

DETERMINAÇÃO DE CURVAS DE RESISTÊNCIA DE LAMINADOS
FIBRA-METAL UNIDIRECIONAIS PELA TÉCNICA DAS DESCARGAS PARCIAIS

Marcia Regina Werner Schneider Abdala

TESE SUBMETIDA AO CORPO DOCENTE DA COORDENAÇÃO DOS PROGRAMAS DE PÓS-GRADUAÇÃO DE ENGENHARIA DA UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE MESTRE EM CIÊNCIAS EM ENGENHARIA METALÚRGICA E DE MATERIAIS.

Aprovada por:

Prof. Fernando Luiz Bastian, Ph.D.

Dr. Enrique Mariano Castrodeza, D.Sc.

Dr. Eduardo Hippert Júnior, D.Sc.

Prof. Luiz Carlos Pereira, D.Sc.

RIO DE JANEIRO, RJ – BRASIL
SETEMBRO DE 2004

ABDALA, MARCIA REGINA WERNER
SCHNEIDER

Determinação de Curvas de Resistência de Laminados Fibra-Metal Unidirecionais pela Técnica das Descargas Parciais [Rio de Janeiro] 2004

XI, 108 p. 29,7 cm (COPPE/UFRJ, M.Sc., Engenharia Metalúrgica e de Materiais, 2004)

Tese – Universidade Federal do Rio de Janeiro, COPPE

1. Mecânica da Fratura
2. Laminados Fibra-Metal
3. Curvas de Resistência
4. Descargas Parciais

I. COPPE/UFRJ II. Título (série)

*A Deus.
Aos meus pais e meu esposo.*

Agradecimentos

Obrigada Senhor Jesus por dar vista aos cegos, liberdade aos cativos, por alargar o meu entendimento sobre o mundo, por mostrar o caminho a quem está perdido, pela minha vida e a dos que me cercam. Eu agradeço a Ti por este trabalho, mas principalmente por não ter poupado nem mesmo a Sua vida para me resgatar. Eu te amo por isso.

Ao meu amado esposo e companheiro Paulo, minha inspiração e alegria, agradeço pelo incentivo e compreensão durante todo o mestrado. Te amo, para sempre, meu amor.

Aos meus pais e irmãos pela criação sólida e exemplos corretos de vida, que auxiliaram na formação dos meus valores e ideais. Também aos meus sogros e cunhado pela acolhida repleta de amor.

Aos meus orientadores Prof. Fernando Luiz Bastian e Enrique Mariano Castrodeza pela dedicação, incentivo e orientação sempre segura durante todo o desenvolvimento deste trabalho.

Aos colegas de mestrado, em especial à Rita de Cássia e ao José Maurício pela força e carinho.

Ao Laboratório de Processamento Termomecânico e Engenharia Microestrutural da COPPE, em especial ao Professor Luiz Carlos Pereira e ao técnico Laércio pelas dicas e equipamentos cedidos para a realização deste trabalho.

A todos os colegas do laboratório de Compósitos: Renata, André, Aline, Alexandre, Wanderlei, Ledjane, Camila, Eliana e Marcelo.

Ao Centro Tecnológico do Exército – IPD, que autorizou a realização dos ensaios em suas dependências, em especial ao Cap. Gustavo Queiroz e ao técnico Ivan.

Ao CNPq e à CAPES pelo apoio financeiro durante o desenvolvimento desta pesquisa.

Resumo da Tese apresentada à COPPE/UFRJ como parte dos requisitos necessários para a obtenção do grau de Mestre em Ciências (M.Sc.)

DETERMINAÇÃO DE CURVAS DE RESISTÊNCIA DE LAMINADOS FIBRA-METAL UNIDIRECIONAIS PELA TÉCNICA DAS DESCARGAS PARCIAIS

Marcia Regina Werner Schneider Abdala

Setembro/2004

Orientadores: Fernando Luiz Bastian

Enrique Mariano Castrodeza

Programa: Engenharia Metalúrgica e de Materiais

O objetivo principal do presente trabalho experimental foi verificar a aplicabilidade do método das descargas parciais, descrita na ASTM E1820, para a determinação de curvas de resistência ao crescimento de trincas de laminados fibra-metal (FMLs) unidirecionais, a partir de corpos de prova pequenos. Foram testados os laminados Arall 2 3/2, com entalhes longitudinais às fibras, e Glare 1 3/2 com entalhes longitudinais e perpendiculares às fibras. No caso do laminado Glare 1 3/2, adicionalmente à técnica das descargas parciais e para efeitos de comparação, também foi utilizado um sistema ótico para acompanhamento do crescimento de trinca. A determinação experimental da tenacidade foi realizada através de uma metodologia recentemente proposta para FMLs, baseada em corpos de prova normalizados de pequeno tamanho e nas metodologias elasto-plásticas da Integral J e do CTOD de Schwalbe (δ_5). Corpos de prova C(T) de $W = 50,0$ mm e SE(B) de $W = 25,0$ mm foram utilizados. Embora mais pesquisa sistemática seja necessária, os resultados experimentais indicam que a técnica das descargas parciais é aplicável à FMLs, já que permitiu prever com alto grau de sucesso o crescimento estável de trinca durante os ensaios.

Abstract of Thesis presented to COPPE/UFRJ as a partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science (M.Sc.)

DETERMINATION OF CRACK RESISTANCE CURVES OF UNIDIRECTIONAL FIBER
METAL-LAMINATES BY UNLOADING COMPLIANCE

Marcia Regina Werner Schneider Abdala

September/2004

Advisors: Fernando Luiz Bastian

Enrique Mariano Castrodeza

Department: Metallurgical and Materials Engineering

The main objective of the present experimental work was to verify the applicability of the unloading compliance technique, described in ASTM E1820, for the determination of crack resistance curves of unidirectional fiber-metal (FMLs) laminates. Two unidirectional fibre-metal laminates were tested, the laminate Arall 2 3/2 notched longitudinal to the fibers direction, and the laminate Glare 1 3/2 notched longitudinal and perpendicular to the fibers direction. In the case of Glare 1 3/2 an optic system was also used for crack growth evaluation. The experimental evaluation of the fracture toughness was accomplished through a methodology recently proposed for FMLs, based on normalized specimens of small size and in the elasto-plastic methodologies of Integral J and CTOD of Schwalbe (δ_5). C(T) specimens of $W = 50,0$ mm and SE(B) specimens of $W = 25,0$ mm were tested. Although more systematic experimental study is needed, the unloading compliance technique seems to be applicable to FMLs, predicting with high degree of success the stable crack growth during the tests.

SUMÁRIO

CAPÍTULO I – INTRODUÇÃO	1
CAPÍTULO II – REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	4
2.1 – Materiais Compósitos	4
2.1.1 – Definição de Material Compósito.....	5
2.2 – Laminados Fibra-Metal (FMLs)	6
2.2.1 – Origem e Nomenclatura.....	6
2.2.2 – Propriedades dos FMLs.....	10
2.2.3 – Aplicação dos FMLs.....	15
2.3 – Mecânica da fratura aplicada a FMLs	17
2.3.1 – Conceito de Curvas de Resistência	18
2.3.2 – Aplicação de Curvas de Resistência à FMLs.....	20
2.4 – Metodologias para Avaliação da Tenacidade à Fratura de FMLs	24
2.4.1 – Integral J.....	25
2.4.1.1 – Considerações Gerais.....	25
2.4.1.2 – Definição analítica da Integral J.....	27
2.4.1.3 – Determinação Experimental de J.....	29
2.4.1.4 – Valor de J de Iniciação de Fratura e as Curvas de Resistência à Propagação de Trincas (Curvas J-R).....	30
2.4.1.5 – Ensaio de Integral J.....	31
2.4.1.6 – Determinação da curva J-R e J_{IC} segundo a norma ASTM E1820/01.....	31
2.4.1.7 – A Técnica das Descargas Parciais (Compliance).....	33
2.5 – Equação para o Cálculo da Integral J em FMLs	37
2.6 – CTOD de Schwalbe (δ_5)	38
CAPÍTULO III – MATERIAIS E MÉTODOS	41
3.1 – Materiais	41

3.2 – Metodologia Experimental	43
3.2.1 – Introdução	43
3.2.2 – Corpos de Prova	43
3.2.3 – Dispositivos Anti-Flambagem	45
3.2.4 – Ensaios	47
3.2.4.1 – Instrumentação dos Corpos de Prova	47
3.2.4.2 – Ensaio para Determinação das Curvas de Resistência	48
3.2.5 – Indentações	51
3.2.6 – Determinação da Propagação da Trinca	53
3.2.6.1 – Método das Descargas Parciais (Compliance)	53
3.2.6.2 – Método Ótico	54
3.2.7 – Determinação das Curvas de Resistência e de J_Q e δ_{5Q}	55
CAPÍTULO IV – RESULTADOS E DISCUSSÃO	56
4.1 – Laminado Arall 2 3/2 Longitudinal	56
4.1.1 – Registros Carga vs. Deslocamento.....	56
4.1.2 – Valores de Crescimento de Trinca (Δa).....	57
4.1.3 – Curvas de Resistência J-R e δ_5 -R e Valores de Iniciação J_Q e δ_{5Q} ...	59
4.2 – Laminado Glare 1 3/2 Transversal e Longitudinal	63
4.2.1 – Registros Carga vs. Deslocamento	63
4.2.2 – Acompanhamento Ótico do Crescimento da Trinca.....	70
4.2.3 – Curvas de Resistência J-R e δ_5 -R do Laminado Glare 1 3/2 com Entalhes Transversais ao Sentido das Fibras.....	73
4.2.4 – Curvas de Resistência J-R e δ_5 -R do Laminado Glare 1 3/2 com Entalhes no Sentido das Fibras (Longitudinais).....	79
4.2.5 – Valores de Crescimento de Trinca (Δa).....	86
4.2.6 – Valores de Iniciação J_Q e δ_{5Q}	90
CAPÍTULO V – CONCLUSÕES	97
CAPÍTULO VI – REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	100

LISTA DE SÍMBOLOS

a	comprimento da trinca
a_i	comprimento instantâneo da trinca
a_{ij}	coeficientes da matrix de flexibilidade
a_0	comprimento inicial da trinca
a_{of}	comprimento inicial da trinca mensurado fisicamente/oticamente
a_{0q}	comprimento inicial da trinca determinado pela técnica das descargas parciais corrigido
A	área (energia) sob o diagrama carga versus deslocamento
A_{el}	componente elástica da área sob o diagrama carga versus deslocamento
A_{pl}	componente plástica da área sob o diagrama carga versus deslocamento
$A_{(i,i-1)}$	incremento de área sob o diagrama carga versus deslocamento
b_0	ligamento original do corpo de prova
$b_{(i)}$	ligamento instantâneo do corpo de prova
B	espessura do corpo de prova
C_i	flexibilidade elástica (compliance) do corpo de prova
E	módulo de elasticidade do material
E_M	módulo de elasticidade efetivo segundo ASTM E1152/87
E_1	módulo de elasticidade paralelo à direção das fibras
E_2	módulo de elasticidade perpendicular à direção das fibras
E'	módulo de elasticidade aparente
$f(a/W)$	função flexibilidade elástica
G	força motriz real para a propagação da trinca
I_n	constante de integração dependente de n
J	integral J, taxa de liberação de energia elástica linear ou não linear

J_i	valor J de iniciação de crescimento estável
J_{el}	componente elástica de J
J_{IC}	valor J de iniciação de rasgamento dúctil em deformação plana tal como definido pela norma ASTM E1737/96
J_{pl}	componente plástica de J
J_Q	valor J candidato (provisório) a J_{IC}
J-R	curva de resistência ao crescimento de trinca tendo como parâmetro de tenacidade a integral J da Mecânica da Fratura Elasto-Plástica (MFEP)
K	fator de intensidade de tensões
K_{ef}	fator de intensidade de tensões efetivo
K_{IC}	fator de intensidade de tensões crítico
K_G	fator de intensidade de tensões em termos de G
K_R	fator de intensidade de tensões em termos de R
n	coeficiente de encruamento
P	carga genérica aplicada a um corpo
R	resistência à propagação da trinca
r	distância radial (coordenada polar) a partir da ponta da trinca
S	distância entre apoios de carga
\vec{T}_i	componente do vetor tração (tensão) externamente aplicado a um corpo trincado
U	energia elasticamente armazenada ou disponível para a fratura
W	largura do corpo de prova
W	densidade de energia de deformação elástica, linear ou não linear
x,y	coordenadas retangulares, respectivamente paralela e ortogonal à superfície da trinca
$\bar{\alpha}, \alpha$	coeficiente para a lei de Ramberg-Osgood
Γ	caminho de integração em torno da ponta da trinca para a definição de J
δ_5	CTOD de Schwalbe

δ_{5C}	valor crítico de δ_5
δ_{5Q}	valor δ_5 candidato (provisório) a δ_{51c}
Δa	propagação da trinca / crescimento final de trinca determinado pela técnica das descargas parciais
Δa_f	crescimento final de trinca medido opticamente
ε	deformação real ou verdadeira
ε_{ij}	campos de deformação à frente da trinca
ε_0	deformação de referência tomada no limite de escoamento
θ	ângulo polar medido a partir do plano da trinca
ν	coeficiente de Poisson
σ	tensão real ou verdadeira
$\sigma_{\text{alumínio}}$	tensão residual nas camadas de alumínio
$\sigma_{\text{epóxi/fibras}}$	tensão residual na camada do compósito
σ_{ij}	campo de tensão elástica imediatamente à frente da trinca
σ_0	tensão real de escoamento em tração monotônica
σ_y	valor médio entre o limite de escoamento e o limite de resistência

CAPÍTULO I

INTRODUÇÃO

Desde os primórdios da aviação os fabricantes de aeronaves vêm buscando o desenvolvimento de materiais que permitam melhor desempenho das aeronaves tanto do ponto de vista operacional, quanto da redução dos custos de utilização para as empresas aéreas.

A partir de 1990 o tráfego aéreo mundial experimentou um crescimento bastante elevado (WITTENBERG *et al.*, 2001). Vários países têm apresentado problemas relacionados ao congestionamento em função da capacidade limitada do espaço aéreo e da infra-estrutura aeroportuária necessária para acomodar este volume de tráfego. Devido a esses problemas, assim como por questões econômicas, a necessidade aponta para a utilização de aeronaves com maior capacidade de carga e passageiros, de forma a reduzir o número total de vôos.

Outro ponto relevante está associado com os custos de manutenção para as companhias aéreas, os quais representam uma percentagem elevada (aproximadamente 20%) dos custos diretos de operação (VOGELESANG *et al.*, 2000). Há uma forte necessidade para materiais estruturais mais duráveis e tolerantes ao dano, de forma a reduzir os custos de manutenção, bem como proporcionar diminuição de peso das estruturas das aeronaves, conseqüentemente refletindo em economias no consumo de combustível.

Recentemente, como resultado do desenvolvimento de materiais com características específicas para estruturas aeronáuticas, surgiu a família dos compósitos laminados fibra-metal (FMLs). Esses materiais, desenvolvidos a partir de 1980 (VLOT, 2001), apresentam como características proeminentes, além da elevada rigidez específica, alta resistência à fadiga, resistência à corrosão e tenacidade à fratura, uma elevada tolerância ao dano com substancial potencial de diminuição de peso da aeronave. Os laminados fibra-metal são materiais compósitos estruturais híbridos, constituídos por camadas alternadas de folhas finas de ligas de alumínio de alta resistência mecânica coladas por camadas de pré-impregnados de resina epóxi reforçados por fibras. Foram desenvolvidos os laminados Arall (reforçados por fibras de aramida) para utilização em asas de aeronaves, e os laminados Glare (reforçados por fibras de vidro) para aplicação nas fuselagens das mesmas (VOSELESANG *et al.*, 2000, ASUNDI *et al.*, 1997).

Um grande impulso na utilização de laminados fibra-metal na indústria aeronáutica, particularmente os laminados da família Glare, ocorreu recentemente com a escolha deste material pela Airbus (nota: a Airbus é um conglomerado de empresas) para fabricação de uma aeronave com elevada capacidade de transporte (550 passageiros), denominada Airbus A380 (SCHIMIDT *et al.*, 1999).

Com vistas a atender as rigorosas demandas por projetos estruturais aeronáuticos, principalmente para a fabricação de aeronaves de grande capacidade, os FMLs requerem a aplicação de alguma metodologia de avaliação da tolerância ao dano. Isto tem como objetivo garantir a segurança durante o voo, ou frente a algum evento que possa vir a prejudicar a integridade das fibras. Com o objetivo de avaliar uma metodologia aplicável neste caso alguns pesquisadores vêm utilizando a metodologia das curvas de resistência, baseados na ASTM E561 (1998), norma tradicional no meio aeronáutico. A metodologia das curvas de resistência tem como objetivo caracterizar a resistência à propagação da trinca de um material mediante o registro contínuo da tenacidade em dependência da extensão da trinca. Para que estas curvas sejam obtidas é necessário o conhecimento de valores de tenacidade à fratura do material, assim como do incremento sofrido pelo comprimento da trinca (Δa) durante o crescimento estável desta.

Apesar de ser tida como referência para o teste de curva de resistência de materiais aeronáuticos, sejam ligas de alumínio ou laminados fibra-metal, a norma ASTM E561 (1998) apresenta algumas restrições, entre elas destacam-se (CHABANET *et al.*, 2003):

- Necessidade de utilização de chapas largas M(T), para validar a análise de K;
- O teste padrão não requer que o crescimento físico da trinca seja medido nem informado. As curvas de resistência em termos do fator de intensidade de tensões efetivo (K), podem diferir significativamente das curvas de resistência convencionais em termos de J vs. crescimento físico da trinca;
- Podem ocorrer grandes variações nos valores de tenacidade à fratura obtidos para o mesmo material por diferentes laboratórios. Grande parte da dispersão resulta de dificuldades induzidas pela flambagem destas chapas, que geralmente possuem pequena espessura, quando tracionadas.

Todas estas restrições justificam o interesse na aplicação de outras metodologias para a determinação de curvas de resistência de laminados fibra-metal, se possível em geometrias alternativas à geometria M(T) e corpos de prova pequenos. A utilização de corpos de prova de pequeno tamanho reduz significativamente o consumo de material e as facilidades laboratoriais necessárias. Desta forma, o objetivo principal do presente trabalho experimental foi o estudo da aplicabilidade da técnica das descargas parciais descrita na norma ASTM E1820 (2001) para a determinação de curvas de resistência ao crescimento de trincas de FMLs a partir de corpos de prova pequenos. Devido ao presente trabalho ser uma continuação da pesquisa que vem sendo desenvolvida nestes últimos anos no Laboratório de Materiais Compósitos da COPPE/UFRJ, no mesmo serão utilizadas as metodologias da Integral J e do CTOD de Schwalbe para a obtenção de curvas de resistência ao crescimento de trincas de FMLs. Adicionalmente à metodologia das descargas parciais, que avalia o crescimento da trinca mediante a determinação da variação da flexibilidade dos corpos de prova durante um teste monotônico, foi utilizado um sistema ótico para acompanhamento do crescimento da trinca.

