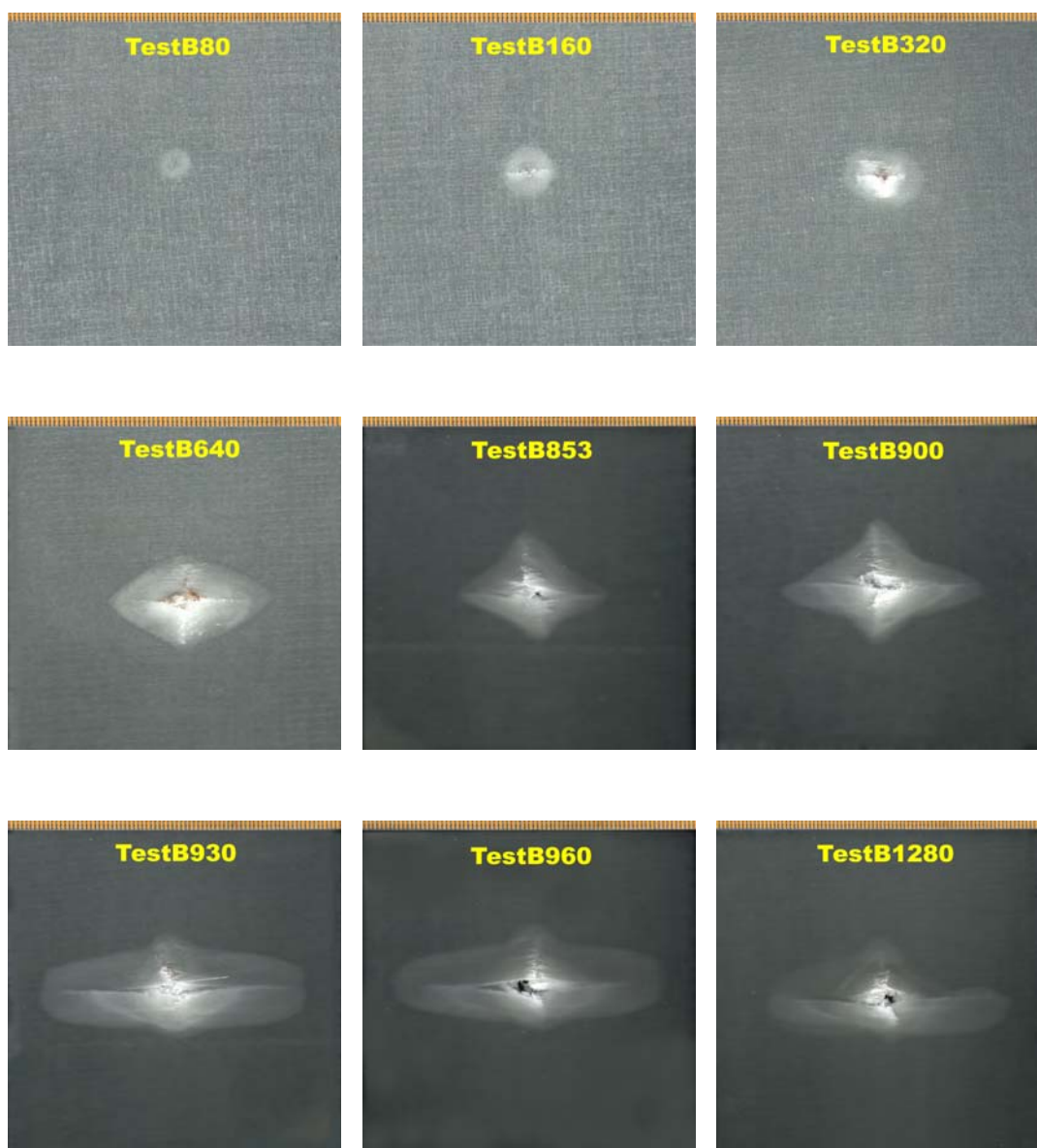


Figura A4.4 Imagem do dano na face anterior das placas de material cruzado simétrico resultante do ensaio de impacto a diferentes velocidades (Conjunto 4)

ANEXO 5

DISTRIBUIÇÃO DAS TENSÕES AO LONGO DA ESPESSURA DO LAMINADO

As Figuras A5.1 a A5.10 referem-se ao material cruzado simétrico e as Figuras A5.11 a A5.20 ao material quasi-isotrópico e mostram a distribuição das tensões ao longo da espessura da placa no ponto onde estas apresentam o valor máximo e os contornos das tensões nas interfaces onde se verifica a maior diferença entre lâminas adjacentes.

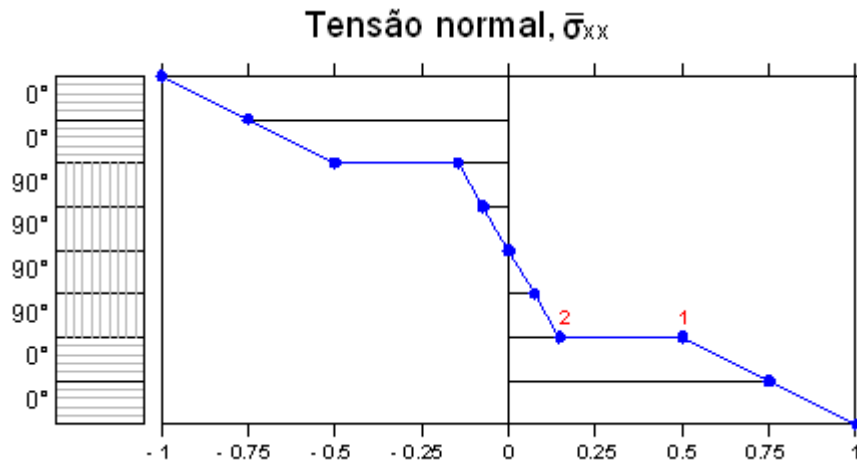
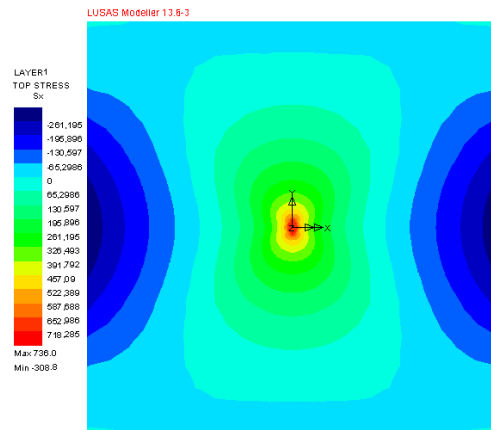
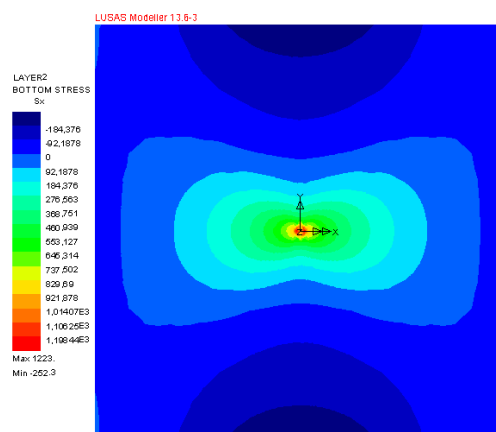


Figura A5.1 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{xx}$ (adimensionada) através da espessura



(a)



(b)

Figura A5.2 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{xx}$ (adimensionada) entre as lâminas 2 e 3.

(a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 2).

(b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 3).

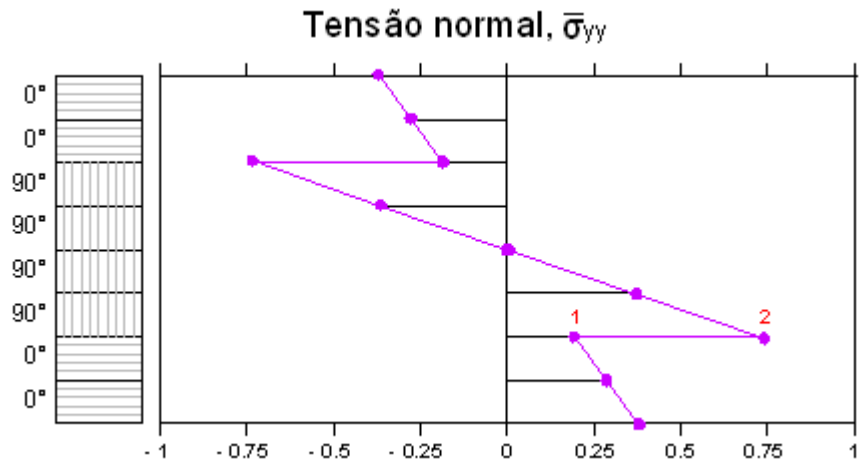
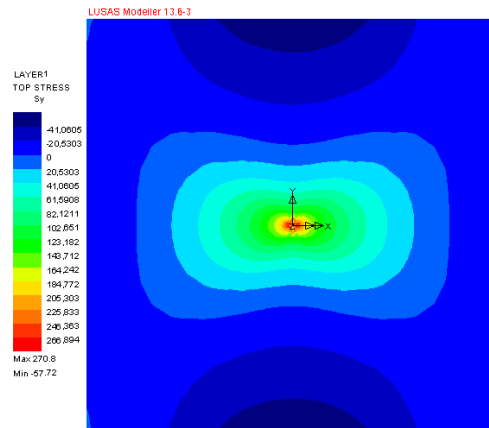
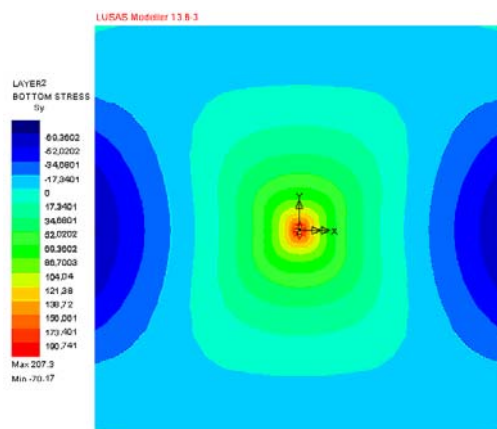


Figura A5.3 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{yy}$ (adimensionada) através da espessura



(a)



(b)

Figura A5.4 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{yy}$ (adimensionada) entre as lâminas 2 e 3.

(a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 2).

(b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 3).

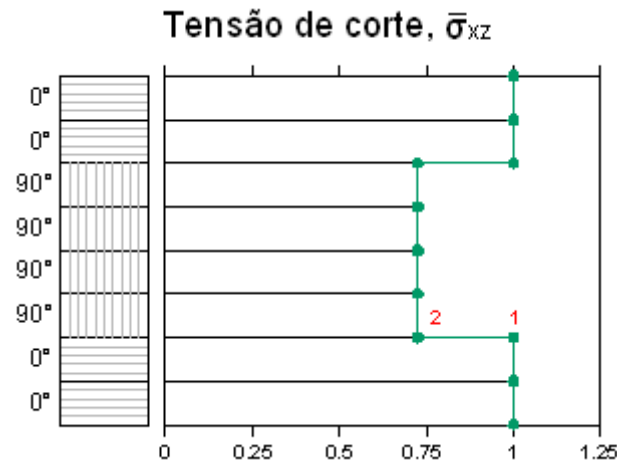
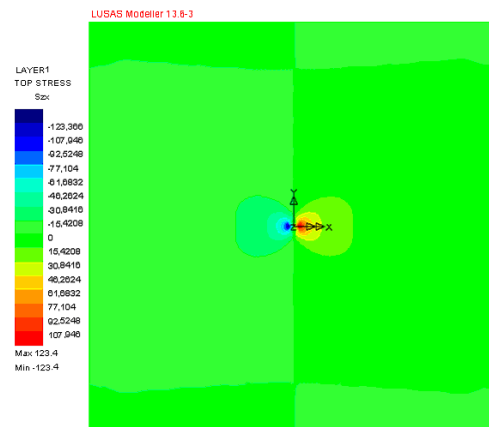
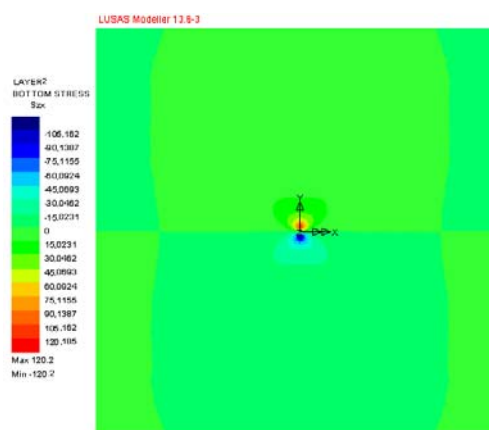


Figura A5.5 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xz}$ (adimensionada) através da espessura



(a)



(b)

Figura A5.6 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xz}$ (adimensionada) entre as lâminas 2 e 3.

(a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 2).

(b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 3).

