

**Análise do Ensaio *Edge Crack Torsion*
Aplicado à Caracterização à Fractura
Interlaminar em Modo III de Materiais
Compósitos
Simulação Numérica e Trabalho Experimental**

María Victoria Castro Fernández



Tese submetida no Âmbito do Mestrado Integrado em Engenharia Metalúrgica e de Materiais

Dissertação realizada sob a supervisão de
Doutor Manuel Fernando Gonçalves Vieira (Orientador)
do Departamento de Engenharia Metalúrgica e de Materiais
da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto

Doutor Marcelo Francisco de Sousa Ferreira de Moura (Co-orientador),
do Departamento de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial
da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto

Julho de 2008

Agradecimentos

Os meus agradecimentos vão em primeiro lugar para os meus orientadores, Professores Manuel Vieira e Marcelo Moura, pelos conselhos e ensinamentos transmitidos ao longo desta Dissertação.

Gostaria de agradecer aos meus pais pelo carinho, apoio e confiança proporcionados ao longo da minha vida. As minhas irmãs, por terem sido sempre uma fonte de carinho e compreensão.

A todos que directa ou indirectamente estiveram envolvidos neste trabalho, em especial ao Prof. José Morais por ter sido de grande ajuda na realização dos ensaios experimentais, a Raul Campilho por facultar alguns dos ficheiros e dados para o uso do programa ABAQUS, a Ana Barreto por ter colaborado directamente na elaboração dos provetes. Os meus sinceros agradecimentos por todo o apoio e colaboração.

Agradeço às instituições FEUP e UTAD, pelos meios que me proporcionaram para a realização deste trabalho.

Abstract

In this study is intended to analysis the Edge Crack Torsion test numerically and experimentally for the determination of the behavior of the interlaminar fracture of composite materials in mode III.

The numerical analysis was executed with a finite elements cohesive mix mode model, which allows the simulation of the damage and the propagation. A new method to treat the results was developed; its base is the compliance of the plate. This method can overcome some difficulties that are associated to the methods proposed in the bibliography. Its performance was validated numerically and compared with the Calibration of the Compliance Method [20]. It also has been demonstrated that the Mode III strain energy release rate (G_{IIIc}) depends on the crack length, this was also observed by other authors. A meticulous analysis permitted verifying that this dependency is explained by a significant variation of the damaged area depending on the length of the initial crack.

The experimentally analysis were made with two lay-up $[90/(\pm 45)_4/(\mp 45)_4/90]_s$ and $[0/(\pm 45)_4/(\mp 45)_4/0]_s$. It was demonstrated that the lays of zero degrees have a more stable behaviour. This permits an easier determination of the critical parameters: initial compliance and the displacement in the maximum load. The G_{IIIc} is very sensitive to the initial compliance; to overcome this difficulty were used different methods for identifying the initial flexibility. Finally, comparing the numerical and experimental results they shown a similar trend when G_{IIIc} varies with the crack length.

Despite all the problems that were detected, the ECT is adequated to the interlaminar fracture characterization in mode III of composite materials. In fact, it has been shown that the numerical results are similar to the value introduced in the cohesive model.

.

Resumo

Na presente dissertação pretende-se investigar numérica e experimentalmente o ensaio “Edge Crack Torsion” (ECT) para a determinação do comportamento à fractura interlaminar de materiais compósitos sob solicitações de modo III.

A parte numérica foi efectuada através de simulação com um modelo coesivo de modo misto que permite simular iniciação e a propagação do dano. Foi ainda desenvolvido um novo método de tratamento de resultados baseado na flexibilidade da placa. Este método possui a vantagem de ultrapassar as dificuldades inerentes aos métodos já propostos na bibliografia, nomeadamente o facto de requerer um número muito inferior de provetes. O desempenho do método proposto foi validado numericamente e também por comparação com os resultados obtidos pelo Método de Calibração da Flexibilidade [20]. Constatou-se a existência de dependência da taxa crítica de libertação de energia em modo III (G_{IIIc}) em função do comprimento de fenda, também observada por outros autores. Uma análise mais detalhada permitiu verificar que essa dependência se explica por uma variação importante da área danificada em função do comprimento de fenda inicial.

A análise experimental foi feita com duas sequências de empilhamento $[90/(\pm 45)_4/(\mp 45)_4/90]_s$ e $[0/(\pm 45)_4/(\mp 45)_4/0]_s$. Verificou-se que no laminado com camadas a zero graus, o comportamento das curvas força - deslocamento é mais estável, o que propicia a obtenção mais fácil dos parâmetros fundamentais: a flexibilidade inicial e o deslocamento na força máxima. Constatou-se a existência de sensibilidade marcante dos valores obtidos para G_{IIIc} com a flexibilidade inicial. Para ultrapassar esta dificuldade foram usados diferentes métodos de identificação da flexibilidade inicial. Verificou-se, a partir dos resultados experimentais, uma tendência similar à obtida nas simulações numéricas no que respeita a variação de G_{IIIc} em função do comprimento de fenda.

Apesar dos problemas detectados o ensaio ECT mostrou-se adequado para a caracterização da fractura interlaminar de compósitos em modo III. De facto, conseguiu-se demonstrar por via numérica que os resultados obtidos para G_{IIIc} não diferem muito do valor inserido no modelo coesivo.

Índice

1	Materiais Compósitos.....	1
1.1	Reforços	2
1.1.1	Fibras de Vidro.....	2
1.1.2	Fibras de Carbono.....	3
1.2	Matrizes.....	4
1.2.1	Termoplásticas.....	5
1.2.2	Termoendurecíveis.....	6
2	Mecânica da Fractura	7
2.1	Fundamentos da Mecânica da Fractura.....	7
2.2	Modelo de Dano Coesivo.....	10
2.3	Mecânica da Fractura nos Materiais Compósitos	12
2.3.1	Modo I.....	13
2.3.2	Modo II.....	14
2.3.3	Modo III.....	15
3	Ensaio ECT	17
3.1	Métodos de Tratamento de Resultados	18
3.1.1	Método de Calibração da Flexibilidade	19
3.1.2	Método de Análise Baseado na Flexibilidade da Placa (MBF).....	20
4	Simulação Numérica.....	23
4.1	Resultados.....	24
4.1.1	Curvas Forças - Deslocamento	24
4.1.2	Taxa Crítica de Libertação de Energia no Modo III.....	26
4.2	Análise de Resultados	27
5	Ensaio Experimentais	31
5.1	Preparação das Placas.....	31
5.2	Cura e Corte das Placas.....	33
5.3	Realização dos Ensaio	35
5.4	Objectivos e Formulação do Tratamentos dos Resultados	36
5.5	Resultados.....	37
5.5.1	Laminados 90°	37
5.5.2	Laminados 0°	38
5.5.3	Análise dos Métodos Usados para Determinação do C_0	39
5.5.4	Taxa Crítica de Libertação de Energia em Modo III	39
5.6	Análise de Resultados	41
5.6.1	Evolução do G_{IIIc}	42
5.6.2	Análise dos resultados numéricos e experimentais.....	44
6	Conclusão e Trabalhos Futuros	47
7	Bibliografia	49

Índice de figuras

Figura 1.1. Constituintes de um material compósito [4].	1
Figura 1.2. Conjunto de fibras de vidro [8].	3
Figura 2.1. Modelo de propagação de uma fenda, em corpo que esta sujeito a tracção [14].	8
Figura 2.2. Modos de Propagação da Fenda [16]	10
Figura 2.3. Relação Tensão - Deformação relativa para modo misto e modo puro [18].	12
Figura 2.4. Provete utilizado no Ensaio DCB.	14
Figura 2.5. Métodos de ensaio para caracterização a fractura em modo II.	14
Figura 2.6. Ensaio SCB (superior) e MSCB (inferior) [23].	15
Figura 3.1. Provete usado no ensaio ECT [18].	17
Figura 3.2. Dispositivo de Ensaio ECT [24].	17
Figura 3.3. Curva da taxa de libertação de energia ao longo da frente da fenda [25].	18
Figura 4.1. Simulação numérica do ECT.	23
Figura 4.2. Curvas $P-\delta$ típicas obtidas por simulação numérica de um ensaio ECT.	25
Figura 4.3. Evolução da rigidez ($1/C_0$) em função do comprimento de fenda normalizado (a_0/B).	25
Figura 4.4. Gráfico do G_{IIIc} em função do comprimento da fenda.	27
Figura 4.5. Distribuição normalizada do G_{II} e G_{III} ao longo do comprimento do provete.	28
Figura 4.6. Limites da frente de fenda e da zona de processo para $a_0 = 15, 18, 21$ mm.	28
Figura 4.7. Radiografia do provete ECT após propagação obtida por Li [22].	29
Figura 4.8. Erro percentual obtido para G_{IIIc} pelos dois métodos (MCF e MBF), relativamente ao valor inserido no modelo coesivo ($G_{IIIc} = 0,9$ N/mm).	30
Figura 5.1. Corte das folhas de carbono.	32
Figura 5.2. Fricção das folhas de carbono.	32
Figura 5.3. Ciclo de cura aplicado às placas.	33
Figura 5.4. Processo de corte com a fresa.	34
Figura 5.5. Corte transversal do provete.	34

Figura 5.6. Duas perspectivas da montagem utilizada para o ensaio ECT.	35
Figura 5.7. Pormenor do cilindro actuador e pino de solicitação.....	35
Figura 5.8. Curvas $P-\delta$ experimentais do ensaio ECT para 90°	37
Figura 5.9. Curvas $P-\delta$ experimentais do ensaio ECT para 0°	38
Figura 5.10. Desvio padrão percentual dos três métodos de obtenção de C_0	39
Figura 5.11. Relações de $1/C = f(a/B)$ para o laminado 90° , obtido pelos diferentes métodos.	40
Figura 5.12. Relações de $1/C = f(a/B)$ para o laminado 0° , obtido pelos diferentes métodos.	40
Figura 5.13. Desvio padrão (%) obtido para G_{IIIc} pelos três métodos.	42
Figura 5.14. Curvas $P-\delta$ modelo de 90 e 0	43
Figura 5.15. G_{IIIc} em função do a_0 , para o método pela calibração da flexibilidade.	44
Figura 5.16. G_{IIIc} em função do a_0 , usando o MBF.	45

Índice de Tabelas

Tabela 1.1. Classificação das fibras de carbono [1,9].	4
Tabela 1.2. Propriedades das fibras obtidas através dos diferentes percursos [1].	4
Tabela 1.3. Características das resinas termoplásticas e termoendurecíveis [10]. ..	5
Tabela 4.1. Valores obtidos na simulação numérica.....	26
Tabela 4.2. Valores de G_{IIIc} (N/mm) pelos diferentes métodos para os vários comprimentos de fenda.	26
Tabela 5.1. Ensaio efectuado por cada fenda segundo o Laminado.....	36
Tabela 5.2. Resultados médios e desvios padrão obtidos nos ensaios experimentais ECT para o laminado 90°	37
Tabela 5.3. Resultados médios e desvios padrão obtidos nos ensaios experimentais ECT para o laminado 0°	38
Tabela 5.4. Valores de A e m para os laminados 0° e 90°	41
Tabela 5.5. Valores de G_{IIIc} (N/mm) pelos diferentes métodos para o laminado 90°	41
Tabela 5.6. Valores de G_{IIIc} (N/mm) obtidos pelos diferentes métodos para laminado 0°	41
Tabela 5.7. Valores de P e δ para as curvas da figura 5.14.....	43
Tabela 5.8. Diferença percentual dos valores médios entre os laminados 0° e 90° .	44
Tabela 5.9. Diferença percentual de variação dos valores G_{IIIc} entre os laminados 0° e 90°	44

1 Materiais Compósitos

Os materiais compósitos são uma combinação de dois ou mais materiais, que diferem na forma e/ou composição à escala macroscópica. Os constituintes mantêm as suas identidades, isto é, não se dissolvem ou unem completamente. São exemplos, os tijolos de argila reforçados com palha (utilizados no antigo testamento), o betão armado (um dos compósitos mais vulgares) e os compósitos de elevado desempenho (indústrias automóvel e aeronáutica) [1,2]. São usados componentes imiscíveis de estrutura diferente, quimicamente compatíveis e as suas propriedades têm que ser complementares; o objectivo é realçar as propriedades mais favoráveis no compósito. É possível dividir os componentes em três categorias principais: reforço, carga e matriz, identificáveis fisicamente, já que exibem uma interface entre si. Na figura 1.1 encontra-se um esquema de um material compósito com fibras unidireccionais [3,4].

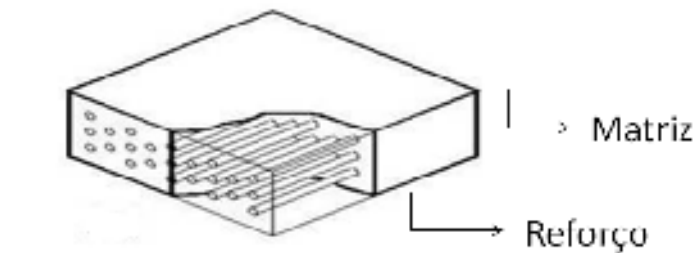


Figura 1.1. Constituintes de um material compósito [4].

O reforço é um componente de elevado módulo e grande resistência. Normalmente são fibras, que apresentam propriedades mecânicas muito superiores aos seus equivalentes na forma maciça. Este fenómeno foi demonstrado por Griffith, um filamento de vidro com 20 μm de diâmetro possui uma resistência de 3500 MPa, embora o mesmo material de forma maciça tenha uma tensão de rotura de 170 MPa [1,3].

A matriz é geralmente macia, de natureza diversa, para promover um compromisso entre a resistência e a tenacidade, isto é, confere uma forma estável ao compósito, distribui de forma eficiente a carga aplicada nas fibras e protege as superfícies. As matrizes podem ser de natureza metálica, cerâmica, cimentosa e polimérica. Estas últimas são importantes, em termos de desempenho e aplicações, visto terem um fácil processamento e uma baixa densidade [1,3].

As cargas têm como funções principais diminuir o custo, facilitar o manuseamento e melhorar algumas propriedades mecânicas. Têm que ter boa dispersabilidade, estabilidade na suspensão, baixa densidade e devem ser resistentes às condições a que vão ser aplicadas (como por exemplo, calor e pressão). As cargas mais comuns são de origem natural, como sílica, feldspato e quartzo [1].

1.1 Reforços

O reforço é o elemento que proporciona as principais propriedades mecânicas. Algumas das propriedades mais importantes são as boas características mecânicas, a leveza, a resistência térmica e a adaptabilidade aos processos de fabrico [3,5]. Contudo, estas dependem da orientação, do tamanho, da forma e da distribuição das fibras. Assim sendo, as características finais do material, serão definidas pela distribuição, proporção e as propriedades das fibras [6].

As fibras podem ser definidas, segundo a sua natureza, em naturais, sintéticas orgânicas e sintéticas inorgânicas. No passado as fibras naturais eram utilizadas devido aos seus custos, mas no presente, estas foram substituídas pelas sintéticas que possuem melhores propriedades e baixo custo. As sintéticas orgânicas, oferecem baixa densidade, elevada resistência e baixa dureza (excepto o Kevlar), o que limita as suas aplicações. As sintéticas inorgânicas, também conhecidas como fibras de alto desempenho, possuem propriedades mecânicas elevadas mas também tem valor relativamente elevado. Dentro desta última categoria incluem-se fibras de vidro, boro, carbono, carboneto de silício, etc. [4,5].

A seguir temos uma breve descrição de duas das principais fibras de alto desempenho: fibras de vidro (devido ao seu elevado uso) e de carbono (que constituem o objecto deste trabalho).

1.1.1 Fibras de Vidro

As fibras de vidro estão dentro dos materiais mais versáteis conhecidos até agora e são produzidas com matérias-primas que têm uma disponibilidade muito elevada. Outra das vantagens é o seu custo inferior relativamente aos seus concorrentes e com propriedades similares a estes, o que permite que o seu uso seja mais comum. Podem ser utilizadas em compósitos estruturais, circuitos impressos e uma ampla gama de produtos com fins diversos [6,7].