No presente trabalho foi estudada a aplicabilidade do método de descargas parciais para a determinação de curvas de resistência de dois laminados fibra-metal unidirecionais: o laminado Arall 2 e o Glare 1, ambos no empilhamento 3/2. O laminado Arall 2 foi testado com as fibras orientadas longitudinalmente ao entalhe, enquanto que o Glare 1 foi testado com as fibras orientadas transversalmente e longitudinalmente ao entalhe. O laminado Arall 2 não foi testado com entalhes perpendiculares às fibras porque, neste caso, o crescimento da trinca não ocorre em forma estável e sim em incrementos instáveis sucessivos, de acordo com pesquisas realizadas anteriormente (CASTRODEZA *et al.*, 2004, CASTRODEZA *et al.*, 2003). Foram utilizados corpos de prova da geometria SE(B) para o laminado Glare 1 3/2 e C(T) para o laminado Arall 2 3/2.

Os resultados obtidos demonstram que a técnica das descargas parciais é aplicável para a determinação de curvas de resistência de FMLs.

CAPÍTULO II

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 - Materiais Compósitos

A humanidade está sempre em busca de avanços no campo tecnológico e para tal foi preciso desenvolver materiais que exibissem propriedades únicas visando atender aplicações específicas. Primeiramente, o homem procurou na natureza a solução para essa questão, e verificou que a união de diferentes materiais poderia produzir outros com propriedades superiores àquelas apresentadas pelos seus componentes isoladamente.

Embora seja difícil dizer com certeza onde e quando os primeiros humanos descobriram os compósitos, encontra-se no livro dos Êxodos no Velho Testamento a primeira citação de compósito feito pelo homem - um tijolo de argila reforçado com palha - usado pelos israelitas. Na natureza também encontramos muitos materiais compósitos: a madeira, o granito, o osso, o esmalte dentário, etc.

Muito mais tarde o homem desenvolveu os compósitos estruturais, entre eles o concreto, o cimento Portland ou asfalto misturado com areia, fibras de vidro misturadas na resina, os quais são exemplos bastante comuns (CHAWLA, 1997).

Atualmente, as tecnologias modernas requerem combinações de propriedades raras dos materiais. Essas propriedades não são encontradas nas ligas metálicas convencionais, nos materiais cerâmicos ou poliméricos. Muitos materiais têm sido desenvolvidos para melhorar as características mecânicas tais como dureza, tenacidade à fratura, resistência em altas temperaturas e em ambientes hostis. Projetando tais materiais, cientistas e engenheiros vêm, de forma inteligente, combinando metais, cerâmicas e polímeros para produzir uma nova geração de materiais: os compósitos (CALLISTER JR, 1994).

Os compósitos resultam numa performance inatingível pelos constituintes individuais e oferecem uma grande vantagem de flexibilidade de projeto. Hoje, pode-se fabricar praticamente qualquer material compósito que reúna os requisitos necessários para a viabilização de um projeto, por exemplo, um componente de uma estrutura aeroespacial, automobilística ou náutica, ou um motor elétrico (CHAWLA, 1997).

2.1.1. Definição de Material Compósito

Genericamente falando, compósito é qualquer material multifásico que exhibe, em proporções significativas, as propriedades de ambas as fases constituintes tal que uma melhor combinação de propriedades é obtida.

Para CALLISTER (1994) compósito é um material multifásico artificialmente fabricado, em oposição a um que ocorre ou se forma naturalmente, e as fases constituintes são quimicamente diferentes e separadas por interfaces distintas. Isto está de acordo com CHAWLA (1997) que completa esse conceito dizendo que os compósitos são materiais que tem características que não podem ser descritas por nenhum dos componentes em separado.

Em geral os compósitos são constituídos por apenas duas fases: matriz e fase dispersa, existindo ainda a interface entre os dois primeiros, a qual desempenha papel fundamental nas propriedades mecânicas destes materiais. A matriz tem como função manter o reforço unido e protegê-lo de danos superficiais e ataques químicos, além de conferir flexibilidade e facilitar a conformação do material. A matriz também é responsável pela transferência de carga para o reforço; assim, apenas uma pequena parte da carga aplicada é sustentada pela matriz. A fase dispersa compreende o reforço e tem como finalidade suportar a maior parte da tensão aplicada, gerando uma maior rigidez e resistência no compósito como um todo, restringindo, também, o escoamento da matriz (CALLISTER, 1994).

Normalmente, os materiais compósitos possuem anisotropia de propriedades, possibilitando, desde que adequadamente projetados, a otimização das respostas do material às solicitações impostas ao componente. Assim, permitem a fabricação de componentes com menor peso e maior capacidade estrutural que se estes fossem fabricados a partir de materiais isotrópicos. Esta vantagem decorre principalmente da maior flexibilidade encontrada pelo projetista, já que este pode projetar o material de acordo com as solicitações a que estará sujeito o componente, direcionando as propriedades às direções reais de solicitação (CHAWLA, 1998, DANIEL, 1994, ZWEBEN, 1989).

Os compósitos podem ser classificados de acordo com a classe de material utilizada como matriz, a qual pode ser metálica, cerâmica ou polimérica (CHAWLA, 1998). Os compósitos constituídos de matrizes poliméricas encontram-se, atualmente, dentre os mais utilizados, principalmente devido ao seu baixo custo de processamento

e a diversidade de processamentos existentes, o que permite a obtenção de diferentes componentes para as mais diversas aplicações. Dentre as matrizes poliméricas mais empregadas para componentes estruturais, que requerem boa estabilidade aliada a boas propriedades mecânicas, estão as resinas da família epóxi. Estas existem em diversos tipos com vários tipos de agentes de cura, permitindo a obtenção de materiais com uma ampla faixa de propriedades e utilizações. As resinas epóxi, antes de curadas, são caracterizadas por possuir um ou mais grupos funcionais denominados epóxi (CH_2COH).

Os reforços utilizados podem ser na forma de partículas, flocos, whiskers e fibras curtas ou contínuas. Um esquema simples de classificação dos materiais compósitos consiste em três divisões principais – reforçados com partículas, reforçados com fibras e compósitos estruturais (CALLISTER, 1994). Nesta classificação destacam-se os compósitos estruturais, entre eles os compósitos laminados metálicos reforçados por fibras (FMLs) (VOSELESANG *et al.*, 2000, ASUNDI *et al.*, 1997) os quais são constituídos de finas camadas de metal, de alta resistência, unidas alternadamente a camadas de um adesivo polimérico reforçado por fibras. Estes compósitos laminados apresentam excelentes propriedades mecânicas, notadamente em fadiga. Algumas fibras poliméricas, como as aramidas, as fibras de carbono e as de vidro do tipo S-2, são exemplos de reforços utilizados nestes compósitos de alto desempenho, podendo ser empregadas sob a forma de reforços uniaxiais, biaxiais ou multiaxiais.

2.2 - Laminados Fibra-Metal (FMLs)

2.2.1 - Origem e Nomenclatura

Os laminados fibra-metal (FMLs) constituem uma família de materiais híbridos avançados, desenvolvidos para aplicações que requeiram elevada tolerância ao dano, principalmente, para substituir as chapas de ligas de alumínio convencionalmente utilizadas em estruturas aeronáuticas (VOSELESANG *et al.*, 2000, BUCCI *et al.*, 1989). São constituídos por chapas finas de ligas de alumínio coladas entre si por camadas de resina epóxi reforçada por fibras.

Os FMLs foram uma evolução dentro da pesquisa em chapas laminadas de alumínio para aplicações aeronáuticas. Os primeiros laminados metálicos foram desenvolvidos e utilizados pela indústria aeronáutica holandesa Fokker no pós-guerra, como solução para a confecção de grandes painéis de alumínio com elevada rigidez sem que houvesse a necessidade de grandes investimentos em equipamentos. Estes laminados eram compostos de chapas de alumínio de pequena espessura unidas por meio de um adesivo, com o auxílio de autoclaves. Devido às propriedades viscoelásticas dos adesivos e à mudança do estado de tensões de deformação plana para tensão plana em razão das pequenas espessuras, estes materiais apresentaram resistência à fadiga bem superior às suas ligas constituintes. No final da década de 70 a Fokker iniciou a pesquisa sobre chapas laminadas de alumínio que incluíam fibras na camada de adesivo, verificando que ocorria uma redução ainda maior na velocidade de propagação de trincas por fadiga sob carregamento de amplitude constante. Entretanto, testes realizados com amplitudes variáveis, simulando uma condição real de vôo, mostraram apenas pequenas melhoras na resistência à fadiga (DE VRIES, 2001).

A partir da década de 80, a Universidade Técnica de Delft (TU Delft, Holanda), otimizou os laminados metálicos reforçados por fibras através de uma seleção adequada da espessura das camadas de alumínio, da fração volumétrica e do tipo de fibra utilizado, além do adesivo a ser empregado. A especificação adequada destas variáveis proporcionou a obtenção de um compósito com excelente resistência à propagação de trincas por fadiga, sendo este um importante requisito para materiais estruturais de uso aeronáutico.

A primeira geração de FMLs baseou-se no emprego das fibras de aramida e foi denominada comercialmente de Arall®. Este tipo de laminados possui fibras unidirecionais de reforço e foi originalmente desenvolvido para aplicações em asas e fuselagens, sendo posteriormente verificada a inadequação deste tipo de laminado para uso em fuselagens, devido à ocorrência de falhas nas fibras de aramida sob carregamentos típicos deste tipo de estruturas (DE VRIES, 2001, ROEBROEKS, 2001). A partir de 1987, em virtude da limitação apresentada pelos laminados Arall em fuselagens, foi desenvolvida a segunda geração de FMLs, reforçados por fibras de vidro uni ou bidirecionais, denominados Glare®. Este novo tipo de FMLs pode ser aplicado em estruturas uni ou biaxialmente tensionadas sendo especialmente adequado para aplicação em fuselagens (DE VRIES, 2001, VOGELANG, 2000). Os reforços, quando biaxiais, são obtidos através da utilização de várias camadas de pré-

impregados unidirecionais nas direções desejadas, normalmente 0° e 90° . A tabela 2.1 apresenta algumas características dos laminados Arall e Glare.

Tabela 2.1 – Características dos laminados Arall e Glare.

	Liga de Al	Espessura do metal	Constituintes do Pré-impregnado	Orientação do Pré-impregnado	Espessura do Pré-impregnado
ARALL-2	2024-T3	0,2 – 0,4 mm	Epóxi – Fibras de aramida	Unidirecional	0,21 mm
ARALL-3	7475-T76	0,3 – 0,4 mm	Epóxi – Fibras de aramida	Unidirecional	0,21 mm
GLARE-1	7475-T76	0,3 – 0,4 mm	Epóxi – Fibras de vidro	Unidirecional	0,25 mm
GLARE-2	2024-T3	0,2 – 0,4 mm	Epóxi – Fibras de vidro	Unidirecional	0,25 mm
GLARE-3	2024-T3	0,2 – 0,4 mm	Epóxi – Fibras de vidro	Cruzado	0,25 mm
GLARE-4	2024-T3	0,2 – 0,4 mm	Epóxi – Fibras de vidro	Cruzado	0,375 mm
GLARE-5	2024-T3	0,51 mm	Epóxi – Fibras de vidro	Cruzado	0,51 mm

Os FMLs são fabricados em autoclave, sob temperatura e pressão adequadas. As chapas de alumínio são tratadas quimicamente para melhorar a adesão da resina epóxi, normalmente utilizada, e para possuírem proteção contra corrosão. Este tratamento consiste basicamente de um processo de anodização, com posterior aplicação de primer. A anodização pode ser crômica ou fosfórica, dependendo da legislação ambiental vigente no país produtor (ROEBROEKS, 2001). As ligas de alumínio normalmente utilizadas nos laminados comerciais são a 2024-T3 e a 7475-T76, ambas de uso aeronáutico, com espessuras variando entre 0,2 e 0,4 mm (VLOT *et al.*, 2001, VOGELANG *et al.*, 2000). O adesivo epóxi reforçado por fibras, originalmente na forma de pré-impregnado, é intercalado entre as chapas metálicas, sendo o responsável pela adesão entre as camadas. Nos laminados unidirecionais, as fibras são, normalmente, orientadas na direção de laminação das chapas de alumínio

de forma a obter-se uma direção de máxima resistência. A figura 2.1 mostra uma representação esquemática do laminado Arall unidirecional com empilhamento 3/2.



Figura 2.1 - Desenho esquemático de um FML Arall com empilhamento 3/2 (RITCHIE, *at al.*, 1989).

Nestes laminados a seqüência de empilhamento possui uma nomenclatura do tipo n/m , onde m indica o número de camadas de pré-impregnado, intercaladas entre n camadas de alumínio, verificando-se sempre a relação $n=m+1$, já que as duas faces externas sempre serão de alumínio. As configurações de empilhamento normalmente encontram-se entre 2/1 e 5/4, no entanto, outras configurações com n e m bem maiores são possíveis. A espessura nominal destes laminados no empilhamento 3/2 é de aproximadamente 1,35 mm.

A nomenclatura dos FMLs obedece à seguinte regra: primeiro é colocado o nome (por exemplo Glare), seguido pelo tipo (por exemplo 1) e por último a seqüência de empilhamento. O tipo normalmente identifica a liga utilizada e os tratamentos termo-mecânicos sofridos pelo material. Eventualmente, caso o laminado seja formado por chapas com espessuras variadas, pode-se adicionar esta informação ao final (ROEBROEKS, 2001). Como exemplo, suponhamos o laminado com a seguinte nomenclatura: Glare 4-4/3-0,4/0,3/0,3/0,4. Este laminado é formado por 4 chapas de alumínio 2024-T3 intercaladas por 3 camadas de pré-impregnados de fibra de vidro. Além disso, as camadas de alumínio exteriores possuem espessura de 0,4 mm, enquanto que as duas internas possuem apenas 0,3 mm.

Após o processo de cura em autoclave, os FMLs apresentam tensões residuais devido aos diferentes coeficientes de expansão térmica de seus materiais constituintes (ASUNDI *et al.*, 1997). No caso do Arall, devido ao coeficiente de expansão térmico negativo da aramida (CHAWLA, 1998) as camadas de alumínio apresentam tensões residuais trativas relativamente elevadas, principalmente para os que usam a liga Al 7475-T76, enquanto as camadas compósitas possuem tensões compressivas. Como este estado de tensões não é benéfico para o comportamento em fadiga, faz-se um tratamento mecânico de pós-deformação no material. Esta pós-deformação trabalha na faixa elástica do compósito, porém acima da tensão de escoamento do alumínio, deformando-o plasticamente. Após a retirada da tensão aplicada, as camadas de pré-impregnados tentam retornar ao seu estado de deformação zero, introduzindo um estado de tensões compressivas nas camadas de alumínio. Assim, o material passa a estar em um estado de tensões favoráveis para a resistência à fadiga. A tabela 2.2 apresenta os valores de tensões residuais para os laminados Arall 3 e Glare 1, ambos no empilhamento 2/1, após a cura e depois do tratamento de pós-deformação de 0,4 % (VLOT *et al.*, 1998).

Tabela 2.2 - Tensões residuais das camadas de alumínio e do compósito para os laminados Arall 3 e Glare 1 no empilhamento 2/1 (VLOT et al., 1998).

Material	Estado	$\sigma_{\text{alumínio}}$ [MPa]	$\sigma_{\text{epóxi/fibras}}$ [MPa]
Arall 3 0,3	curado	34,0 (+)	90,0 (-)
	pós-deformado	53,0 (-)	140,0 (+)
Glare 1 0,3	curado	19,0 (+)	50 (-)
	pós-deformado	72 (-)	180 (+)

2.2.2 - Propriedades dos FMLs

Devido a anisotropia apresentada pelos FMLs, eles possuem diferentes propriedades segundo as três direções principais (no sentido das fibras, no sentido transversal às fibras no plano da chapa e no sentido transversal às fibras e normal ao plano da chapa). Para os FMLs unidirecionais, embora as propriedades no sentido transversal às fibras sejam diferentes segundo a orientação, devido à pequena

espessura e à sua utilização (os maiores esforços são aplicados no plano da chapa), torna-se plenamente justificado tratar os mesmos como sendo ortotrópicos. Esta simplificação permite a utilização de todas as ferramentas teóricas anteriormente desenvolvidas para este tipo de materiais.

Embora originalmente este tipo de laminados tenha sido desenvolvido visando à obtenção de um material com alta tolerância ao dano e alta resistência residual (boas propriedades de fratura e, principalmente, fadiga), eles possuem uma outra série de propriedades e características tecnológicas bastante melhoradas se comparadas aos alumínio monolítico (ROEBROEKS, 2001, BUCCI *et al.*, 1989) e aos compósitos utilizados. Algumas das propriedades tornam-se bem interessantes, pois são superiores as dos materiais componentes. A seguir será apresentado um resumo das propriedades mais significativas destes laminados.

- Densidade: é uma das características mais atraentes dos FMLs. Dependendo do tipo e espessura do laminado, a densidade pode chegar a ser 25% menor que a densidade do alumínio monolítico (BUCCI *et al.*, 1989, STRUCTURAL LAMINATES COMPANY, 1994). A densidade aproximada dos pré-impregnados de fibras de aramida e vidro é de 1,30 e 2,05 kg/m³, respectivamente, enquanto que a densidade do alumínio é aproximadamente 2,79 kg/m³. Devido à menor densidade do pré-impregnado em relação ao alumínio, as chapas de FMLs possuem menor densidade que o alumínio monolítico de mesma espessura, sendo a mesma dependente do empilhamento utilizado. Conforme o número de camadas aumenta, a densidade dos FMLs reforçados por fibras de vidro (Glare) se aproxima de 86 % do valor do alumínio monolítico (BUCCI *et al.*, 1989). Já para laminados reforçados por fibras de aramida (Arall), a densidade tende a 75 % do valor das ligas monolíticas.

- Usinagem, processos de fabricação e reparos: para a usinagem e fabricação de estruturas utilizando FMLs podem ser utilizadas as mesmas ferramentas (metal duro, aço rápido) e processos utilizados nas ligas de alumínio, devendo apenas serem observados certos cuidados que evitem a delaminação (ROEBROEKS, 2001). Os reparos podem ser feitos utilizando os mesmos tipos e configurações de reparos atualmente disponíveis para alumínio (VLOT *et al.*, 2001).

- Corrosão: o aumento da resistência à corrosão frente às ligas monolíticas vem de dois fatores principais. Por um lado, as camadas de epóxi reforçado por fibras protegem as camadas metálicas internas da corrosão ao longo da espessura. Por outro lado, a resistência à corrosão das chapas finas de alumínio é maior que a resistência de chapas mais grossas, devido a maior velocidade de resfriamento após a laminação, o que impede a precipitação de elementos de liga nos contornos de grão (BORGONJE *et al.*, 2001). Por este motivo, os FMLs possuem uma resistência à corrosão muito superior a das ligas monolíticas tradicionais.