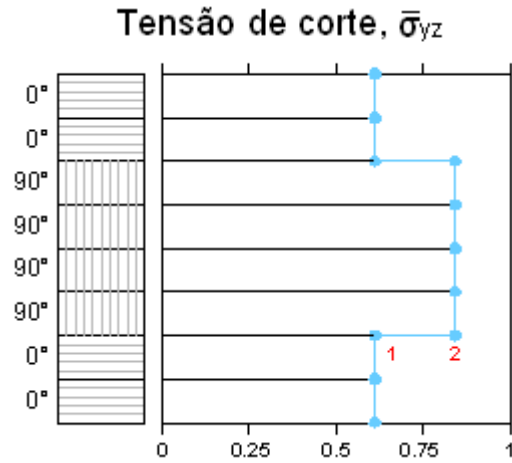
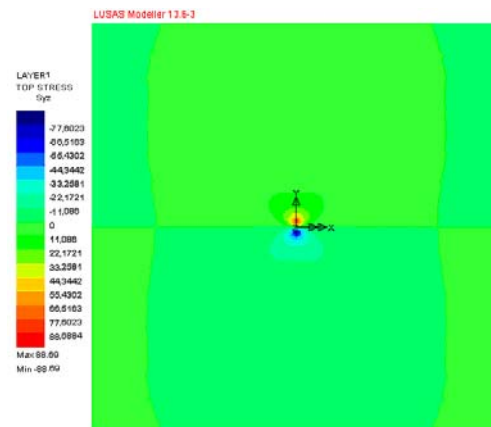
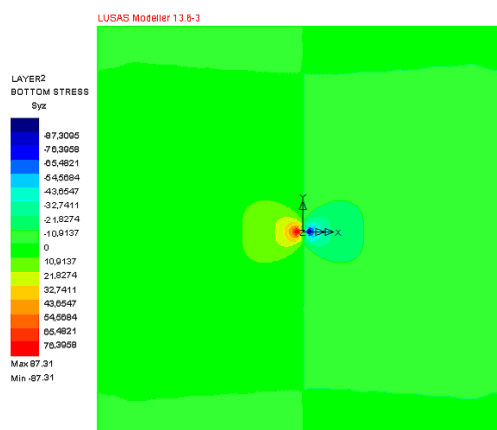


Figura A5.7 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{yz}$ (adimensionada) através da espessura



(a)



(b)

Figura A5.8 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{yz}$ (adimensionada) entre as lâminas 2 e 3.

(a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 2).

(b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 3).

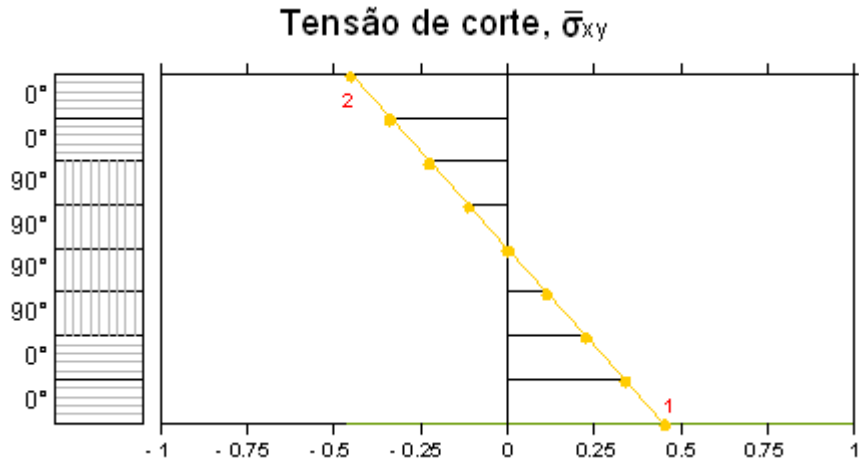


Figura A5.9 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xy}$ (adimensionada) através da espessura

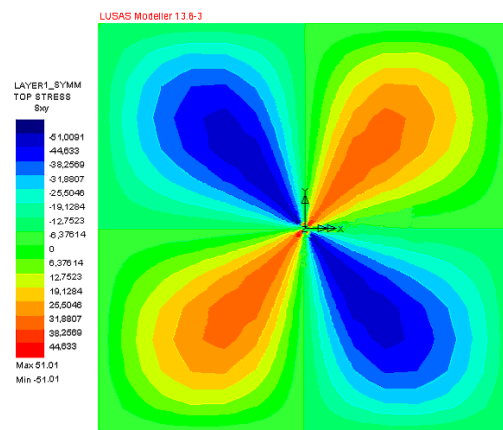
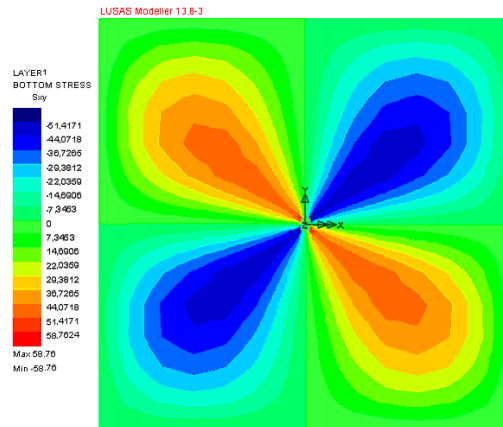


Figura A5.10 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xy}$ (adimensionada) nas face inferior e superior da placa

- (a) Corresponde ao ponto 1 (face inferior da lâmina 1).
- (b) Corresponde ao ponto 2 (face superior da lâmina 8).

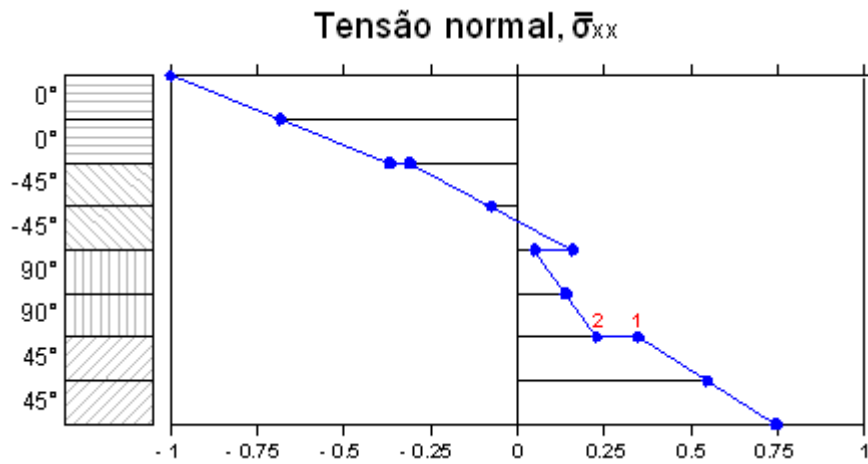


Figura A5.11 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{xx}$ (adimensionada) através da espessura

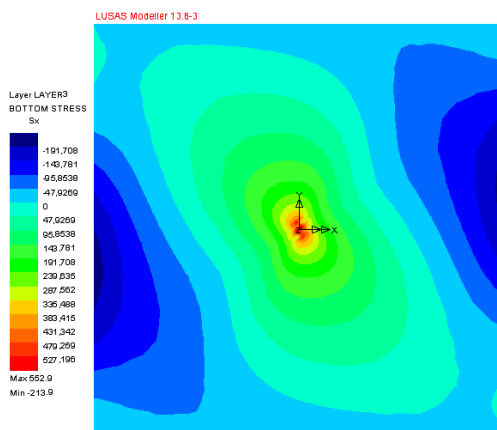
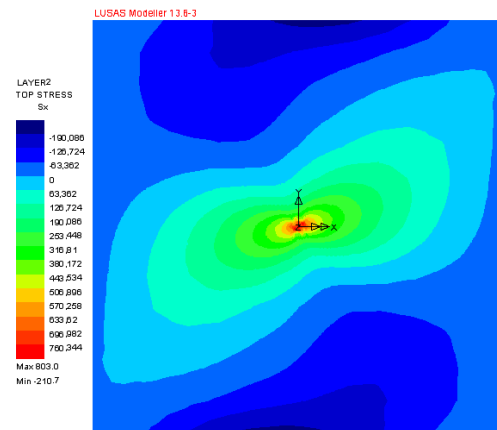


Figura A5.12 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{xx}$ (adimensionada) entre as lâminas 2 e 3.

- (a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 2).
- (b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 3).

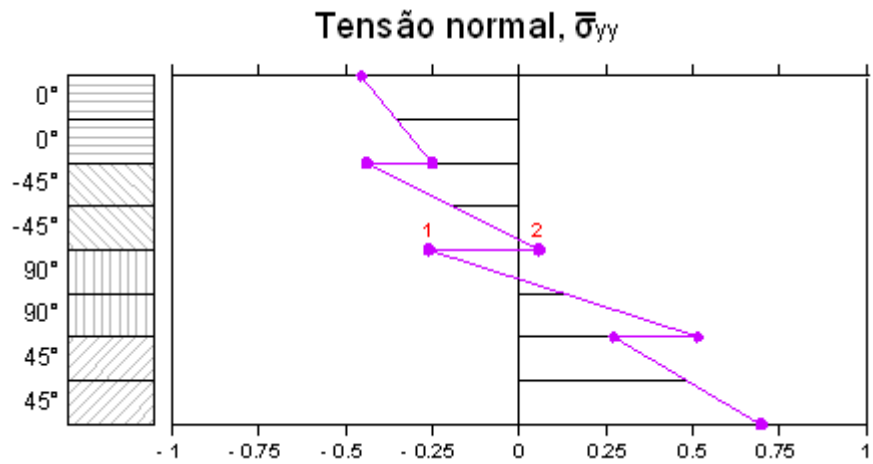


Figura A5.13 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{yy}$ (adimensionada) através da espessura

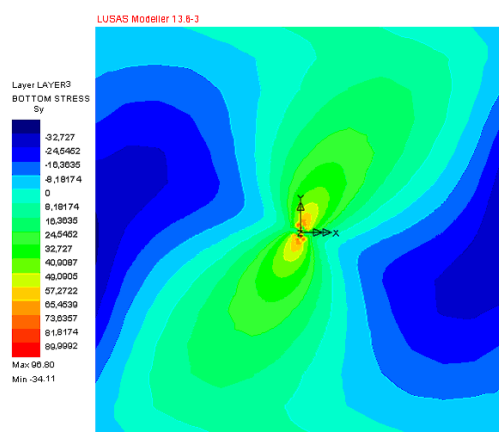
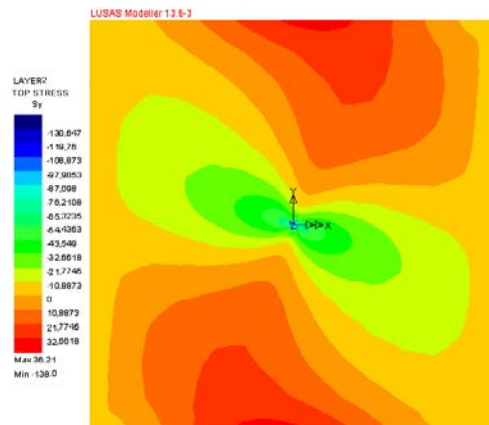


Figura A5.14 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{yy}$ (adimensionada) entre as lâminas 4 e 5.

- (a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 4).
- (b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 5).

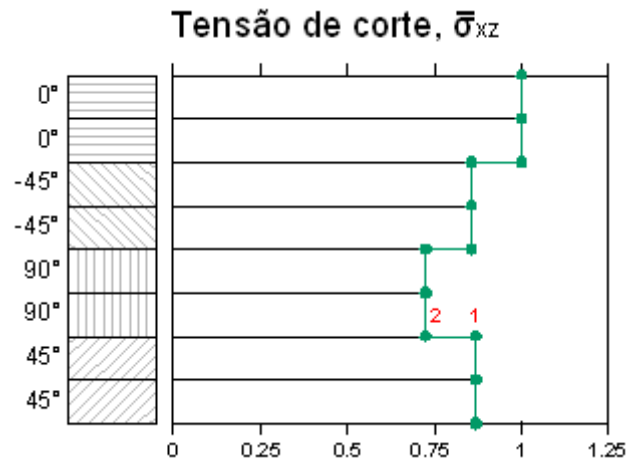
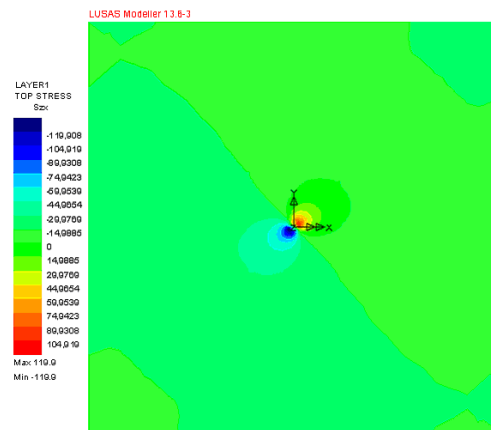
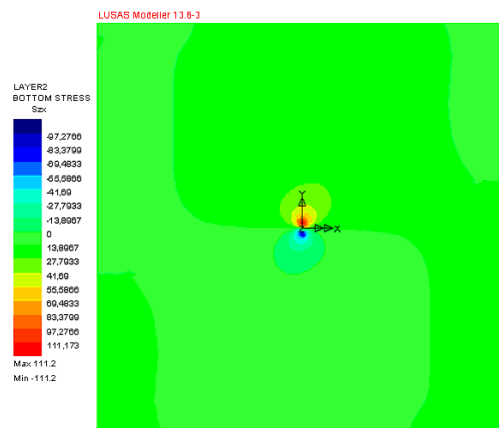


Figura A5.15 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xz}$ (adimensionada) através da espessura



(a)



(b)

Figura A5.16 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xz}$ (adimensionada) entre as lâminas 2 e 3.