As fibras de vidro dividem-se em duas categorias: de baixo custo para uso geral e premium para aplicações especiais. Mais de 90% da produção de fibras de vidro destina-se

a aplicações de âmbito geral, e tem a designação de *E-glass* [8]. Estas fibras possuem óptimas propriedades físicas como transparência, propriedades químicas como resistência a ataques químicos e estabilidade; também têm boas propriedades mecânicas como dureza, resistência, flexibilidade e rigidez. A transparência confere-lhes um aspecto esbranquiçado e brilhante como se vê na figura 1.2 [7].

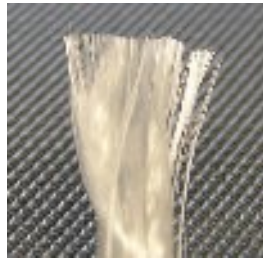


Figura 1.2. Conjunto de fibras de vidro [8].

1.1.2 Fibras de Carbono

Estas fibras podem ser utilizadas em diferentes aplicações, sendo a principal os transportes. Estas fibras permitem a obtenção de plásticos reforçados, normalmente com resina epóxico, com uma óptima relação peso/resistência. Algumas das suas propriedades são: elevada resistência a solventes, ácidos, bases e humidade, baixo coeficiente de expansão térmica e alta resistência à fadiga. Apesar de todas estas vantagens possuem também aspectos negativos, que são: baixa resistência ao impacto, elevada condutividade térmica e elevado custo [3, 9].

Estas fibras podem ser classificadas segundo a percentagem de carbono que contêm, o precursor no seu fabrico, ou segundo as suas propriedades. Na tabela 1.1, encontram-se as diferentes classificações e algumas especificações [1,3,9].

Os diferentes precursores produzem fibras com diferentes propriedades finais. O alcatrão, apesar das suas propriedades mecânicas inferiores permite aplicações atractivas, por exemplo na indústria automóvel, devido ao seu baixo preço. O fabrico a partir da celulose é muito dispendioso devido às elevadas temperaturas necessárias para ocorrer a grafitização. O PAN é o mais atractivo dos três precursores considerando a relação propriedades/preço, já que apresenta vantagens económicas quando comparado com o processo por celulose e melhores propriedades que o alcatrão. Na tabela 1.2 estão algumas das características mecânicas obtidas com os três precursores [1].

Tabela 1.1. Classificação das fibras de carbono [1,9].

Porcentagem de Carbono	Precursor no Processo de Fabrico	Propriedades Mecânicas
Fibras de Carbono: contem uma percentagem entre 80-95%, destinam-se à maior parte das aplicações.	<i>Alcatrão</i> : Apresentam propriedades mecânicas ligeiramente inferiores. Tem vantagens económicas.	<i>UHM (Ultra high modulus)</i> , módulos > 500GPa.
	<i>Poliacrilato (PAN)</i> : tem boas propriedades mecânicas e é o mais utilizado.	<i>HM (High modulus)</i> : módulos entre 300-500 GPa e um rácio resistência mecânica/tracção inferior a 1%.
Fibras de Grafite: > 95%, são utilizadas em aplicações exigentes como na indústria aeronáutica ou aeroespacial.		<i>IM (Intermediate modulus)</i> : módulos entre 200-300 GPa, e relação resistência-tracção de 1%.
	<i>Celulose</i> : 1º método utilizado; produzia baixas propriedades mecânicas. Foi melhorado mas é muito dispendioso.	<i>HS (High Strength)</i> : para fibras com resistência a tracção superior a 3GPa e rácio resistência/rigidez entre 0,015 e 0,02.

Tabela 1.2. Propriedades das fibras obtidas através dos diferentes precursores [1].

Propriedades	PAN	Alcatrão (" <i>Pitch</i> ")	Celulose (" <i>Rayon</i> ")
<i>Densidade (g/cm³)</i>	1,8	2	1,7
<i>Modulo de Young (MPa)</i>	200-400	300-700	415-680
<i>Tensão de Rotura (MPa)</i>	2450-5600	1900-2200	2070-2760
<i>Deformação na rotura (%)</i>	0,6-1,2	1-1,5	0,5-0,6

1.2 Matrizes

As matrizes que serão referidas neste trabalho são as de origem polimérica. Estas cumprem funções importantes [3]:

- proteger as fibras da acção ambiental, como por exemplo de ataques químicos;

- manter os filamentos alinhados nas direções de carga, para que seja eficaz a distribuição da tensão;
- aumentar a tenacidade de um compósito;
- para o caso de uma matriz dúctil, o processo de propagação da fenda é desacelerado pela matriz.

As matrizes de origem polimérica dividem-se em duas grandes categorias: termoplásticas e termoendurecíveis [1]. Na tabela 1.3 enumeram-se algumas das características dos dois tipos de resinas.

Tabela 1.3. Características das resinas termoplásticas e termoendurecíveis [10].

Resina Termoendurecível	Resina Termoplástica
Não Reciclável	Reciclável
Tempo limitado de armazenamento	Tempo ilimitado de armazenamento
Baixa Viscosidade	Alta viscosidade
Alta resistência à fluência	Baixa resistência à fluência
Alta resistência térmica e dimensional	Baixa estabilidade térmica e dimensional

1.2.1 Termoplásticas

As matrizes termoplásticas são facilmente processadas através da aplicação de calor. Normalmente têm cadeias moleculares muito longas e sem reticulações que, através das ligações secundárias de van der Waals, mantêm-se nas suas posições. Quando aquecidas estas ligações são quebradas e as moléculas passam a ter mobilidade, o que permite um rearranjo da estrutura. Depois arrefecem e as moléculas “congelam”, mantendo a forma que adquiriram [1,10].

No final obtemos uma matriz com maior resistência ao impacto e tenacidade que uma termoendurecível, com a vantagem de poder ser reciclada ou reprocessada. Todavia, apresentam alguma dificuldade de impregnar completamente os reforços. Mesmo assim estima-se que 35% da produção de compósitos de matriz polimérica é de termoplásticos [1,10].

1.2.2 Termoendurecíveis

São constituídas maioritariamente pelos plásticos avançados, isto é, compósitos com elevada resistência e rigidez específicas [10]. As moléculas que constituem este tipo de polímeros são normalmente reticulares e bastante rígidas. O seu processamento ocorre por uma reacção química, o que não permite que sejam reprocessados (ao contrário dos termoplásticos). Este processo é conhecido por cura e engloba normalmente uma mistura de dois ou três elementos: catalisador, resina e acelerador. Para se dar a polimerização durante o processo de cura é preciso o aumento da temperatura e pressão, mas algumas resinas podem curar-se à temperatura ambiente [1,10].

2 Mecânica da Fractura

A mecânica da fractura permite avaliar o comportamento mecânico de componentes que contêm defeitos microscópicos, normalmente introduzidos no processo de fabrico ou devido a acidentes de funcionamento [11,13]. Recorrendo à mecânica da fractura é possível averiguar até que ponto os defeitos afectam o desempenho do componente e são susceptíveis de causar uma rotura catastrófica [3]. Esta caracterização permite avaliar a integridade dos mesmos e prever o tempo de vida útil até a fractura ocorrer [11].

É sabido que os critérios, baseados na mecânica da fractura, apresentam algumas desvantagens. De facto eles dependem da definição de um defeito inicial, o que em muitas aplicações estruturais não é óbvio. Por outro lado a mecânica da fractura já demonstrou o seu elevado desempenho na modelação de propagação de fendas. Para ultrapassar as limitações referidas e explorar as respectivas vantagens, os modelos de dano coesivo emergem como uma solução válida. Estas metodologias combinam aspectos dos critérios de tensões para modelar a iniciação do dano, e critérios de mecânica da fractura para simular a propagação do dano. Como tal, não é necessário considerar um defeito inicial, ao mesmo tempo que os problemas de dependência da malha característicos dos métodos baseados em critérios de tensões, são ultrapassados. Esta secção descreve as técnicas, de mecânica da fractura linear elástica mais usuais para prever a simulação da propagação do dano em estruturas. O modelo de dano coesivo usado neste trabalho é o apresentado nas referências [17, 18].

2.1 Fundamentos da Mecânica da Fractura

Em 1922, Griffith [1] notou uma discrepância entre os valores de resistência à fractura obtidos teoricamente e os reais. Para explicar esta diferença usou o vidro como material de prova e explicou que as discrepâncias deviam ser consequência de pequenas fissuras não detectáveis a olho nu. Para comprovar a sua teoria usou filamentos de vidro de diâmetro cada vez mais pequeno e verificou que a sua resistência se aproximava do valor obtido teoricamente consoante o diâmetro diminuía [14, 15].

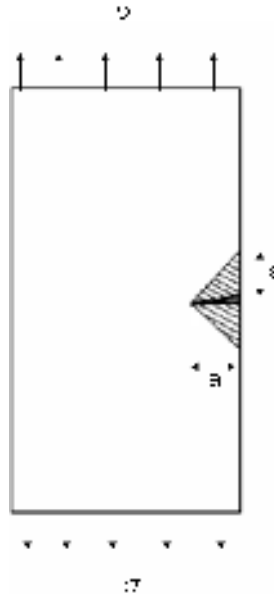


Figura 2.1. Modelo de propagação de uma fenda, em corpo que esta sujeito a tracção [14].

A formação de uma falha de comprimento a numa placa que está solicitada pela tensão de tracção σ determina a libertação de uma quantidade de energia (energia essa que foi absorvida durante a deformação). A zona de formação da fenda é a zona circundante (zona tracejada da figura 2.1) e é proporcional a a^2 . O cálculo exacto de Griffith para o caso de uma placa de espessura desprezável, contendo uma fissura central de comprimento $2a$ perpendicular à tensão σ é dada por [14, 15]

$$U = \frac{\pi\sigma^2 a^2}{2E} \quad (2.1)$$

onde a é o comprimento de fenda e E o modulo de Young do material em questão. Contudo, para a criação da fenda a energia necessária é $W=2\gamma a$, em que γ é a energia de tensão superficial associada a criação de uma superfície. Assim, para uma determinada tensão, a propagação da fenda exige que a energia de deformação elástica seja maior que a energia de superfície, ou seja, quando $\frac{\partial U}{\partial a} < \frac{\partial W}{\partial a}$ não há condições energéticas favoráveis para haver propagação. Mas a partir de um valor crítico a_c as condições invertem-se, dado que a energia de deformação é proporcional a a^2 e a energia de tensão superficial é proporcional a a . Então a condição para ocorrer propagação é

$$\frac{\partial U}{\partial a} > \frac{\partial W}{\partial a} \rightarrow \frac{\pi\sigma^2 a}{E} > 2\gamma \quad (2.2)$$

Isto levou à determinação de um valor critico de σ (equação (2.3)) para um determinado valor de a , ou seja, um valor de σ para o qual a propagação da fenda é iminente [14]

$$\sigma_c = \sqrt{\frac{2E\gamma}{\pi a}} \quad (2.3)$$

Depois nos anos 1950, Orowan [14] apercebeu-se que a energia teórica esperada era superior para materiais dúcteis, como o alumínio. Determinou-se que a energia consumida não era só a da tensão superficial, mas também a da deformação plástica do processo de fractura, ou seja, a tensão crítica passou a ser dada pela equação (2.4), em que $G_c = 2(\gamma + \gamma_p)$, em que γ_p é a energia absorvida pela deformação plástica. Assim sendo, G_c será a energia total absorvida pelo corpo para ocorrer a propagação da fenda ou, noutros termos, a energia total necessária para a fenda se propagar [14, 16]. A equação (2.3) pode reescrever-se do seguinte modo

$$\sigma_c = \sqrt{\frac{EG_c}{\pi a}} \quad (2.4)$$

O valor de G_c pode ser determinado através de ensaios de carga constante ou deslocamento constante. Em ambos os casos é possível demonstrar que a taxa de libertação de energia pode ser obtida por [1]

$$G_c = \frac{1}{2} \frac{P^2}{B} \frac{\partial C}{\partial a} \quad (2.5)$$

onde P é a força à que ocorre a propagação, B a largura do provete e dC/da a derivada da flexibilidade em função do comprimento de fenda (a).

Como alternativa ao método energético, pode ser utilizado o método de factor de intensidade de tensões, que é definido como [17]

$$K = Y\sigma_R \sqrt{\pi a} \quad (2.6)$$

onde Y é um factor adimensional dependente da geometria da distribuição dos esforços, σ_R a carga remota aplicada e a o comprimento de fenda. É assumido que a fenda se propaga quando o factor de intensidade de tensões atinge o seu valor crítico [17]

$$K_c = \sigma_c \sqrt{\pi a} \quad (2.7)$$

onde σ_c é a tensão limite do material.

O G pode-se relacionar com o K . De facto, Irwin (1957) [1, 16] demonstrou que em estado plano de tensão

$$G = \frac{K^2}{E} \quad (2.8)$$

e em estado plano de deformação

$$G = \frac{K^2(1-\nu^2)}{E} \quad (2.9)$$

onde E e ν são o Modulo de Young e o coeficiente de Poisson respectivamente. Estas relações também são válidas para os respectivos valores críticos (G_c e K_c).

Para uma melhor compreensão das deformações, Westergaard [14,16] definiu três modos de solitação diferentes (figura 2.2) para ocorrer a propagação da fenda. O modo I é um processo de abertura e os modos II e III são de corte. O modo I dá-se por tracção, as forças aplicadas são perpendiculares ao plano da fenda. No modo II as superfícies da fenda têm um movimento perpendicular à frente da fenda e as solitações são aplicadas na direcção em que a fenda se propaga. O modo III equivale a uma solitação de corte com direcção perpendicular à direcção de propagação da fenda e as superfícies da fenda têm um movimento relativo paralelo à frente da fenda [1,3].

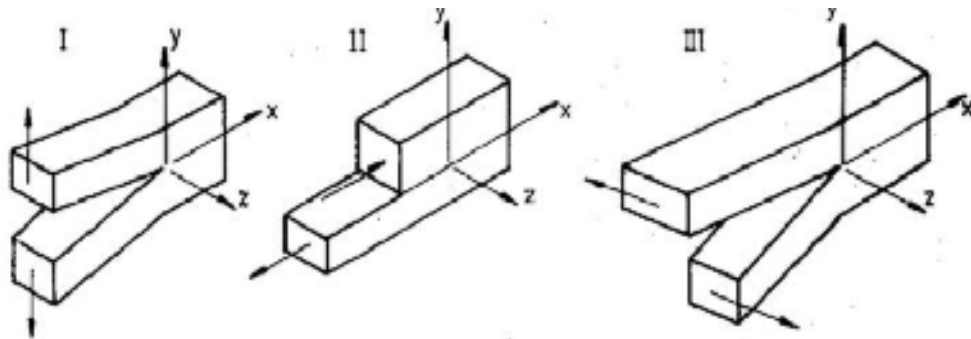


Figura 2.2. Modos de Propagação da Fenda [16]

Nestas circunstâncias é fundamental usar critérios energéticos adequados, que se apresentam normalmente sobre a forma

$$\left(\frac{G_I}{G_{Ic}}\right)^A + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIc}}\right)^B + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIc}}\right)^C = 1 \quad (2.10)$$

onde G_{Ic} , G_{IIc} e G_{IIIc} são os valores críticos nos modos puros I, II e III respectivamente. O critério energético linear ($A=B=C=1$) e o quadrático ($A=B=C=2$) são os mais usados. Um dos métodos mais populares baseados na mecânica da fractura é o método do fecho virtual de fenda (*Virtual Crack Closure Technique* (VCCT)), descrito por Krueger [12]. Este método permite obter as taxas de libertação de energia e é baseado na premissa de que, quando uma fenda se propaga a energia libertada no processo é igual ao trabalho necessário para fechar essa fenda até ao tamanho inicial antes da propagação [17].

2.2 Modelo de Dano Coesivo

Os modelos de dano coesivo, implementados em elementos finitos de interface, permitem o estabelecimento de leis constitutivas que podem apresentar formas diferentes em função do material da interface que estão a simular. As leis coesivas permitem a modelação da iniciação do dano, que ocorre num dado nó quando a tensão local máxima do material for atingida. De seguida inicia-se o amaciamento, levando à propagação quando as tensões se anularem. A propagação do dano é governada por critérios energéticos. Utilizando esta metodologia consegue-se a caracterização completa do comportamento mecânico das estruturas até a rotura [17, 18].