- Resistência mecânica: os FMLs unidirecionais comerciais conseguem ter uma resistência mecânica melhorada em até 60% com relação à liga de alumínio constituinte, dependendo do tipo de fibras de reforço utilizadas. Os valores de limite de escoamento podem ser, em alguns casos, pouco menores que os correspondentes às ligas constituintes, sendo, no entanto, o limite de escoamento específico sempre superior (ROEBROEKS, 2001).

- Resistência ao impacto: a resistência a impactos de alguns tipos de Glare com fibras biaxiais é superior ao das ligas de alumínio monolíticas, que por sua vez são superiores aos materiais compósitos de matriz polimérica reforçados por fibras de vidro. Esta resistência a impactos aumenta com a velocidade de carregamento, dentro das faixas de velocidade de interesse na aviação comercial (impactos de pássaros, granizo, cascalhos, etc.) (VLOT *et al.*, 2001). Outra vantagem, frente aos compósitos de matriz polimérica, é que os FMLs apresentam deformação plástica na região do impacto (que não é evidente nos compósitos de fibras e matriz polimérica), permitindo uma rápida identificação da região danificada mediante inspeção visual (VLOT, 1996).

- Resistência ao fogo: os FMLs possuem uma resistência às chamas muito superior às ligas de alumínio monolíticas (que são pouco resistentes ao fogo) (VLOT *et al.*, 2001). Enquanto uma parede de alumínio fina (5 mm) é completamente penetrada por uma chama de querosene em menos de 60 segundos, uma chapa de espessura equivalente de Glare pode suportar mais de 15 minutos sem penetração (HOOIJMEIJER, 2001). A camada externa de alumínio funde rapidamente, carbonizando a camada interna de epóxi, enquanto que as fibras nada sofrem por terem ponto de fusão mais alto que a temperatura da chama de querosene. A

delaminação entre as camadas também atua como barreira térmica, fazendo com que a temperatura do lado oposto às chamas seja menor e retardando o avanço das mesmas.

- Resistência à fadiga: constitui-se na principal propriedade dos FMLs, podendo proporcionar em uma estrutura com carregamento real, taxas de crescimento de trinca 10 a 100 vezes menores que às correspondentes a uma estrutura monolítica de alumínio (DE VRIES, 2001). A figura 2.2 apresenta uma comparação entre alguns FMLs e uma liga de alumínio monolítico quanto ao crescimento de trinca.

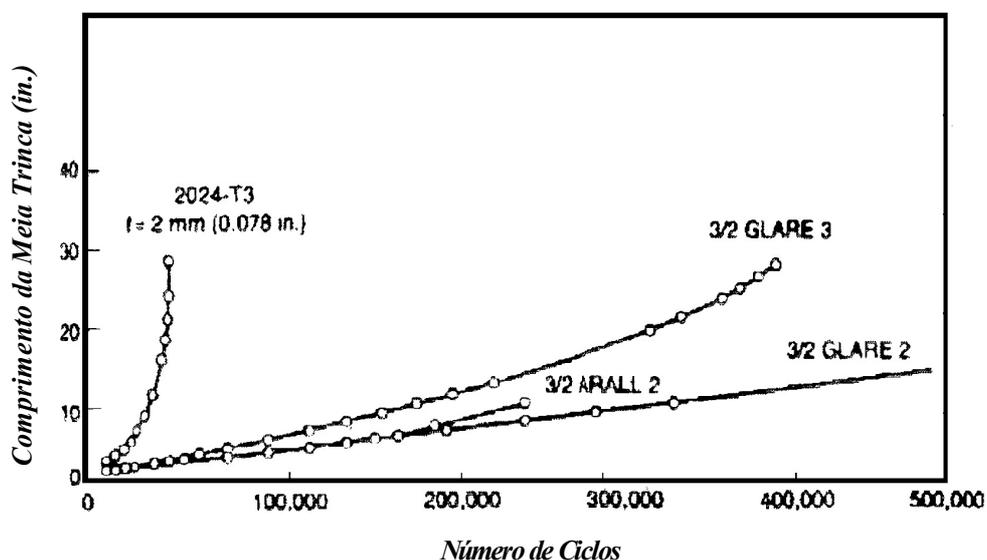


Figura 2.2 – Curvas de comprimento de trinca em função do número de ciclos de carregamento para laminados ARALL e GLARE em empilhamento 3/2 (espessura = 1,35 mm) e a liga 2024-T3 (espessura = 2,00 mm) (VOGELESANG et al., 2000).

Esta melhora deve-se principalmente ao mecanismo de ponteamento de trinca ("fiber crack bridging"), realizado pelas fibras no avanço da trinca pela camada de alumínio. Este mecanismo consiste na transferência das tensões das camadas metálicas, na região trincada, para as fibras, através do adesivo (VLOT et al., 2001). Este descarregamento da camada metálica diminui a taxa de crescimento da trinca, devido à redução do fator de intensidade de tensões efetivo K_{ef} . As fibras mantêm-se intactas durante a abertura da trinca devido a delaminação local controlada, ocasionada pelas tensões cisalhantes na camada de adesivo, sendo este processo de

fundamental importância para o ótimo desempenho em fadiga e para a resistência residual em fratura monotônica. Na figura 2.3 pode ser visualizado um desenho esquemático do mecanismo de ponteamento de trinca.

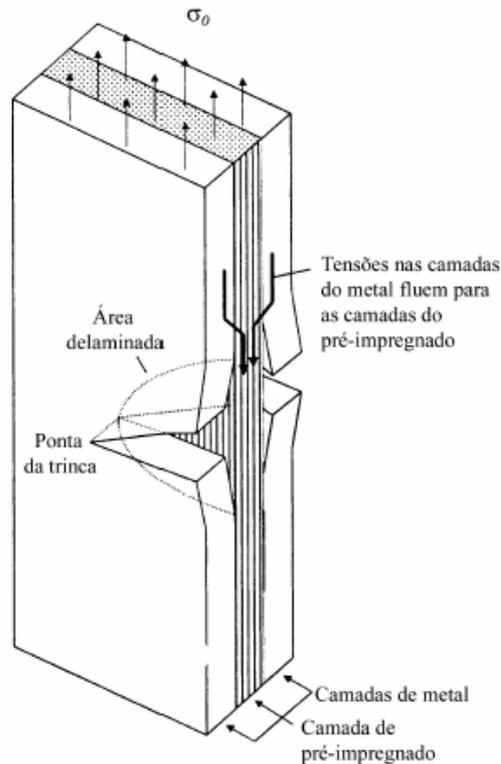


Figura 2.3 - Mecanismo de ponteamento de trinca (CASTRODEZA, 2002).

Esta delaminação pode ser alterada, dentre outras formas, alterando-se a adesão entre as fibras e a matriz (adesivo), por substituição do adesivo ou por tratamento na superfície das fibras. De acordo com os resultados obtidos por AFAGHI-KHATIBI *et al.* (1998) para a resistência residual em carregamentos monotônicos, uma adesão fraca interfacial favorece um aumento na resistência residual para laminados unidirecionais fibra-metal com entalhes agudos e furo circular. E, além disso, como as propriedades transversais nestes laminados são controladas pelas camadas de alumínio, estas são pouco afetadas pela adesão fraca, sendo a resistência ao cisalhamento interlaminar (ILSS) a propriedade que apresenta a maior queda. Em laminados com entalhe, a adesão fraca entre as fibras e o adesivo provoca descolamentos das fibras em níveis de tensão abaixo do limite de ruptura das mesmas, promovendo uma relaxação de tensões no local devido ao descarregamento

das fibras, o que provoca uma abertura e um arredondamento da extremidade do entalhe, reduzindo assim o K_{ef} local. Quando esta delaminação não ocorre, devido a uma adesão forte, a trinca propaga-se através do material de uma forma mais frágil. A não delaminação resulta no relaxamento de tensões apenas através de mecanismos locais de fratura, tais como fratura das fibras ou a ruptura por cisalhamento da resina. Desta forma não ocorre um ponteamto efetivo da extremidade do entalhe, o que resulta em menores valores para a resistência residual. O aumento observado por AFAGHI-KHATIBI *et al.* (1998, 1997a e 1997b) na resistência residual, obtido com a adesão fraca, foi de 14 % e 20 % para os laminados com entalhe agudo e com furo circular, respectivamente. Recentemente, as pesquisas têm se intensificado na avaliação do comportamento em fadiga de FMLs da família Glare (SHIM *et al.*, 2003, KAWAI *et al.*, 2002).

Dentre as principais limitações dos FMLs estão a pequena conformabilidade das chapas (DE JONG *et al.*, 2001) e o seu custo ainda bem superior ao das ligas de alumínio. Também pode ocorrer queda nas propriedades mecânicas dos FMLs na presença de umidade. Estudos preliminares demonstram que pode ocorrer queda na tenacidade de FMLs quando expostos à umidade (CHAVES, 2003).

2.2.3- Aplicações dos FMLs

Devido às características de excelente resistência à fadiga e relativamente baixa densidade, os FMLs têm sido considerados como fortes candidatos para aplicações em fuselagens e revestimentos de asas, principalmente para aeronaves de grande capacidade. Recentemente, foi anunciada pela Airbus, a utilização do laminado Glare em partes da fuselagem superior do novo Airbus A380 (figura 2.4), aeronave constituída de dois andares com capacidade entre 550 e 800 passageiros (WITTEMBERG *et al.*, 2001, VLOT, 2001, SCHMIDT *et al.*, 1999, DORNEHEIM, 1995) Esta será a primeira aplicação massiva deste tipo de laminados em estruturas primárias, cuja aeronave deverá fazer o seu primeiro vôo em meados de 2005, entrando em operação comercial já em 2006.

Até o anúncio pela Airbus da aplicação de FMLs em estruturas primárias, estes laminados estavam sendo utilizados em aeronaves em partes como superfícies de controle (flaps, etc.), portas não pressurizadas, pisos e guias do compartimento de cargas, portas e guias resistentes ao fogo, cavernas de pressão (*bulkheads*) e

contêineres (EVANCHO, 2001, ASUNDI *et al.*, 1997). Algumas destas aplicações fazem uso das excelentes propriedades de resistência a fadiga destes laminados, enquanto outras se beneficiam da resistência ao impacto e ao fogo apresentada pelos FMLs.



Figura 2.4 – Representação esquemática do novo Airbus A380.

Estudos apontam para a possibilidade de economia de peso entre 15 e 40% nas estruturas onde este tipo de compósitos seja utilizado (WU, 1994, BUCCI *et al.*, 1989), assim como uma redução nos custos de manutenção (WU, 1994). Os laminados Arall têm sido utilizados na porta do compartimento de carga do transporte militar *C-17* desenvolvido pela *Douglas Aircraft Company* (EVANCHO, 2001, WU, 1994), no revestimento de *flaps* inferiores de cargueiros *C-130*, em coberturas dorsais do avião militar *T-38* e em *flaps* da aeronave *DeHavilland DCH-8*, entre outras aplicações. Os laminados Glare estão sendo utilizados como pisos nos compartimentos de cargas de diversas aeronaves, na caverna de pressão do domo de radar do *Learjet 45* e em containeres resistentes à explosão (*ECOS*) (EVANCHO, 2001).

2.3 - Mecânica da Fratura aplicada a FMLs

A tenacidade à fratura de um material é uma propriedade que representa a sua capacidade de resistir ao crescimento de uma trinca. Em estruturas aeronáuticas vários tipos de defeitos podem originar-se durante a vida útil da estrutura, como crescimento de trincas por fadiga a partir de concentradores de tensões, penetração ou perfuração das peles de asas e fuselagens por objetos como pássaros, detritos na pista ou falha não contida de motores, entre outros. Já a resistência residual de um material é definida como sendo a máxima tensão estática que um material suporta em presença de um dano que pode ocorrer ao longo da vida útil da aeronave (DE VRIES, 2001). Trabalhos realizados em FMLs (CASTRODEZA *et al.*, 2002, DE VRIES, 2001), mostram que a trinca aguda constitui-se no defeito que gera o menor valor de resistência residual nestes materiais sendo, portanto, um comportamento conservador trabalhar com este tipo de defeito nestes materiais. Desta forma, a tenacidade à fratura torna-se uma ferramenta fundamental para uma correta avaliação da resistência residual de componentes danificados construídos com FMLs.

Com vistas a atender as rigorosas demandas em projetos estruturais aeronáuticos, os FMLs requerem a aplicação de alguma metodologia de avaliação da tolerância ao dano. Isto tem como intuito garantir a segurança durante o voo, ou frente a algum evento que possa vir a prejudicar a integridade do material. Com o objetivo de avaliar uma metodologia aplicável neste caso alguns pesquisadores vêm utilizando a metodologia das curvas de resistência, baseada na ASTM E561 (1998).

A curva de resistência trata-se de um conceito bastante útil na avaliação da resistência residual de um componente estrutural de pequena espessura que contém uma trinca (SAXENA, 1998, BROEK, 1988). Se a curva de resistência do material for independente do tamanho inicial da trinca, a resistência residual de painéis com diferentes geometrias pode ser calculada mediante a determinação do ponto de tangência entre a curva de resistência e a curva característica do fator de intensidade de tensões próprio da geometria e o estado de cargas do painel considerado (ANDERSON, 1995, BROEK, 1988, HERTZBERG, 1976). Além disso, as curvas de resistência também podem fornecer valores de tenacidade à fratura (K_{IC} , J_{IC} , $CTOD_C$ ou δ_{5C}) do material.

2.3.1 – Conceito de Curvas de Resistência

O conceito de curva de resistência (curva-R) foi inicialmente introduzido por Irwin (EWALDS, 1991, BROEK, 1988) podendo ser aplicado em situações que envolvam crescimento estável de trinca e uma quantidade limitada de plasticidade. A idéia foi originalmente desenvolvida para explicar observações de crescimento estável e instabilidade final para trincas sob carregamento predominantemente elástico em chapas finas de ligas de alumínio, sendo o teste de curva de resistência o método padrão utilizado na indústria aeronáutica para caracterizar a tenacidade à fratura (SUMPTER, 1999).

O conceito da curva-R está baseado no seguinte balanço de energia:

Para que ocorra a fratura a energia disponível para o crescimento da trinca, ou taxa de energia dissipada G , deve ser maior que a resistência à propagação da trinca (R) apresentada pelo material.

Em geral, tanto na literatura quanto na prática, a curva de resistência não é considerada em termos de energia (G ou R), mas sim em termos de fator de intensidade de tensões (K_G e K_R), sendo utilizadas as mesmas unidades deste. Isto se deve ao fato de o conceito de fator de intensidade de tensões encontrar ampla aplicação e os parâmetros de balanço de energia G e R serem facilmente convertidos para intensidade de tensões. Para um estado plano de tensões são utilizadas as seguintes relações:

$$G = \frac{K_G^2}{E} \text{ e } R = \frac{K_R^2}{E}$$

onde E é o Módulo de Young do material.

Na figura 2.5 tem-se uma representação esquemática de uma curva de resistência, mostrando o comportamento de uma amostra relativamente fina contendo uma trinca quando submetida a um carregamento. Uma trinca centralizada de comprimento inicial $2a_0$, quando submetida a uma tensão σ_i começa a crescer lentamente (ponto A, onde $K_G = K_R$). Se a tensão σ_i é mantida constante não ocorre crescimento adicional da trinca, indicando que um pequeno aumento no comprimento

da trinca para este nível de tensão resultaria em $K_G < K_R$. Entretanto, um pequeno aumento no nível de tensão de σ_i para σ , provoca um crescimento adicional da trinca, mas a situação se mantém estável (ponto B). Este processo de aumento da tensão acompanhado por um crescimento estável da trinca continua até que uma combinação crítica de tensão (σ_c), comprimento de trinca (a_c) seja atingida ocorrendo, então, o ponto de instabilidade (ponto C). Nesta situação K_G mantém-se sempre maior que K_R para qualquer comprimento de trinca. É importante ressaltar que a instabilidade só ocorre quando duas condições são satisfeitas:

$$K_G > K_R \text{ e } \partial K_G / \partial a > \partial K_R / \partial a,$$

ou seja, a condição de tangência é completamente preenchida.

O crescimento da trinca entre σ_i e σ_c é estável, uma vez que este cessa quando a tensão é mantida constante. Durante este crescimento lento e estável da trinca, há um balanço contínuo entre a energia dissipada e absorvida. Se esse balanço não ocorre, então o crescimento da trinca pode ser interrompido ($K_R > K_G$) ou tornar-se instável ($K_G > K_R$).

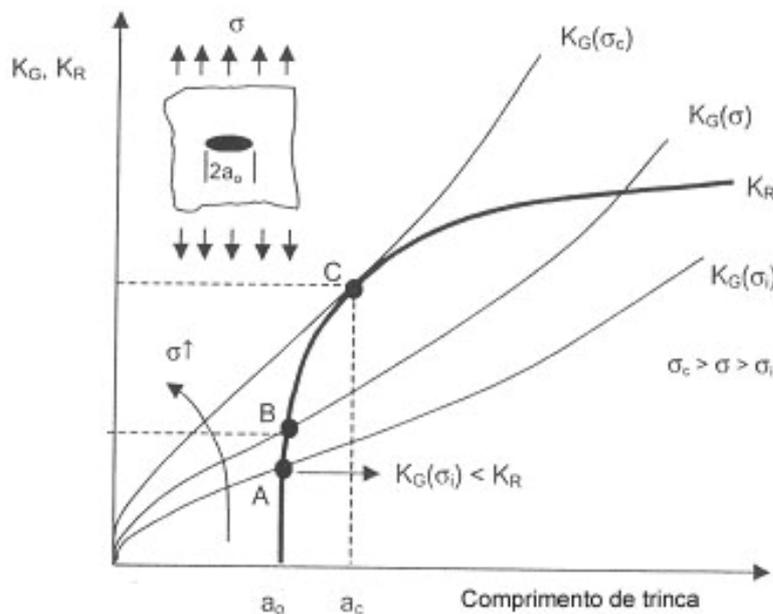


Figura 2.5 – Curva de resistência e curvas de “força impulsora”(crack-driving force) esquemáticas para placas finas com trinca centralizada, corrigidas para tamanho finito (DE VRIES, 2001).

As curvas de resistência caracterizam a resistência à propagação da trinca de um material mediante o registro contínuo da tenacidade em dependência da extensão da trinca. Para a obtenção das curvas de resistência é necessário, portanto, a determinação da tenacidade à fratura do material, que pode ser expressa em termos dos mais diversos parâmetros (K, Integral J, CTOD tradicional, CTOD de Schwalbe (δ_5), etc.), assim como o crescimento estável da trinca (Δa) durante o teste. Os métodos mais comumente utilizados para a avaliação do crescimento de trincas durante um teste monotônico de mecânica da fratura envolvem técnicas óticas; mudanças no potencial elétrico quando uma amostra do material é incorporada a um circuito de corrente contínua (DC) ou de corrente alternada (AC); medidas da flexibilidade (*compliance*) do corpo de prova, utilização de crack-gages e back-face strain gages, etc.