(a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 2).

(b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 3).

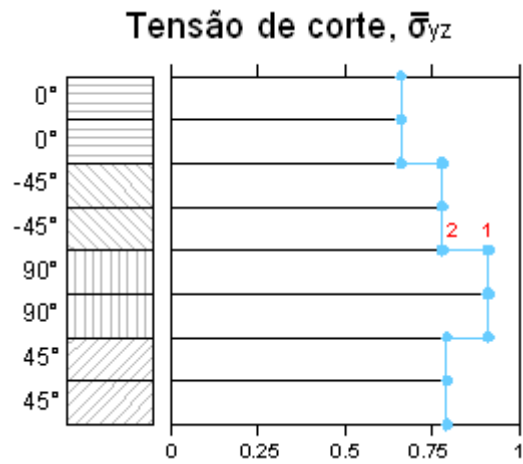


Figura A5.17 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{yz}$ (adimensionada) através da espessura

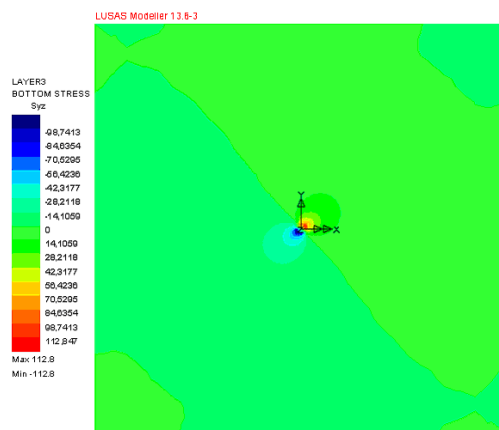
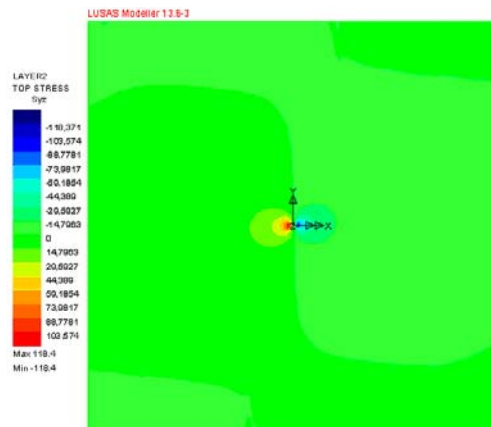


Figura A5.18 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{yz}$ (adimensionada) entre as lâminas 4 e 5.

(a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 4).

(b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 5).

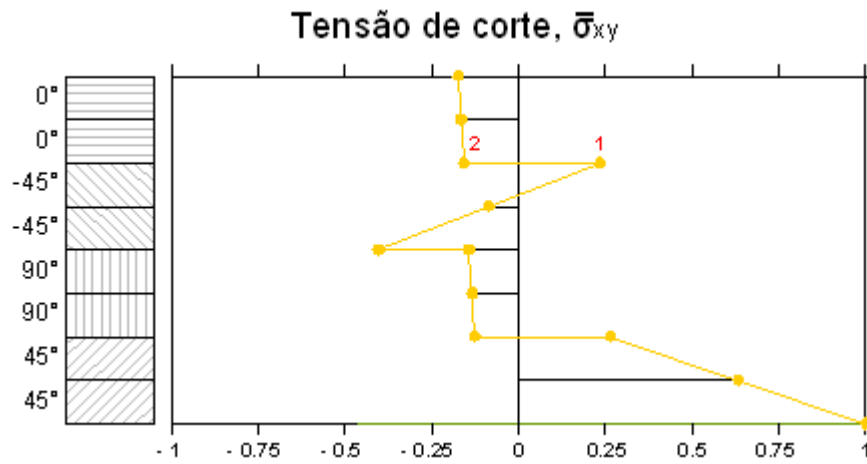


Figura A5.19 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xy}$ (adimensionada) através da espessura

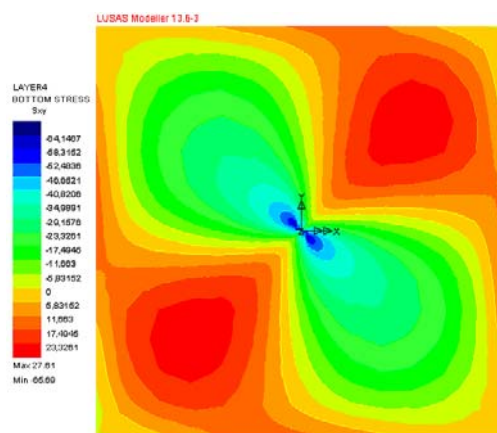
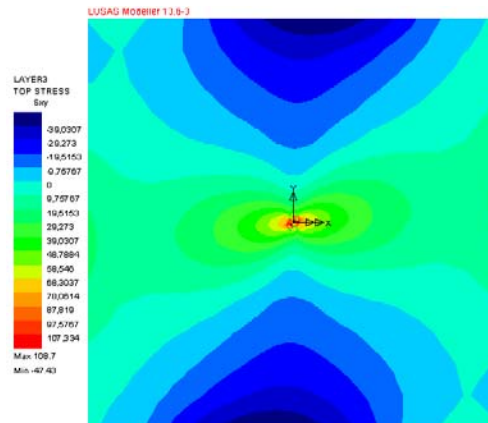


Figura A5.20 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xy}$ (adimensionada) entre as lâminas 6 e 7.

- (a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 6).
- (b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 7).

ANEXO 6

ESTUDO PRÉVIO DE CORRELAÇÃO DE DELAMINAÇÃO

Foi feito previamente um estudo para compreensão do método de análise de delaminação por elementos finitos de interface no programa LUSAS. Os resultados obtidos foram comparados com os valores disponíveis publicados em “benchmarks” (Ref. [1], Capítulo 7) afim de avaliar o comportamento do modelo de dano seguido. Este estudo engloba em primeiro lugar a análise da delaminação em provetes típicos para testar os modos de fractura I e II e em seguida, o prognóstico da progressão de uma delaminação inicial induzida por tensões de corte de modo II provocadas por impacto de baixa velocidade numa placa circular simplesmente apoiada.

A6.1 SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE PROVETES BÁSICOS

Normalmente são usados os seguintes provetes para analisar os diferentes modos de fractura:

DCB – *Double Cantilever Beam*, para testar o Modo I

ELS – *End Load Split* para testar o Modo II

ENF – *End Notch Flexure* para testar o Modo II

MMB – *Mixed Mode Bending* para testar os Modos I e II

FRMM – *Fixed Ratio Mixed Mode* para testar os Modos I e II

A Figura A6.1 mostra o esquema de carregamento e as condições de fronteira para cada um destes provetes.

Na presente análise numérica foram considerados os provetes *DCB*, *ENF* e *MMB*.

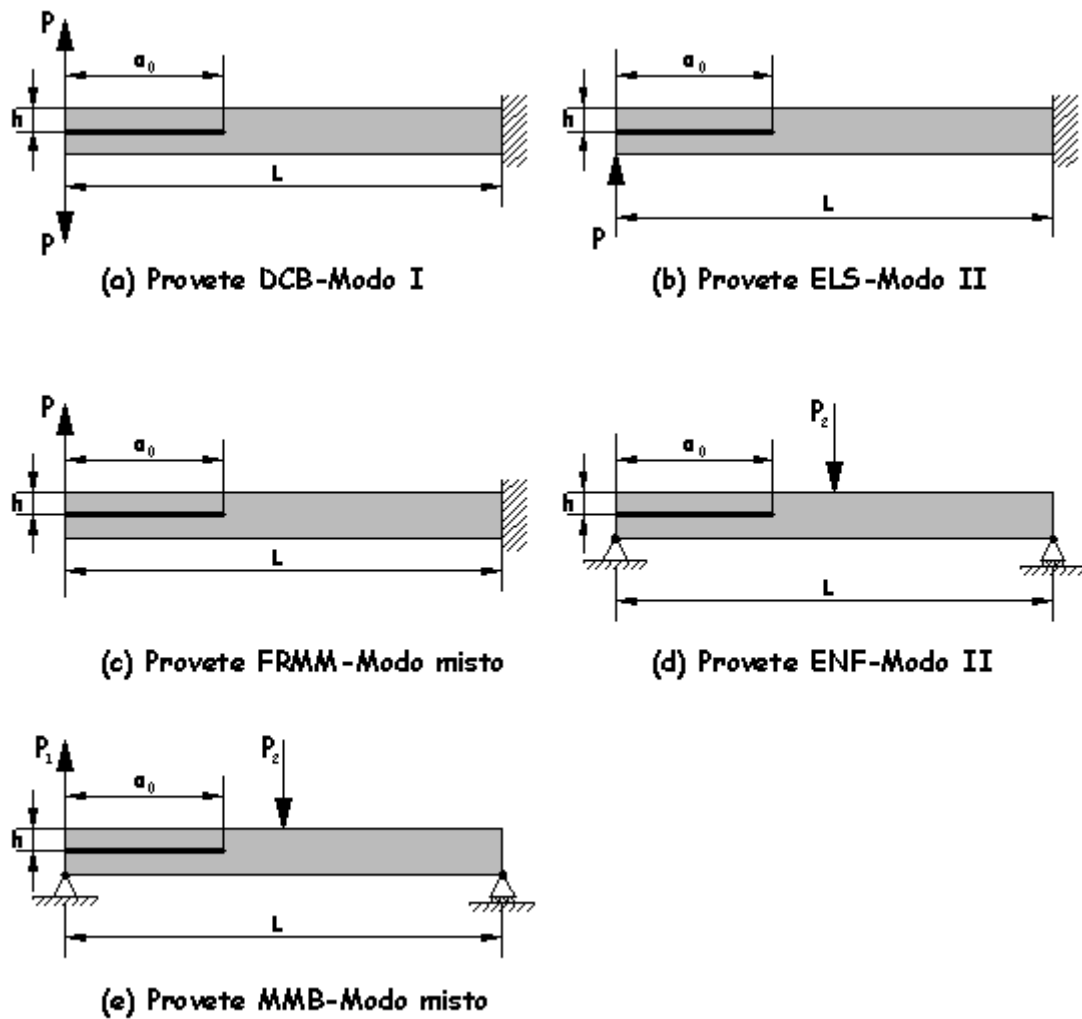


Figura A6.1 Provetes de ensaio de fractura

A6.1.1 Double Cantelever Beam - DCB

A6.1.1.1 Análise bidimensional

Foi feita uma análise $2D$, aplicando o elemento finito $IS16$ no programa **LUSAS**, a um provete de configuração *DCB*, no qual uma viga com uma fenda na superfície média está sujeita a deslocamentos, correspondentes à abertura desta, que resultam em forças de reacção. Foram seguidas as condições impostas num “benchmark” para compósitos (Ref. [1], Capítulo 7). O provete tem uma espessura de 3 mm , largura de 30 mm , contendo uma fenda prévia, de comprimento igual a 30 mm e uma sequência de empilhamento $[0^\circ]_2$. As propriedades do material unidireccional de Carbono-Epóxico ($T800/924$) e do material da interface, são mostradas nas Tabelas A6.1 e A6.2.

Tabela A6.1 Propriedades do material da viga

MATERIAL	E_{11} [Gpa]	$E_{22}=E_{33}$ [Gpa]	$G_{12}=G_{13}=G_{23}$ [Gpa]	$\nu_{12}=\nu_{13}=\nu_{23}$
Carbono-Epóxico (T800/924)	126	7.5	4.981	0.263

Tabela A6.2 Propriedades do material da interface

MATERIAL	$T_1=T_2=T_3$ [Mpa]	$G_{Ic}=G_{IIc}=G_{IIIc}$ [N/mm]	K_h [N/mm ³]
Adesivo	57	0.281	10^7

A hipótese que o comportamento é bidimensional é possível se se admitir que a frente da fenda é recta. Em rigor isto não é verdade, visto que, para uma viga com 30 mm de largura e 3 mm de espessura o campo de tensão na frente da fenda é um estado de deformação plana, mas nas duas arestas livres o campo é de tensão plana. Aqui a frente da fenda tende a curvar em torno das arestas. É possível, no entanto, demonstrar que este facto pode ser negligenciado quanto mais fina e larga for a viga.

Os resultados obtidos foram comparados com os experimentais disponíveis (Ref. [1], Capítulo 7) e com as soluções analíticas apresentadas nas referências (Ref. [53] e [54], Capítulo 7). A dedução das fórmulas que permitem obter as soluções analíticas são apresentadas na (Ref. [57], Capítulo 7). Antes da progressão da delaminação e à medida que a carga aumenta, a relação entre a força e a correspondente deflexão é dada pela teoria da flexão das vigas:

$$\Delta = \frac{16Pa_0^3}{3EI} \quad (\text{A6.1})$$

onde, Δ é a flecha na extremidade da viga, Figura A6.2, correspondente à abertura da fenda, P é a carga aplicada, a_0 é o comprimento da fenda, E é o módulo de elasticidade do material do provete e I é o momento de inércia da secção transversal da viga, dado por

$$I = \frac{Bh^3}{12}$$

Conforme a carga vai aumentando a energia de deformação, nos dois braços flectidos da viga, produzirá energia suficiente para propagar a frente da fenda num puro Modo I. A relação entre a carga e a deflexão após a propagação da delaminação é dada por,

$$\Delta = \frac{2(BG_{Ic}EI)^{1.5}}{3EIP^2} \quad (\text{A6.2})$$

onde, B é a largura da viga e G_{Ic} é a energia de fractura crítica do Modo I. Esta equação é ainda utilizada para deduzir o valor de G_{Ic} , a partir dos valores de Δ e de P , obtidos experimentalmente.