Neste trabalho, para avaliar a resistência do material em fractura a modo III utilizou-se um modelo de dano coesivo. Este apresenta uma versão para o modo puro (I, II ou III) e outra para o modo misto. Permite simular a iniciação e a propagação da fenda através de elementos finitos de interface. O modelo baseia-se numa lei triangular entre a tensão (σ) e o deslocamento relativo (δ) (figura 2.3). Este modelo requer o conhecimento das tensões limite locais ($\sigma_{u,i}$, $i=I, II, III$) e das taxas críticas de libertação de energia (G_{ic} , $i= I, II, III$). [17, 18]

Os elementos de interface utilizados são de oito nós com espessura nula e são compatíveis com os elementos tridimensionais de oito nós do ABAQUS®. No regime linear elástico, a tensão é obtida a partir do deslocamento relativo entre os pontos homólogos

$$\sigma = \mathbf{D}\delta \quad (2.11)$$

em que D é a matriz diagonal que contém os parâmetros de penalidade. Ao atingir-se a tensão limite do material ($\sigma_{u,i}$), inicia-se o processo de amaciamento. Assim sendo, a relação entre a tensão e o deslocamento relativo é dada por

$$\sigma = (\mathbf{I} - \mathbf{E})\mathbf{D}\delta \quad (2.12)$$

em que I representa a matriz de identidade e E uma matriz diagonal contendo o parâmetro de dano (e)

$$e_i = \frac{\delta_{u,i} (\delta_i - \delta_{o,i})}{\delta_i (\delta_{u,i} - \delta_{o,i})} \quad (2.13)$$

Na grande maioria das situações reais existem solicitações de modo misto caracterizadas por uma combinação de modos na extremidade da fenda. Neste caso a iniciação do dano pode ser calculado através de um critério quadrático de tensões

$$\begin{aligned} \left(\frac{\sigma_I}{\sigma_{u,I}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{II}}{\sigma_{u,II}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{III}}{\sigma_{u,III}}\right)^2 &= 1 \text{ se } \sigma_I > 1 \\ \left(\frac{\sigma_{II}}{\sigma_{u,II}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{III}}{\sigma_{u,III}}\right)^2 &= 1 \text{ se } \sigma_I \leq 1 \end{aligned} \quad (2.14)$$

Como critério de propagação utilizou-se o critério energético linear (equação (2.10) com $A=B=C=1$), onde a energia dissipada em cada um dos modos é comparada com o seu valor crítico.

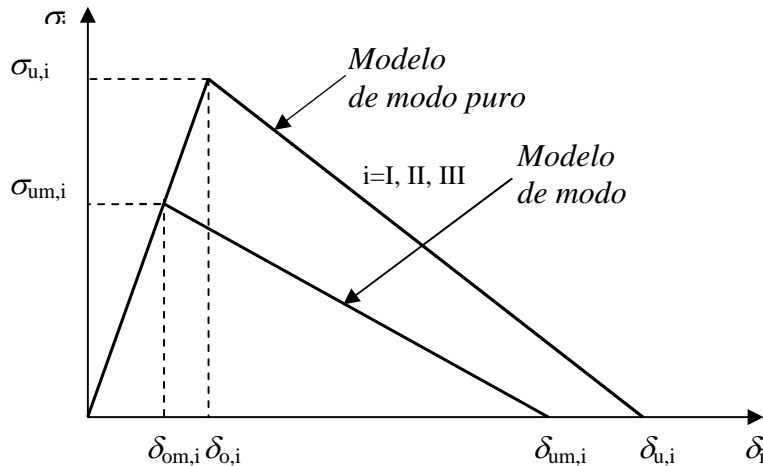


Figura 2.3. Relação Tensão - Deformação relativa para modo misto e modo puro [18].

Ao analisarmos o gráfico da figura 2.3, o triângulo pequeno representa a taxa de libertação de energia em cada modo e o maior é a taxa crítica de libertação de energia. Quando a equação (2.10) é satisfeita dá-se a propagação do dano. Para mais detalhes consultar as referências [17, 18, 19].

2.3 Mecânica da Fractura nos Materiais Compósitos

Como já foi referido, os materiais compósitos em geral têm boas propriedades. Todavia, uma das suas principais desvantagens é a baixa resistência ao impacto a baixas velocidades, devido à diferença de rigidez das camadas adjacentes diferentemente orientadas. Estão sujeitos a vários tipos de dano, como delaminação, fractura das fibras e falhas na matriz. A delaminação é um dos modos de rotura típicos dos compósitos laminados, quando são sujeitos a solicitações. Ocorre pelo descolamento entre duas camadas contíguas, quando a matriz entre as camadas falha, resultando assim na separação destas camadas. É um dano interno, que é difícil de detectar pelo que aumenta os riscos associados [20, 22]. A delaminação afecta drasticamente a resistência à

compressão, a rigidez e a estrutura do componente, podendo provocar uma rotura catastrófica [20, 21].

A aplicação da mecânica da fractura aos materiais compósitos apresenta algumas dificuldades devido à heterogeneidade destes materiais, isto é, devido aos complicados mecanismos internos associados à propagação da fenda. Temos, como exemplo, a rotura das fibras, a falha da matriz (aparecimento de fendas na matriz), a plastificação local da matriz. Todavia, as características da delaminação conferem-lhe um estatuto especial no que concerne à aplicabilidade da mecânica da fractura. De facto, este dano confina-se a um plano e isto permite que a fractura interlaminar de materiais compósitos seja considerada um domínio da mecânica da fractura [13]. Assim sendo, a aplicação do conceito da taxa de libertação de energia adquire especial relevo, já que o dano está confinado a um plano tornando possível a identificação dos processos responsáveis pela dissipação de energia associada à propagação da fenda [13].

2.3.1 Modo I

O ensaio DCB (Double Cantilever Beam) é o método mais usado para caracterização a fractura em modo I. Este método está normalizado e é baseado num provete com uma pré-fenda carregado em modo I, sendo o deslocamento e a força registados para cada comprimento de fenda a [18].

Na figura 2.4 apresenta-se o provete utilizado para este ensaio. Os provetes são fixos à máquina de ensaios através de dobradiças que são coladas nas suas superfícies. Depois são solicitados a uma velocidade que garanta as condições de propagação estável. Durante o ensaio são registados os valores da força, deslocamento e os correspondentes comprimentos de fenda. A partir destes parâmetros obtêm-se os valores de G_{Ic} recorrendo ao método de calibração da flexibilidade ($G_{Ic} = \frac{P^2}{2B} \frac{\partial C}{\partial a}$) ou à teoria das vigas corrigida [28].

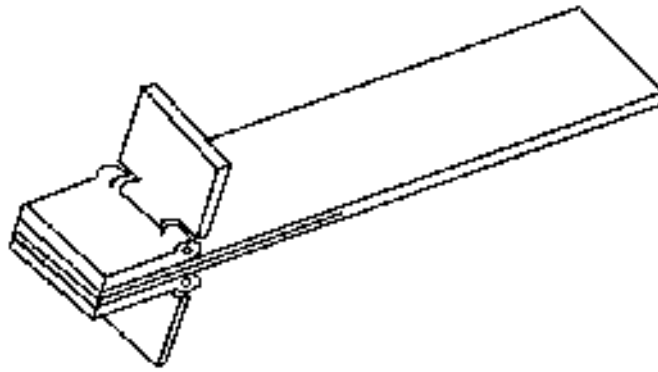


Figura 2.4. Provete utilizado no Ensaio DCB.

2.3.2 Modo II

Para o modo II ainda não existe uma norma para a caracterização à fractura interlaminar. No entanto, para materiais compósitos o ensaio ELS (End-Load Split), ENF (End-Notched Flexure) e 4 ENF (Four-Point End-Notched Flexure) são os mais usados. A figura 2.5 apresenta os provetes dos ensaios para Modo II [17].

O ensaio ELS é sensível às condições de encastramento e apresenta alguma dificuldade na determinação do G_{IIc} para deslocamentos elevados. O ensaio 4ENF requer um dispositivo especial e apresenta dificuldades devido ao atrito na região da pré-fenda. Apesar de apresentar dificuldades na medição do comprimento da fenda, o ensaio ENF é o ensaio mais utilizado devido a sua simplicidade.

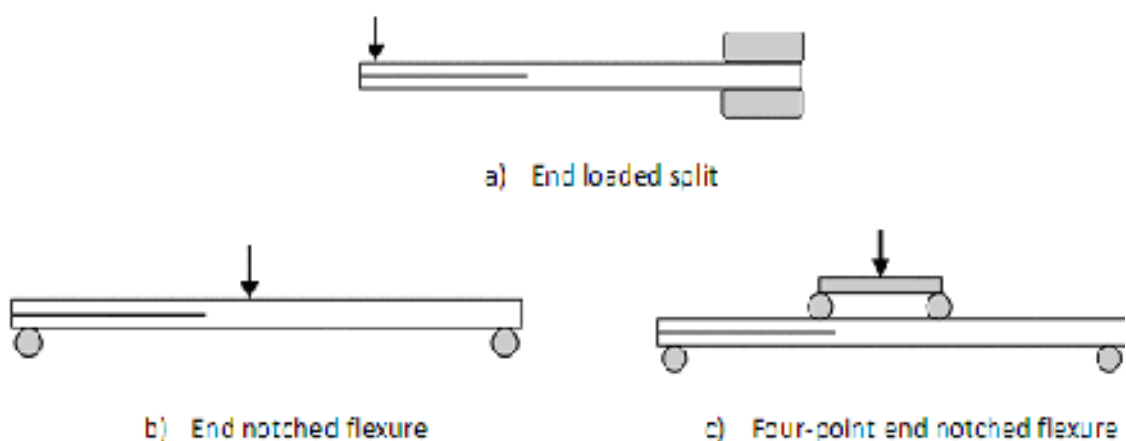


Figura 2.5. Métodos de ensaio para caracterização a fractura em modo II.

2.3.3 Modo III

Normalmente, a propagação da fenda devido ao impacto a baixas velocidades dá-se através de tensões de corte, o que se traduz em modo II e em modo III [17]. O modo III é o menos estudado dos três modos. De facto, existem inúmeras dificuldades associadas na obtenção deste tipo de solicitação relacionadas com a falta de precisão dos métodos de ensaio actuais. Alguns dos ensaios para determinar a taxa crítica de libertação de energia em modo III (G_{IIIc}) são o *Split Cantilever Beam* (SCB), o *Crack Rail Shear* (CRS) e o *Edge Crack Torsion* (ECT) [20, 23].

O SCB, proposto por Donalson (1988) [23], foi dos primeiros ensaios propostos (figura 2.6). O seu objectivo era determinar a taxa de libertação de energia em laminados unidireccionais de carbono/epóxico. Todavia, verificou-se a existência de uma componente de modo II espúrio na frente da fenda que não é desprezável, especialmente nos bordos laterais do provete.

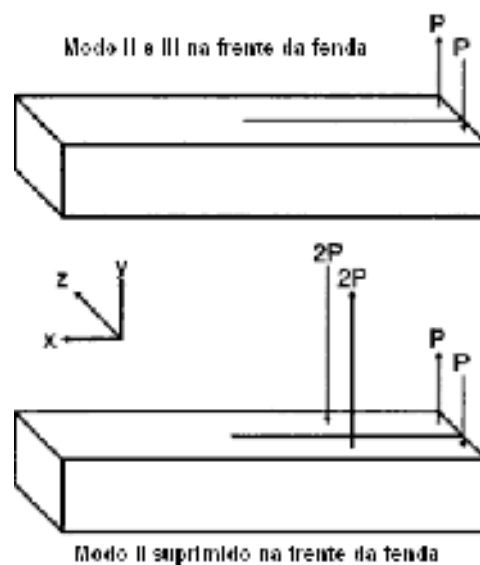


Figura 2.6. Ensaio SCB (superior) e MSCB (inferior) [23].

Numa tentativa de eliminar o modo II, Robinson e Song [23] desenvolveram o MSCB (*Modified Split Cantilever Beam* - figura 2.6), onde através de uma criteriosa escolha do sistema de aplicação das cargas se consegue minimizar a presença do modo II. Devido à sua complexidade e à elevada rigidez, este dispositivo não é completamente adequado à determinação da taxa de libertação de energia em modo III [17,18].

Outro método é o *Crack Rail Shear*, criado por Becht e Gillespie [27]. Este provete possui duas fendas o que dificulta a sua propagação simultânea. Outra desvantagem é que

a configuração do ensaio CRS apresenta baixa flexibilidade, o que não permite usar métodos de calibração de C [22].

O ECT torna-se então na solução mais interessante para a determinação de G_{IIIc} , já que apresenta melhores resultados que o SCB e o CRS. O dispositivo foi desenhado por Lee [20] e o provete é um laminado rectangular com uma fenda no plano central, apoiado em três pontos e carregado numa das extremidades [17,20]. Este ensaio foi seleccionado para este trabalho e vai ser detalhado nos capítulos seguintes.

Para o provete, Lee analisou a sequência de empilhamento $[90/(\pm 45)_n/(\mp 45)_n/90]_s$, com n entre 1 e 4. As camadas de ± 45 são necessárias pois conferem ao provete resistência e rigidez à torção. As sequências de empilhamento para $n = 1$ e 2 apresentam pouca rigidez à flexão, o que leva a que as suas curvas $P-\delta$ tenham um comportamento não linear. Por isso, só se consideram apropriados os empilhamentos com $n = 3$ e 4, que oferecem melhor comportamento à flexão [20, 22].

Li et al. [25] demonstraram através de simulação numérica que só na zona central do provete existe modo III puro. Nas extremidades do provetes, perto dos punções de suporte e de carga existe modo II espúrio. Este valor é pequeno quando comparado com o modo III na zona central. O gráfico da figura 3.3 mostra a curva da taxa de libertação de energia ao longo da frente de fenda.

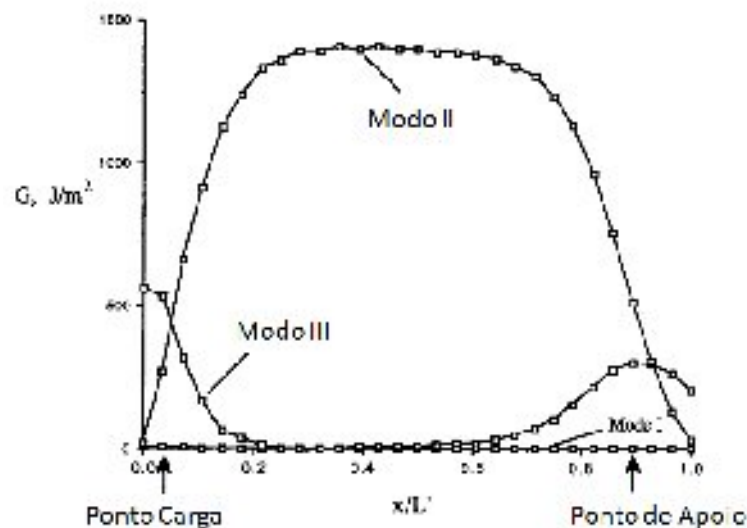


Figura 3.3. Curva da taxa de libertação de energia ao longo da frente da fenda [25].

Constata-se que a presença de modo II na frente da fenda é desprezável relativamente ao modo III. Apesar destes resultados animadores, o ensaio ECT apresenta alguns problemas relacionados com os métodos de tratamentos dos resultados [20].

3.1 Métodos de Tratamento de Resultados

A taxa de libertação de energia pode ser calculada pelo Método da Teoria das Placas, pelo Método de Calibração da Flexibilidade ou pelo Método Baseado na Flexibilidade da Placa [1].

O Método baseado na Teoria das Placas desenvolvido por Lee [22], determinou que existe uma relação linear entre $1/C$ e a ,

$$\frac{1}{C} = \frac{4B(D_{66})_I}{b^2L} \left[1 - (1-2s) \frac{a}{B} \right] \quad (3.1)$$

sendo C a flexibilidade e a o comprimento de fenda. O parâmetro s é dado por

$$s = \frac{(D_{66})_{II}}{(D_{66})_I} \quad (3.2)$$

sendo $(D_{66})_I$ e $(D_{66})_{II}$ os termos da rigidez torsional para o laminado sem fenda e o laminado com fenda no centro, respectivamente [22]. Esta relação foi obtida utilizando a teoria clássica dos laminados, admitindo que o provete está sujeito a um momento torsor M_{XY} uniforme. A hipótese não respeita as condições de fronteiras de bordo livre e também não tem em conta a concentração de tensões na extremidade da fenda e o modo II espúrio, que influenciam a relação $C = f(a)$.