Em materiais metálicos o procedimento para determinação das curvas de resistência encontra-se normalizado pela American Society for Testing and Materials (ASTM E561, 1999). Para os laminados fibra-metal, embora não se disponha ainda de um procedimento normalizado, tem-se pesquisado (DE VRIES, 2001) sobre a possibilidade de serem utilizadas as metodologias já consagradas para determinação das curvas de resistência de materiais metálicos como a descrita na norma ASTM E561 (1999) e também na ASTM E1820 (2001), esta última utilizada com sucesso na determinação da tenacidade à fratura de FMLs na carga máxima ou em pontos críticos (instabilidades) por pesquisadores (CASTRODEZA *et al.*, 2004, CASTRODEZA *et al.*, 2003, CASTRODEZA, 2002) do Laboratório de Materiais Compósitos da COPPE.

2.3.2 – Aplicação das Curvas de Resistência a FMLs

No que se refere ao uso das curvas de resistência em materiais compósitos laminados tradicionais, os resultados demonstram a existência de grandes limitações na aplicação desta análise, principalmente devido à complexidade dos processos de extensão da trinca. Nos compósitos de matriz polimérica tradicionais o dano não se propaga na forma de uma trinca e sim na forma de uma região de processo bastante complexa. Quando a extensão do dano pode ser considerada realmente como uma trinca, esta raramente cresce em um mesmo plano e sua morfologia nem sempre é igual à da trinca inicial (WELLS *et al.*, 1987). Assim, a aplicação das curvas de

resistência em compósitos laminados tradicionais é um ponto bastante polêmico e questionável.

Nos laminados fibra-metal a situação é diferente, já que o crescimento da trinca nestes materiais é diferente do crescimento em compósitos laminados tradicionais (RITCHIE *et al.*, 1989, MARISSSEN *et al.*, 1984). Os FMLs também apresentam similaridades com a fratura de ligas de alumínio monolíticas quando testados na forma de painéis largos com trincas vazantes (MACHERET *et al.*, 1993). Este fato sugere que, para a obtenção das curvas de resistência e avaliação da resistência residual nestes compósitos, pode-se utilizar as metodologias desenvolvidas para materiais metálicos monolíticos.

Um dos trabalhos pioneiros foi desenvolvido por MACHERET e BUCCI (1993). Neste trabalho os autores estudaram a aplicabilidade das curvas de resistência, obtidas mediante utilização de corpos de prova M(T) aos laminados Arall 1, 2 e 3 (em empilhamento 3/2). Foram testados corpos de prova com larguras W entre 152,4 (6 polegadas) e 406,4 mm (16 polegadas) e diferentes relações tamanho de trinca inicial vs. largura do corpo de prova ($2a/W$ entre 0,08 e 0,25), com trincas realizadas mediante corte com serra (fibras cortadas). As curvas obtidas podem ser visualizadas na figura 2.6. O trabalho demonstra a aplicabilidade da metodologia da norma ASTM E561 (1999) em FMLs, assim como a independência da tenacidade medida com o comprimento inicial da trinca nas faixas testadas. Os autores ressaltam que os laminados constituídos pela liga Al 2024 apresentam maior tenacidade que os laminados constituídos pela liga Al 7475, isto é, apresentam um comportamento análogo ao das ligas constituintes. Desta forma, já nos primeiros trabalhos de avaliação da tenacidade à fratura ficava evidente o comportamento próprio dos FMLs, com grande influência das camadas de alumínio. Já com o intuito de demonstrar a aplicabilidade das curvas de resistência na predição da resistência residual de chapas de largura finita, os autores predizem valores de resistência residual a partir das curvas obtidas e comparam com sucesso estes valores com aqueles obtidos experimentalmente.

JIN e BATRA (1996), baseados nos resultados experimentais de MACHERET e BUCCI (1993) estudaram a resistência residual de FMLs Arall e Carall (reforçados por fibras de carbono) mediante modelagem numérica. Os corpos de prova utilizados também foram M(T) e os resultados indicam que a modelagem é consistente com os resultados obtidos para laminados Arall. O comportamento em fratura de FMLs também foi estudado numericamente por AFAGHI-KHATIBI *et al.* (1997, 2000). Neste

caso os pesquisadores estavam mais interessados na determinação da resistência residual de uma placa larga entalhada do que, especificamente, em valores de tenacidade a fratura. Neste trabalho novamente foram utilizados corpos de prova M(T).

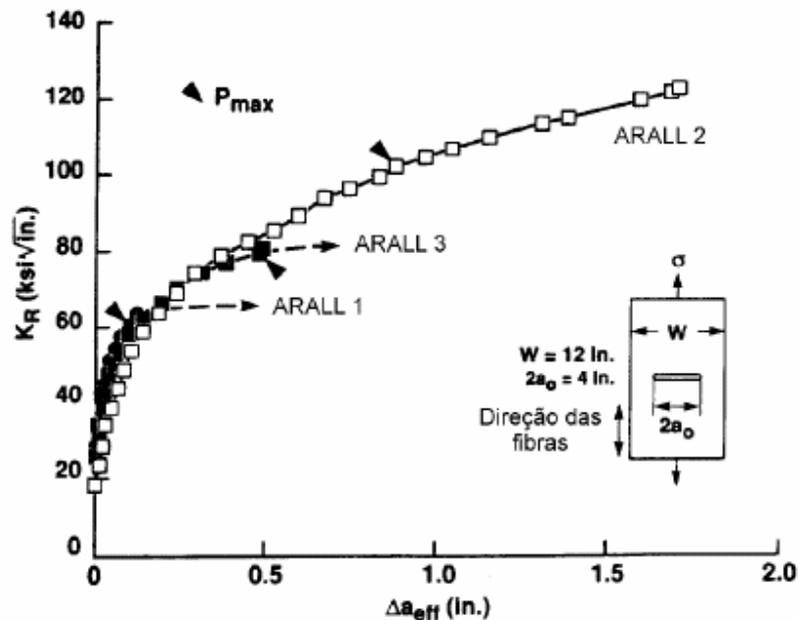


Figura 2.6 – Curvas de resistência de Arall 1, 2 e 3 (MACHERET et al, 1993).

Em 2001, DE VRIES apresentou sua Tese de Doutorado na T.U. Delft sobre resistência residual de laminados Glare. Ao longo do seu trabalho de tese, o autor apresenta curvas de resistência e critérios para a predição da resistência residual de FMLs trincados (fibras cortadas), sempre utilizando corpos de prova M(T) com entalhe central. Neste trabalho o pesquisador manteve-se fiel à metodologia da norma ASTM E561 (1999), tradicional no ambiente aeronáutico.

Em seu trabalho de tese, DE VRIES (2001) faz algumas observações importantes, principalmente relacionadas à possibilidade de uma curva de resistência poder ser considerada como um parâmetro do material. Este pesquisador observa que isto é possível, desde que observadas certas limitações quanto à largura do corpo de prova e ao tamanho inicial da trinca. Pequenos valores de W e grandes relações de a_0/W devem ser evitadas. Outra contribuição importante do autor está relacionada com a observação de fenômenos de flambagem, os quais podem ser claramente identificados nas curvas de resistência, indicando a necessidade de utilização de placas anti-flambagem nos corpos de prova.

É importante notar que as curvas de resistência em FMLs têm sido determinadas preferencialmente a partir de corpos de prova em forma de placa larga com trinca centralizada, M(T), figura 2.7, utilizando a metodologia da norma ASTM E561(1999) (DE VRIES, 2001). A largura comum destes corpos de prova é de aproximadamente 400,0 mm, chegando em alguns casos até 800,0 mm (ROEBROEKS, 2001). Embora DE VRIES (2001) tenha mencionado nos capítulos introdutórios de seu trabalho a utilização de corpos de prova C(T) para avaliação da tenacidade à fratura de FMLs, esta não foi utilizada pelo autor devido a verificação de crescimento de trincas em planos perpendiculares ao entalhe e problemas de indentações nos pinos. CASTRODEZA *et al.* (2004, 2003, 2002) também enfrentaram tais problemas, no entanto, conseguiram contorná-los utilizando corpos de prova de geometria adequada e medições cuidadosas das indentações.

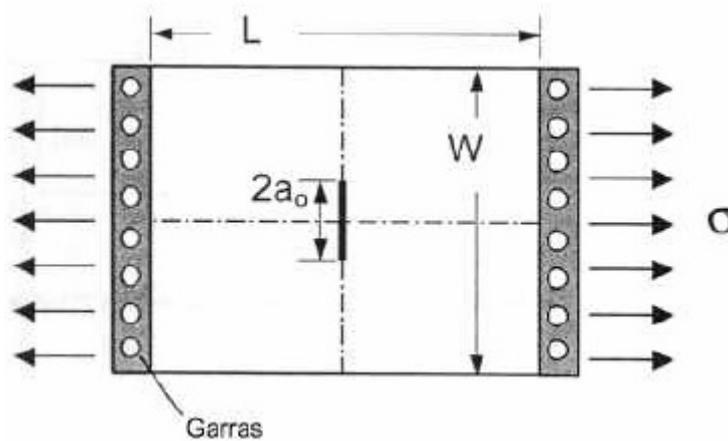


Figura 2.7 - Corpo de prova M(T), onde o comprimento L é, tipicamente, $1,5W$ (CASTRODEZA, 2002).

Evidentemente que a utilização de corpos de prova M(T) para os testes de curva de resistência exigiria a disponibilidade de grande quantidade de material, assim como a utilização de equipamentos de grande capacidade, o que resultaria em custos bastante elevados para a realização desses ensaios. Sendo assim, torna-se interessante pesquisar a possibilidade de utilização de corpos de prova de menor tamanho (C(T) e SE(B)) para geração de curvas de resistência de FMLs.

2.4 – Metodologias para avaliação da Tenacidade à Fratura de FMLs

Embora não haja atualmente uma metodologia normalizada para a determinação da tenacidade à fratura de FMLs, alguns trabalhos (CASTRODEZA, 2002, CAPRICE *et al.*, 1994) demonstram que esta pode ser determinada utilizando-se corpos de prova pequenos, seguindo metodologias elasto-plásticas. Nestes trabalhos foi observada falta de linearidade nos registros de carga *versus* deslocamento durante os testes com estes materiais.

Recentemente, CASTRODEZA *et al.* (2004, 2003) iniciaram o desenvolvimento das adaptações necessárias para a medição de CTOD e Integral J em laminados fibra-metal, utilizando como base as metodologias normalizadas para a medição destes parâmetros em metais. Além das metodologias normalizadas pela ASTM e pela BSI, uma outra metodologia mais recente, também desenvolvida para materiais metálicos, denominada de CTOD de Schwalbe (δ_5) (SCHWALBE, 1998) foi utilizada. Esta metodologia ainda não se encontra normalizada, entretanto, pelos resultados obtidos pelos pesquisadores (CASTRODEZA *et al.*, 2004, 2003), mostra-se bastante adequada como um parâmetro de fratura em FMLs.

CASTRODEZA *et al.* (2004, 2003) trabalharam na avaliação da tenacidade à fratura e da resistência residual de laminados fibra-metal unidirecionais, sob modo de carregamento I, utilizando corpos de prova C(T) e SE(B) de pequenas dimensões, de acordo com a norma ASTM E1820 (2001). Os autores compararam os métodos de CTOD tradicional e de Schwalbe (δ_5) como parâmetros para a medida de tenacidade à fratura, no entanto, a equivalência dos métodos verificada para metais, não foi comprovada para os FMLs, principalmente devido a limitação da aplicação do modelo da dobradiça plástica para estes laminados (CASTRODEZA *et al.*, 2004, 2003). Assim, as medições do CTOD tradicional não foram confiáveis, sendo o CTOD de Schwalbe o mais indicado como parâmetro de fratura. Devido ao presente trabalho ser uma continuação da pesquisa que vem sendo desenvolvida nestes últimos anos no Laboratório de Materiais Compósitos da COPPE/UFRJ, no mesmo serão utilizadas as metodologias da integral J e do CTOD de Schwalbe para obtenção de curvas de resistência ao crescimento de trincas dos laminados das famílias Glare e Arall.

2.4.1 – Integral J

2.4.1.1 – Considerações gerais

A caracterização dos campos de tensão e deformação na ponta de uma trinca aguda é fundamental para a análise da tenacidade de um material por meio da mecânica da fratura. Para a Mecânica da Fratura Linear Elástica (MFLE) clássica, o parâmetro de medida da tenacidade é dado pelo fator de intensidade de tensão, K , expresso como uma função da geometria do corpo de prova utilizado e do carregamento aplicado. Este conceito é válido para uma classe limitada de problemas, basicamente para corpos de prova trincados dentro do regime elástico-linear e deformação plástica reduzida na ponta da trinca.

Para uma grande faixa de materiais estruturais que apresentam alta tenacidade, a ocorrência de intensa deformação plástica nas regiões ao redor da ponta da trinca inviabiliza o uso da análise elástica-linear. Para estes materiais, as técnicas da Mecânica da Fratura estão baseadas na resposta de materiais dúcteis e a análise é feita por meio da Mecânica da Fratura Elasto-Plástica (MFEP). Para o comportamento elasto-plástico (aproximado como um comportamento elástico não-linear), Hutchinson, (1968); Rice e Rosengren, (1968), mostraram que os campos de tensão e deformação na frente de uma trinca estacionária podem ser descritos por um fator único denominado Integral-J. As equações de Hutchinson, (1968); Rice e Rosengren, (1968), ficaram conhecidas como soluções HRR ou campos HRR. Nesses casos, assume-se que os campos HRR que atuam na ponta da trinca são os que governam o seu crescimento.

Os campos de tensão (σ_{ij}) e de deformação (ε_{ij}) logo à frente da trinca (campos HRR), no seu limite ($r \rightarrow 0$) são dados por:

$$\sigma_{ij} = \sigma_0 \left(\frac{J}{\alpha \sigma_0 \varepsilon_0 I_n r} \right)^{1/(n+1)} \bar{\sigma}_{ij}(\theta, n) \quad (1)$$

$$\varepsilon_{ij} = \alpha \varepsilon_0 \left(\frac{J}{\alpha \sigma_0 \varepsilon_0 I_n} \right)^{n/(n+1)} \bar{\varepsilon}_{ij}(\theta, n) \quad (2)$$

onde σ_0 é o limite de escoamento, tal como em um ensaio de tração monotônica e ε_0 é a deformação correspondente (σ_0/E), I_n é uma constante de integração que depende de n e $\bar{\sigma}_{ij}$ e $\bar{\varepsilon}_{ij}$ são funções que definem a distribuição de tensão e de deformação na ponta da trinca, respectivamente, r é a distância radial a partir da ponta da trinca e θ é o ângulo polar sobre a trinca. Os valores de n e α são obtidos a partir do modelo de Ramberg-Osgood, o qual é uma lei constitutiva que descreve a relação tensão-deformação do material, sendo expressa matematicamente por:

$$\frac{\varepsilon}{\varepsilon_0} = \frac{\sigma}{\sigma_0} + \alpha \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^n \quad (3)$$

onde o coeficiente de encruamento, α , é tomado como sendo a unidade. O valor de n (expoente de encruamento) pode ser obtido em um ensaio convencional de tração, cujo valor corresponde à inclinação da curva de tensão real *versus* deformação real, em escala bilogarítmica.

O produto entre $\bar{\sigma}_{ij}$ e $\bar{\varepsilon}_{ij}$ das Eq(s) 1 e 2, conduz a uma aproximação do tipo $J \cdot r^{-1} \cdot \bar{g}_{ij}(\theta, n)$ quando $r \rightarrow 0$, que mostra a singularidade dos campos de tensão e deformação atuando na ponta da trinca e o parâmetro que descreve esta singularidade é a Integral-J.

As soluções HRR nas regiões próximas à ponta da trinca podem não ser válidas se existe uma certa quantidade de crescimento de trinca; neste caso, a Integral-J deixa de atuar como um parâmetro deste campo singular. Entretanto, se a quantidade de crescimento de trinca permanece dentro de um certo limite e respeitadas algumas condições relativas ao tamanho da zona plástica na ponta da trinca, a integral-J prevalece (RAHMAN *et al.*, 1992). Um valor crítico de J pode ser utilizado como um parâmetro de iniciação de trinca (J_{IC}), assim como a curva de resistência (J vs. Δa), onde Δa é o valor do acréscimo ao comprimento da trinca, para a análise da resistência ao crescimento de trinca (RAHMAN *et al.*, 1992).

A integral-J e o valor de CTOD, medida do deslocamento da abertura na ponta da trinca, são atualmente os parâmetros mais utilizados na determinação da tenacidade à fratura em materiais dúcteis. A Integral-J oferece uma vantagem adicional que é a de poder ser estimada por métodos numéricos, como o Método de Elementos Finitos (FEM), onde os campos de tensão e deformação são facilmente determinados, mesmo para geometrias complexas (BISWAS, 1994).

2.4.1.2 – Definição analítica da Integral-J

Proposta inicialmente por RICE, (1968a), a Integral-J é definida como sendo uma integral de contorno, pressupondo comportamentos linear ou não linear. Considerando um corpo bidimensional, contendo uma trinca e carregado em tração monotônica no modo I de carregamento, conforme apresentado na figura 2.8. Neste caso a Integral-J é definida por:

$$J = \int_{\Gamma} \left(W dy - T \frac{\partial u}{\partial x} ds \right) \quad (4)$$

onde xy é o sistema de coordenadas ortogonais, no qual o eixo x é paralelo à trinca ou entalhe. Γ é o caminho de integração, representado por uma curva de contorno ao redor da ponta da trinca, e ds é um elemento de Γ . T é o vetor tração relacionado ao tensor de tensão dado por: $\vec{T}_i = \vec{\sigma}_{ij} \cdot \vec{n}_j$, onde \vec{n}_j é o versor normal ao longo do caminho de integração Γ . \vec{u}_i é o vetor deslocamento na direção x e W é a densidade de energia de deformação elástica por unidade de volume dado por:

$$W(x, y) = W(\varepsilon) = \int_0^{\varepsilon} \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij} \quad (5)$$

Sendo σ_{ij} e $\varepsilon = [\varepsilon_{ij}]$, respectivamente, os tensores infinitesimais de tensão e de deformação.