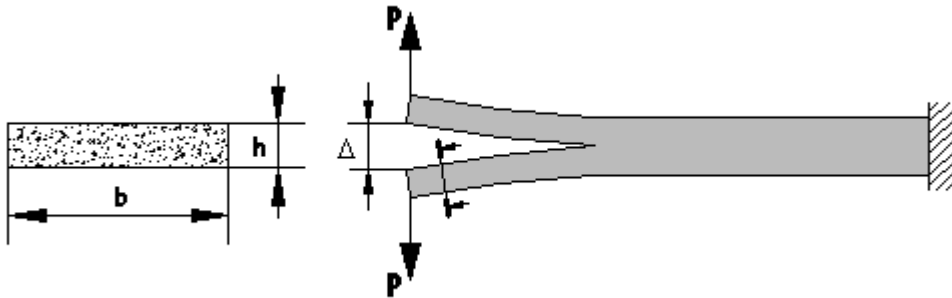


Figura A6.2 Provete de ensaio de fractura DCB

Atendendo a que a reacção decresce à medida que a deflexão correspondente à abertura da fenda aumenta, a progressão da delaminação torna-se instável. Para efectuar a análise por elementos finitos é necessário ter em conta este comportamento de relaxação, visto que o procedimento de solução tem de enfrentar uma resistência tangente negativa definida. Para evitar esta dificuldade pode usar-se um procedimento explícito e resolver o problema dinamicamente para cada incremento de carga, ou seguir uma estratégia de solução implícita usando o “*arc length method*”. Foi esta a estratégia adoptada, para a presente simulação, no programa LUSAS. Foi usada uma malha com 30 divisões longitudinais no comprimento da fenda prévia, refinou-se com 80 divisões num comprimento de 20 mm onde foi suposto ocorrer a progressão da delaminação e nos 50 mm restantes. Na espessura do provete consideraram-se 4 divisões.

A Figura A6.3 mostra a resposta de carga-deslocamento na extremidade do provete DCB, a Figura A6.4 um provete com delaminação e a Figura A6.5 o historial da progressão da fenda.

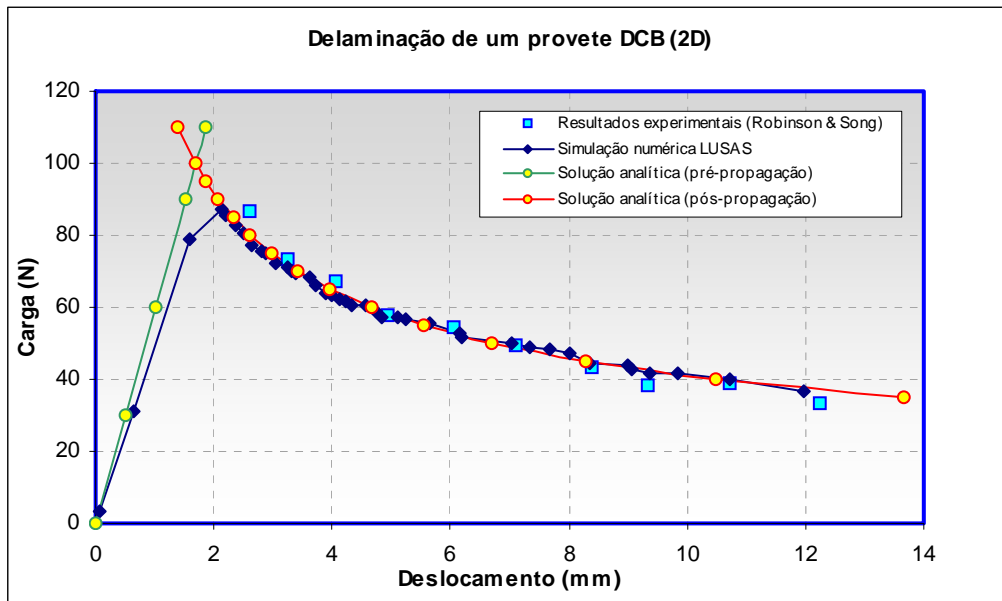


Figura A6.3 Abertura da fenda em função da carga aplicada, na extremidade de um provete DCB

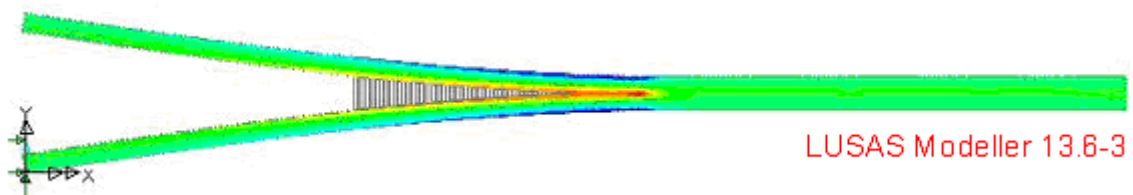


Figura A6.4 Provete DCB delaminado (2D)

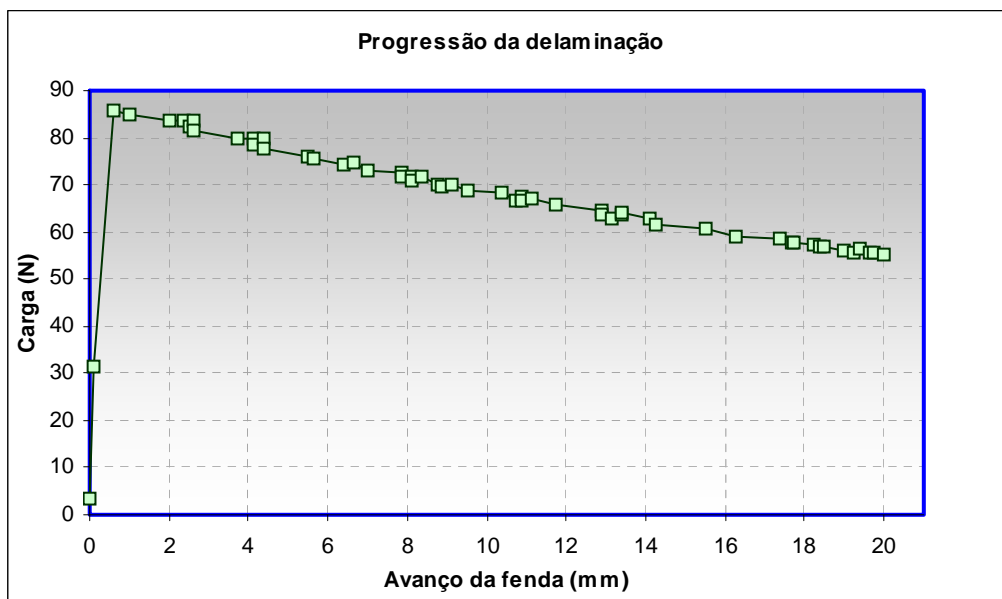


Figura A6.5 Progressão da fenda em função da carga aplicada, na extremidade de um provete DCB

A6.1.1.2 Análise tridimensional

Realizou-se também uma análise 3D. Neste caso foram seguidas as condições de teste e os resultados obtidos por Goyal e Johnson (Ref. [45], Capítulo 7) a fim de avaliar o desempenho do elemento finito *IS16* no programa **LUSAS**.

O material unidireccional considerado foi Carbono-Epóxico, com uma sequência de empilhamento $[0^\circ]_2$, cujas propriedades se apresentam na Tabela A6.3. A máxima resistência interfacial e a taxa de libertação de energia crítica estão contidos na Tabela A6.4.

Tabela A6.3 Propriedades do material da viga

MATERIAL	E_{11} [Gpa]	$E_{22}=E_{33}$ [Gpa]	$G_{12}=G_{13}$ [Gpa]	G_{23} [Gpa]	$\nu_{12}=\nu_{13}$	ν_{23}
Carbono-Epóxico	150	11	6	3.7	0.25	0.45

Tabela A6.4 Propriedades do material da interface

MATERIAL	$T_1=T_2$ [Mpa]	T_3 [Mpa]	G_{Ic} [N/mm]	$G_{IIc}=G_{IIIc}$ [N/mm]	K_h [N/mm ³]
Adesivo	80	60	0.352	1.45	10^7

O provete tem um comprimento $L = 150 \text{ mm}$, espessura $2h = 3 \text{ mm}$ e largura $B = 20 \text{ mm}$, sendo o comprimento da fenda inicial de $a_0 = 50 \text{ mm}$.

Os elementos de interface são colocados entre a lâmina superior e a inferior com a delaminação obrigada a progredir no plano situado entre estas. As duas lâminas foram modeladas com o elemento isoparamétrico tridimensional hexaédrico de 16 nós, interpolação quadrática e três graus de liberdade por nó, (*Composite Brick HX16L*), disponível na biblioteca de elementos do programa **LUSAS**. Cada lâmina foi modelada com um elemento através da espessura e da largura, 20 ao longo do comprimento da fenda prévia, 50 numa distância de 20 *mm*, onde se dá a propagação da fenda e também 50 no restante comprimento, como se mostra na Figura A6.6.

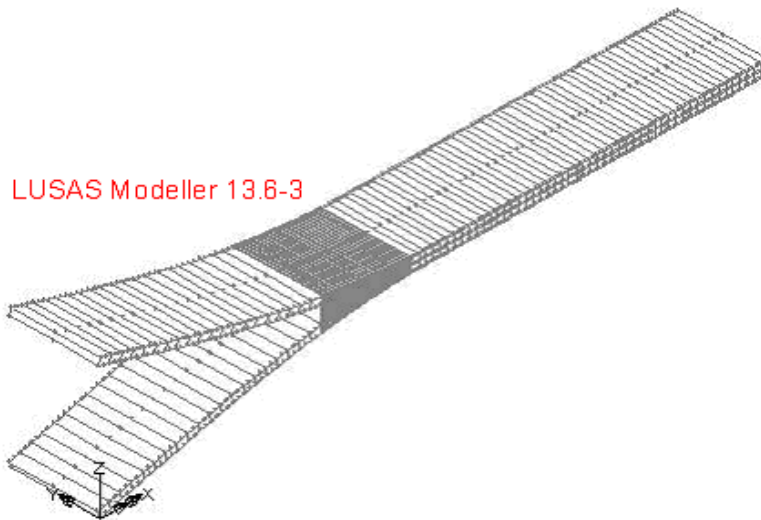


Figura A6.6 Provete DCB delaminado (3D)

A Figura A6.7 mostra os resultados obtidos nesta análise, para o deslocamento de abertura da fenda em função da carga aplicada, os valores de referência e as soluções analíticas, (Ref. [53] e [54], Capítulo 7), tomados para termo de comparação.

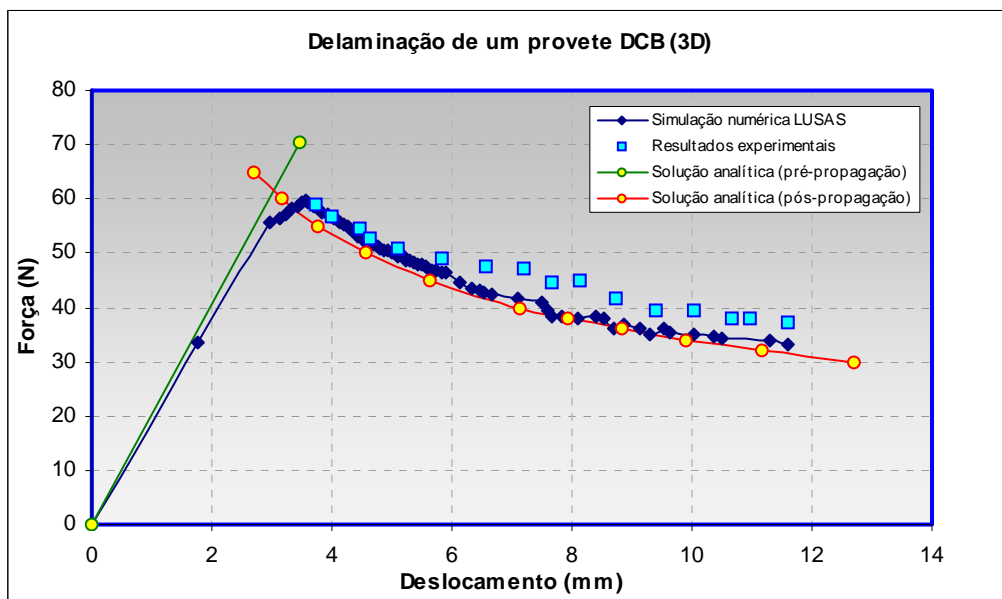


Figura A.6.7 Abertura da fenda, na extremidade de um provete DCB

A6.1.1.3 Conclusões

Tanto na análise 2D como na 3D verifica-se uma boa concordância entre os valores obtidos na simulação numérica, os resultados experimentais e as soluções analíticas. Em ambos os casos pode observar-se, nas curvas de resposta, que as soluções analíticas indicam uma viga mais rígida (a propagação ocorre para uma abertura de fenda menor) do que os

resultados fornecidos numérica e experimentalmente. Isto pode dever-se ao facto de as soluções analíticas, propostas por Mi e Crisfield, terem sido formuladas para materiais aderentes isotrópicos e admitindo o estado de tensão plana. A consideração da não-linearidade geométrica na análise numérica e o facto de alguns elementos começarem o processo de relaxação antes do pico de carga conduz a uma carga máxima analítica ligeiramente superior à numérica.