3.1.1 Método de Calibração da Flexibilidade

Este método permite avaliar a taxa de libertação de energia a partir da calibração da flexibilidade e foi desenvolvido por Li et al. [25]. Tendo em consideração as desvantagens associadas à determinação do G_{IIIc} pela teoria das placas já referidas, Li et al. [25] propuseram que a relação $C = f(a)$ fosse determinada através do ajuste da equação de uma recta a diversos pontos obtidos por via experimental para diferentes comprimentos de pré-fenda. Assim, os autores propuseram a seguinte relação,

$$\frac{1}{C_0} = A \left(1 - m \frac{a_0}{B} \right) \quad (3.3)$$

Esta relação é equivalente à equação (3.1) fazendo

$$A = \frac{4B(D_{66})_I}{b^2L}$$

$$m = (1 - 2s)$$

A diferença nas duas abordagens está no facto dos parâmetros A e m serem obtidos por ajuste e não determinados analiticamente.

Para cada comprimento de fenda inicial a_0 determina-se $1/C_0$ e pelo gráfico de $1/C_0 = f(a_0/B)$ (figura 3.4) podemos determinar a equação da recta (3.3). Como é uma equação linear, considera-se que o A é o ponto de intersecção com o eixo dos y e o produto Am é o declive da recta.

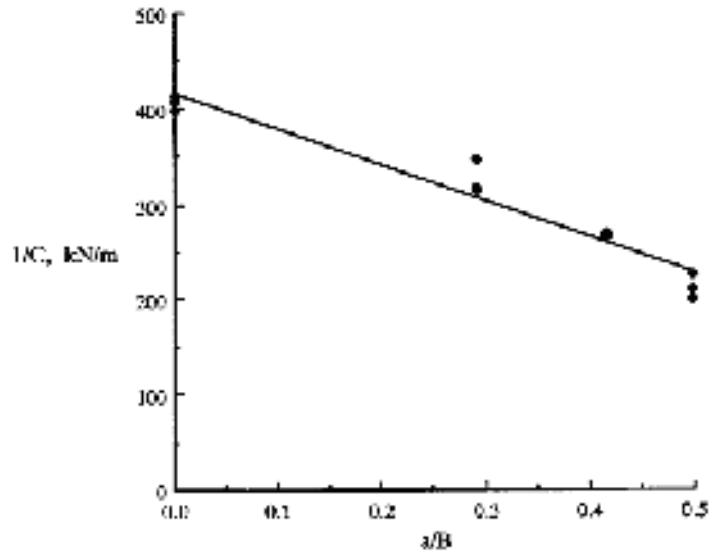


Figura 3.4. Variação do inverso da flexibilidade versus comprimento de fenda normalizado a/B para ensaios ECT [25].

Ao substituir na equação de Irwin-Kies (equação (2.5)), a derivada dC/da (equação (3.3)) obtém-se que o G_{IIIc} pode ser dado pela equação (3.4) [25]

$$G_{IIIc} = \frac{mP_c^2 C}{2LB \left[1 - m \left(\frac{a_0}{B} \right) \right]} \quad (3.4)$$

A desvantagem deste método está relacionada com a necessidade de ensaiar provetes com diferentes comprimentos de fenda para se determinar o m e o A .

3.1.2 Método de Análise Baseado na Flexibilidade da Placa (MBF)

Tendo em consideração as desvantagens inerentes aos métodos anteriormente apresentados, optou-se por desenvolver um método alternativo baseado na flexibilidade da placa. Assume-se que $C = f(a)$ se pode representar por uma relação similar às adoptadas anteriormente (equações (3.1) e (3.3)).

$$\frac{1}{C} = A(1 - ma) \quad (3.5)$$

onde A e m são as constantes a determinar. Considerando um provete sem fenda ($a_0 = 0$) tem-se que

$$\frac{1}{C_{0(0)}} = A \quad (3.6)$$

onde $C_{0(0)}$ corresponde à flexibilidade inicial, que é determinada na zona linear da curva $P-\delta$. Substituindo a equação (3.6) na equação (3.5) e considerando um provete com uma pré-fenda de comprimento de fenda a_0 com flexibilidade inicial C_0

$$\frac{1}{C_0} = \frac{1}{C_{0(0)}} (1 - ma_0) \quad (3.7)$$

obtem-se

$$m = \frac{1}{a_0} \left(1 - \frac{C_{0(0)}}{C_0} \right) \quad (3.8)$$

O G_{IIIc} pode ser agora obtido a partir das equações (2.5) e (3.5)

$$G_{IIIc} = \frac{P^2}{2L} mAC^2 \quad (3.9)$$

E finalmente, substituindo o m , o A e o C^2 , a equação do cálculo do G_{IIIc} vem

$$G_{IIIc} = \frac{\delta^2}{2La_0 C_0 C_{0(0)}} (C_0 - C_{0(0)}) \quad (3.10)$$

Esta equação permite o cálculo do G_{IIIc} em função do deslocamento crítico correspondente à força máxima e em função das flexibilidades iniciais dos provetes com e sem fenda. Evita-se assim a realização de vários ensaios com diferentes comprimentos de fenda necessários no MCF. Contudo, é necessário fazer ensaios experimentais de provetes sem fenda para determinar a rigidez inicial ($C_{0(0)}$).

4 Simulação Numérica

A simulação numérica com elementos finitos foi realizada considerando 7128 elementos sólidos tridimensionais de 8 nós do programa ABAQUS® e 1188 elementos coesivos de 8 nós colocados na interface da pré-fenda (elementos de interface). O uso destes últimos permite a simulação de pré-fendas e da iniciação e propagação do dano. Na zona da pré-fenda usaram-se elementos de interface “abertos” para se evitar a interpenetração entre as faces da fenda. Foram ainda consideradas superfícies de contacto entre os punções e o provete.

O provete usado tem o mesmo empilhamento que o provete ensaiado pelo Lee, com $n=4$, ou seja, $[90/(\pm 45)_4/(\mp 45)_4/90]_5$. Cada camada de 90° e os grupos de $\pm 45^\circ$ foram simuladas como um elemento cada. Sendo assim, o provete foi simulado com quatro elementos a 90° , que são as camadas superior, inferior e as duas centrais. As 16 camadas de $\pm 45^\circ$ foram simuladas com duas camadas de elementos. Na figura 4.1 apresenta-se um esquema do modelo utilizado; os elementos a azul representam as camadas a 90° e os brancos os grupos de 45° . As camadas a $(\pm 45^\circ)$ foram simuladas com propriedades homogeneizadas, calculando assim as propriedades equivalentes do conjunto de camadas, a partir das propriedades para a camada unidireccional.

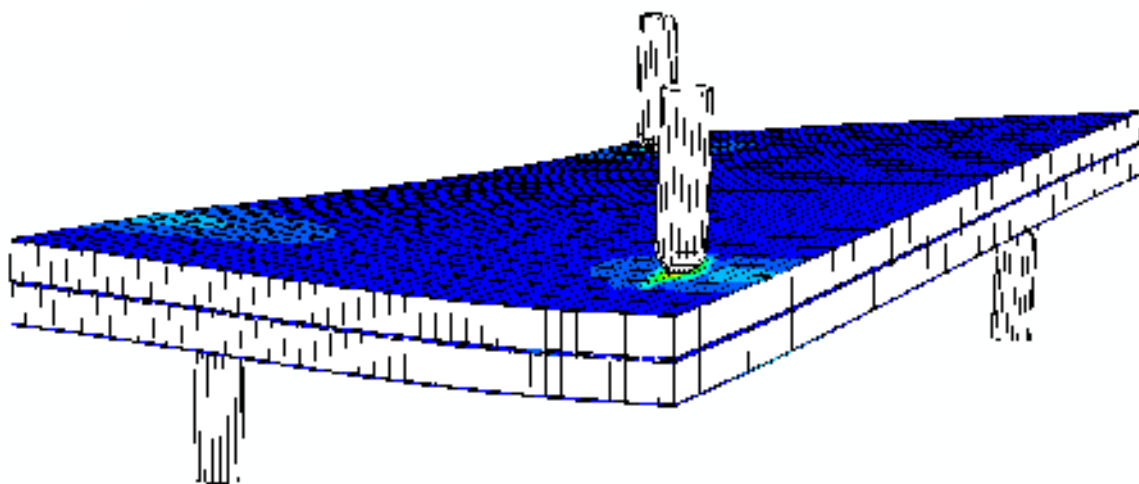


Figura 4.1. Provete usado na simulação numérica do ECT.

Os pinos de apoio e o de carga foram simulados como corpos rígidos estando os três primeiros fixos. O pino de carga pode deslocar-se no eixo dos z . As superfícies de contacto foram definidas no corpo para não permitir a interpenetração dos punções.

As propriedades do material usadas na simulação numérica correspondem ao carbono-epóxico UD (T300/HS 160 REM) fornecido por Texipreg. As propriedades de cada camada foram determinadas anteriormente [18]: $E_1 = 130$ GPa, $E_2 = 8,2$ GPa, $\nu_{12} = 0,27$, $G_{12} = 4,1$ GPa, $\nu_{23} = 0,41$ e uma espessura $t_c = 0,15$ mm. Os valores assumidos para as taxas de libertação de energia foram obtidos através dos resultados do Lee [20] e são: $G_{Ic} = 0,3$ N/mm, o $G_{IIc} = 0,6$ N/mm e o $G_{IIIc} = 0,9$ N/mm.

O provete utilizado após optimização foi o indicado em cima, com estas dimensões $l=108$ mm, $B= 44$ mm, $L= 76$ mm, $b= 32$ mm e $t=5,4$ mm (figura 3.1). Possui 36 camadas, 4 de 90° e 32 de $\pm 45^\circ$, divididas pelos elementos já referidos. Os comprimentos das pré-fendas foram 15, 16, 17, 18, 19, 20 e 21 mm e o incremento do deslocamento foi de 0,01 mm, para simular uma propagação suave.

Os objectivos das simulações são:

- avaliar a dependência do G_{IIIc} com o comprimento inicial da fenda;
- validar o MBF, comparando o valor resultante de G_{IIIc} com o introduzido no modelo coesivo (0,9 N/mm);
- comparar os métodos MCF e MBF.

4.1 Resultados

4.1.1 Curvas Forças - Deslocamento

A figura 4.2 representa curvas $P-\delta$ típicas obtidas por simulação numérica. Constata-se que apesar dos diferentes comprimentos de fenda, todas têm um aspecto semelhante. Como seria de esperar as curvas apresentam uma diferença de rigidez inicial devido aos diferentes comprimentos de pré-fenda. Verifica-se assim que a rigidez diminui com o comprimento da pré-fenda o que traduz um resultado lógico. As curvas apresentam também um comportamento não linear perto da força máxima, que se explica pelo desenvolvimento da zona de processo de fractura na vizinhança da extremidade da fenda.

Na figura 4.3 representa-se a evolução da rigidez inicial ($1/C_0$) com o aumento do comprimento da pré-fenda. A aplicação de uma regressão linear providencia uma boa correlação, evidenciando assim que de facto a rigidez varia de forma aproximadamente

linear com a . A tabela 4.1 apresenta os valores obtidos na simulação numérica, para os diferentes comprimentos de pré-fenda analisados.

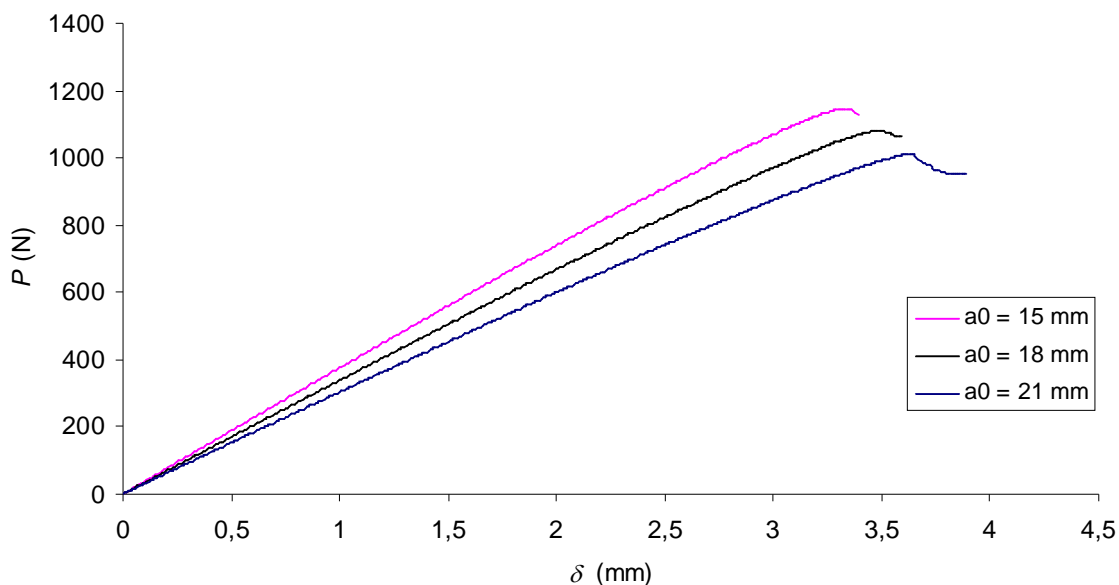


Figura 4.2. Curvas P - δ típicas obtidas por simulação numérica de um ensaio ECT.

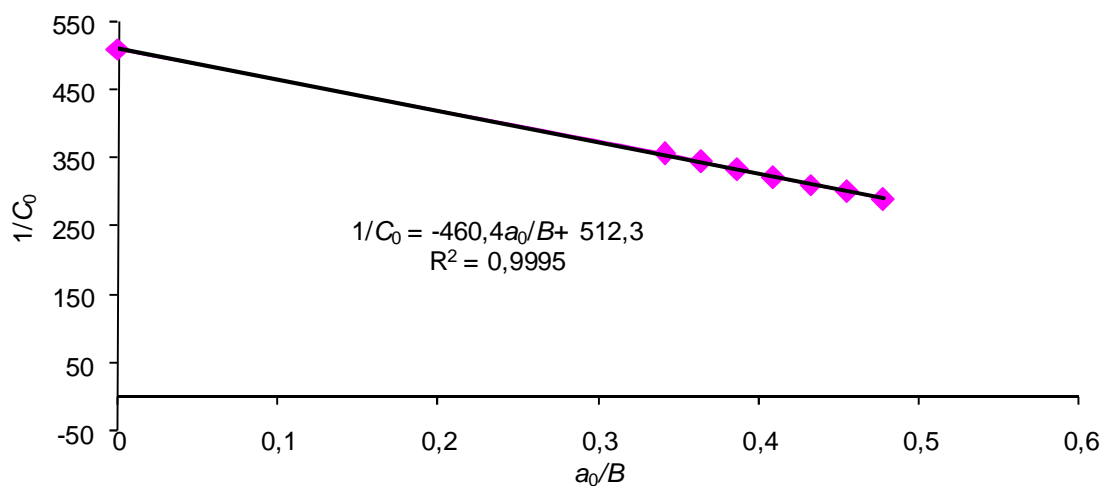


Figura 4.3. Evolução da rigidez ($1/C_0$) em função do comprimento de fenda normalizado (a_0/B).

Tabela 4.1. Valores obtidos na simulação numérica

a_0 (mm)	a_0/B	δ_{max} (mm)	P_{max} (N)	C_0 (mm/N)
0	0	0	0	1,96E-03
15	0,341	3,48	1130,5	2,79E-03
16	0,364	3,52	1107	2,89E-03
17	0,386	3,57	1084,2	2,99E-03
18	0,409	3,61	1062	3,09E-03
19	0,432	3,66	1040,3	3,20E-03
20	0,455	3,71	1019	3,31E-03
21	0,477	3,76	997,3	3,43E-03

4.1.2 Taxa Crítica de Libertação de Energia no Modo III

Para a determinação do G_{IIIc} pelo MCF (equação (3.4)) são necessários os valores de A , m e de C na força máxima, considerada como o ponto de correspondente ao início da propagação. Os dois primeiros podem ser calculados pela equação da recta do gráfico da figura 4.3 ($A=512,3$ e $m=0,899$) e o C é dado pela relação entre δ e o P_{max} . Após determinação dos respectivos C aplica-se a equação (3.4).