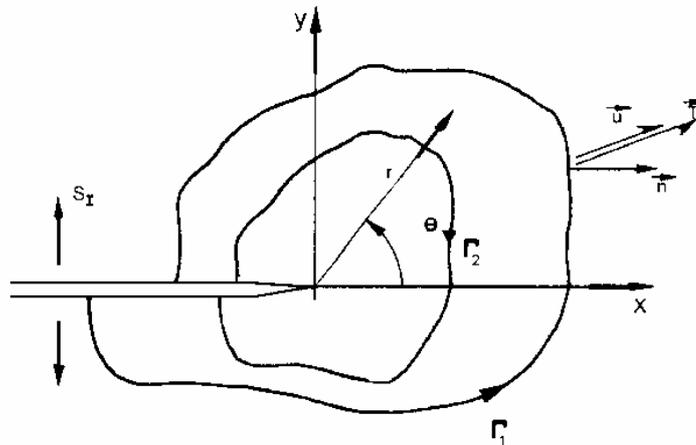


Figura 2.8 – A integral-J bidimensional independente do contorno (RICE, 1968a).

A partir da figura 2.8, RICE (1968a) mostrou que para quaisquer dos caminhos, Γ_1 e Γ_2 , sendo Γ_1 um contorno anti-horário e Γ_2 um contorno horário, incluindo-se também as faces da trinca e formando conseqüentemente um contorno fechado, a Integral-J, definida na equação (4) é nula, uma vez que o valor de J nas faces da trinca é zero, pois não há deslocamento vertical, $dy=0$ e $T=0$, ou seja, a tensão é nula nas faces da trinca. Desta forma, J tem o mesmo valor quando calculada sobre os percursos Γ_1 e Γ_2 , ou seja, $J_{\Gamma_1} = J_{\Gamma_2}$.

Este fato mostra a independência de J em relação ao caminho considerado. Conseqüentemente, a Integral-J, calculada sob um caminho fechado, iniciado na face inferior da trinca e terminado na face superior, envolvendo a ponta da trinca e percorrido no sentido anti-horário, é um valor único para todos os contornos Γ . Fica comprovada assim a singularidade dos campos de tensão e de deformação à frente da trinca.

Esta é uma das vantagens do método, pois J pode ser obtido pela seleção do percurso mais adequado, já que existem diferentes alternativas para os caminhos de integração, fato que permite que o valor de J possa ser avaliado, teoricamente, para qualquer geometria.

A definição de J segundo a equação (4) supõe um material elástico linear ou não linear, assim, J pode ser entendido, para um comportamento puramente elástico, como sendo equivalente à taxa de liberação de energia, podendo ser calculada a partir da energia potencial armazenada no corpo (RICE, 1968b).

RICE (1968b) mostrou matematicamente que:

$$J = -\frac{1}{B} \frac{dU}{da} \quad (6)$$

Onde U é a energia potencial do sistema e a é o comprimento da trinca.

Assim, tem-se que a Integral-J pode ser descrita em função do campo de tensão-deformação na ponta da trinca, conforme a equação. (4), ou em termos energéticos, equação (6).

Na Mecânica da Fratura Linear-Elástica, G é definido como a força motriz para a extensão da trinca. J é uma extensão de G , valendo para além do comportamento linear elástico, ou seja, é o correspondente não linear de G . Desta forma, o conceito da Integral-J é inteiramente compatível com a Mecânica da Fratura Linear-Elástica.

2.4.1.3 – Determinação experimental de J

A primeira técnica desenvolvida para a determinação experimental de J foi fundamentada nos estudos de BEGLEY e LANDES (1972). Esta técnica requer o uso de múltiplos corpos de prova pré-trincados por fadiga com diferentes comprimentos de trinca, carregados a certos valores de deslocamento. Além do número excessivo de corpos de prova, o que torna o ensaio demorado e dispendioso, há a desvantagem de não ser garantida a obtenção de informações a respeito da tenacidade do material (LANDES *et al.*, 1979).

RICE *et al.*, (1973), a partir da definição básica da Integral-J relacionaram J à área sob a curva carga x deslocamento, ou seja, J em função do trabalho realizado durante o carregamento do corpo de prova por unidade de área não trincada, conforme ilustra a figura 2.9. Para uma barra trincada, fletida sob três pontos, SE(B), pode ser expresso matematicamente por:

$$J = \frac{2A}{b_0} \quad (7)$$

onde A é o trabalho elasto-plástico realizado no carregamento do corpo de prova para um dado deslocamento, por unidade de espessura, e b_0 é o ligamento original do corpo de prova.

O valor de J pode então ser calculado a partir de uma única curva carga x deslocamento.

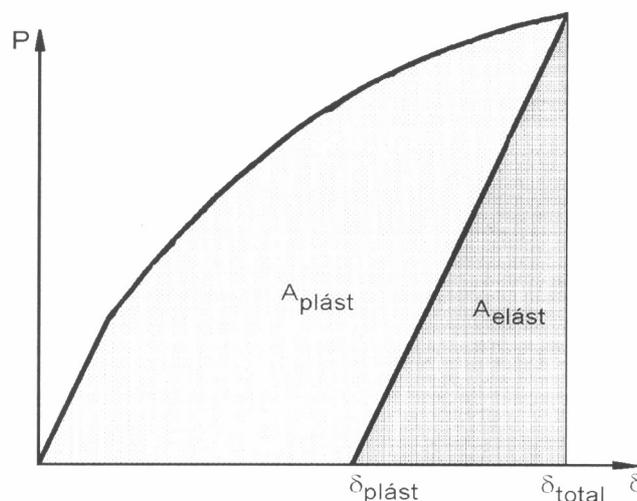


Figura 2.9 – A Integral J como uma função da área sob o diagrama P-δ (RICE, 1973).

2.4.1.4 – Valor de J de iniciação de fratura e as curvas de resistência à propagação de trincas (Curvas J-R)

A obtenção de J como um parâmetro de caracterização do início do processo de fratura pode ser descrito resumidamente da seguinte forma. O processo de fratura é iniciado a partir de uma trinca de fadiga. Quando carregada, a ponta desta trinca sofre um arredondamento, que pode crescer com o acréscimo deste carregamento, até um ponto onde ocorre a extensão da frente desta trinca. Neste ponto, um parâmetro para caracterização do início de fratura é medido e é denominado de J_{IC} , que é o valor de iniciação de rasgamento estável, sob estado de deformação plana ou tenacidade à fratura. O ponto de medida de J_{IC} é determinado em um gráfico de J *versus* crescimento de trinca, denominado de curva de resistência ou curva J-R.

A figura 2.10 mostra esquematicamente uma curva de resistência para um material dúctil. No estágio inicial de deformação existe apenas uma pequena quantidade de crescimento de trinca aparente devido ao arredondamento na ponta da trinca, a inclinação da curva é causada por este arredondamento. Quando J cresce, o material na ponta da trinca falha e a trinca avança. O crescimento inicial da trinca é geralmente estável, podendo posteriormente ocorrer a instabilidade.

A curva de resistência à propagação lenta e estável de trincas, juntamente com o parâmetro de caracterização de início de fratura, são certamente os mais importantes instrumentos de avaliação do comportamento em fratura de materiais dúcteis.

As aplicações das curvas J-R vão desde as mais rotineiras, como o índice de tenacidade à fratura do material para seleção de materiais e controle de qualidade, até as mais complexas, como a avaliação de estabilidade de trincas em componentes estruturais de altíssima responsabilidade, como aqueles para aplicações aeronáuticas.

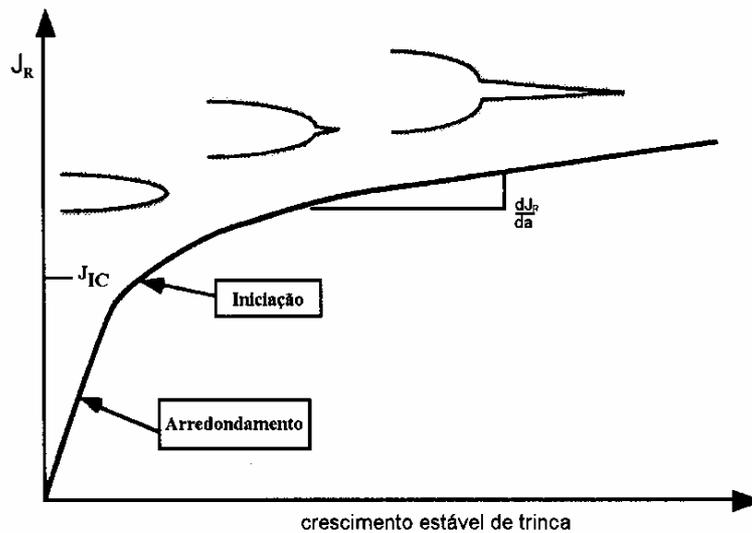


Figura 2.10 – Curva J-R esquemática para um material dúctil (ANDERSON, 1995).

2.4.1.5 – Ensaio de Integral J

Inicialmente a ASTM indicava duas normas para os ensaios de J. A ASTM E813 para determinação de J_{IC} , que foi publicada inicialmente em 1981 e revisada em 1987 e a ASTM E1152 para a determinação da curva J-R, publicada em 1989. Posteriormente, em 1996, foi publicada uma norma única que combinava as duas acima citadas, a ASTM E1737. Mais recentemente, em 1998, foi publicada a norma ASTM E1820, cujo escopo inclui o ensaio de Integral-J, assim como os procedimentos para a determinação da curva J-R. Esta última, na versão 2001, é a norma utilizada no desenvolvimento deste trabalho.

2.4.1.6 – Determinação da curva J-R e J_{IC} segundo a norma ASTM E1820/01

Para a obtenção de uma curva J-R completa, técnicas automatizadas que utilizam um único corpo de prova devem ser utilizadas. A curva J-R consiste do gráfico de J *versus* a extensão da trinca na região de crescimento de trinca controlado por J. Os valores de J são calculados basicamente por meio da avaliação da área sob a curva carga *versus* deslocamento, que corresponde ao trabalho realizado durante a

iniciação e a propagação da trinca. Como a extensão da trinca varia continuamente durante o ensaio, o valor de J deve ser calculado de modo incremental.

Sabe-se que:

$$J_{(i)} = J_{el(i)} + J_{pl(i)} \quad (8)$$

As componentes elástica e plástica de J , para estado plano de deformações, são dadas pelas expressões:

$$J_{el(i)} = \frac{K_{(i)}^2 (1 - \nu^2)}{E} \quad (9)$$

onde K é o fator de intensidade de tensão, ν é o coeficiente de Poisson e E é o módulo de elasticidade do material.

$$J_{pl(i)} = \left[J_{pl(i-1)} + \left(\frac{2}{b_{(i-1)}} \right) \left(\frac{A_{pl(i)} - A_{pl(i-1)}}{B_N} \right) \right] \left[1 - \frac{a_{(i)} - a_{(i-1)}}{b_{(i-1)}} \right] \quad (10)$$

O parâmetro K é obtido utilizando-se equações específicas, dadas pela norma ASTM E1820 (2001), para a geometria de corpo de prova considerada, e $b_{(i-1)}$ é o ligamento instantâneo do corpo de prova.

Os limites máximos para a validade dos valores de J e do crescimento da trinca, Δa , são fixados em relação à espessura do corpo de prova e ao ligamento original, ou seja:

$$J_{\max} = \frac{b\sigma_Y}{20} \text{ ou } J_{\max} = \frac{B\sigma_Y}{20} \text{ e } \Delta a_{\max} = 0.25b_0 \quad (11)$$

onde σ_y é o valor médio entre o limite de escoamento e o limite de resistência do material. A imposição destes requisitos tenta garantir um estado de deformação predominantemente plana na frente da trinca. A figura 2.11 ilustra estes requerimentos.

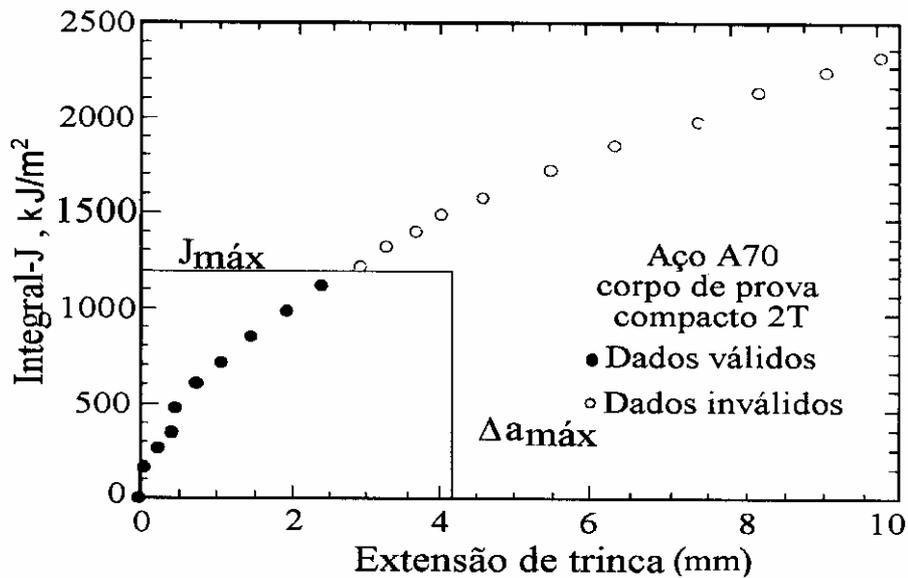


Figura 2.11 – Curva J-R para o aço A70. Neste caso os dados excederam o valor de $J_{máx}$ antes do limite de extensão de trinca, $\Delta a_{máx}$, (ANDERSON, 1995).

Definidos os limites de J e de Δa , os pontos de dados obtidos durante o ensaio são plotados, e o ajuste da curva é feito por uma lei de potência, a curva J-R é assim definida. Um valor inicialmente denominado de J_Q é obtido a partir desta curva, que é determinado pela interseção da curva com uma linha deslocada de 0,2mm no eixo da extensão da trinca e paralela a linha de embotamento ($J=2\sigma_y\Delta a$). O valor de J_Q obtido será confirmado como sendo J_{IC} , se forem satisfeitas algumas condições, principalmente a fixação de um valor mínimo de B , b_0 , são necessários para assegurar que o processo de propagação ocorra sob condições de deformação plana.

2.4.1.7 – A técnica das Descargas Parciais (Compliance)

A primeira técnica desenvolvida para a determinação da curva J-R e a medida de J_{IC} foi fundamentada nos estudos de BEGLEY e LANDES (1972). Esta técnica requer que múltiplos corpos de prova com diferentes comprimentos de trinca sejam carregados a níveis crescentes de carga e de deslocamento. No mínimo 10 corpos de prova são exigidos para o levantamento de uma curva J-R completa (ASTM E 1152, 1989). A propagação de trinca correspondente para cada corpo de prova é medida por

meio do aquecimento do corpo de prova trincado em atmosfera oxidante (“heat tinting”) ou por carregamento final por fadiga. Apesar da extrema simplicidade e confiabilidade desta técnica, pois ao final de cada ensaio o corpo de prova é bipartido e a extensão da trinca é medida por meios óticos, ela se mostra extremamente trabalhosa e dispendiosa, sendo difícil seu uso como metodologia de ensaios, é utilizada principalmente como meio de calibração para outros métodos mais avançados (SCHWALBE, 1985).

Como consequência, foram desenvolvidos métodos mais sofisticados que utilizam um único corpo de prova para o levantamento de uma curva J-R completa. Os métodos que vêm sendo utilizados com maior frequência nos ensaios da MFEP são os de Queda de Potencial Elétrico e a da Variação da Flexibilidade Elástica (*compliance*), mais conhecida como técnica das Descargas Parciais.

No método das Descargas Parciais ou Variação da Flexibilidade Elástica (*compliance*), o comprimento da trinca é calculado em intervalos regulares durante o ensaio pelo descarregamento parcial do corpo de prova e a medida da sua flexibilidade, que é o recíproco da inclinação da curva carga x deslocamento, normalizada pelo módulo de elasticidade, E , e considerando a espessura, B , dos corpos de prova. Quando a trinca cresce, o corpo de prova torna-se mais “flexível” e este aumento da flexibilidade é então associado ao incremento da extensão da trinca, por meio de ciclos sucessivos de descarregamento/recarregamento parciais. O método exige que os ciclos de descarregamento/carregamento ocorram sempre elasticamente, conforme apresentado na figura 2.12. CLARKE *et al.* (1976) mostraram que pequenos descarregamentos, da ordem de 10% do valor da carga máxima, não afetam os resultados do ensaio, comprovando assim a viabilidade do método.

Tanto o método da Queda de Potencial Elétrico como o da Variação da Flexibilidade Elástica são geralmente utilizados com sistemas de aquisição computadorizados, o que reduz o tempo e garante maior precisão dos ensaios (CLARKE, 1991).

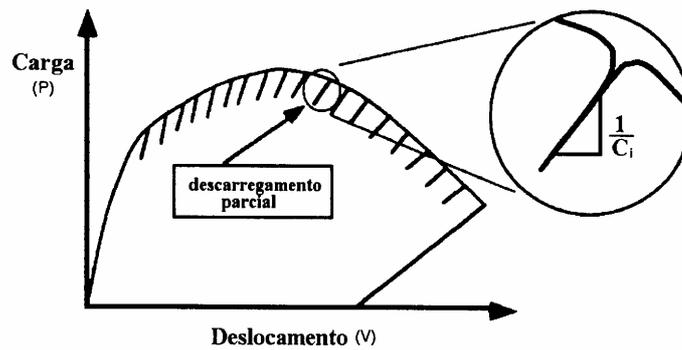


Figura 2.12 – Diagrama P x V mostrando as linhas de descarregamento/rearregamento, método da Flexibilidade Elástica, (C_i), para monitoramento do crescimento da trinca (ANDERSON, 1995).

A norma atual de J, ASTM E1820, (2001), assim como suas versões anteriores, fornecem expressões polinomiais que relacionam a razão a/W à flexibilidade, C_i , do corpo de prova. A razão a/W deve estar na faixa de $0,45 < a/W < 0,7$ uma vez que a técnica não é sensível para valores de $a/W < 0,45$.

WU (1984) apud ASTM E813 (1989) propôs uma expressão para o cálculo do comprimento de trinca, relacionando a razão a/W à flexibilidade do corpo de prova.

Para corpos de prova SE(B), têm-se:

$$\frac{a^{(i)}}{W} = 0.999748 - 3.9504u + 2.9821u^2 - 3.21408u^3 + 51.51564u^4 - 113.031u^5 \quad (12)$$

onde:

$$u = \frac{1}{1 + \sqrt{\frac{B_e W E' C_i}{S/4}}}$$

onde C_i é a flexibilidade elástica, dada por $(\Delta v / \Delta P)_i$, na seqüência de descarregamentos, v_i e P_i são respectivamente os incrementos de deslocamento e da carga correspondente; B_e , W e S são a espessura efetiva, a largura e a distância entre os apoios de carga do corpo de prova, respectivamente e E' representa o módulo efetivo de elasticidade do material, $E' = E(1 - \nu^2)$. Para os laminados fibra-metal E' é o módulo de elasticidade “aparente” do laminado na orientação considerada.