Constatou-se também que, para obter soluções convergentes, foi necessário refinar a malha na zona de propagação para os valores atrás referidos, isto porque, o reduzido número de pontos sujeitos ao processo de relaxação, provoca variações repentinas de carga, quando cada ponto deixa de participar neste processo e se passa para outro.

Uma maior refinação da malha revelou-se desnecessária e indesejável, pelo tempo de cálculo computacional, uma vez que os resultados obtidos apresentam diferenças insignificantes o que configura um processo convergente.

Na modelação 3D, para obter uma solução convergente foi ainda necessário reduzir para metade o valor da máxima resistência inter facial do Modo I.

No gráfico da Figura A6.5 pode verificar-se que a progressão da fenda no plano, varia linearmente com a carga aplicada para a sua abertura.

A6.1.2 End Notched Flexure – ENF

Para o provete *ENF* foi realizada uma análise 3D tendo como referência as condições de ensaio e os resultados obtidos por Goyal e Johnson (Ref. [45], Capítulo 7).

Usou-se um material isotrópico com $E = E_{11}$ e $\nu = \nu_{12}$ (Tabela A6.3) para a viga, sendo o material da interface conforme descrição na Tabela A6.4. Geometricamente o provete tem um comprimento $L = 100 \text{ mm}$, espessura $2h = 3 \text{ mm}$ e largura $B = 10 \text{ mm}$, com uma fenda prévia de $a_0 = 30 \text{ mm}$.

As lâminas, superior e inferior, foram modeladas com um elemento através da espessura e da largura e 100 elementos ao longo do comprimento (Figura A6.9). Os elementos finitos utilizados foram o sólido *HX16L* e o de interface *IS16*.

As soluções analíticas (Ref. [53] e [54], Capítulo 7) tomadas para termo de comparação são as seguintes:

- (1). Antes da propagação da delaminação,

$$\Delta = \frac{P(2L^3 + 3^3)}{12EI} \quad (A6.3)$$

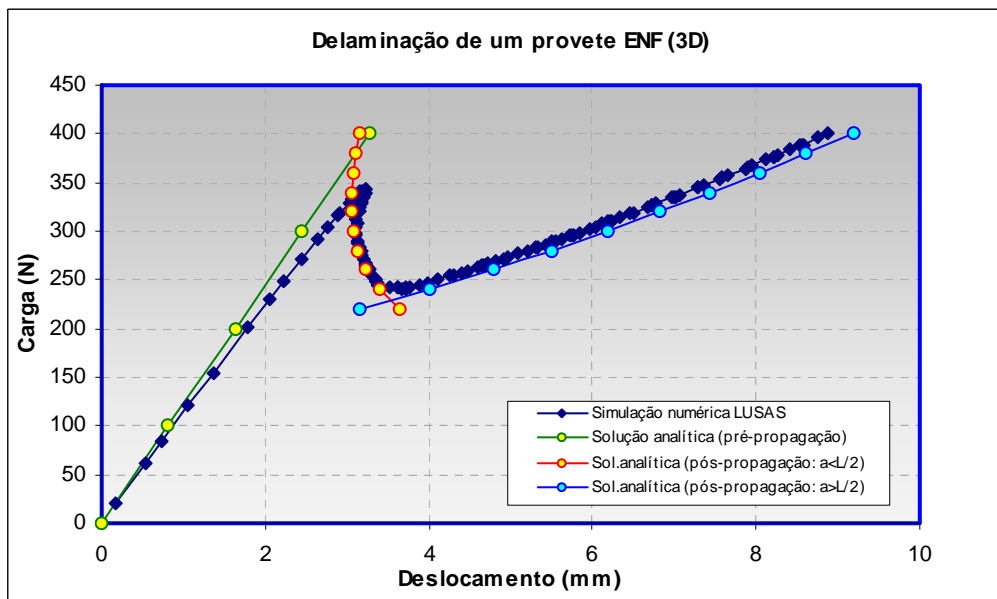
(2). Depois da propagação,

(a). Para comprimentos da fenda $a < L/2$,

$$\Delta = \frac{P}{12EI} \left(2L^3 + \frac{(8G_{IIc}BEI)^{1.5}}{\sqrt{3}P^3} \right) \quad (A6.4)$$

(b). Para comprimentos da fenda $a > L/2$,

$$\Delta = \frac{P}{3EI} \left(2L^3 + \frac{(8G_{IIc}BEI)^{1.5}}{4\sqrt{3}P^3} \right) \quad (A6.5)$$



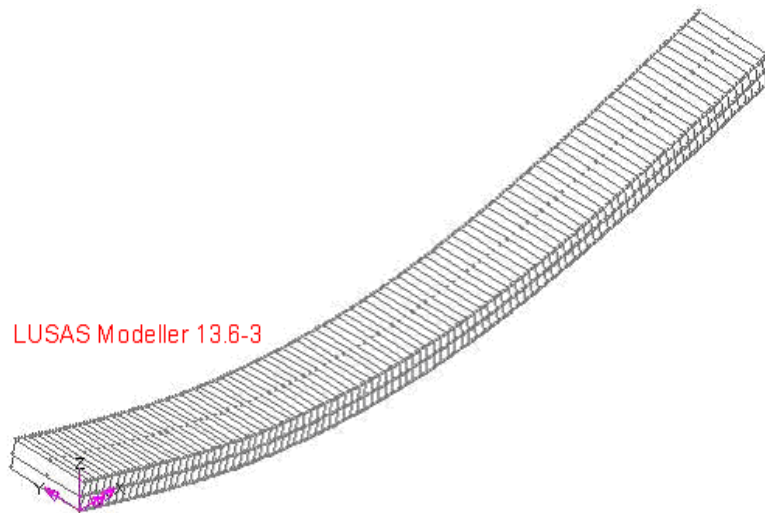


Figura A6.9 Provete ENF delaminado

A6.1.2.1 Conclusões

Como se mostra na Figura A6.8 os resultados fornecidos pelo método dos elementos finitos de interface (**LUSAS**), estão em excelente concordância com as soluções analíticas. Tal como aconteceu no teste *DCB* a inclusão da não-linearidade geométrica na análise numérica e o facto de alguns elementos iniciarem o processo de relaxação antes do pico de carga conduz a uma carga máxima analítica ligeiramente superior à numérica.

Neste caso não foi necessário reduzir o valor da máxima resistência interfacial, visto que não se verificaram problemas de convergência.

A6.1.3 Mixed Mode Bending – MMB

Para o ensaio de flexão do Modo Misto foi realizada uma análise 3D nas mesmas condições geométricas, de material da viga e interface, com o mesmo comprimento de fenda inicial e idêntica modelação.

Foi seguido o esquema de carregamento proposto por Reeder e Crews (Ref. [56], Capítulo 7) e que se mostra na Figura A6.10. A partir da condição de equilíbrio de momentos, este esquema impõe a seguinte relação entre a carga de abertura P_1 e a carga de flexão P_2 :

$$P_1 = \left(\frac{2e}{2e + L} \right) P_2$$

O comprimento da alavanca ($e = 43.72 \text{ mm}$) foi determinado afim de que as taxas de libertação de energia do Modo I e do Modo II fossem iguais, ou seja, $G_{Ic} = G_{IIc}$.

Os resultados obtidos na simulação numérica foram comparados com as soluções analíticas (Ref. [53] e [54], Capítulo 7).

O ensaio *MMB* pode considerar-se como a sobreposição dos Modos I e II. Podem assim deduzir-se as expressões que definem a carga de cada um deles.

$$P_I = \left(\frac{3e-l}{4l} \right) P \quad \text{e} \quad P_{II} = \left(\frac{e+l}{l} \right) P \quad (\text{A6.6})$$

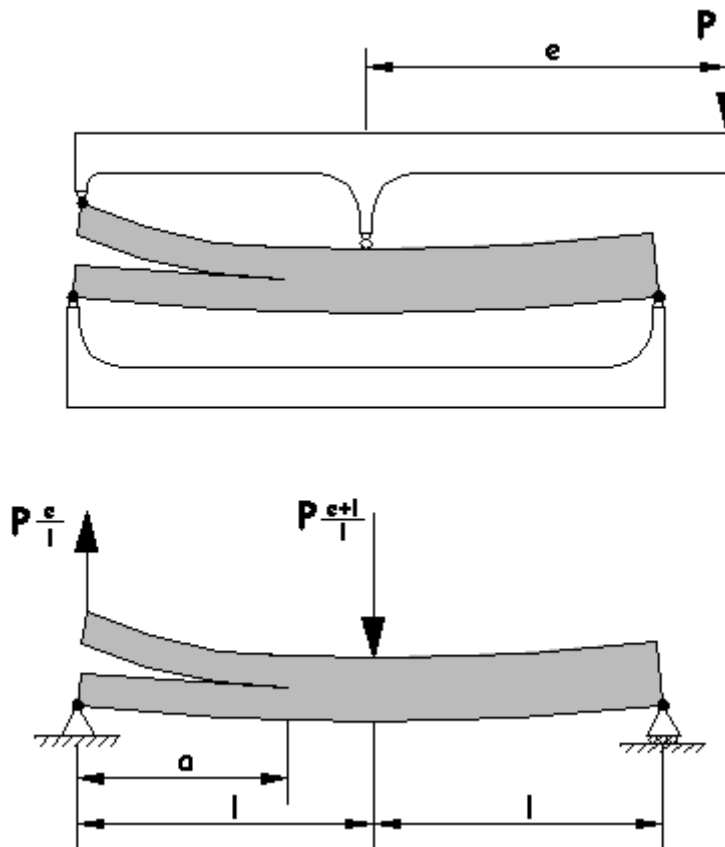


Figura A6.10 Condições de ensaio de Modo Misto

A6.1.3.1 Comprimento da fenda, $a < l$

(1). Antes da propagação da delaminação,

$$\Delta = \frac{2P_I a_0^3}{3EI} = \frac{16P_I a_0^3}{3EI} \quad (A6.7)$$

(2). Durante a propagação da delaminação,

Para este cálculo usa-se a Equação (A6.7) substituindo a_0 por um comprimento de fenda a obtido a partir do critério adoptado para o crescimento da fenda de Modo Misto

$$\frac{G_I}{G_{Ic}} + \frac{G_{II}}{G_{IIc}} = 1 \quad (A6.8)$$

O que conduzirá à seguinte expressão:

$$\Delta = \frac{16P_I}{3EI} \left(\frac{BEI}{\frac{8P_I^2}{G_{Ic}} + \frac{3P_{II}^2}{8G_{IIc}}} \right)^{1.5} \quad (A6.9)$$

A6.1.3.2 Comprimento da fenda, $a > l$

Neste caso a equação do deslocamento é construída de forma idêntica. No entanto, por razões geométricas o comprimento, a , da fenda terá de ser determinado resolvendo a equação quadrática:

$$\frac{1}{BEI} \left(\frac{8P_I^2}{G_{Ic}} + \frac{3P_{II}^2}{8G_{IIc}} - \frac{8P_I P_{II}}{G_{IIc}} \right) a^2 - \frac{1}{BEI} \left(\frac{3P_{II}^2 l}{2G_{IIc}} - \frac{8P_I P_{II} l}{G_{IIc}} \right) a + \frac{3P_{II}^2 l^2}{2BEI G_{IIc}} - 1 = 0 \quad (A6.10)$$

A6.1.3.3 Conclusões

Como se pode verificar na Figura A6.11, os valores resultantes da simulação numérica estão em boa concordância com os calculados analiticamente. A diferença entre as cargas

máximas deve-se ao facto da solução analítica não considerar os efeitos da não linearidade geométrica e porque a delaminação tem início antes de se atingir a carga máxima.

Neste caso foi necessário reduzir o valor da máxima resistência interfacial, para conseguir a convergência da solução.

A Figura A6.12 mostra o provete *MMB* deformado e delaminado.