Para o MBF (equação (3.10)) só é necessário determinar as flexibilidades iniciais para cada comprimento de fenda analisado (C_0) e a flexibilidade inicial de um provete sem fenda $C_{0(0)}$.

Na tabela 4.2 estão os valores de G_{IIIc} calculados pelos dois métodos. Nota-se um aumento com o aumento do a_0 , como se pode constatar no gráfico da figura 4.4. A relação é aproximadamente linear, verificando-se que a taxa crítica de libertação de energia aumenta com o comprimento de fenda. Tendo em conta que o valor inserido no modelo coesivo foi de 0,9 N/mm, constata-se que os comprimentos de fenda de 18 e 19 mm são os que providenciam os melhores resultados.

Tabela 4.2. Valores de G_{IIIc} (N/mm) pelos diferentes métodos para os vários comprimentos de fenda.

a_0 (mm)	15	16	17	18	19	20	21
MCF	0,80	0,82	0,85	0,87	0,90	0,93	0,96
MBF	0,81	0,84	0,87	0,89	0,92	0,95	0,97

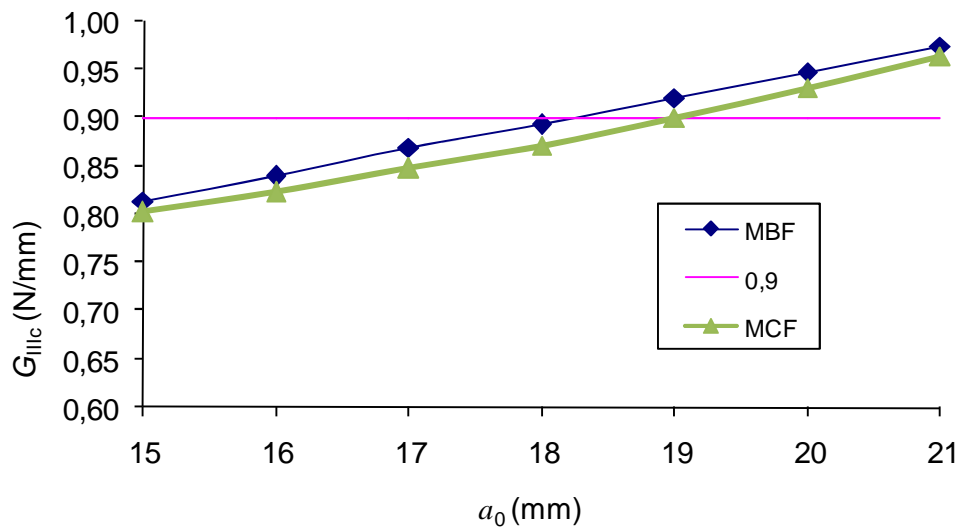


Figura 4.4. Gráfico do G_{IIIc} em função do comprimento da fenda.

4.2 Análise de Resultados

A dependência do G_{IIIc} em função do comprimento de fenda, já verificada por outros autores [25, 26], foi confirmada. Com o objectivo de conseguir compreender melhor as razões de tal variação, foram analisados alguns aspectos intrínsecos ao ensaio. Assim procedeu-se à análise dos perfis de distribuição de taxas de libertação de energia na frente da fenda e também de evolução da zona de processo de fractura desde o início da sua formação até à propagação da fenda.

Para a distribuição de taxas de libertação de energia foram analisados os modos II e III, já que o modo I é negligenciável. A figura 4.5 apresenta as curvas normalizadas pelo valor máximo de G_{IIIc} para 15, 18 e 21 mm de pré-fenda. Pode-se notar que na zona central do provete existem valores muito próximos do 100% para o modo III e que nas zonas dos pinos é mais significativo o modo II espúrio, o que permite validar os resultados obtidos pela simulação, admitindo assim que a dissipação de energia se faz essencialmente em modo III. Contudo, comparando os valores para os vários comprimentos de fenda, podemos notar que com o aumento do comprimento de fenda há um ligeiro aumento na altura do patamar mas também há uma redução da sua extensão. Daqui se verifica que a presença de modo III na frente da fenda não varia de forma marcante. Logo, conclui-se que não é expectável que a variação de G_{IIIc} com a se possa explicar por esta via.

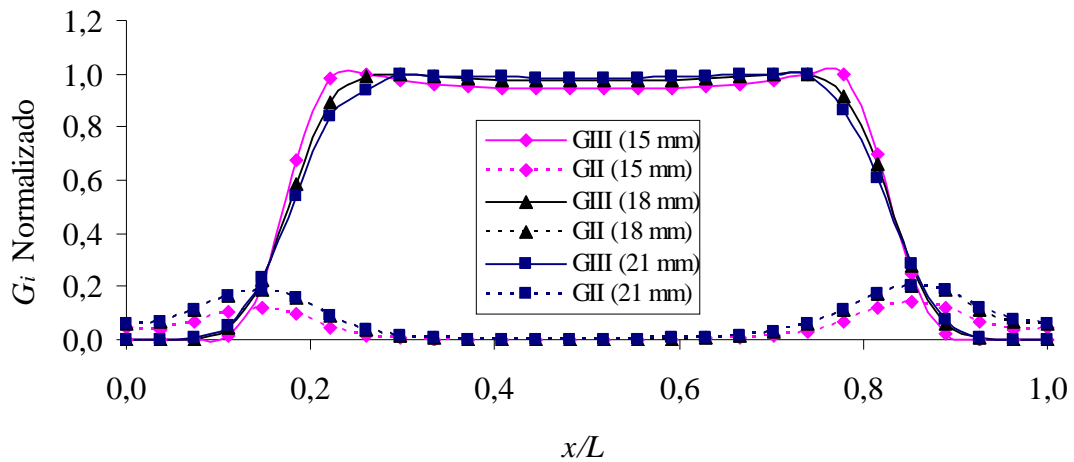


Figura 4.5. Distribuição normalizada do G_{II} e G_{III} ao longo do comprimento do provete.

O perfil da frente de fenda e a zona de processo também foram analisados para os três valores de pré-fenda (15, 18, 21 mm) no incremento correspondente à iniciação. O contorno da frente de fenda já propagada foi obtido a partir dos pontos dos elementos coesivos que completaram o processo de amaciamento. A área da zona de processo foi definida pelos pontos dos elementos coesivos que estão ainda em processo de amaciamento (a rigidez residual é definida pela parte descendente do triângulo do modo misto, figura 2.3), sendo delimitada por elementos que não possuem dano. Os perfis obtidos estão na figura 4.6 e nota-se que:

- a propagação do dano é não uniforme e a frente de fenda aumenta com a_0 ;
- a área e a largura da zona de processo aumentam com a_0 .

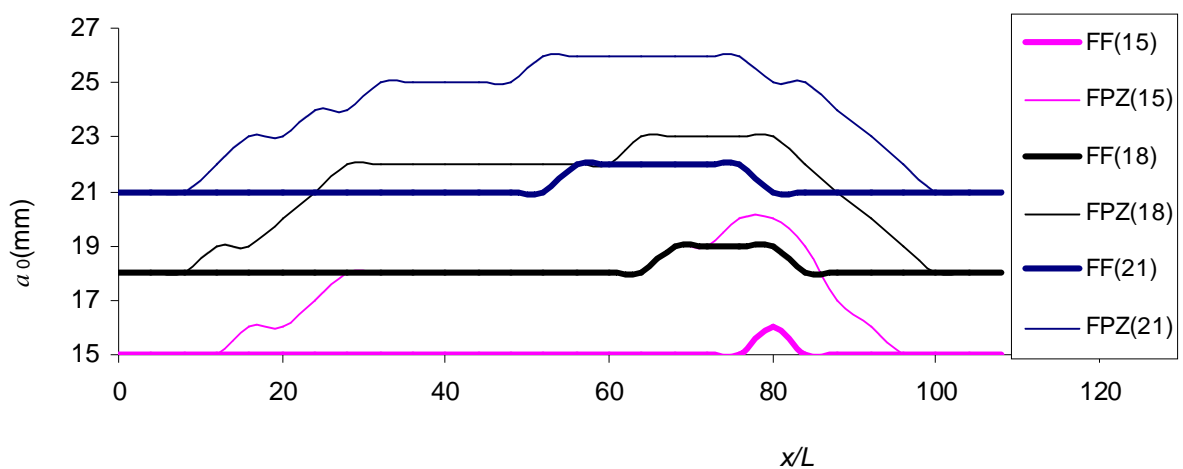


Figura 4.6. Limites da frente de fenda e da zona de processo da fenda para $a_0 = 15, 18, 21$ mm.

Estas observações permitem concluir que a zona afectada pelo dano no momento correspondente ao início da propagação varia com o a_0 . Consequentemente, estamos em presença de um processo que não é auto-semelhante, variando consoante o valor adoptado para a pré-fenda. Isto explica a variação de G_{IIIc} com a_0 referida anteriormente.

Esta análise à frente de fenda e à zona de processo está de acordo com os resultados experimentais obtidos por Li [22]. Se compararmos a figura 4.6 com a 4.7, verificamos que a frente de delaminação tem uma morfologia semelhante com a frente de fenda obtida pelo perfil da simulação.

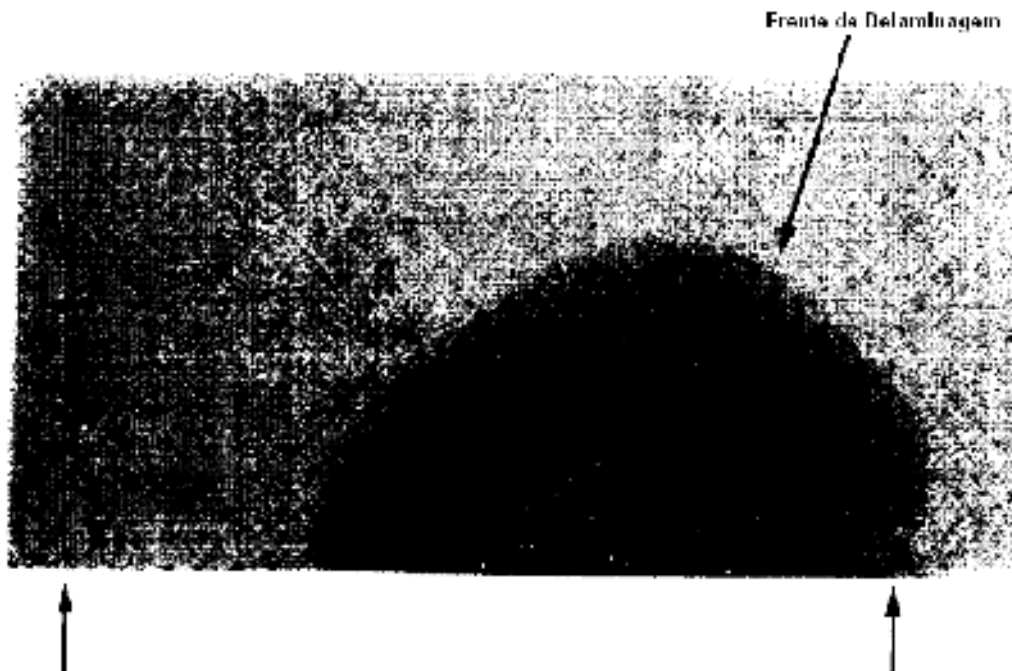
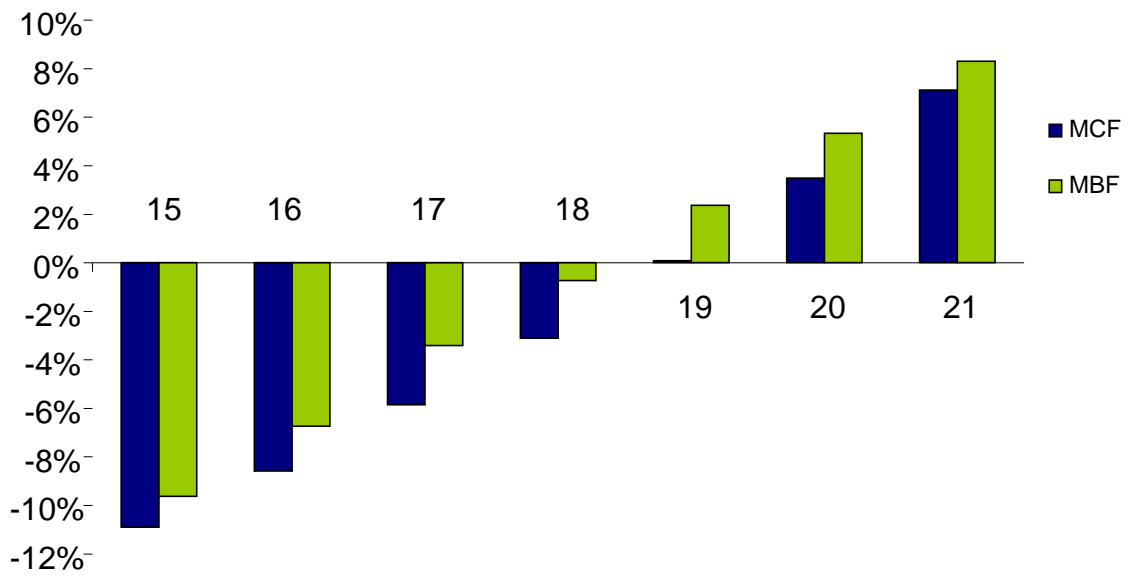


Figura 4.7. Radiografia do provete ECT após propagação obtida por Li [22].

Embora este resultado traduza uma desvantagem deste provete, os valores de G_{IIIc} obtidos nas simulações encontram-se dentro do aceitável. Para o MBF a fenda de 18 mm apresenta o erro mais pequeno (0,73%) e com o MCF para 19 mm de pré-fenda, o erro é de 0,06%. O erro máximo ocorre para $a_0=15$ mm e é aproximadamente igual a 10% nos dois métodos. Na figura 4.8 apresenta-se o erro percentual associado a cada comprimento de fenda para os dois métodos.



5 Ensaio Experimentais

O trabalho experimental apresentado no âmbito da presente dissertação consiste na realização de ensaios experimentais ECT. O equipamento utilizado encontra-se nas instalações da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP) e na Universidade de Trás-os-Montes e Alto Douro (UTAD). Este trabalho experimental tem como objectivo a validação de alguns dos resultados e conclusões obtidos por via numérica. Como tal, é testada a geometria utilizada na simulação numérica. Também se testaram provetes com uma sequência de empilhamento diferente, onde as camadas a noventa foram trocadas por camadas a zero graus $[0/(\pm 45)_4/(\mp 45)_4/0]_s$. Esta abordagem permitiu a comparação das curvas $P-\delta$ obtidas pelas diferentes sequências de empilhamento.

As fendas ensaiadas para a primeira sequência de empilhamento $([90/(\pm 45)_4/(\mp 45)_4/90]_s)$ são de 15, 18 e 20 mm. Para a segunda sequência de empilhamento $([0/(\pm 45)_4/(\mp 45)_4/0]_s)$ são 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21 mm. Para distinguir os dois tipos de laminados, será adoptada a designação de laminado 0° e laminado 90°.

5.1 Preparação das Placas

Para a obtenção dos provetes são fabricadas placas de compósito de carbono-epóxico, que são posteriormente cortadas para as dimensões finais dos provetes. A fabricação das placas seguiu os seguintes passos:

1. Retirar o rolo do compósito de carbono-epóxico do armazenamento a baixa temperatura ($T=-18^{\circ}\text{C}$).
2. Corte das camadas de carbono-epóxico (300 x 300 mm), tendo em atenção a orientação pretendida.
3. Primeiro foram cortadas as de 90° e as de 0° (figura 5.1.a) e a seguir as de 45°, através da utilização de um molde de cartolina para facilitar a operação (figura 5.1.b).