Para corpos de prova C(T) o comprimento da trinca é dado por:

$$a^{(i)}/W = 1.002 - 4.063u + 11.242u^2 - 106.043u^3 + 464.335u^4 - 650.667u^5 \quad (13)$$

sendo:

$$u = \frac{1}{1 + \sqrt{B_e E' C_i}}$$

As principais dificuldades quanto à utilização desta técnica estão relacionadas aos efeitos de plasticidade, característica dos metais com elevada ductilidade. A ocorrência de tunelamento na frente da trinca pode gerar a superestimativa de J e a subestimativa dos valores de propagação de trinca (Δa). O entalhamento lateral dos corpos de prova é uma forma de minimizar o efeito da plasticidade do material (VASSILAROS et al., 1980). A introdução de entalhes laterais da ordem de 20% da espessura do corpo de prova reduz o efeito do tunelamento da frente da trinca, produzindo frentes retas de propagação, devido ao maior confinamento plástico e a eliminação da condição de tensão plana que se estabelece nas bordas laterais lisas dos corpos de prova, aumentando o grau de correlação entre os valores preditos de propagação e aqueles fisicamente medidos, levando a confiabilidade maior na utilização da técnica (ASTM E1737, 1996, VASSILAROS et al., 1980).

Além do procedimento convencional para determinação da flexibilidade, também podem ser utilizados strain-gages colados na face posterior do corpo de prova (back-face strain gage) (ENG. MAT. ADVISORY SERVICES LTD, 1980). A utilização de strain gages colados na face posterior do corpo de prova resulta em uma relação bastante linear da deformação com a carga para diferentes comprimentos de trinca. GARG e TROTMAN (1980) fizeram uso desta técnica de medida da flexibilidade para gerar curvas de resistência de compósitos de fibra de vidro sujeitos a diferentes condições de umidade. A partir das curvas de resistência obtidas os autores puderam avaliar a influência da umidade na tenacidade à fratura e na resistência residual deste compósito. MACHERET e BUCCI (1993) também utilizaram esta técnica para gerar curvas de resistência de laminados Arall.

2.5 - Equação para o cálculo da Integral J em FMLs

A equação para o cálculo da Integral J de FMLs baseia-se na equação apresentada na norma ASTM E1820 (2001). CASTRODEZA (2002) propôs a adaptação da componente elástica para o cálculo em materiais ortotópicos de forma a aplicá-la no cálculo para estes laminados. Ele baseou-se na relação entre G e K em modo I de fratura, válida no regime elástico, desenvolvida por PARIS e SIH (1965). A equação 13 apresenta a equação final obtida.

$$J_{el} = K_I^2 \sqrt{\left(\frac{a_{11}a_{22}}{2}\right) \left[\left(\frac{a_{22}}{a_{12}}\right)^{\frac{1}{2}} + \left(\frac{2a_{12} + a_{66}}{2a_{12}}\right)\right]} = \frac{K_I^2}{E'} \quad (13)$$

onde a_{ij} são as componentes da matriz de rigidez do laminado, calculadas a partir das propriedades elásticas do material como mostrado abaixo:

$$a_{11} = \frac{1}{E_1}; a_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_1} = -\frac{\nu_{21}}{E_2}; a_{22} = \frac{1}{E_2}; a_{66} = \frac{1}{G_{12}} \quad (14)$$

Os subíndices 1 e 2 indicam as duas direções principais do material, que no caso do presente trabalho são coincidentes com a direção paralela e ortogonal às fibras. O valor de E' na equação (13) é o módulo de elasticidade “aparente” do laminado na orientação considerada. A relação (13) é válida para a análise de materiais ortotópicos contendo trincas segundo os planos de simetria do material. Os valores de a_{ij} foram calculados por CASTRODEZA (2002) utilizando os valores conhecidos para os módulos de elasticidade dos materiais utilizados, e são apresentados na tabela 2.3 (onde o eixo X coincide com o plano da trinca e o eixo Y com a direção das fibras).

De acordo com a ASTM E1820 (2001), os valores da Integral J são calculados mediante a soma das componentes elástica e plástica, como apresentado a seguir:

$$J = J_{el} + J_{pl} \quad (15)$$

A componente elástica de J é calculada, para materiais no regime linear-elástico, utilizando a correspondência unívoca entre J e G (ANDERSON, 1995, BROEK, 1988), definida segundo a equação:

$$J = G = \frac{K_I^2}{E^*} \quad (16)$$

onde $E^* = E$ para um estado plano de tensões e $E^* = E / (1-\nu^2)$ para um estado plano de deformações (SAXENA, 1998, ANDERSON, 1995, BROEK, 1988). No caso de materiais ortotrópicos, a relação (16) no cálculo da componente elástica de J é substituída pela relação (13).

A componente plástica da equação (15) é calculada a partir da seguinte expressão:

$$J_{pl} = \frac{\eta A_{pl}}{b_0 B'} \quad (17)$$

e os valores normalizados para η são: $\eta = 2$ para corpos de prova SE(B) e $\eta = 1$ para corpos de prova M (T) (ASTM E1820, 2001).

Tabela 2.3 - Valores dos E' para alguns laminados fibra-metal (CASTRODEZA, 2002).

Propriedades	Glare 1 3/2	Arall 2 3/2	Arall 3 3/2
E_x [GPa]	49,00	52,00	48,90
E_y [GPa]	64,00	68,00	68,20
ν_{xy}	0,25	0,27	0,25
G_{xy} [GPa]	14,30	16,50	16,50
a_{11}	0,020	0,019	0,020
a_{12}	-0,005	-0,005	-0,005
a_{22}	0,016	0,015	0,015
a_{66}	0,070	0,061	0,061
E' [GPa]	51,79	56,95	56,65

2.6 – CTOD de Schwalbe (δ_5)

O CTOD de Schwalbe (δ_5) é uma definição particular da abertura da ponta da trinca que foi desenvolvida como uma técnica experimental para medir este parâmetro (NIKISHKOV *et al.*, 1999, SCHWALBE, 1995, SCHWALBE *et al.*, 1986). Este método oferece a possibilidade de determinar o deslocamento da ponta da trinca de uma

forma direta, mediante a medição do deslocamento relativo de dois pontos localizados a 5,0 mm entre si sobre uma reta perpendicular ao plano da trinca. Um esquema da medição de δ_5 pode ser visualizado na figura 2.13.

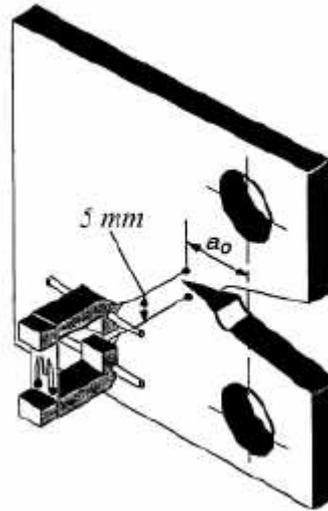


Figura 2.13 - Esquema da medição do CTOD de Schwalbe na geometria C(T) (SCHWALBE *et al.*, 2000).

Este método tem sido utilizado na determinação de curvas de resistência, na determinação de valores de tenacidade críticos (CASTRODEZA *et al.*, 2004, CASTRODEZA *et al.*, 2003), na avaliação de crescimento de trincas por fadiga (SCHWALBE *et al.*, 2000) e até na determinação do CTOA (*Crack Tip Opening Angle*) (HEERENS *et al.*, 2003).

Diferentes experiências realizadas com materiais metálicos demonstraram que o δ_5 pode ser utilizado para a medição do CTOD com as seguintes vantagens sobre o método tradicional (NIKISHKOV *et al.*, 1999, SCHWALBE, 1995):

- Esta definição do CTOD permite que o mesmo seja determinado em corpos de prova e/ou componentes estruturais de qualquer geometria.
- δ_5 é medido diretamente como um deslocamento. A determinação experimental da abertura da ponta da trinca (que pode ser interpretada como a “força impulsora”, *crack-driving force*) sem a necessidade de curvas de calibração ou qualquer outra análise preliminar de componentes estruturais constitui uma vantagem única deste método.

- A medição do *CTOD* mediante este método é mais abrangente que os métodos normalizados (BSI ou ASTM), os quais, por se basearem no modelo da dobradiça plástica, só podem ser aplicados em corpos de prova C(T) e SE(B).

Investigações analíticas e experimentais (NIKISHKOV *et al.*, 1999, SCHWALBE *et al.*, 1986) demonstram que δ_5 pode ser correlacionado com o *CTOD* tradicional, assim como com a Integral *J*. Como δ_5 é medido na superfície, enquanto que o *CTOD* tradicional e a Integral *J* representam um valor médio dos valores ao longo da espessura, a relação entre δ_5 e os parâmetros mencionados depende da curvatura da ponta da trinca ao longo da espessura (SCHWALBE *et al.*, 2000). No caso dos FMLs, por serem materiais de pequena espessura, estima-se a priori que a sua relação com o *CTOD* tradicional (e também com a Integral *J*) seja independente deste fator.

A relação linear entre os valores da Integral *J* e o valor de δ_5 , sendo esta única e independente do tamanho e da geometria, quando realizada em estado plano de tensões em corpos de prova de pequena espessura, pode ser visualizada na equação (18) (SCHWALBE, 1995). Esta apresenta a relação geral entre *J* e δ_5 , onde σ_Y é normalmente o limite de escoamento efetivo local do material e *m* um parâmetro relacionado com o estado de tensões que é função da espessura do corpo de prova.

$$J = m \sigma_Y \delta_5 \quad (18)$$

CAPÍTULO 3 MATERIAIS E MÉTODOS

3.1 - Materiais

Na fase experimental do trabalho foram estudados os laminados fibra-metal Arall 2 e Glare 1, ambos em empilhamento 3/2, com reforço unidirecional na direção de laminação das chapas de alumínio e com filme adesivo de epóxi (FM 94 da Cytec). O laminado Arall 2 é reforçado por fibras de aramida, enquanto que o Glare 1 possui reforço de fibras de vidro tipo S. Todos os FMLs testados foram fabricados em autoclave pela extinta STRUCTURAL LAMINATES COMPANY (1994).

No Glare 1 utiliza-se a liga de alumínio 7475-T76, o qual é submetido a um tratamento de pós-deformação após seu ciclo de cura de forma a aumentar a sua resistência em fadiga. Por outro lado, a fabricação dos laminados Arall 2 faz uso da liga de alumínio 2024-T3. Devido às menores tensões residuais após a cura e à maior resistência em fadiga desta liga, estes laminados não sofreram tratamento de pós-deformação.

Na tabela 3.1 podem ser visualizadas as principais características e os constituintes dos laminados Glare 1 e Arall 2.

Tabela 3.1 - Principais características dos laminados Glare 1 e Arall 2

Laminado	Liga de Al	Pré-impregnado	Características principais
Glare 1	7475-T76	Epóxi e fibras de vidro S-2 50% de fibras em peso Temperatura de cura 121 °C	Resistência à fadiga Alta resistência mecânica
Arall 2	2024-T3	Epóxi e fibras de aramida 50% de fibras em peso Temperatura de cura: 121 °C	Resistência à fadiga Boa conformabilidade Alta tolerância ao dano

Na tabela 3.2, são apresentadas algumas propriedades físicas e as propriedades mecânicas básicas para os FMLs estudados nas direções longitudinal (L) e perpendicular às fibras no plano do laminado (LT) (STRUCTURAL LAMINATES COMPANY, 1994, WU, 1994, BUCCI *et al.*, 1989).

Tabela 3.2 - Principais propriedades para os laminados Glare 1 3/2 e Arall 2 3/2 (CASTRODEZA, 2002).

		GLARE 1	ARALL 2
Empilhamento		3/2	3/2
Pré-impregnado		Epóxi-Vidro S	Epóxi-Aramida
Liga de Al		7475-T76	2024-T3
σ_{LE} [MPa]	L	545	337
	LT	338	206
σ_R [MPa]	L	1282	662
	LT	352	303
ε [%]	L	4,2	2
	LT	7,7	12
E_T [GPa]	L	64	68
	LT	49	52
E_c [GPa]	L	67	64
	LT	51	52
ν	L	0,33	0,34
	LT	0,25	0,27
G [MPa]	L	15,3	17,2
	LT	14,3	16,5
Densidade [Kg/m ³]		2520	2300
Espessura [mm]		1,42	1,35
% metálico [Vol]		67,9	67,9
Pós-deformação [%]		0,5	0

Observações: L = direção das fibras ("long"); LT = direção transversal às fibras no plano da chapa ("long transverse").

3.2 - Metodologia Experimental

3.2.1 - Introdução

De acordo com a norma ASTM E1820, tomada como base para a realização deste trabalho, para a determinação de curvas de resistência de materiais metálicos, podem ser utilizados três tipos de corpos de prova: de flexão em três pontos (Single Edge Bend, SE(B)), compacto de tração (Compact Tension, C(T)) e compacto em forma de disco (Disc-shape Compact, DC(T)). As geometrias mais difundidas são as duas primeiras.

Neste trabalho, para o desenvolvimento das curvas de resistência dos laminados fibra-metal, foram utilizados corpos de prova do tipo SE(B) e C(T) para os laminados do tipo Glare e Arall, respectivamente. Estas geometrias de corpo de prova, bem como os dispositivos anti-flambagem necessários para evitar a flambagem dos corpos de prova durante os ensaios, foram os desenvolvidos por CASTRODEZA *et al*, 2002, segundo experiências anteriores no nosso laboratório.

3.2.2 - Corpos de prova

Para o estudo do laminado Arall 2 3/2 foram utilizados corpos de prova C(T) com entalhe agudo, acabado com corte por estilete para aguçar o extremo do entalhe e permitir o corte das fibras até a extremidade do concentrador de tensões. De acordo com alguns resultados obtidos em alguns trabalhos no estudo de acuidade do entalhe para FMLs (CASTRODEZA, 2002, DE VRIES, 2001), esta condição fornece os menores valores de tenacidade à fratura devido ao corte das fibras transversais, dispostas à frente da ponta da trinca, impedindo assim, que estas atuem restringindo o crescimento da mesma. Neste trabalho, decidiu-se adotar, portanto, uma postura conservativa trabalhando-se com esta acuidade de entalhe. Foram ensaiados dois corpos de prova do laminado Arall, denominados C e D, sendo os testes realizados com o concentrador de tensões paralelo à direção das fibras. O laminado Arall não foi testado com entalhe perpendicular às fibras uma vez que apresenta instabilidades no carregamento, semelhantes a *pop-ins*, quando assim testado (CASTRODEZA, 2002, CASTRODEZA *et al*, 2004).

As dimensões dos corpos de prova C(T) são mostrados na figura 3.1. Esta geometria possui uma modificação na boca do entalhe em relação ao recomendado pela norma ASTM E1820 (2001), de forma a permitir a utilização de um "clip-gauge" diretamente na linha de carga, eliminando a necessidade de descontar as indentações e facilitando os cálculos para a obtenção da Integral J.

Para o estudo do laminado Glare 1 3/2 foram utilizados corpos de prova SE(B) devido a impossibilidade do uso de corpos C(T) para estes materiais, de acordo com a experiência obtida em trabalhos anteriores (CASTRODEZA, 2002, CASTRODEZA *et al*, 2002). A acuidade, bem como a preparação do entalhe, foram semelhantes aos usados para os corpos de prova C(T). Foram ensaiados três corpos de prova deste laminado, com o entalhe disposto paralelamente (L) às fibras e seis corpos de prova com entalhe perpendicular (T) às fibras. Os corpos de prova foram referenciados por um número, seguido de uma letra que indicava a posição do entalhe com relação às fibras do laminado (ex. 19T, 1L). As dimensões dos corpos de prova SE(B) são mostrados na figura 3.2. A relação entre a largura e o comprimento segue a norma ASTM E1820 (2001), no entanto a espessura dos corpos de prova correspondeu à própria espessura de cada laminado.

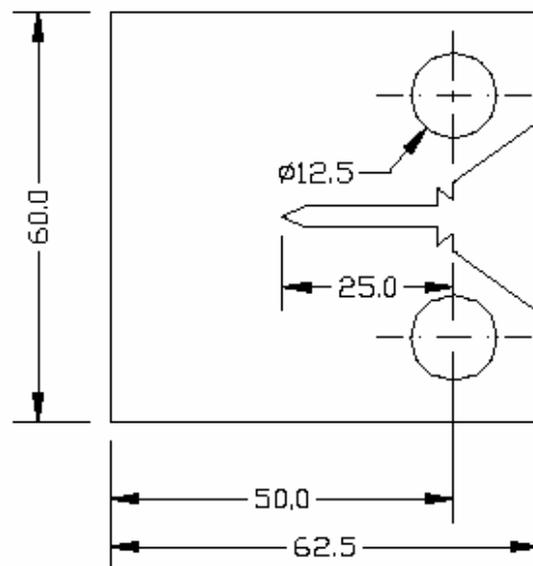


Figura 3.1 - Corpo de prova C(T) de $W = 50,0$ mm modificado para instrumentação na boca do entalhe na linha de carga.

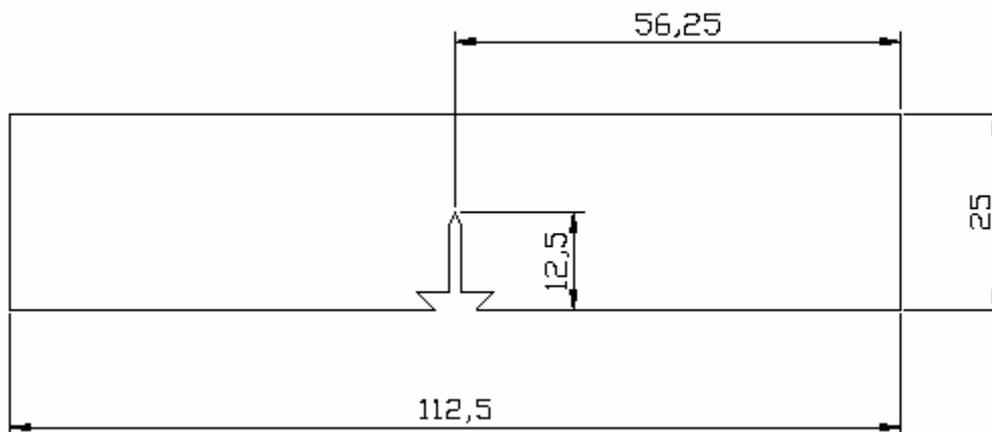


Figura 3.2 - Corpos de prova SE(B), $W = 25$ mm.

As medidas de espessura, comprimento e largura foram tomadas para todos os corpos de prova e armazenadas para posterior utilização.

3.2.3 - Dispositivos anti-flambagem

Os laminados fibra-metal apresentam algumas particularidades, como pequena espessura e a existência de tensões de compressão em algumas regiões dos corpos de prova C(T) e SE(B), que tornam necessária a utilização de dispositivos anti-flambagem durante os testes. Os dispositivos anti-flambagem utilizados foram os desenvolvidos por CASTRODEZA *et al.* (2002, 2003, 2004). Para a geometria C(T) o dispositivo compõe-se de quatro placas retangulares de alumínio de 4 mm de espessura, mantidas na posição por seis parafusos (três em cada metade), sendo duas metades iguais, de forma que o corpo de prova possa se movimentar e rotacionar praticamente livre, sem grandes restrições por atrito. As placas com a adaptação podem ser visualizadas na figura 3.3.