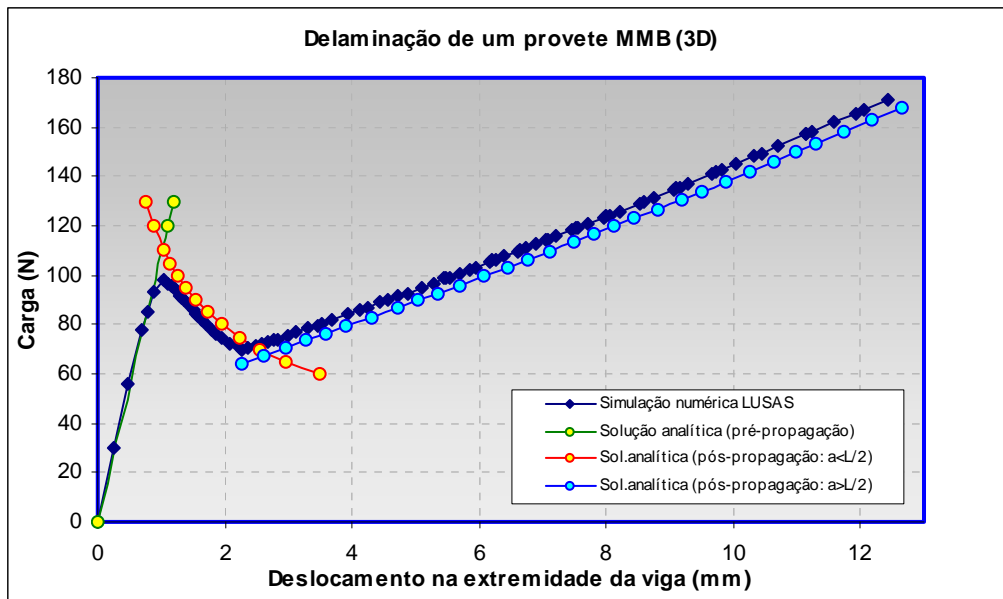


Figura A6.11 Deslocamento na extremidade de um provete MMB

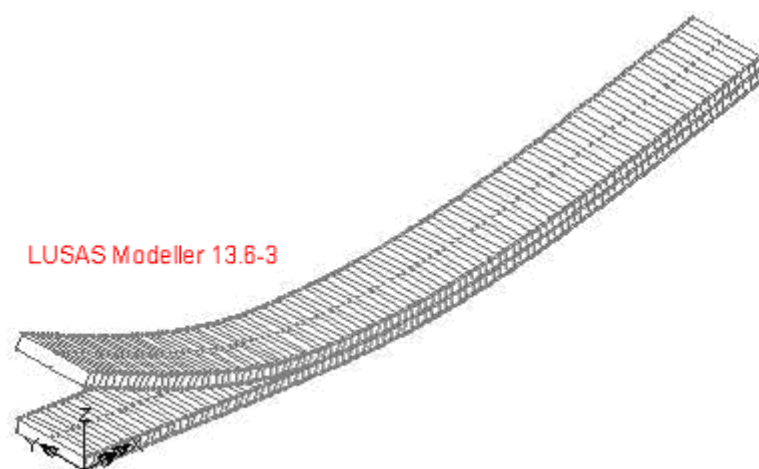


Figura A6.12 Provete MMB delaminado

A6.2 PLACA CIRCULAR DELAMINADA AO CENTRO

Para além destes provetes típicos, foi ainda testada uma placa circular isotrópica contendo uma delaminação prévia circular central, situada na sua superfície média. Nos ensaios anteriores as estruturas foram sujeitas a cargas estáticas crescentes até ocorrer a delaminação e a falha. Aqui, seguindo o mesmo princípio, é feita a simulação da progressão da delaminação resultante da aplicação de uma carga concentrada no centro, perpendicularmente ao plano. No entanto este caso reveste-se de particular interesse sempre que se pretenda simular impacto de baixa velocidade e o consequente dano, em placas laminadas.

Esta análise segue um Benchmark (Ref. [1], Capítulo 7) e consiste numa placa circular com um diâmetro de 100 mm e uma espessura de 3 mm, simplesmente apoiada, contendo uma delaminação prévia concêntrica, com um diâmetro de 30 mm na superfície média (Figura A6.13). É aplicada uma carga concentrada incremental ao centro.

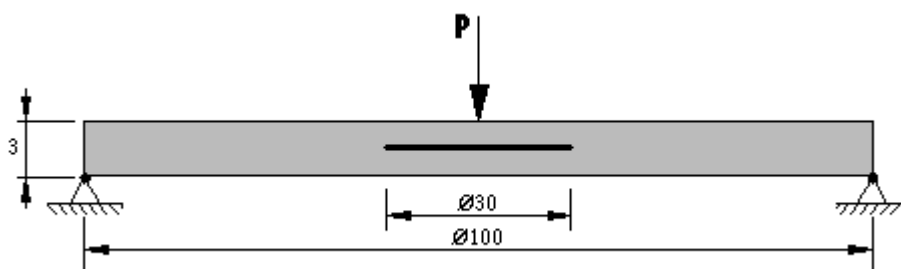


Figura A6.13 Geometria da placa com delaminação prévia

O material da placa é um carbono-epóxico T800/924, homogeneizado isotrópico, para simplificar o modelo de elementos finitos, com as propriedades que se mostram na Tabela A6.5. As propriedades do material da interface apresentam-se na Tabela A6.6.

Tabela A6.5 Propriedades do material da placa

MATERIAL	E [Gpa]	ν
Carbono-Epóxico (T800/924) (Homogeneizado)	60	0.3

Tabela A6.6 Propriedades do material da interface

MATERIAL	$T_1=T_2=T_3$ [Mpa]	$G_{Ic}=G_{IIc}=G_{IIIc}$ [N/mm]	K_h [N/mm ³]
Adesivo	57	0.8	10^7

Por razões de simetria foi modelado apenas $\frac{1}{4}$ da placa. A malha escolhida foi refinada na zona de delaminação e os elementos de interface, *INT16* do programa **LUSAS**, foram colocados ao longo da superfície média central, como se mostra na Figura A6.14. A placa homogénea tem uma malha fina e os elementos são axisimétricos sólidos *HX16L*. A condição de fronteira é efectivamente uma aresta simplesmente apoiada, no entanto a carga crítica de delaminação é independente desta. A rotina de carga não-linear usada pelo **LUSAS** é implícita com uma estratégia de “*arc-length*” no caso da rigidez mudar de sinal.

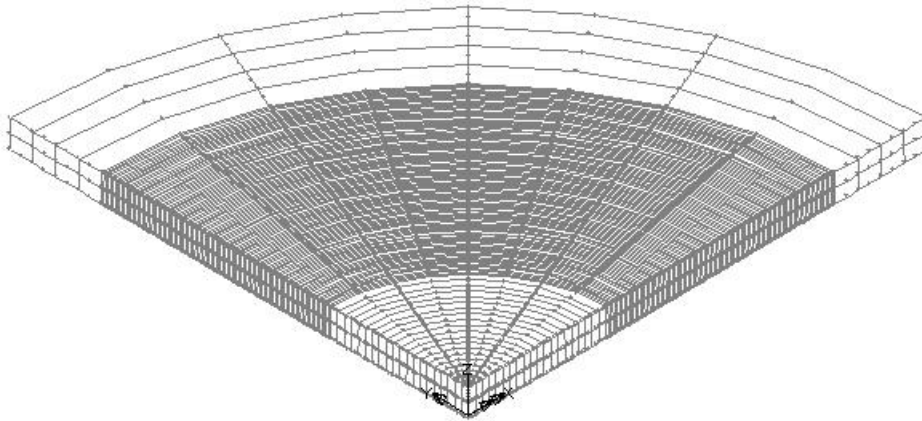


Figura A6.14 Malha de elementos finitos usada na simulação numérica

O valor da carga crítica resultante da simulação numérica foi comparado com a solução analítica. De acordo com (Ref. [1], Capítulo 7) esta solução é deduzida considerando uma delaminação circular no plano médio de uma placa, crescendo num pequeno raio δr , acha-se o trabalho realizado pela força aplicada P , devido ao aumento da flexibilidade das duas metades da placa delaminada e em seguida iguala-se ao trabalho efectuado na expansão da frente da fenda. A carga crítica é assim dada por:

$$P_{crit} = \sqrt{\frac{8\pi^2 E t^3 G_{IIc}}{9(1-\nu^2)}} \quad (\text{A6.11})$$

onde E , t e ν são o módulo de elasticidade, a espessura da placa e o coeficiente de Poisson. G_{IIc} é a taxa de libertação de energia crítica.

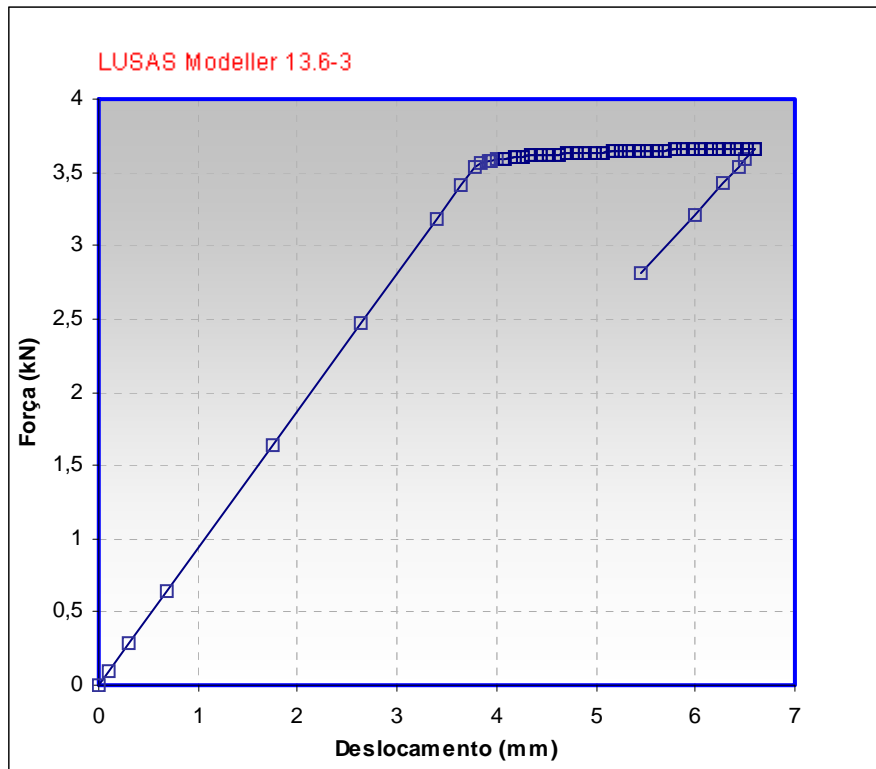


Figura A6.15 Historial do carregamento

A6.2.1 Análise de resultados

A Figura A6.15 mostra a resposta do deslocamento vertical do ponto central da placa à força incremental aí aplicada. Como se esperava, o comportamento inicial é elástico até atingir a carga crítica. Nesse ponto a tensão excede a resistência dos elementos de interface e estes começam a abrir. Consequentemente, o deslocamento vai aumentando para uma carga quase constante. Verifica-se assim que a carga crítica para a propagação da delaminação é independente do comprimento desta. Isto acontece porque a taxa de libertação de energia é proporcional ao raio da delaminação mas a energia absorvida também aumenta com o raio devido à expansão da frente da fractura. A curva termina quando a frente da delaminação atinge a fronteira da placa, isto é quando a placa se torna instantaneamente em duas metades. Através de vários estudos complementares comprovou-se também que, para as mesmas condições, diferentes áreas de delaminação iniciais originam respostas com inclinações de comportamento elástico diferentes, mas a carga crítica mantém-se.

A carga crítica obtida na análise por elementos finitos é praticamente igual à calculada pela fórmula da solução analítica.

ÍNDICE DE FIGURAS

CAPÍTULO 2

Figura 2.1 Secção transversal de um laminado danificado por impacto.....	9
Figura 2.2 Compósito laminado.....	10
Figura 2.3 Homogeneização de uma lâmina.....	12
Figura 2.4 Sistema de coordenadas da lâmina.....	12
Figura 2.5 Tensões de corte: (a) no plano e (b) interlaminares.....	15
Figura 2.6 Sistemas de coordenadas no laminado (a) coincidentes (b) não-coincidentes.....	17
Figura 2.7 Geometria de uma placa laminada.....	19
Figura 2.8 Deformação do plano médio de uma placa fina e rotação da normal na teoria de Clássica.....	21
Figura 2.9 Deformação do plano médio de uma placa fina e rotação da normal na teoria de Reissner-Mindlin.....	21
Figura 2.10 Distribuição das tensões interlaminares num elemento infinitesimal de um laminado.....	28
Figura 2.11 Equilíbrio de um elemento junto ao bordo de uma lâmina pertencente a um laminado submetido à tracção.....	28

CAPÍTULO 3

Figura 3.1 Teste de arrancamento da fibra.....	37
Figura 3.2 Modelo de Clark.....	41
Figura 3.3 Progressão do dano de impacto, devida à (1) tensão de flexão (2) tensões de contacto.....	45

CAPÍTULO 5

Figura 5.1 Máquina de ensaio de tracção SHIMATSU - AG-1, existente no Laboratório de Ensaio de Materiais da ESTA- Instituto Politécnico de Tomar.....	68
---	----