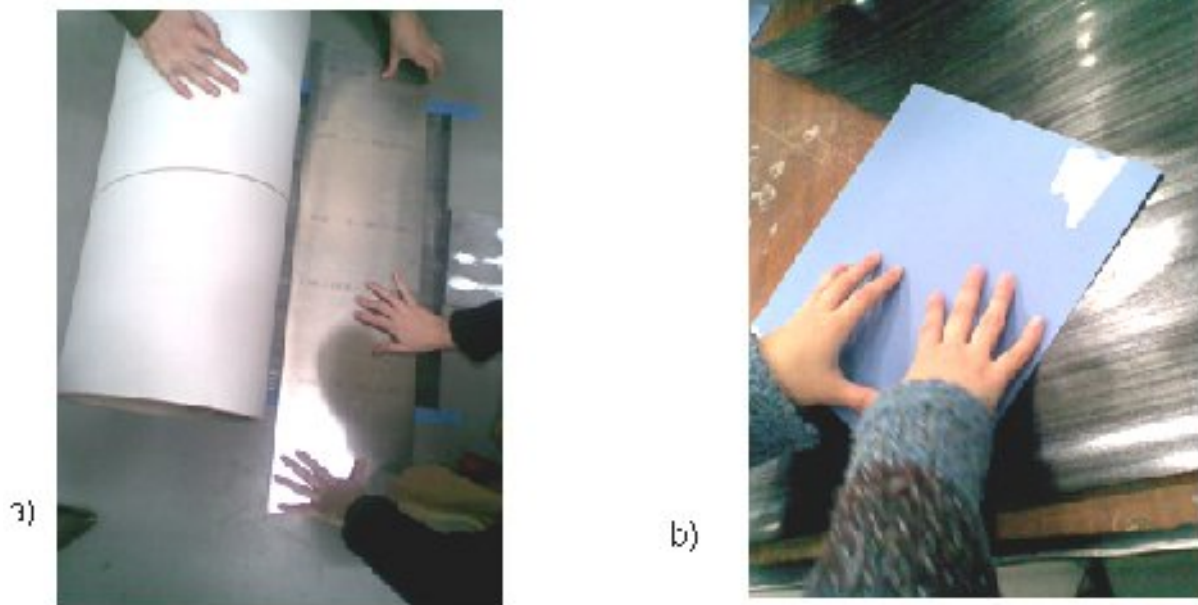


Figura 5.1. Corte das folhas de carbono.

4. O empilhamento das várias camadas foi efectuado respeitando a sequência de empilhamento preestabelecida.
 - Após sobreposição de cada camada, a sua colagem processa-se sob a acção de uma fonte de calor. A seguir é aplicada pressão ao conjunto com a ajuda de uma espátula para facilitar a adesão entre as camadas (Figura 5.2).



Figura 5.2. Fricção das folhas de carbono.

- Depois de terminar o empilhamento das duas metades do laminado (18 camadas cada uma), as pré-fendas são feitas colocando teflon com as dimensões pretendidas nas zonas correspondentes.
- De seguida, as duas metades do laminado são coladas e as pré-fendas estão feitas. Juntam-se as duas metades do respectivo empilhamento e a placa pode ser curada.

5.2 Cura e Corte das Placas

A cura das placas obedece às seguintes etapas fundamentais:

1. Antes de serem curadas, colocam-se barras de suporte de 54 milímetros nos quatro lados da placa. Estas têm que ser previamente aquecidas e revestidas com um desmoldante.
2. Este conjunto é revestido com Teflon® e colocado na prensa de pratos quentes.
3. As placas são colocadas na prensa, uma de cada vez, e sujeitas a um ciclo de cura (figura 5.3) onde se controla a pressão e a temperatura. A pressão é de 2 bar e a temperatura aumenta a 4°C/minuto.

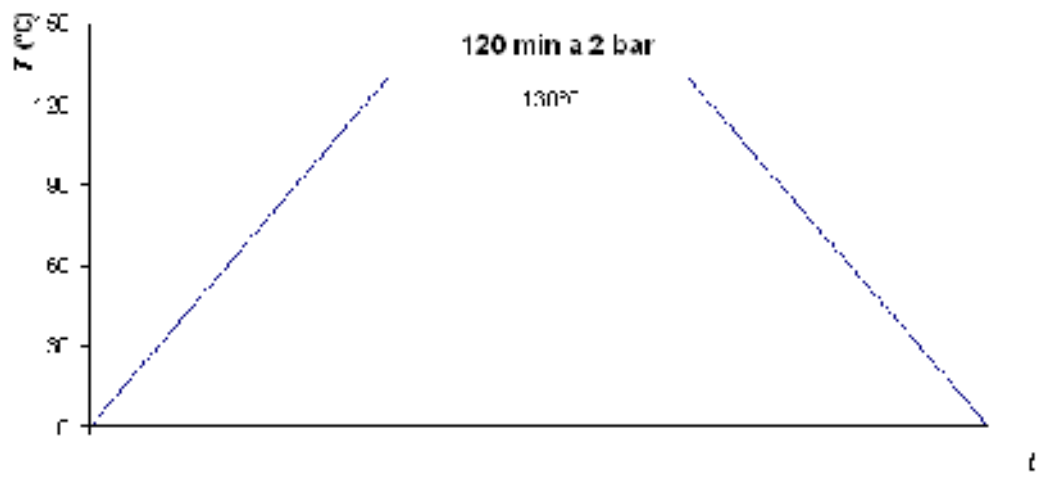


Figura 5.3. Ciclo de cura aplicado às placas.

4. Quando atinge os 130°C dá-se a polimerização da resina. O aumento da temperatura leva a diminuição da viscosidade da resina epóxida, permitindo-lhe assim revestir uniformemente as fibras de carbono circundantes. O processo de cura termina após 120 minutos.
5. A pressão é retirada no ciclo de arrefecimento quando atinge pelo menos 60°C e a seguir a prensa é desligada.
6. Após este processo, as placas ficam a arrefecer até a temperatura ambiente e finalmente são retiradas da prensa.

As placas neste momento estão prontas para serem cortadas e obter-se finalmente os provetes. O corte foi realizado na fresadora da UTAD e segundo o seguinte procedimento:

1. A placa tem que ser alinhada, para garantir o rigor dos cortes. Depois é fixa com as amarras, para não se deslocar enquanto se realiza o corte.
2. Primeiro são retirados 10 milímetros do lado e mede-se 47 milímetros (44 milímetros do provete e 3 milímetros do disco) no eixo dos yy para efectuar os cortes longitudinais dos provetes. A figura 5.4 mostra as amarras e o processo de corte dos 10 milímetros iniciais.



Figura 5.4. Processo de corte com a fresa.

3. As placas são colocadas transversalmente para cortar ao comprimento. Realizam-se dois cortes nos extremos para retirar o excedente e mede-se 108 milímetros mais os 3 mm do disco para dar origem a dois provetes (figura 5.5).

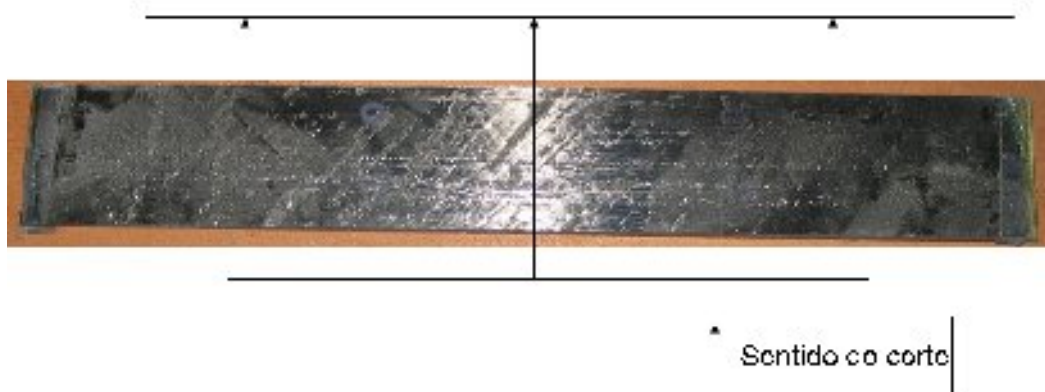


Figura 5.5. Corte transversal do provete.

5.3 Realização dos Ensaios

A figura 5.6 mostra a montagem na máquina de ensaios do dispositivo com o provete já posicionado para a realização do ensaio.

Os provetes são colocados nos pinos de suporte, e com ajuda de um parafuso são devidamente posicionados. A carga é aplicada através de um cilindro em contacto com a cabeça do pino actuador cuja concepção permite transmitir correctamente a força no punção actuador (figura 5.7).

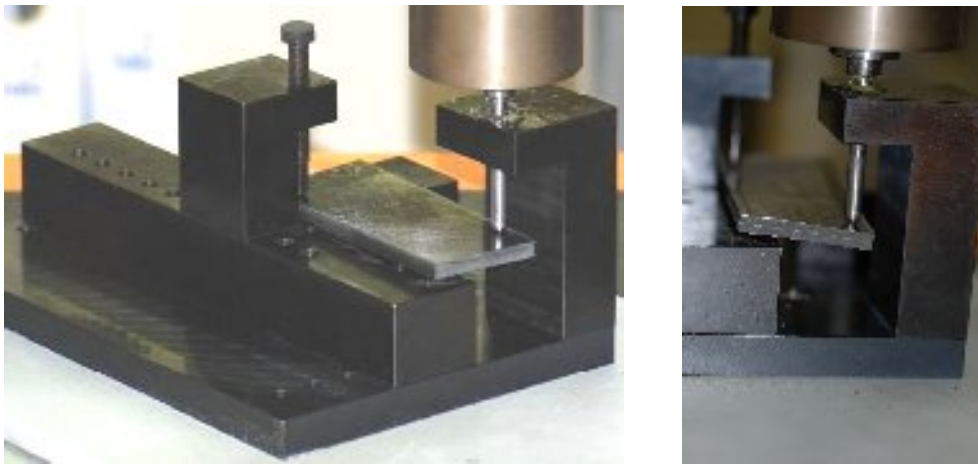


Figura 5.6. Duas perspectivas da montagem utilizada para o ensaio ECT.

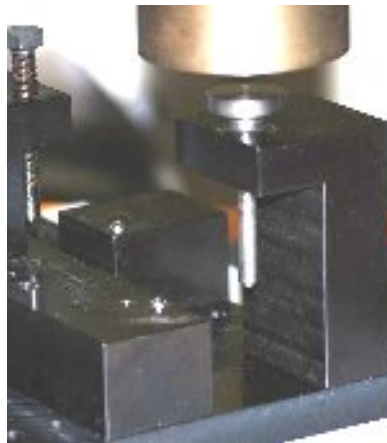


Figura 5.7. Pormenor do cilindro actuador e pino de solicitação.

As curvas força-deslocamento são registadas durante o ensaio até se atingir a força máxima.

A tabela 5.1 apresenta um resumo dos ensaios efectuados para os dois laminados considerados neste trabalho.

Tabela 5.1. Ensaios efectuados por cada fenda segundo o Laminado.

a_0 (mm)	Laminado 0°	Laminado 90°
0	5	2
15	6	4
16	6	---
17	6	---
18	6	4
19	6	---
20	6	2
21	6	---

5.4 Objectivos e Formulação do Tratamentos dos Resultados

Neste trabalho, visa-se analisar alguns detalhes que surgiram durante a realização das simulações numéricas:

- sensibilidade dos métodos à determinação dos valores do C_0 (por isso se usarão vários métodos);
- analisar a dependência do G_{IIIc} em função de a_0 ;
- comparar as duas sequências, o laminado 0° e o laminado 90° , para os vários comprimentos de fenda;
- fazer a validação experimental do modelo ECT teórico e do método de análise baseado na flexibilidade da placa, através dos valores obtidos das curvas $P-\delta$.

Para o tratamento dos resultados utilizaram-se vários métodos de determinação do C_0 . A determinação de G_{IIIc} foi efectuada pelos mesmos métodos que foram utilizados na simulação numérica (MCF e MBF).

- Métodos para Determinação do C_0 :

Os vários métodos de determinação de C_0 foram utilizados para analisar a sensibilidade dos métodos de cálculo de G_{IIIc} . O primeiro método baseia-se na obtenção do valor de C_{0min} medido antes para $1 \leq \delta \leq 5$ mm, aproximadamente. Mediu-se também a flexibilidade nos intervalos $2 \leq \delta \leq 3$ mm e $3 \leq \delta \leq 4$ mm. Estas zonas possuem um comportamento mais estável, uma vez que não incluem os efeitos de não linearidade inicial motivada pela flexibilidade do mecanismo e pela indentação provocada no provete, e também ainda não sofrem o efeito da zona de processo de fractura.

5.5 Resultados

5.5.1 Laminados 90°

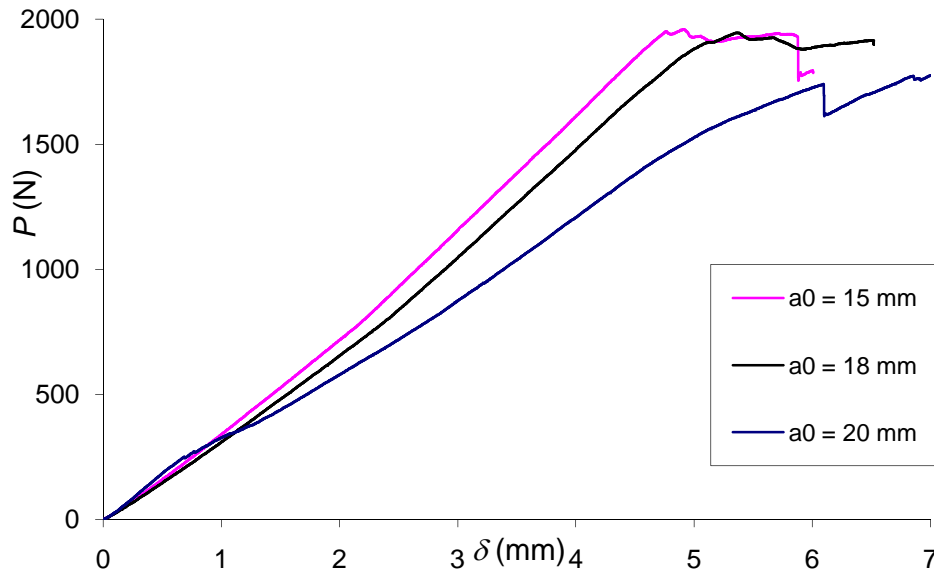


Figura 5.8. Curvas $P-\delta$ experimentais do ensaio ECT para 90°.

Tabela 5.2. Resultados médios e desvios padrão obtidos nos ensaios experimentais ECT para o laminado 90°.

				C_0 (mm/N)		
	a_0 (mm)	δ (mm)	P_{max} (N)	C_{Min}	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm
Valores médios	0			0,001840	0,001694	0,001685
	15	4,51	1995,5	0,002480	0,002249	0,002333
	18	5,03	1958,9	0,002608	0,002480	0,002351
	20	6,21	1771	0,003216	0,003238	0,003039
Desvio padrão (%)				C_0		
	a_0 (mm)	δ	P_{max}	C_{Min}	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm
	0			0,5	0,05	0,4
	15	3,5	6,6	4,0	6,03	3,1
	18	11,1	2,3	3,7	4,3	3,4
20	11,5	2,4	1,7	8,3	2,3	

As curvas $P-\delta$ para o laminado 90° possuem uma não linearidade pronunciada na vizinhança da força máxima, nomeadamente para $a_0 = 18$ e 20 mm (figura 5.8). Este

fenómeno poderá estar associado à existência de uma zona de processo de fractura de dimensões não desprezáveis. Apesar da falta de linearidade obtiveram-se valores aceitáveis de δ , P e de C . Na tabela 5.2, apresentam-se os valores médios dos resultados experimentais para cada a_0 e seu respectivo desvio padrão percentual, o qual varia entre 0,05% e 8%.