Para a geometria SE(B) o dispositivo compõe-se de duas placas retangulares de aço separadas por um espaçador removível. As placas e o espaçador são mantidos unidos por meio de quatro parafusos. O espaçador pode ser substituído por outro de diferente espessura, possibilitando a utilização do dispositivo em corpos de prova de mesma dimensão, porém com espessuras variadas, adequando-se para diferentes empilhamentos do laminado. As placas laterais precisam ser rígidas o suficiente para

não permitir deformações fora do plano do corpo de prova, as quais influenciam a forma das curvas de resistência (DE VRIES, 2001)

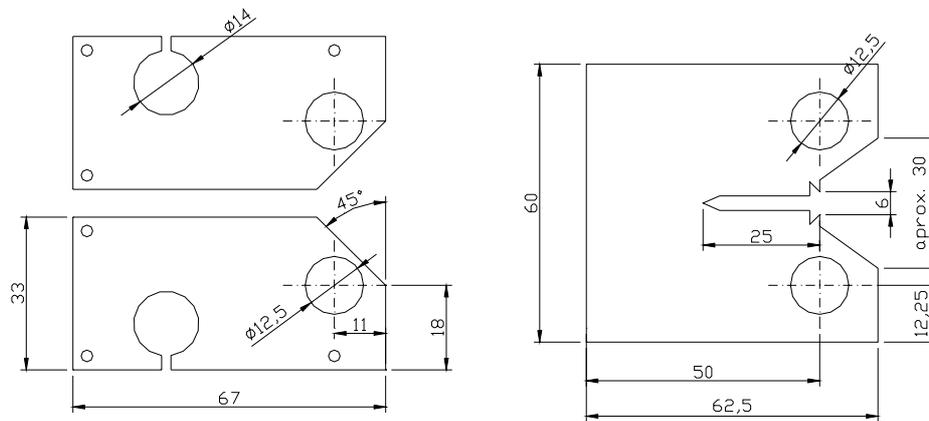


Figura 3.3 - Dispositivos anti-flambagem adaptados para corpos de prova C(T).

Um desenho do dispositivo anti-flambagem para a geometria SE(B), bem como seu posicionamento sobre o corpo de prova, pode ser visto na figura 3.4.

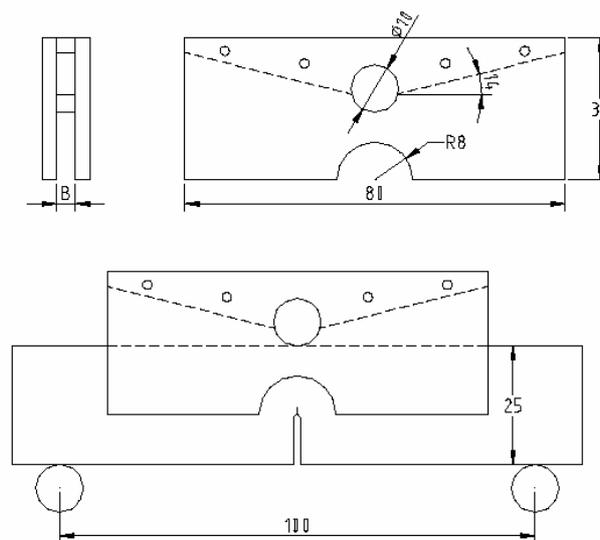


Figura 3.4 - Dispositivos anti-flambagem para corpos de prova SE(B).

3.2.4 – Ensaios

Para a determinação das curvas de resistência, como já mencionado, é fundamental o acompanhamento contínuo do crescimento da trinca no material durante o ensaio. Para isso foi utilizada a técnica das descargas parciais segundo os procedimentos descritos na ASTM E1820 (2001). Adicionalmente, o crescimento da trinca ao longo dos testes foi monitorado por meio de um sistema ótico de aquisição de imagens.

3.2.4.1 – Instrumentação dos corpos de prova

A instrumentação dos corpos de prova C(T) e SE(B) para o ensaio foi realizada mediante a utilização de um "clip-gauge" Instron modelo A 384-3A, para determinação do CMOD ("Crack Mouth Opening Displacement") e com o LVDT da máquina de ensaios para o cálculo da *Integral J*. Para a medição do *CTOD de Schwalbe*, utilizou-se um extensômetro comercial (Instron 2620-530) modificado (CASTRODEZA *et al*, 2003, 2004), onde as facas originais foram substituídas por pontas fixas com uma distância de 5,0 mm entre as mesmas. Estas pontas prendem-se ao corpo de prova por meio de elásticos, em marcas superficiais feitas manualmente, utilizando uma broca de 0,6 mm de diâmetro. Uma fotografia do extensômetro modificado pode ser visualizada na figura 3.5.

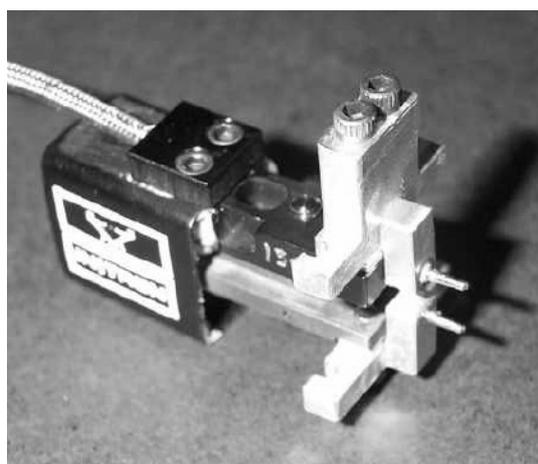


Figura 3.5 - Extensômetro comercial (Instron 2620-530) modificado para a medição do *CTOD de Schwalbe* (δ_s).

Na figura 3.6 pode-se ver um corpo de prova SE(B) instrumentado e em posição para a realização do ensaio.

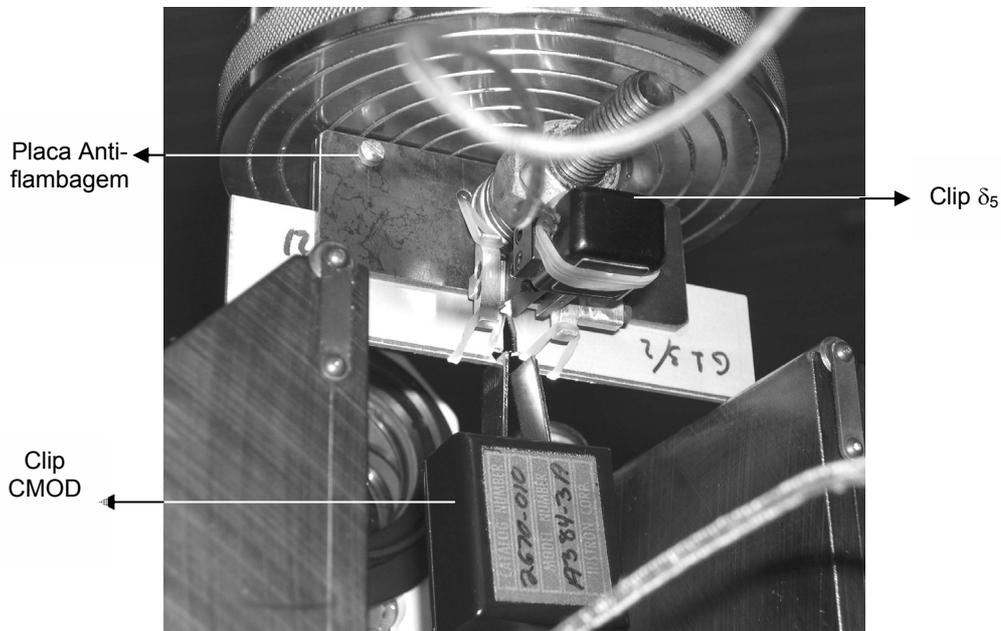


Figura 3.6 - Corpo de prova SE(B) com os dois extensômetros e o dispositivo anti-flambagem, pronto para o ensaio.

3.2.4.2 - Ensaio para determinação das Curvas de Resistência

Os ensaios para a determinação das curvas de resistência foram realizados em duas máquinas universais de ensaios mecânicos, uma de parafuso Instron modelo TL 1125 e uma servo-hidráulica MTS modelo 810. Os ensaios do laminado Arall foram realizados no primeiro equipamento, já os ensaios do laminado Glare foram realizados utilizando-se o equipamento MTS 810. Em todos os ensaios, trabalhou-se com uma taxa de deslocamento constante = 0,5 mm/min.

O acompanhamento do crescimento da trinca para o laminado Glare 1 3/2 foi realizado óticamente sobre a camada metálica externa utilizando-se um microscópio ótico (Zeiss SV6 Stemi) contendo uma câmera fotográfica digital (KODAK DC 120) acoplada em sua objetiva por meio de um adaptador. O aumento utilizado foi de 2 vezes. A câmera fotográfica foi também conectada a um monitor de TV, o que permitiu a visualização do crescimento da trinca durante o ensaio facilitando a tomada das

fotografias. A observação da instrumentação geral do ensaio pode ser vista nas figuras 3.7 e 3.8.



Figura 3.7 – Instrumentação geral do ensaio do laminado Glare, com aquisição digital (microscópio e câmera) para acompanhamento do crescimento da trinca.

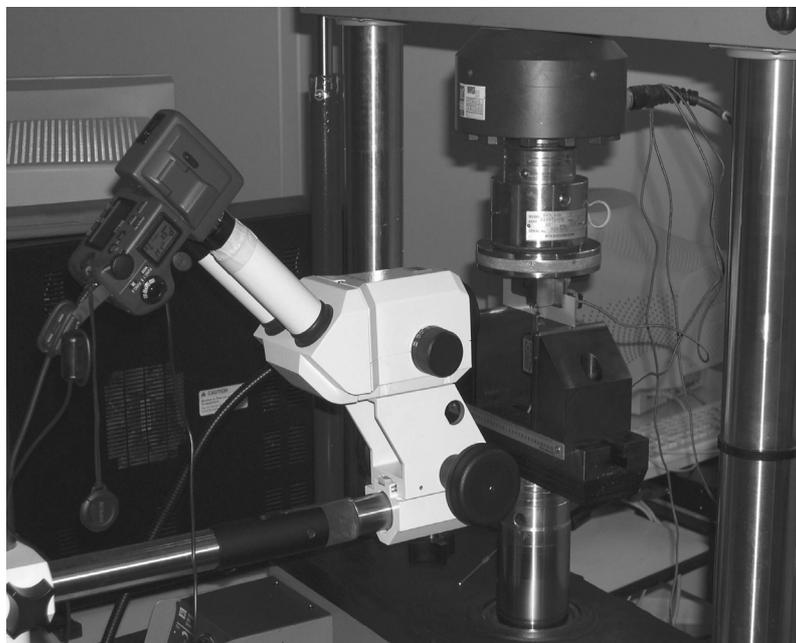


Figura 3.8 – Instrumentação em detalhe do ensaio do laminado Glare, com aquisição digital (microscópio e câmera) para acompanhamento do crescimento da trinca.

Para efeitos de escala, os corpos de prova SE(B) foram marcados utilizando-se um riscador. Foram desenhadas linhas espaçadas de 1,0 milímetro entre si próximas à trinca. Estas marcações possibilitaram a determinação do crescimento da trinca a partir da análise das imagens adquiridas.

Para o laminado Arall não foi realizado o acompanhamento ótico do crescimento da trinca, sendo o mesmo determinado apenas pelo método das descargas parciais.

O ensaio para ambos os laminados, Glare e Arall, foi realizado segundo uma seqüência descarga/recarga (descargas parciais), isto é, ao longo do teste carregava-se o corpo de prova durante um determinado tempo até que o mesmo era descarregado e carregado novamente. Este procedimento foi repetido diversas vezes (entre 10 e 15 vezes) durante cada teste, até se atingir um crescimento de trinca significativo, quando então o ensaio era encerrado. Imediatamente antes de cada descarga ser iniciada, era adquirida uma fotografia do corpo de prova.

Durante os ensaios foram feitas aquisições dos dados mediante um sistema de aquisição de dados National Instruments, o qual armazenava os dados fornecidos pelo clip-gauge e o extensômetro, além dos valores de carga e deslocamento. Este sistema permitiu o acompanhamento do ensaio mediante os gráficos P vs. V , gerados em tempo real, onde podiam ser feitas as marcações que possibilitariam, mais tarde, a diferenciação entre as etapas de carga e o ciclo de descarregamento.

Os ensaios iniciaram-se com os corpos de prova do laminado Arall. Inicialmente, foram feitas três descargas contínuas nos corpos de prova, a níveis de carga baixos, para calibração do tamanho inicial da trinca, segundo recomenda a norma ASTM E1820 (2001). Neste laminado o descarregamento foi levado até aproximadamente 20% do valor da carga nominal. Os ensaios do laminado Glare iniciaram-se com os corpos de prova com entalhe perpendicular às fibras. Para o primeiro corpo de prova ensaiado (SE(B) 22), cada descarregamento foi levado até aproximadamente 20 % do valor da carga nominal, semelhante ao realizado no ensaio com o laminado Arall. Todavia, durante a realização do ensaio com o laminado Glare foi observada a ocorrência do fenômeno de histerese. O fenômeno de histerese, bastante comum em materiais poliméricos, poderia vir a dificultar a análise de dados, desta forma, numa tentativa de contornar o problema das histereses, nos ensaios subseqüentes passou-se a realizar descargas maiores, até aproximadamente 50% da carga nominal. Nos corpos de prova SE(B) com entalhe paralelo às fibras, o descarregamento foi também de 50%. Segundo a norma ASTM E1820 (2001), o

descarregamento em cada ciclo descarga/recarga realizado não deve exceder 50% da carga nominal, sendo assim, embora se tenha trabalhado no limite de descarregamento permitido, os ensaios foram realizados segundo as recomendações da ASTM.

3.2.5 – Indentações

Os FMLs, devido à sua alta resistência mecânica em tração associada às suas pequenas espessura e resistência em compressão das camadas de pré-impregnados, quando ensaiados sofrem deformação plástica (indentações) nas regiões de contato onde o carregamento é aplicado, mediante pinos ou roletes. Desta forma a medição do deslocamento do ponto de aplicação da carga, necessária para o cálculo da *Integral J*, deve ser realizada independentemente do deslocamento da própria máquina de ensaios ou, deve-se descontar desta o deslocamento associado à deformação plástica (CASTRODEZA, 2002, CASTRODEZA *et al.*, 2003, CHANG, 1999).

Para os corpos de prova SE(B), foi necessário realizar o desconto das indentações, pois mediu-se o deslocamento pela máquina de ensaios. O desconto do deslocamento devido às indentações, é obtido mediante a avaliação das curvas de carga *versus* indentação para cada laminado, empilhamento e dispositivo experimental utilizados, segundo as diretrizes da norma ASTM D5045 (1993) para materiais poliméricos. Esta norma prescreve a utilização de corpos de prova do mesmo tamanho, porém sem entalhe, com a disposição dos roletes conforme mostrado na figura 3.9. Nesta configuração, o deslocamento medido deve-se fundamentalmente às indentações no material causadas pelo contato com os roletes, pois a componente de deslocamento, devido a deformação elástica, para os FMLs é desprezível (CASTRODEZA, 2002). Já para os corpos de prova C(T) realizou-se a medição por intermédio do clip-gauge diretamente na linha de carga dispensando, portanto, qualquer correção posterior.

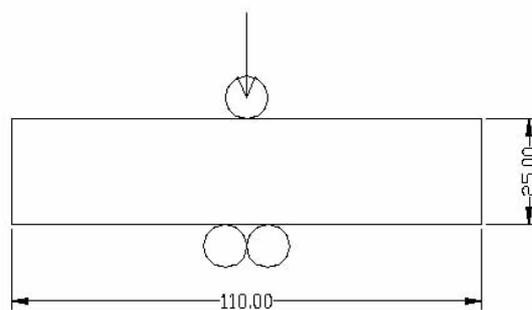


Figura 3.9 - Corpo de prova SE(B) sem entalhe para medição de indentações (ASTM D5045, 1993).

A figura 3.10 mostra um determinado um corpo de prova SE(B) do laminado Glare 1 3/2 sendo ensaiado para a determinação do deslocamento devido às indentações. Neste caso o deslocamento foi obtido a partir de duas medições realizadas nas duas metades do corpo de prova ensaiado (CASTRODEZA, 2002).

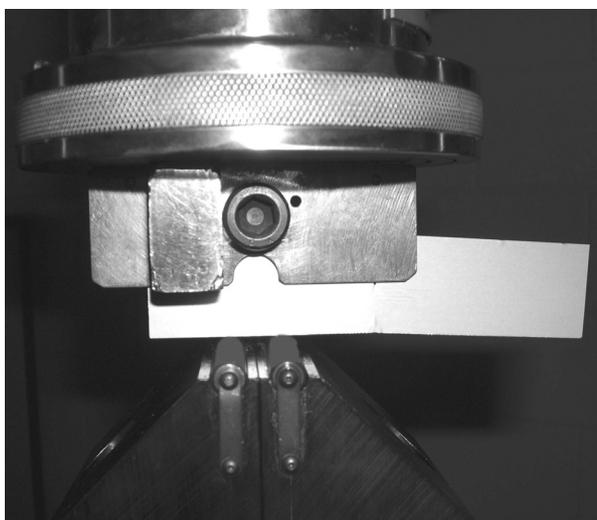


Figura 3.10 - Corpo de prova SE(B) sendo ensaiado para medição de indentações.

3.2.6 – Determinação da propagação da trinca

3.2.6.1 – Método das Descargas Parciais (Variação da Flexibilidade Elástica)

Como já mencionado no capítulo anterior, na técnica das descargas parciais o crescimento da trinca é estimado utilizando-se equações que relacionam o comprimento da trinca com a variação de flexibilidade do corpo de prova. Segundo a norma ASTM E1820 (2001) as seguintes equações devem ser utilizadas para avaliar o crescimento da trinca durante o ensaio de descargas parciais:

Corpos de prova SE(B):

$$a_{(i)}/W = 0.999748 - 3.9504u + 2.9821u^2 - 3.21408u^3 + 51.51564u^4 - 113.031u^5$$

onde u é dado por:

$$u = \frac{1}{1 + \sqrt{\frac{B_e W E' C_i}{S/4}}}$$

Corpos de prova C(T)

$$a_{(i)}/W = 1.002 - 4.063u + 11.242u^2 - 106.043u^3 + 464.335u^4 - 650.667u^5$$

sendo:

$$u = \frac{1}{1 + \sqrt{B_e E' C_i}}$$

Estas equações trabalham com a flexibilidade (*compliance*) (C_i) do corpo de prova, ou seja, o recíproco da inclinação da curva carga vs. deslocamento ($1/m$). O índice i indica a etapa do ensaio, ou seja, a descarga em andamento.