Figura 5.2 Impactor de cabeça hemisférica.....	69
Figura 5.3 Máquina de ensaio de impacto IMATEK-IM10, existente no Laboratório de Ensaio de Materiais da ESTA- Instituto Politécnico de Tomar.....	70
Figura 5.4 Curva força-deslocamento para placas planas.....	72
Figura 5.5 Energias definidas no processo de dano de impacto.....	75
Figura 5.6 Ciclo de cura das placas laminadas.....	76
Figura 5.7 Provetes e dispositivos de ensaio.....	77
Figura 5.8 Provetes do conjunto 1.....	78
Figura 5.9 Provetes do conjunto 2.....	79
Figura 5.10 Provetes do conjunto 3.....	80
Figura 5.11 Provetes do conjunto 4.....	81
Figura 5.12 Provetes do conjunto 5.....	81
Figura 5.13 Serra de corte ISOMET-1000, existente no Laboratório de Ensaio de Materiais da ESTA- Instituto Politécnico de Tomar.....	82
Figura 5.14 Dispositivo de fixação para o corte e furação de um provete.....	83
Figura 5.15 Polidora de amostras Struers Rotopol-21, existente no Laboratório de Ensaio de Materiais da ESTA- Instituto Politécnico de Tomar.....	83
Figura 5.16 Dispositivo de encastramento do provete.....	84
Figura 5.17 Centro de maquinaria CNC HAAS série VFE, existente no Laboratório de Fabricação Mecânica da ESTA- Instituto Politécnico de Tomar.....	84
Figura 5.18 Força-deslocamento num ensaio quasi-estático.....	90
Figura 5.19 Historial do deslocamento.....	92
Figura 5.20 Historial da força de impacto.....	93
Figura 5.21 Historial da energia.....	93
Figura 5.22 Curvas de força-deslocamento.....	94
Figura 5.23 Historial da força de contacto (Material VE-A).....	97
Figura 5.24 Historial da força de contacto (Material VE-B).....	97
Figura 5.25 Área de delaminação. (a) Imagem da face anterior, (b) Imagem da face posterior (c) Imagem da secção transversal que passa ao centro da placa na direcção das fibras orientadas a 0°.....	98
Figura 5.26 Área de delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 1).....	101
Figura 5.27 Maior comprimento da delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 1).....	101
Figura 5.28 Força - deslocamento num ensaio quasi-estático.....	103
Figura 5.29 Área de delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 2).....	109
Figura 5.30 Maior comprimento da delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 2).....	109
Figura 5.31 Força versus deslocamento num ensaio quasi-estático.....	111
Figura 5.32 Área de delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 3).....	117

Figura 5.33 Maior comprimento da delaminação em função da flexibilidade da placa (Conjunto 3).....	117
Figura 5.34 Força versus deslocamento nos ensaios de impacto (Material VE-A).....	120
Figura 5.35 Força versus deslocamento nos ensaios de impacto (Material VE-B).....	120
Figura 5.36 Energia versus deslocamento nos ensaios de impacto (Material VE-A).....	121
Figura 5.37 Energia versus deslocamento nos ensaios de impacto (Material VE-B).....	121
Figura 5.38 Área de delaminação em função da velocidade de impacto (Conjunto 4).....	124
Figura 5.39 Maior comprimento da delaminação em função da velocidade de impacto (Conjunto 4).....	124
Figura 5.40 Balanço da energia nas placas de material quasi-isotrópico, VE-A.....	127
Figura 5.41 Balanço da energia nas placas de material cruzado anti-simétrico, VE-B.....	127
Figura 5.42 Curvas correspondentes ao impacto com ressalto do impactor.....	130
Figura 5.43 Curvas correspondentes ao impacto com paragem do impactor.....	131
Figura 5.44 Curvas correspondentes ao impacto com perfuração.....	133
Figura 5.45 Condições para o escalamento.....	135
Figura 5.46 Comparação de uma curva escalada e de uma curva obtida experimentalmente.....	137
Figura 5.47 Área delaminada: (a) Placa com 16 lâminas, (b) Placa com 32 lâminas.....	138

CAPÍTULO 6

Figura 6.1 Sumário esquemático dos diversos tipos de Problemas Estruturais.....	146
Figura 6.2 Contacto entre dois corpos no instante t	153
Figura 6.3 Corpos separados para ilustrar as acções de contacto.....	153
Figura 6.4 Fontes de tensões fora do plano em descontinuidades estruturais que podem ser responsáveis por delaminações.....	164
Figura 6.5 Configuração nodal do elemento sólido hexaédrico de 16 nós.....	169
Figura 6.6 Configuração nodal do elemento de interface de 16 nós.....	170
Figura 6.7 Relação constitutiva da delaminação.....	172
Figura 6.8 Modos de fractura: (a) Modo I, (b) Modo II, (c) Modo III.....	173
Figura 6.9 Relação tensão-deformação uniaxial.....	176

CAPÍTULO 7

Figura 7.1 Elemento de casca compósita multilaminada isoparamétrico de quatro nós.....	189
Figura 7.2 Elemento sólido tridimensional hexaédrico isoparamétrico de oito nós.....	190
Figura 7.3. Elemento sólido tridimensional hexaédrico isoparamétrico de 16 nós.....	190
Figura 7.4 Malhas de elementos finitos no plano das placas.....	191

Figura 7.5 Esquema da simulação de um ensaio de impacto de queda por gravidade.....	193
Figura 7.6 Esquema de aplicação da carga na simulação do contacto estático.....	194
Figura 7.7 Curva força-tempo sinusoidal.....	195
Figura 7.8 Curva de força em função de um parâmetro tempo fictício com uma variação triangular.....	195
Figura 7.9 Malha de elementos finitos para a área de contacto de Hertz.....	196
Figura 7.10 Malha de elementos finitos para a placa bidimensional.....	197
Figura 7.11 Malha de elementos finitos para a placa tridimensional.....	197
Figura 7.12 Historial da velocidade do impactor na análise de contacto.....	198
Figura 7.13 Variação da velocidade do impactor em função da deflexão da placa na análise de contacto.....	198
Figura 7.14 Historial da velocidade do impactor na análise experimental.....	199
Figura 7.15 Variação da velocidade do impactor em função da deflexão da placa na análise experimental.....	199
Figura 7.16 Historial do deslocamento do ponto central, para a placa de vidro-epóxico.....	200
Figura 7.17 Historial da força de contacto entre o impactor e a placa de vidro-epóxico.....	200
Figura 7.18 Força versus deslocamento para a placa de vidro-epóxico.....	201
Figura 7.19 Placa bidimensional deformada no contacto.....	202
Figura 7.20 Placa tridimensional deformada no contacto.....	202
Figura 7.21 Historial do deslocamento do ponto central, para a placa de vidro-epóxico (função de tempo sinusoidal).....	202
Figura 7.22 Historial do deslocamento do ponto central, para a placa de vidro-epóxico (função de tempo triangular).....	203
Figura 7.23 Placa deformada.....	203
Figura 7.24 Carga aplicada no ponto centra da placa.....	204
Figura 7.25 Distribuição das tensões de corte transversais:	
(a) Elementos de casca formulados pela Teoria de Mindlin-Reissner	
(b) Elementos hexaédricos formulados pela Teoria da Elasticidade.....	207
Figura 7.26 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{xx}$ através da espessura.....	208
Figura 7.27 Distribuição da tensão normal $\bar{\sigma}_{xx}$ entre as lâminas 2 e 3	
(a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 2)	
(b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 3).....	208
Figura 7.28 Distribuição da tensão de corte interlaminar $\bar{\sigma}_{xz}$ através da espessura.....	209
Figura 7.29 Distribuição da tensão de corte interlaminar $\bar{\sigma}_{xz}$ entre as lâminas 2 e 3	
(a) Corresponde ao ponto 1 (face superior da lâmina 2)	
(b) Corresponde ao ponto 2 (face inferior da lâmina 3).....	209
Figura 7.30 Distribuição da tensão de corte no plano $\bar{\sigma}_{xy}$ através da espessura.....	210
Figura 7.31 Distribuição da tensão de corte $\bar{\sigma}_{xy}$ nas face inferior e superior da placa	
(a) Corresponde ao ponto 1 (face inferior da lâmina 1)	
(b) Corresponde ao ponto 2. (face superior da lâmina 8).....	210

Figura 7.32 Distribuição da tensão de corte interlaminar (entre as lâminas 4 e 5) na linha horizontal que passa pelo centro da placa.....	211
Figura 7.33 Representação do parâmetro de dano do critério de Hashin em cada lâmina do material cruzado simétrico para a carga máxima da simulação.....	215
Figura 7.34 Representação do parâmetro de dano do critério de Hashin em cada lâmina do material quasi-isotrópico para a carga máxima da simulação.....	216
Figura 7.35 Resultados numéricos do deslocamento central das placas em função da força e respectivas curvas experimentais dos ensaios quasi-estático e de impacto para o sistema material quasi-isotrópico.....	217
Figura 7.36 Resultados numéricos do deslocamento central das placas em função da força e respectivas curvas experimentais dos ensaios quasi-estático e de impacto para o sistema material cruzado anti-simétrico.....	218
Figura 7.37 Malha de elementos finitos para a análise de delaminação.....	220
Figura 7.38 Interfaces modeladas.....	221
Figura 7.39 Modelo constitutivo do elemento de interface.....	222
Figura 7.40 Curva força-deslocamento no centro das placas para o sistema material quasi-isotrópico.....	223
Figura 7.41 Curva força-deslocamento no centro das placas para o sistema material cruzado simétrico.....	224
Figura 7.42 Falha por critérios e delaminação por elementos de interface - 1º nível de carga.....	226
Figura 7.43 Falha por critérios e delaminação por elementos de interface - 2º nível de carga.....	226
Figura 7.44 Falha por critérios e delaminação por elementos de interface - 3º nível de carga.....	227
Figura 7.45 Dano por delaminação resultante de um ensaio de impacto e por simulação numérica por elementos de interface em material quasi-isotrópico. (a) Corte transversal, (b) Fotografia da superfície de impacto de um provete ensaiado e (c) Simulação numérica.....	227
Figura 7.46 Falha e delaminação - 1º nível de carga.....	229
Figura 7.47 Falha e delaminação - 2º nível de carga.....	229
Figura 7.48 Falha e delaminação - 3º nível de carga.....	230
Figura 7.49 Dano por delaminação resultante de um ensaio de impacto e por simulação numérica por elementos de interface em material quasi-isotrópico. (a) Corte transversal (b). Fotografia da superfície de impacto de um provete ensaiado e (c) Simulação numérica.....	230

ÍNDICE DE TABELAS

CAPÍTULO 2

Tabela 2.1 Classificação dos compósitos segundo a natureza dos seus constituintes.....	10
Tabela 2.2 Propriedades dos constituintes das laminas de matriz epóxida reforçada por fibras de vidro usadas neste trabalho.....	13
Tabela 2.3 Propriedades homogeneizadas de uma lâmina unidireccional com as propriedades da Tabela 2.2.....	16

CAPÍTULO 5

Tabela 5.1 Propriedades das lâminas unidireccionais de vidro-epóxido.....	76
Tabela 5.2 Sistemas de material para o Conjunto 1.....	78
Tabela 5.3 Sistemas de material para o Conjunto 2.....	79
Tabela 5.4 Sistemas de material para o Conjunto 3.....	80
Tabela 5.5 Sistemas de material para o Conjunto 5.....	81
Tabela 5.6 Identificação das placas de vidro-epóxido VE-A (Conjunto 1).....	89
Tabela 5.7 Identificação das placas de vidro-epóxido VE-B (Conjunto 1).....	89
Tabela 5.8 Velocidades de impacto para o sistema material VE-A (Conjunto 1).....	90
Tabela 5.9 Velocidades de impacto para o sistema material VE-B (Conjunto 1).....	91
Tabela 5.10 Cargas de início de dano, cargas máximas e deslocamentos (Conjunto 1).....	91
Tabela 5.11 Áreas e comprimentos de dano (Conjunto 1).....	100
Tabela 5.12 Identificação das placas de vidro-epóxido VE-1A (Conjunto 2).....	102
Tabela 5.13 Identificação das placas de vidro-epóxido VE-1B (Conjunto 2).....	102
Tabela 5.14 Velocidades de impacto para o sistema material VE-1A (Conjunto 2).....	103
Tabela 5.15 Velocidades de impacto para o sistema material VE-1B (Conjunto 2).....	103
Tabela 5.16 Cargas de início de dano, cargas máximas e deslocamentos (Conjunto 2).....	104
Tabela 5.17 Tempo de duração dos ensaios (Conjunto 2).....	107

Tabela 5.18 Áreas e comprimentos de dano (Conjunto 2).....	108
Tabela 5.19 Identificação das placas de vidro-epóxico VE-1A (Conjunto3).....	110
Tabela 5.20 Identificação das placas de vidro-epóxico VE-1B (Conjunto3).....	110
Tabela 5.21 Velocidades de impacto para o sistema material VE-1A (Conjunto3).....	111
Tabela 5.22 Velocidades de impacto para o sistema material VE-1B (Conjunto3).....	112
Tabela 5.23 Cargas de início de dano, cargas máximas e deslocamentos (Conjunto 3).....	112
Tabela 5.24 Tempo de duração dos ensaios (Conjunto 3).....	115
Tabela 5.25 Áreas e comprimentos de dano (Conjunto 3).....	116
Tabela 5.26 Velocidades de impacto para o sistema material VE-A (Conjunto4).....	119
Tabela 5.27 Velocidades de impacto para o sistema material VE-B (Conjunto4).....	119
Tabela 5.28 Áreas e comprimentos de dano (Conjunto 4).....	123
Tabela 5.29 Energias no impacto para o material quasi-isotrópico VE-A.....	128
Tabela 5.30 Energias no impacto para o material cruzado simétrico VE-B.....	128
Tabela 5.31 Factores de escala para os parâmetros analisados.....	136
Tabela 5.32 Resultados experimentais e escalados.....	136