5.5.2 Laminados 0°

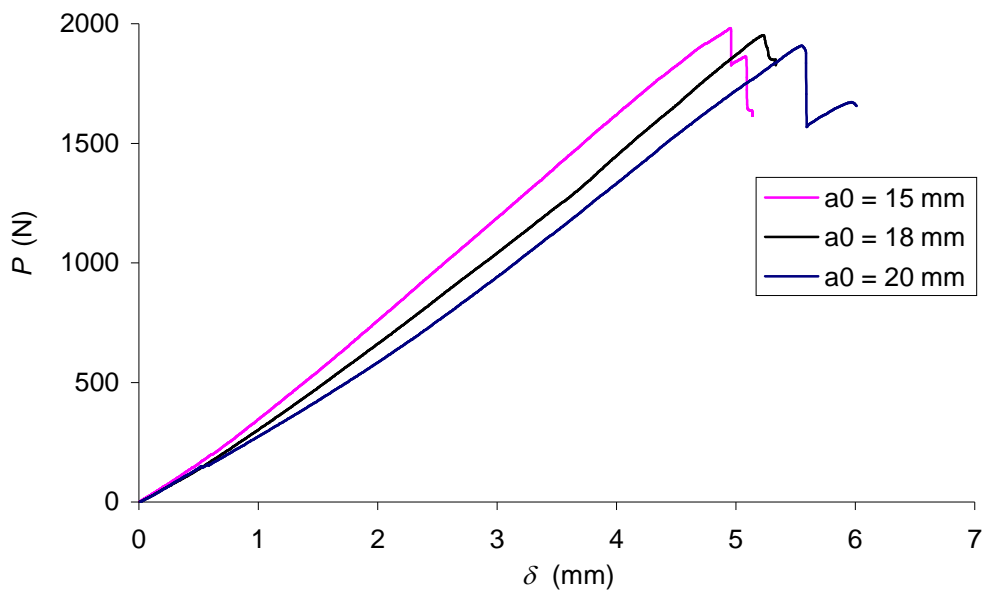


Figura 5.9. Curvas P - δ experimentais do ensaio ECT para 0°.

Tabela 5.3. Resultados médios e desvios padrão obtidos nos ensaios experimentais ECT para o laminado 0°.

				C_0 (mm/N)		
	a_0 (mm)	δ (mm)	P_{max} (N)	C_{Min}	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm
Valores médios	0			0,001729	0,001638	0,001606
	15	4,74	1948,7	0,002484	0,002314	0,002346
	18	4,96	1899,2	0,002726	0,002619	0,002553
	20	5,09	1866,5	0,002847	0,002644	0,002625
Desvio padrão (%)				C_0		
	a_0 (mm)	δ	P_{max}	C_{Min}	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm
	0			4,1	2,4	4,0
	15	8,5	10,9	2,7	2,3	4,1
	18	4,6	1,9	0,7	2,5	3,5
	20	2,8	4,4	2,0	1,3	4,0

As curvas $P-\delta$ para o laminado 0° apresentam comportamento linear praticamente até ao valor de força máxima, como se pode ver na figura 5.9. As curvas dos vários comprimentos de fenda, apresentam variações pouco significativas no que se refere à linearidade, o que permitiu uma determinação mais fácil do C_0 . Na tabela 5.3 estão os valores médios dos ensaios experimentais e os diferentes valores de C_0 , os quais apresentam um desvio padrão percentual entre 1 e 4% aproximadamente.

5.5.3 Análise dos Métodos Usados para Determinação do C_0

Para comparar os vários métodos de obtenção de C_0 calculamos os desvios padrão dos três métodos para os laminados 0° e 90° (figura 5.10). O C_0 com maior dispersão (8%) é obtido para o laminado 90° para $a_0 = 20$ mm considerando a flexibilidade medida entre $2 \leq \delta \leq 3$ mm. Também $a_0 = 15$ mm, por este método, apresenta uma dispersão elevada (6%). Isto está relacionado com alguma não linearidade detectada nesta zona de algumas curvas $P-\delta$ motivada pela flexibilidade do dispositivo e indentação no provete. As restantes variações, de um modo geral são inferiores a 4%, o que se pode considerar excelente a nível experimental.

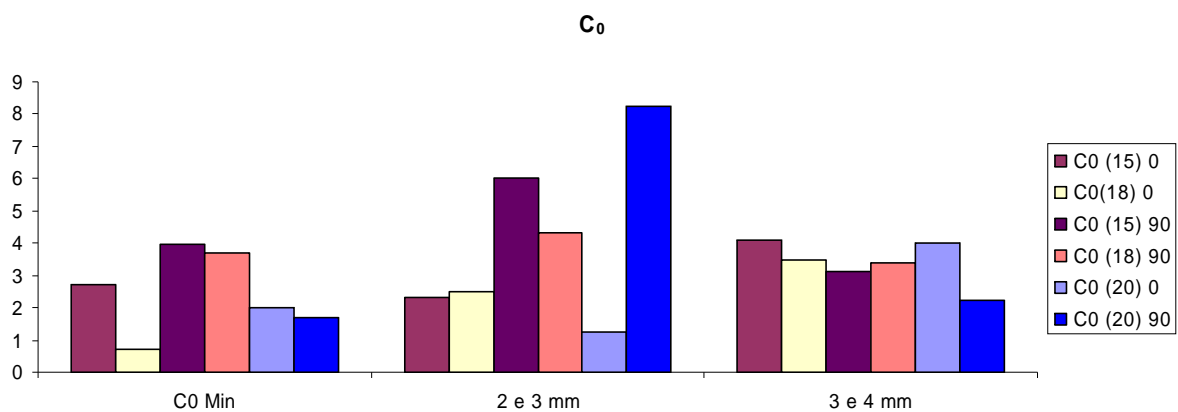


Figura 5.10. Desvio padrão percentual dos três métodos de obtenção de C_0 .

5.5.4 Taxa Crítica de Libertação de Energia em Modo III

Para as duas sequências os valores de G_{IIIc} foram determinados pelo MCF e pelo MBF. Utilizou-se a metodologia usada na análise dos resultados numéricos e determinaram-se os diferentes valores de A e m para as várias rectas de $1/C_0 = f(a/B)$. Nas figuras 5.11 e 5.12

apresentam-se os resultados obtidos para os laminados 0° e 90° , respectivamente. Note-se que o coeficiente de correlação para as de 90° ($R^2 \approx 0,93$) é significativamente menor que para as de 0° ($R^2 \approx 0,99$). Isto deve-se a falta de linearidade das primeiras, como já foi referido anteriormente.

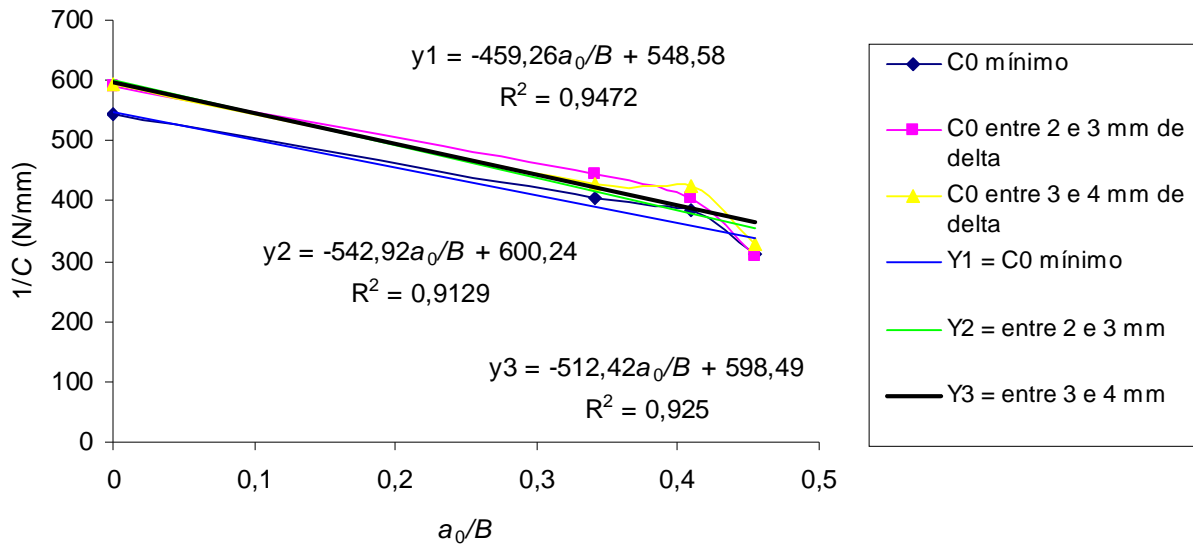


Figura 5.11. Relações de $1/C = f(a/B)$ para o laminado 90° , obtido pelos diferentes métodos.

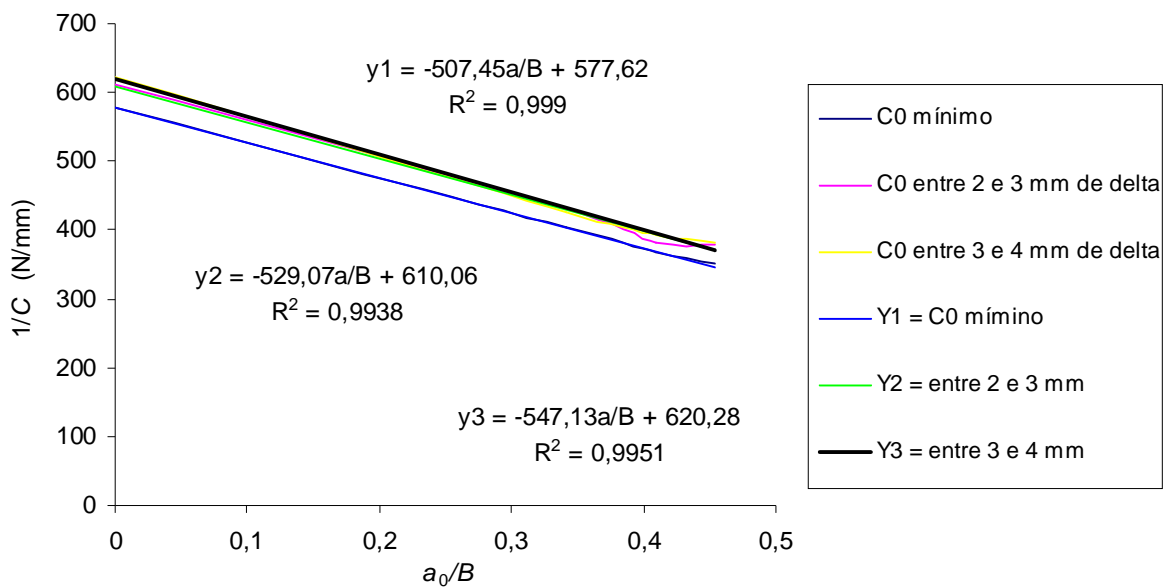


Figura 5.12. Relações de $1/C = f(a/B)$ para o laminado 0° , obtido pelos diferentes métodos.

Tabela 5.4. Valores de A e m para os laminados 0° e 90° .

0°		$C_{0 \text{ min}}$	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm
	A (N/mm)	577,62	610,06	620,28
m (1/mm)	0,87852	0,86724	0,88207	
90°				
	A (N/mm)	548,58	600,24	598,49
m (1/mm)	0,83718	0,90451	0,85619	

Na tabela 5.4 estão os valores de A e m obtidos para os diferentes métodos de determinação do C_0 .

As tabelas de G_{IIIc} apresentam valores obtidos pelo MCF e pelo MBF. Na tabela 5.5 estão os valores para o laminado 90° . Apesar de serem diferentes para os vários métodos de obtenção de C_0 , todos possuem a mesma tendência - aumentam com o comprimento de fenda, como esperado. O mesmo se verifica para o laminado 0° (tabela 5.6).

Tabela 5.5. Valores de G_{IIIc} (N/mm) pelos diferentes métodos para o laminado 90° .

MCF				MBF			
a_0 (mm)	$C_{0 \text{ Min}}$	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm	a_0 (mm)	$C_{0 \text{ Min}}$	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm
15	1,58	1,76	1,63	15	1,50	1,33	1,46
18	1,88	2,12	1,94	18	1,50	1,77	1,56
20	2,22	2,52	2,30	20	2,96	3,58	3,34

Tabela 5.6. Valores de G_{IIIc} (N/mm) obtidos pelos diferentes métodos para laminado 0° .

MCF				MBF			
a_0 (mm)	$C_{0 \text{ Min}}$	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm	a_0 (mm)	$C_{0 \text{ Min}}$	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm
15	1,73	1,70	1,74	15	1,73	1,75	1,94
18	1,93	1,90	1,94	18	1,91	2,06	2,08
20	2,08	2,03	2,09	20	1,94	1,98	2,10

5.6 Análise de Resultados

A análise dos resultados permite constatar que para o $a_0 = 20$ mm o laminado 90° apresenta valores superiores ao laminado 0° . Isso deve-se à pronunciada não linearidade obtida para o laminado 90° com este a_0 , o que dificultou uma correcta obtenção do C_0 . Nos restantes casos, dum modo geral o laminado 0° evidenciou um melhor comportamento.

Verifica-se uma marcada influência dos valores da flexibilidade em G_{IIIc} . Por exemplo, considerando uma variação de 0,0020 a 0,0024 (mm/N) para a flexibilidade obtém-se valores de G_{IIIc} entre 1,0 e 1,7 (N/mm).

Na figura 5.13 apresentam-se os desvios padrão percentuais obtidos pelos diferentes métodos para o G_{IIIc} . Verifica-se que os laminados 90° evidenciam valores de um modo geral superiores, o que se explica pela não linearidade mais pronunciada das curvas. O laminado 0° com $a_0 = 18$ mm apresenta o menor desvio padrão. Recorde-se que esta dimensão de pré-fenda foi considerada como sendo uma das que propiciava melhor convergência com o valor inserido no modelo numérico.

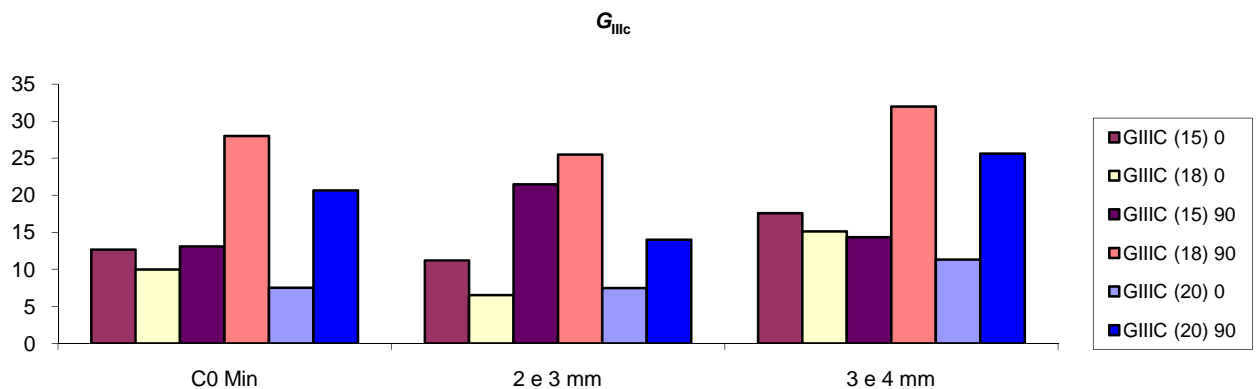


Figura 5.13. Desvio padrão (%) obtido para G_{IIIc} pelos três métodos.

5.6.1 Evolução do G_{IIIc}

Sendo o G_{IIIc} um parâmetro que depende do C_0 , de P máximo e do correspondente δ , pode-se dizer que depende de:

- linearidade da curva $P-\delta$; quanto mais linear esta for, mais preciso será o valor determinado para C_0 ;
- método usado na definição do C_0 ;
- correcta determinação dos valores de P máximo e correspondente δ (assume-se que a propagação da fenda ocorre na força máxima).

Nos provetes de laminado 90° , a não linearidade das curvas na região da força máxima torna, por vezes, difícil a identificação dos picos devido à formação de patamares na zona da propagação (figura 5.14), o que dificulta de forma marcante a aplicação de métodos de tratamentos de resultados. No caso dos laminados 0° as curvas $P-\delta$ apresentam uma variação de flexibilidade e picos bem pronunciados, o que torna mais fácil a identificação dos parâmetros intervenientes nos métodos de tratamento de resultados

(figura 5.14). Na tabela 5.7 apresentam-se os resultados e desvios padrão obtidos pelos dois tipos de laminados considerando $a_0 = 15$ mm.

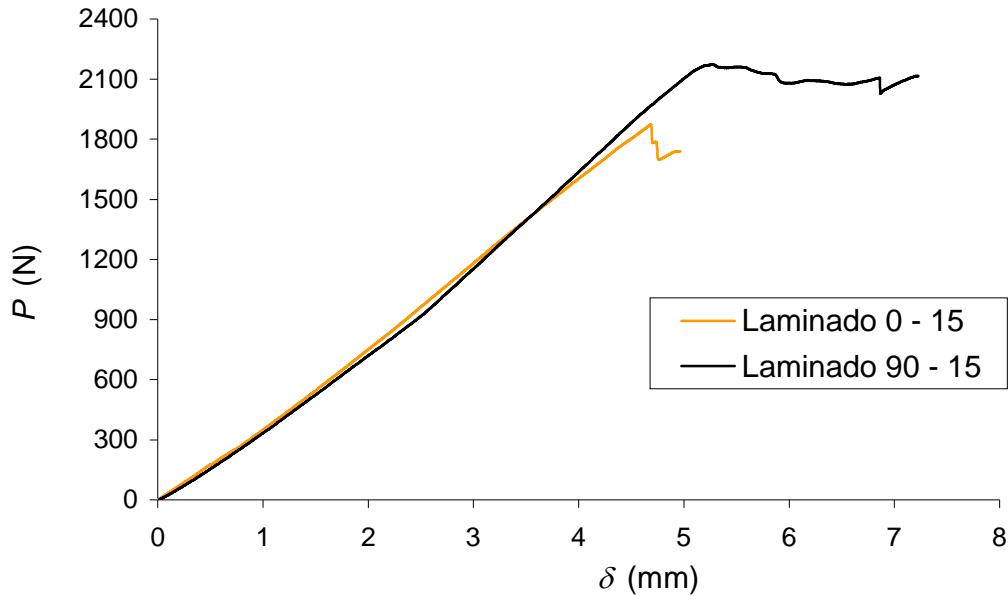


Figura 5.14. Curvas P - δ modelo de 90 e 0.

Tabela 5.7. Valores de P e δ para as curvas da figura 5.14.

<i>Laminado</i>	P (N)	δ Max (mm)
0°	1981,2	4,69
90°	1855,6	4,67
<i>Média</i>	1918,4	4,68
<i>Desvio Padrão</i>	4,63%	0,20%

Nas tabelas 5.8 e 5.9 apresentam-se as diferenças entre os diversos parâmetros obtidos para os dois tipos de laminados ensaiados. Nestas tabelas, os diversos parâmetros do laminado a 0° são comparados com os do laminado a 90° . De um modo geral pode afirmar-se que se obtém um bom acordo entre as flexibilidades para os comprimentos de fenda de 15 e 18 mm (tabela 5.8). Para $a_0 = 20$ existe uma diferença não desprezável que se pode explicar pela zona de processo mais extensa verificada neste caso (ver figura 4.6).

Analisando a tabela 5.10 verifica-se que o MBF propiciou maiores diferenças nos valores de G_{IIIc} entre os dois laminados. Tal facto explica-se pela maior dificuldade de identificar com rigor o valor do deslocamento correspondente a força máxima nos laminados 90° .

Tabela 5.8. Diferença percentual dos valores médios entre os laminados 0° e 90°.

a_0	δ	P_{max}	C_0		
			$C_{0 Min}$	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm
0			-6,4	-3,4	-4,9
15	4,6	-2,4	0,1	2,8	0,6
18	-1,5	-3,1	4,3	5,3	7,9
20	-21,9	5,1	-13,0	-22,5	-15,8

Tabela 5.9. Diferença percentual de variação dos valores G_{IIC} entre os laminados 0° e 90°.

a_0	MCF G_{IIC}			MBF G_{IIC}		
	$C_{0 Min}$	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm	$C_{0 Min}$	Entre 2 e 3 mm	Entre 3 e 4 mm
15	8,7	-3,8	6,3	13,2	24,3	25,0
18	2,8	-11,8	0,1	21,3	13,7	25,1
20	-6,8	-24,1	-10,1	-52,8	-80,9	-59,3

5.6.2 Análise dos resultados numéricos e experimentais

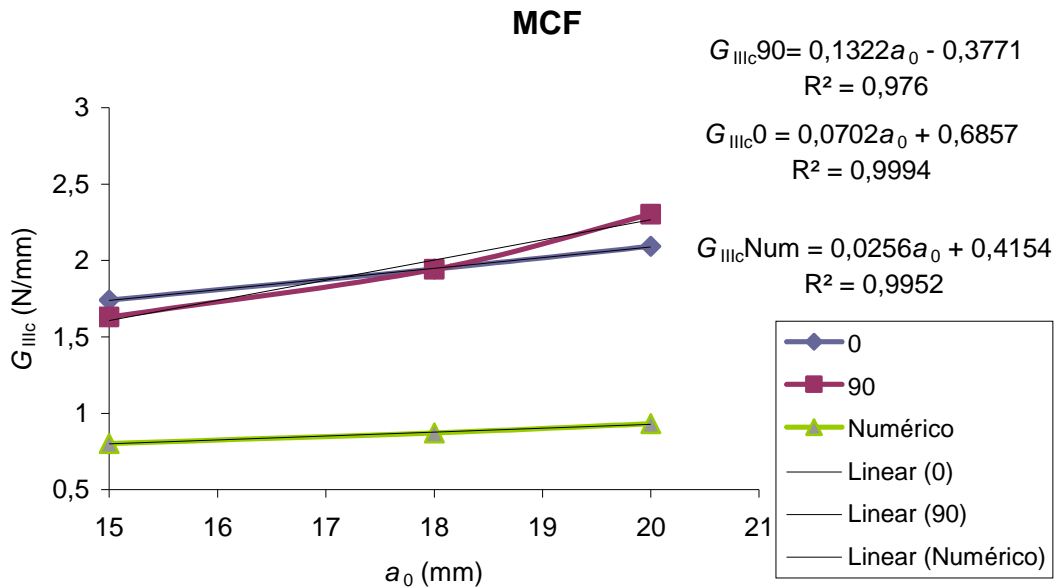


Figura 5.15. G_{IIC} em função do a_0 , para o método pela calibração da flexibilidade.

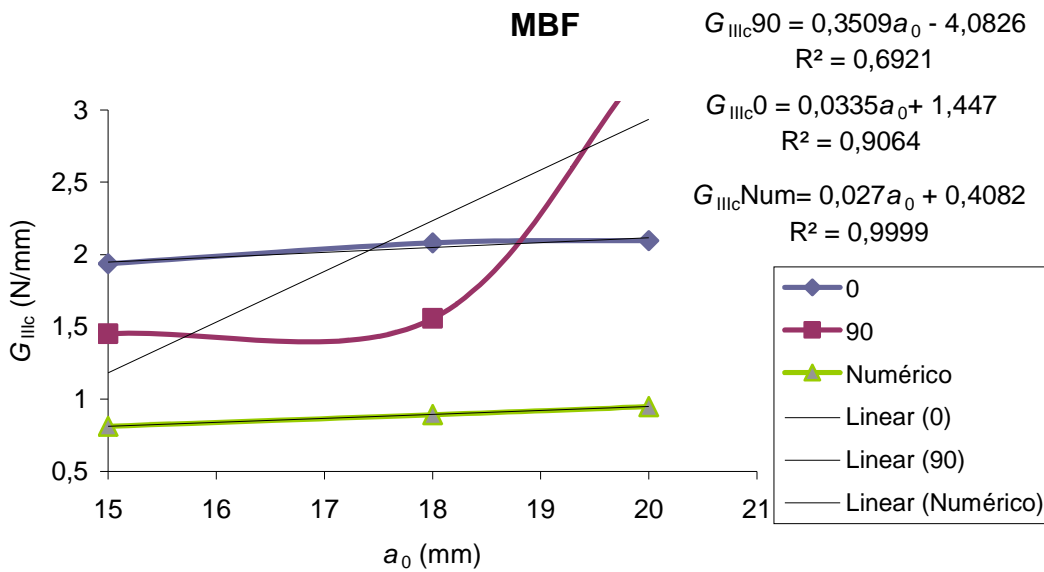


Figura 5.16. G_{IIIc} em função do a_0 , usando o MBF.

Devido ao facto das simulações numéricas terem sido realizadas antes dos ensaios experimentais com o objectivo de definir uma geometria que providenciasse um valor de G_{IIIc} similar ao introduzido no modelo coesivo, o valor usado ($G_{IIIc} = 0,9$ N/mm) não corresponde ao determinado experimentalmente que se revelou superior. Contudo, as tendências observadas podem ser comparadas. Assim, caso se analise a tendência da evolução de G_{IIIc} em função do comprimento de fenda ($a_0 = 15, 18, 20$ mm) constata-se a existência de alguma semelhança usando o MCF (figura 5.15).

No caso do MBF (figura 5.16), para o laminado 90° podemos considerar que a melhor aproximação seria uma curva, já que o seu coeficiente de correlação com uma recta é muito baixo 69%. Esta diminuição da linearidade para o MBF está associada à difícil determinação de δ correspondente ao P máximo (secção 5.2.6) e à realização de só dois ensaios, o que propicia uma amostra limitada para determinar com precisão do valor de δ .

6 Conclusão e Trabalhos Futuros

O objectivo principal deste trabalho era o estudo numérico e experimental do ensaio *Edge Crack Torsion* (ECT) aplicado à determinação do comportamento à fractura interlaminar de compósitos de carbono-epóxico sob solicitações de modo III.

Numa primeira fase foi concebido um modelo numérico baseado em elementos finitos sólidos tridimensionais e em elementos coesivos que permitem a simulação da iniciação e da propagação do dano. Foram realizadas inúmeras simulações que permitiram definir alguns parâmetros geométricos que originassem um valor de G_{IIIc} compatível com o valor inserido no modelo coesivo. Foi ainda desenvolvido um novo método de tratamento de resultados que se baseia na flexibilidade inicial de um provete sem fenda e na flexibilidade inicial do provete com fenda a ser ensaiado. Foi confirmada a tendência de crescimento de G_{IIIc} com o comprimento de fenda já detectada por outros autores. Uma análise mais aprofundada mostrou que esta dependência se pode explicar por uma evolução do dano que não é auto-semelhante, variando consoante o valor adoptado para a pré-fenda. De facto constatou-se que quer a frente de fenda quer a extensão de zona de processo de fractura varia, no momento da iniciação, com o tamanho da pré-fenda considerada.

Numa segunda etapa realizaram-se ensaios experimentais ECT, tendo sido considerados dois tipos de laminados diferentes (laminados 0° e laminados 90°). Os resultados obtidos mostraram alguma dificuldade na definição rigorosa da flexibilidade inicial, que se revelou ser preponderante na definição com precisão de G_{IIIc} . Esta sensibilidade aos valores da flexibilidade inicial originou o uso de três métodos na identificação deste parâmetro. Comparando os dois laminados, verificou-se que o laminado 0° apresenta curvas mais estáveis permitindo ainda uma fácil identificação do ponto correspondente à força máxima. Tal diferença pode eventualmente explicar-se por um fenómeno de ponte de fibras mais acentuado no laminado 90° relativamente ao laminado 0° . Este fenómeno induzirá zonas de processo de fractura pronunciadas que originarão os patamares na região da força máxima, característicos destes laminados. Apesar disto pode-se afirmar que os resultados experimentais são consistentes e apresentam tendências similares. Finalmente, pode-se concluir que, apesar dos problemas identificados neste trabalho, o ensaio ECT é adequado para a caracterização à fractura interlaminar de compósitos em modo III.

Como perspectivas de trabalho futuro sugere-se:

- Criar um modelo de elementos finitos para o laminado 0° e com valores de entrada de G_{IIIc} perto do 1,9 N/mm. Verificar se com estes valores as conclusões obtidas por via numérica se mantêm.
- Examinar as superfícies de fractura de provetes ECT ensaiados, recorrendo a métodos não destrutivos (por exemplo radiográfica por raios X), ou a métodos destrutivos (abrindo o provete na zona da fenda). O objectivo é verificar a forma de propagação ocorrida e confirmar que a propagação ocorre na zona central do provete onde, conforme demonstrado neste trabalho, predomina a sollicitação em modo III.

7 Bibliografia

1. Moura Marcelo, Morais Alfredo, Magalhães António, Materiais Compósitos : materiais, fabrico e comportamento mecânico, Publindústria, 2005
2. <http://metals.about.com/library/bldef-Composite-Material.htm>, materiais compósitos, 20/06/2008
3. Silva L., Moura M., Morais J., “Análise por Elementos Finitos do do Ensaio ECT (Edge Crack Torsion), para a Determinação Experimental das Propriedades de Fractura da Madeira Pinus Pinaster Ait. em Puro Modo III”, Mecânica Experimental, 14, 21-27, 2007
4. Freitas Manuel, Silva Arlindo, Aulas Materiais Compósitos, Instituto Superior Técnico, 2003
5. <http://www.fibreglast.com/content.php?URLID=301&trksrc=FreeInfo>, fibras e processos de produção, 20/06/2008
6. <http://stinet.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?AD=ADA340559&Location=U2&doc=GetTRDoc.pdf>, fibras dos materiais compósitos, 20/06/2008
7. <http://www.asminternational.org/Template.cfm?Section=ShopASM&template=Ecommerce/FileDisplay.cfm&file=ACF7D8.pdf>, fibras de vidro, 20/06/2008
8. <http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Fiberglassroving.jpg>, fibras de vidro, 20/06/2008
9. <http://web.utk.edu/~mse/pages/Textiles/CARBON%20FIBERS.htm>, fibras de carbono, 20/06/2008
10. Smith William, Princípios de Ciência e Engenharia dos Materiais, McGraw Hill, 1998
11. Farahmand, Bahram, Fracture Mechanics of Metals, Composites, Welds, and Bolted Joints - Application of LEFM, EPFM, and FMDM Theory, Springer - Verlag, 2001
12. Krueger R., The Virtual Crack Closure Technique: History, Approach and Applications, NASA/CR-2002-211628, Icase Report No. 2002-10, 2002
13. Moura Marcelo, Aulas de Mecânica da Fractura de Materiais Compósitos, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 2002
14. Branco C., Fernandes A., Castro P., Fadiga de Estruturas Soldadas, Fundação Gulbenkain, 1999
15. Wang C. H., Introduction to Fracture Mechanics, Departament of Defence, 1996
16. Strohaecker Telmo, Mecânica da Fractura, Universidade do Rio Grande do Sul, Escola de Engenharia, 2005

17. Chaves Filipe, Fracture Mechanics Applied to the Design of Adhesively Bonded Joints, Tese de Mestrado, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 2008
18. Silva Manuel, Estudo das Propriedades de Fractura em Modo II e em Modo III da Madeira de Pinus pinaster Ait., Tese de Mestrado, Faculdade de Engenharia da Universidade de Porto, 2006
19. Campilho Raul, Modelação da Execução de Reparações em Materiais Compósitos, Tese de Mestrado, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 2005
20. Moura M., Fernandez M., Morais A. , Campilho R., Numerical analysis of the Edge Crack Torsion test for mode III interlaminar fracture of composite laminates, 2008
21. Pennas D., Cantwell W.J., Compston P., The Influence of Strain Rate on the Mode III Interlaminar Fracture of Composite, Journal of Composite Materials, 41, 2595-20, 2007
22. Lee Ming Shaw, An Edge Crack Torsion Method for Mode III, Journal of Composite Technology & Research, 15, 193-201, 1993
23. Sharif F., Kortschot M., Martin R., Mode III Delamination Using a Split Cantilever Beam, Composite Materials: Fatigue and Fracture- Fifth Volume, 85-99, 1995
24. Li X., Carlsson L.A., Davies P., Influence of fiber volume fraction on mode III interlaminar fracture toughness of glass/epoxy composites, Composites Science and Technology, 64, 1279-86, 2003
25. Li J., Lee S. M., Lee E. W., O'Brien T. K., Evaluation of the edge crack torsion (ECT) test for mode III interlaminar fracture toughness of laminated composites, Journal of Composites Technology & Research, 19; 174-183, 1997
26. Ratcliffe G. J., Characterization of the Edge Crack Torsion (ECT) Test for Mode III Fracture: Toughness Measurement of Laminated Composites, National Aeronautics and Space Administration, 2004
27. Becht G., Gillespie J. W., Design and analysis of the crack rail shear specimen for mode III interlaminar fractures, Journal of Composites Science and Technology, 31,143-157, 1988
28. Moura M., Pereira A. B., De Morais A. B., Influence of Intralaminar Cracking on the apparent interlaminar Mode I fracture toughness of cross-ply laminates, Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 27, 759-766, 2004