CAPÍTULO 7

Tabela 7.1 Resumo e características principais das simulações numéricas realizadas em cada programa.....	187
Tabela 7.2 Propriedades das lâminas unidireccionais de fibra de vidro em matriz epóxida usadas nas simulações numéricas.....	188
Tabela 7.3 Propriedades do material da interface.....	188
Tabela 7.4 Resultados numéricos do deslocamento central máximo, força máxima e tempo de contacto das simulações dos ensaios e dos resultados experimentais obtidos.....	205
Tabela 7.5 Sequência do aparecimento do dano e a sua extensão por lâmina e intensidade da carga, aplicando o critério de Hashin a um laminado cruzado simétrico.....	213
Tabela 7.6 Sequência do aparecimento do dano e a sua extensão por lâmina e intensidade da carga, aplicando o critério de Hashin a um laminado quasi-isotrópico.....	214
Tabela 7.7 Resultados numéricos do deslocamento do ponto central das placas em função da carga, obtidos nos diversos tipos de análise.....	219

ÍNDICE GERAL

AGRADECIMENTOS.....	7
RESUMO.....	7
ABSTRACT.....	7
SUMÁRIO.....	7

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO	1
1.1 ENQUADRAMENTO E OBJECTIVOS.....	2
1.2 ORGANIZAÇÃO.....	3
1.3 REFERÊNCIAS.....	6

CAPÍTULO 2

MECÂNICA DOS MATERIAIS COMPÓSITOS LAMINADOS	7
2.1 GENERALIDADES.....	8
2.2 A HOMOGENIZAÇÃO DAS LÂMINAS.....	11
2.2.1 <u>Introdução</u>	11
2.2.2 <u>Propriedades mecânicas dos constituintes de uma lâmina</u>	12
2.2.3 <u>Propriedades da lâmina</u>	13
2.2.3.1 Módulo de Young na direcção das fibras, E_1	14
2.2.3.2 Módulo de Young na direcção perpendicular às fibras, E_2	14
2.2.3.3 Coeficiente de Poisson no plano da lâmina, ν_{12}	14
2.2.3.4 Módulo de corte no plano da lâmina, G_{12}	14
2.2.3.5 Módulo de corte interlaminar.....	15

2.3	RELAÇÃO TENSÃO-DEFORMAÇÃO NUMA LÂMINA.....	16
2.3.1	<u>Tensão-deformação no sistema de coordenadas da lâmina.....</u>	17
2.3.2	<u>Tensão-deformação no sistema de coordenadas global.....</u>	18
2.4	TEORIAS DE PLACAS LAMINADAS.....	19
2.4.1	<u>Campos de deslocamentos.....</u>	19
2.4.2	<u>Teoria de 3ª ordem de deformação consistente.....</u>	19
2.4.2.1	Campo de deslocamentos generalizado.....	19
2.4.3	<u>Campos de deformações.....</u>	21
2.4.3.1	Deformações associadas ao campo de deslocamentos.....	23
2.4.4	<u>Forças resultantes e momentos numa placa laminada.....</u>	24
2.4.5	<u>Rigidez de uma placa laminada.....</u>	25
2.4.6	<u>Tipos de empilhamentos nas placas laminadas.....</u>	26
2.4.7	<u>Tensões interlaminares.....</u>	27
2.5	REFERÊNCIAS.....	30

CAPÍTULO 3

DANO EM MATERIAIS COMPÓSITOS LAMINADOS.....	32	
3.1	INTRODUÇÃO.....	33
3.2	FONTES DE DANO NOS COMPÓSITOS LAMINADOS.....	34
3.2.1	<u>Defeitos de projecto.....</u>	34
3.2.2	<u>Defeitos do processo de fabricação.....</u>	35
3.2.3	<u>Condições de serviço.....</u>	35
3.3	MECANISMOS DE FALHA BÁSICOS.....	35
3.3.1	<u>Mecanismos de falha no plano devidos à compressão.....</u>	36
3.3.2	<u>Mecanismos de falha no plano devidos à tracção.....</u>	36
3.3.3	<u>Mecanismos de falha fora do plano.....</u>	37
3.4	DANO NOS COMPÓSITOS LAMINADOS DEVIDO AO IMPACTO.....	37
3.4.1	<u>Mecanismos de falha.....</u>	38
3.4.1.1	Deformação da matriz.....	38
3.4.1.2	Descolagem fibra-matriz.....	38
3.4.1.3	Fissuração da matriz.....	39
3.4.1.4	Delaminação.....	40
3.4.1.5	Rotura das fibras.....	43
3.4.1.6	Combinação dos diferentes modos de falha.....	44
3.4.2	<u>Efeito das propriedades do material no dano.....</u>	44
3.4.2.1	Matriz.....	44

3.4.2.2 Fibras.....	45
3.4.2.3 Interface Fibra-Matriz.....	45
3.4.2.4 Sequência de empilhamento.....	45
3.4.3 <u>Outros parâmetros com influência no dano de impacto</u>	47
3.4.3.1 Influência da indentação de contacto.....	47
3.4.3.2 Influência da velocidade de impacto.....	48
3.4.3.3 Influência da energia de impacto.....	49
3.4.3.4 Influência da espessura do laminado.....	50
3.5 REFERÊNCIAS.....	51

CAPÍTULO 4

CORRELAÇÃO DA RESPOSTA DE COMPÓSITOS LAMINADOS A CARGAS ESTÁTICAS E DE IMPACTO DE BAIXA VELOCIDADE.....

4.1 INTRODUÇÃO.....	56
4.2 O ESTADO DA ARTE.....	57
4.3 CLASSIFICAÇÃO DO IMPACTO.....	60
4.4 APROXIMAÇÃO QUASI-ESTÁTICA.....	62
4.4.1 <u>Limitação da análise quasi-estática</u>	62
4.4.2 <u>Regra alternativa para os limites da aproximação quasi-estática</u>	63
4.5 REFERÊNCIAS.....	65

CAPÍTULO 5

ANÁLISE EXPERIMENTAL.....

5.1 INTRODUÇÃO.....	68
5.2 EQUIPAMENTOS DE ENSAIO EXPERIMENTAL.....	69
5.2.1 <u>Máquina universal de ensaio de tracção</u>	70
5.2.2 <u>Máquina de Ensaio de Impacto</u>	71
5.2.2.1 Medição da força de impacto.....	72
5.2.2.2 Determinação da velocidade e deslocamento do impactor.....	73
5.2.2.3 Análise dos gráficos de força-deslocamento do impacto.....	74
5.3 MATERIAIS E PROVETES DE ENSAIO.....	78
5.3.1 <u>Geometria dos provetes</u>	80
5.4 PROCEDIMENTOS EXPERIMENTAIS.....	84
5.4.1 <u>Preparação dos provetes</u>	84
5.4.2 <u>Fixação dos provetes</u>	85
5.4.3 <u>Ensaio de indentação quasi-estática</u>	87

5.4.4 <u>Ensaio de impacto</u>	87
5.4.5 <u>Avaliação do dano</u>	88
5.5 ANÁLISE E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS.....	91
5.5.1 <u>Ensaio efectuado aos provetes do Conjunto 1</u>	91
5.5.1.1 Relação força-deslocamento nos ensaios estáticos e de impacto.....	96
5.5.1.2 Carga crítica de início de dano e carga máxima.....	97
5.5.1.3 Duração dos ensaios quasi-estático e de impacto.....	98
5.5.1.4 Análise e caracterização do dano.....	100
5.5.1.5 Dimensão do dano.....	101
5.5.2 <u>Ensaio efectuado aos provetes do Conjunto 2</u>	104
5.5.2.1 Relação força-deslocamento nos ensaios estáticos e de impacto.....	106
5.5.2.2 Carga crítica de início de dano e carga máxima.....	108
5.5.2.3 Duração dos ensaios quasi-estático e de impacto.....	109
5.5.2.4 Análise e caracterização do dano.....	110
5.5.2.5 Dimensão do dano.....	110
5.5.3 <u>Ensaio efectuado aos provetes do Conjunto 3</u>	112
5.5.3.1 Relação força-deslocamento nos ensaios estáticos e de impacto.....	115
5.5.3.2 Carga crítica de início de dano e carga máxima.....	115
5.5.3.3 Duração dos ensaios quasi-estático e de impacto.....	116
5.5.3.4 Análise e caracterização do dano.....	117
5.5.3.5 Dimensão do dano.....	118
5.5.4 <u>Estudo do impacto a diferentes níveis de energia (Conjunto 4)</u>	120
5.5.4.1 Análise e caracterização do dano.....	124
5.5.4.2 Dimensão do dano.....	125
5.5.4.3 Análise energética.....	127
5.5.4.4 Comportamento do impactor após colisão.....	131
5.5.5 <u>Estudo do efeito de escala nos provetes do Conjunto 5</u>	135
5.5.5.1 Escalamento dos dados de Força versus deslocamento.....	138
5.5.5.2 Escalamento dos dados de delaminação.....	139
5.6 REFERÊNCIAS.....	141

CAPÍTULO 6

MODELAÇÃO NUMÉRICA

DA RESPOSTA DE COMPÓSITOS LAMINADOS

A SOLICITAÇÕES ESTÁTICAS E DINÂMICAS	146
---	-----

6.1 INTRODUÇÃO.....	147
6.2 DESCRIÇÃO GERAL DO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS.....	147
6.3 ANÁLISES PELO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS.....	150
6.3.1 <u>Análises Lineares</u>	151
6.3.2 <u>Análises não-Lineares</u>	152
6.3.2.1 Métodos implícitos de integração.....	153
6.3.2.2 Métodos explícitos de integração.....	154
6.3.2.3 Estabilidade e precisão.....	155
6.3.3 <u>Formulação do problema de contacto</u>	156
6.3.4 <u>Erros e condições de convergência</u>	160
6.4 MODELAÇÃO DO DANO EM PLACAS LAMINADAS.....	161
6.4.1 <u>Introdução</u>	161
6.4.2 <u>Critérios de falha</u>	163
6.4.2.1 Critério de Tsai-Wu.....	165
6.4.2.2 Critério de Hoffman.....	166
6.4.2.3 Critério de falha de Hashin.....	167
6.4.3 <u>Modelação da delaminação</u>	168
6.4.3.1 <u>Introdução</u>	168
6.4.3.2 <u>Modelo de delaminação por elementos de interface</u>	169
6.4.3.3 <u>Elementos finitos usados na modelação da delaminação</u>	172
6.4.3.4 <u>Relação constitutiva de delaminação</u>	176
6.4.4 <u>Modelação pela mecânica do dano contínuo</u>	179
6.4.5 <u>Previsão da delaminação pela carga de início do dano</u>	181
6.5 REFERÊNCIAS.....	184

CAPÍTULO 7

SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO IMPACTO DE BAIXA VELOCIDADE.....

7.1 INTRODUÇÃO.....	192
7.2 ELEMENTOS FINITOS USADOS.....	195
7.3 ESTUDO DO CONTACTO DO IMPACTOR COM A PLACA E MODELAÇÃO DAS SOLICITAÇÕES.....	198
7.3.1 <u>Introdução</u>	198
7.3.2 <u>Simulações com contacto</u>	199
7.3.3 <u>Simulações com forças equivalentes sem contacto</u>	200
7.3.4 <u>Resultados</u>	203
7.3.4.1 <u>Contacto dinâmico</u>	203

7.3.4.2 Contacto estático.....	207
7.3.4.3 Carga distribuída na área de contacto.....	208
7.3.4.4 Carga concentrada no centro da placa.....	210
7.3.5 <u>Análise e discussão de resultados</u>	210
7.4 ESTUDO DO COMPORTAMENTO DAS PLACAS LAMINADAS ANTES DO DANO E SUA PREVISAO	212
7.4.1 <u>Análise da distribuição das tensões</u>	212
7.4.2 Aplicação de um critério de dano.....	217
7.4.3 <u>Análise dos gráficos de força-deslocamento</u>	223
7.5 SIMULAÇÃO DA DELAMINAÇÃO	225
7.5.1 <u>Introdução</u>	225
7.5.2 <u>Modelo constitutivo do elemento de interface e os critérios de propagação da delaminação</u>	227
7.5.3 <u>Análise e discussão dos resultados</u>	228
7.5.3.1 Deslocamento central em função da força aplicada.....	228
7.5.3.2 Falha e delaminação.....	230
7.5.3.2.1 Material quasi-isotrópico.....	230
7.5.3.2.2 Material cruzado simétrico.....	234
7.6 REFERÊNCIAS	237
CAPÍTULO 8	
CONCLUSÕES E DESENVOLVIMENTOS FUTUROS	241
ANEXO 1	
CURVAS E IMAGENS DO DANO DO CONJUNTO 1	244
ANEXO 2	
CURVAS E IMAGENS DO DANO DO CONJUNTO 2	260
ANEXO 3	
CURVAS E IMAGENS DO DANO DO CONJUNTO 3	267
ANEXO 4	
IMAGENS DO DANO DO CONJUNTO 4	274
ANEXO 5	
DISTRIBUIÇÃO DAS TENSÕES AO LONGO DA ESPESSURA DO LAMINADO	279

ANEXO 6

ESTUDO PRÉVIO DE CORRELAÇÃO DE DELAMINAÇÃO.....290

ÍNDICE DE FIGURAS

CONCLUSÕES E DESENVOLVIMENTOS FUTUROS.....302

ÍNDICE DE TABELAS

CONCLUSÕES E DESENVOLVIMENTOS FUTUROS.....303

ÍNDICE GERAL

CONCLUSÕES E DESENVOLVIMENTOS FUTUROS.....305