O E' utilizado para os FMLs é o módulo de elasticidade “aparente” do material. Para o Glare 1, segundo CASTRODEZA (1998), E' tem o valor 51,79 GPa, na orientação T, e 46,47 GPa para a orientação L. Para o laminado Arall o valor utilizado foi 50,43 GPa. S é a distância entre apoios (*support span*), geralmente correspondente ao quádruplo do valor da largura do corpo de prova ($W = 25$ mm). Assim, neste

estudo, S tem valor 100mm. A espessura B utilizada foi a espessura média do próprio laminado, 1,35 mm e 1,42 mm para os laminados Arall 2 3/2 e Glare 1 3/2, respectivamente.

Para o cálculo da *compliance* deve-se determinar a inclinação de cada uma das curvas descarga/recarga obtidas, para cada corpo de prova ensaiado. A correta determinação da inclinação das curvas descarga/recarga é extremamente importante para a correta avaliação do crescimento da trinca no material, qualquer aproximação inadequada pode resultar em uma subestimação ou superestimação do crescimento da trinca em cada etapa. Este foi o ponto mais delicado deste trabalho, exigindo que se procedesse a uma avaliação muito cuidadosa de todas as descargas realizadas, fundamentalmente nos ensaios com o laminado Glare 1 3/2, devido ao fenômeno de histerese observado.

As descargas foram inicialmente separadas uma a uma das curvas carga vs. deslocamento adequadas para cada geometria de corpo de prova. Para os corpos de prova SE(B) a *compliance* foi avaliada utilizando-se as curvas P vs. $CMOD$, já para os corpos de prova C(T) foram utilizadas as curvas P vs. V . Após a separação, a inclinação de cada uma das descargas foi determinada mediante uma aproximação linear, e assim, foi obtida a *compliance*, ou seja, a flexibilidade do corpo de prova correspondente a descarga realizada, a qual, através da utilização das variáveis e equações mostradas anteriormente, será relacionada a um determinado crescimento de trinca. Este procedimento permite a avaliação da propagação da trinca em cada estágio de descarregamento durante o ensaio para um determinado corpo de prova.

Os valores de crescimento de trinca estimados utilizando-se a metodologia das descargas parciais foram mais tarde comparados aos valores obtidos opticamente, mediante processamento de imagens.

3.2.6.2 – Método ótico

O crescimento ótico da trinca em cada estágio de propagação foi estimado mediante o processamento das imagens adquiridas durante os ensaios do laminado Glare. O tamanho da trinca foi medido utilizando-se uma ferramenta específica de medida do software Photoshop 7.0. A escala desenhada em cada corpo de prova foi utilizada para calibração da ferramenta. Como pode ser visto na figura 3.11 o tamanho

da trinca foi medido desde a ponta da trinca até a região onde podiam ser visualizadas as camadas de fibras intactas, presentes entre as camadas de alumínio do laminado.

É importante ressaltar que a real posição do extremo da trinca é de difícil determinação utilizando procedimentos óticos, sendo assim, a análise torna-se passível de pequenos erros de medida.

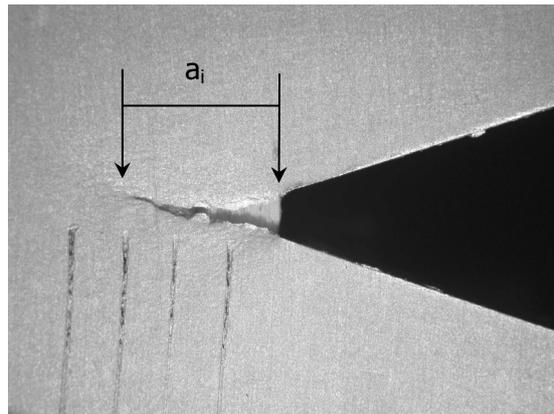


Figura 3.11 - Imagem adquirida durante o ensaio do laminado Glare 1 3/2 T, corpo de prova SE(B), mostrando a determinação do crescimento de trinca.

3.2.7 – Determinação das Curvas de Resistência e de J_Q e δ_Q

Utilizando-se os valores de propagação da trinca (Δa) obtidos com o método das descargas parciais e óticamente, e os valores de tenacidade à fratura do material determinados pelo método da Integral J, utilizando-se as equações apresentadas no Capítulo II, seções 2.4.1.6 e 2.5 e os valores de δ_5 medidos, foram plotadas as curvas J vs. Δa e δ_5 vs. Δa .

A partir das curvas de resistência foram determinados os valores de J_Q e δ_{5Q} , pela interseção da curva de resistência, aproximada por uma lei de potência, com uma linha deslocada de 0,2mm no eixo da extensão da trinca e paralela a linha de embotamento (*blunting line*) ($J=2\sigma_y\Delta a$), conforme procedimentos descritos na norma ASTM E1820 (2001).

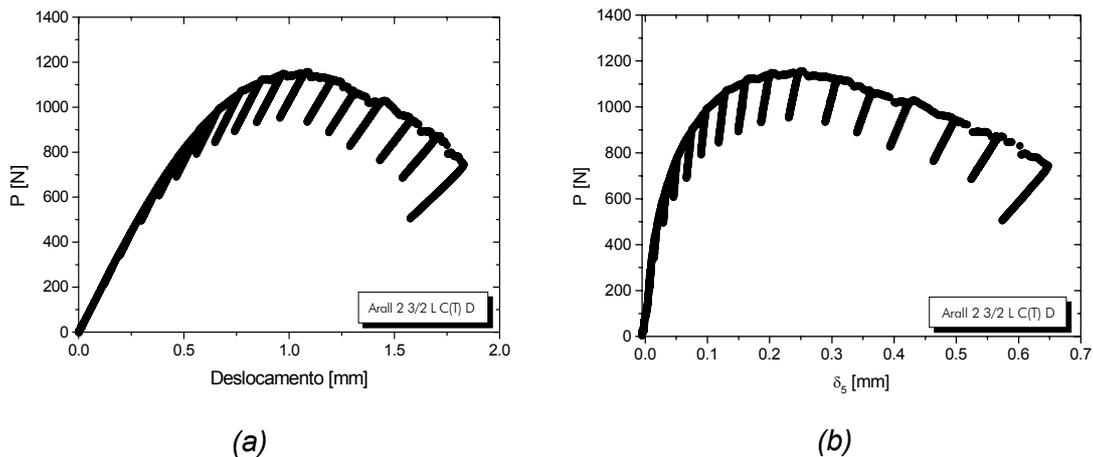
CAPÍTULO IV

RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 – Laminado Arall 2 3/2 Longitudinal

4.1.1 – Registros carga vs. deslocamento

Na figura 4.1 podem ser vistos os registros carga vs. deslocamento do ponto de aplicação da carga (V) e carga vs. δ_5 de um ensaio do laminado Arall 2 3/2 testado com entalhe paralelo a direção das fibras. Nos registros são claramente visíveis os diversos ciclos de descarregamento realizados durante o ensaio, necessários para a avaliação do crescimento da trinca pelo método das descargas parciais. Esses registros são típicos de ensaios de descargas parciais e representativos dos corpos de prova testados. Como pode ser visto, não foi observada nenhuma descontinuidade nas curvas descarga/recarga. Como pode ser verificado na figura 4.2, que mostra algumas descargas em destaque, nenhum dos corpos de prova ensaiados apresentou o fenômeno de histerese durante as descargas.



*Figura 4.1 – Registros do ensaio de descargas parciais. (a) P vs. V .
(b) P vs. CTOD δ_5 .*

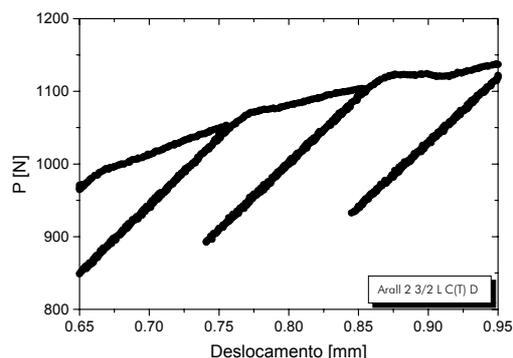


Figura 4.2 – Curva P vs. deslocamento com algumas descargas parciais em destaque.

No laminado Arall 2 3/2 ensaiado com entalhe disposto paralelamente às fibras, o crescimento da trinca é basicamente controlado pela camada de alumínio, não há interferência significativa da camada compósita reforçada por fibras. Esta característica torna-se evidente quando se observam as curvas P vs. V, com os ciclos de descarregamento parciais, os quais não apresentam nenhuma falta de linearidade, a qual poderia ser indicativa da camada compósita atuando no crescimento da trinca.

4.1.2 – Valores de crescimento de trinca (Δa)

Como já mencionado, para o laminado Arall 2 3/2 não foi realizado o acompanhamento ótico do crescimento da trinca, sendo assim, após os ensaios foi determinado o comprimento físico final (Δa_f) da trinca, utilizando-se um microscópio ótico. O comprimento final assim obtido foi comparado aos estimados pela técnica das descargas parciais (Δa), de forma a verificar a correlação existente entre eles e assim, a aplicabilidade desta técnica na determinação do crescimento de trinca neste tipo de laminado fibra-metal. A tabela 4.1 mostra os valores encontrados e suas diferenças. Nesta tabela também são apresentados os valores de comprimento inicial de trinca (a_{0f} e a_0).

Tabela 4.1 – Diferença entre os crescimentos de trinca iniciais e finais para o laminado Arall 2 3/2 L, corpos de prova C(T).

Corpo de prova	a_{of} [mm] Medido fisicamente	a_0 [mm] Estimado <i>Compliance</i>	$a_{of} - a_0$ [mm]	Δa_f [mm] Medido fisicamente	Δa [mm] Estimado <i>Compliance</i>	$\Delta a_f - \Delta a$ [mm]
C	25,25	24,70	0,55	6,35	5,80	0,55
D	25,20	24,73	0,47	6,95	6,90	0,05
Média	$25,23 \pm 0,04$	$24,72 \pm 0,02$		$6,65 \pm 0,42$	$6,35 \pm 0,78$	

De acordo com a norma ASTM E1820 (2001), tomada como referência para a realização deste trabalho, na metodologia das descargas parciais os valores de comprimento inicial de trinca, a_0 , determinados mediante a realização de três descargas iniciais no corpo de prova, podem não estar corretos, sendo necessário proceder-se a uma correção dos mesmos. A norma indica a correção adequada, que é baseada em um ajuste por mínimos quadrados de um polinômio de terceiro grau a partir dos pares de pontos $J-\Delta a$ inicialmente calculados. A norma estabelece que os valores de comprimento inicial de trinca corrigidos (a_{0q}) devem ser utilizados para o cálculo da propagação da trinca, caso a diferença entre os comprimentos iniciais de trinca, mensurados fisicamente (a_{of}) e corrigidos (a_{0q}), seja inferior a $0,01W$, onde W é a largura do corpo de prova. A correção de a_0 proposta pela norma foi realizada para os dois corpos de prova do laminado Arall ensaiados, sendo encontrada uma diferença entre a_{of} e a_{0q} superior à estabelecida. Desta forma, os valores de crescimento inicial de trinca apresentados na tabela 4.1, são os valores de a_0 não corrigidos.

Como se observa na tabela 4.1, a diferença entre os comprimentos iniciais de trinca estimados e medidos fisicamente não é significativa e obedece perfeitamente aos requisitos da ASTM E1820 (2001) mencionados anteriormente. Na mesma tabela também se observa que há uma boa correlação entre os crescimentos finais de trinca físicos e estimados, sendo atendidos os requisitos estabelecidos na norma para a diferença, quando crescimentos finais de trinca são superiores a $0,2b_0$. Nota-se que a propagação da trinca estimada pela técnica das descargas parciais foi, neste caso, ligeiramente conservativa em relação à propagação física.

Vale ressaltar que a menor diferença observada entre os crescimentos finais de trinca, estimado e físico, para o corpo de prova D está relacionada com o número

maior de descargas realizadas após este ter atingido o carregamento máximo. Este procedimento, aparentemente, permitiu uma maior propagação da trinca antes de finalizar o teste e melhorou a correlação entre o crescimento final estimado e o físico.

Devido à característica exploratória deste trabalho, além dos requisitos da ASTM E1820 (2001), também foram verificados alguns requisitos estabelecidos em uma outra norma da ASTM utilizada na determinação de curvas de resistência. A norma E 1152, de 1989, prevê a compatibilização entre as previsões de crescimento de trinca físico e estimado mediante a determinação de um módulo de elasticidade efetivo (E_M) utilizando-se os valores de a_0 estimados pela técnica das descargas parciais. Este módulo efetivo deve ser comparado ao módulo de elasticidade do material, no caso o módulo de elasticidade “aparente”, E' , (CASTRODEZA, 2002). Se a diferença entre estes for superior a 10%, os crescimentos de trinca (Δa) devem ser obtidos utilizando-se o módulo de elasticidade efetivo.

No caso dos dois corpos de prova ensaiados do laminado Arall, a diferença entre os módulos de elasticidade não foi superior ao limite estabelecido, sendo assim, os valores de Δa utilizados para a confecção das curvas de resistência foram obtidos com o módulo de elasticidade “aparente”, E' , do material.

4.1.3 – Curvas de resistência J-R e δ_5 -R e valores de iniciação J_Q e δ_{5Q}

Na figura 4.3 são apresentadas, superpostas, as curvas de resistência em Integral J dos dois corpos de prova ensaiados do laminado Arall. Da mesma forma, na figura 4.4, são apresentadas as curvas de resistência em δ_5 .

Observa-se que as curvas de resistência obtidas utilizando-se a metodologia das descargas parciais, dos dois corpos de prova do laminado testados e segundo os dois parâmetros de tenacidade avaliados (J e δ_5), são praticamente coincidentes, apresentando a forma usual de curvas de resistência, com propagação de trinca lenta e estável no início, para as primeiras descargas realizadas, aumentando à medida que as descargas evoluem para níveis de carregamento mais elevados.

Por outro lado, a similaridade entre as curvas J-R e δ_5 -R indica que existe uma forte correlação entre ambos parâmetros em FMLs, fato que está sendo estudado atualmente pelo nosso grupo de pesquisa. Mais uma vez o CTOD de Schwalbe (δ_5)

mostra-se apropriado quando utilizado em FMLs, neste caso para a determinação de curvas de resistência.

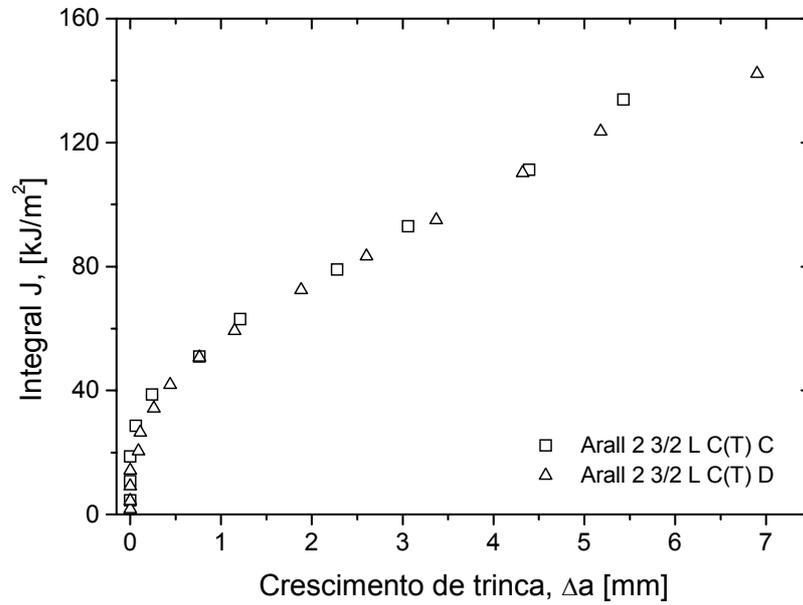


Figura 4.3 – Curvas J-R do laminado Arall 2 3/2 L em corpos de prova C(T).

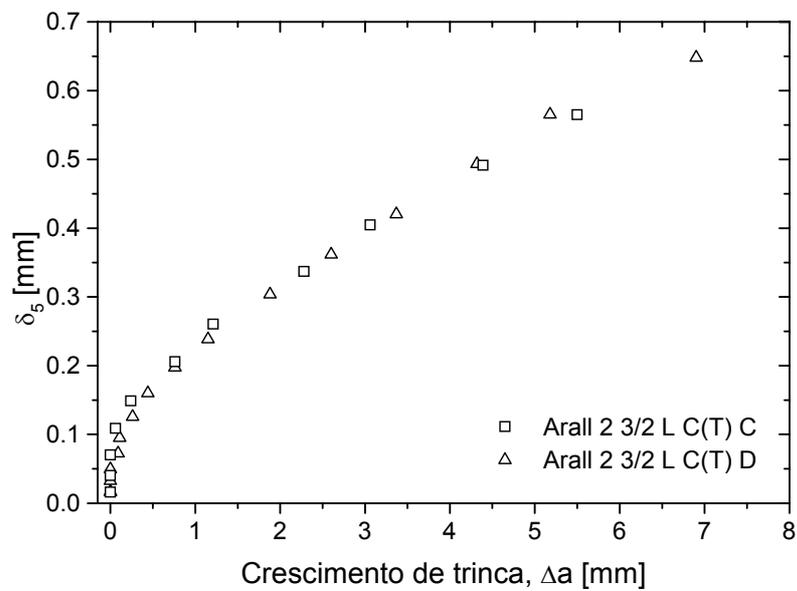


Figura 4.4 – Curvas δ_5 -R do laminado Arall 2 3/2 L em corpos de prova C(T).

A partir das curvas de resistência J-R e δ_5 -R apresentadas, foram determinados os valores de iniciação, J_Q e δ_{5Q} , conforme os procedimentos descritos na norma ASTM E1820 (2001). Segundo a metodologia desta norma, os valores de iniciação correspondem ao ponto de interseção entre uma curva de regressão, determinada utilizando-se pares de valores J- Δa , ou δ_5 - Δa , e uma linha paralela à linha de embotamento ($2\sigma_y\Delta a$) deslocada de 0,2 mm na abscissa.

As curvas J-R e δ_5 -R apresentadas nas figura 4.5 e 4.6, ilustram a determinação dos valores de iniciação, nelas, apenas os pontos cheios, (\blacktriangle), foram utilizados no ajuste da curva, por serem pontos qualificados para tal fim. Os demais pontos, (\triangle), não foram utilizados na determinação de valores de iniciação pois segundo os critérios da mesma norma eles não são qualificados para participar da regressão. Os valores de iniciação encontrados são apresentados na tabela 4.2.

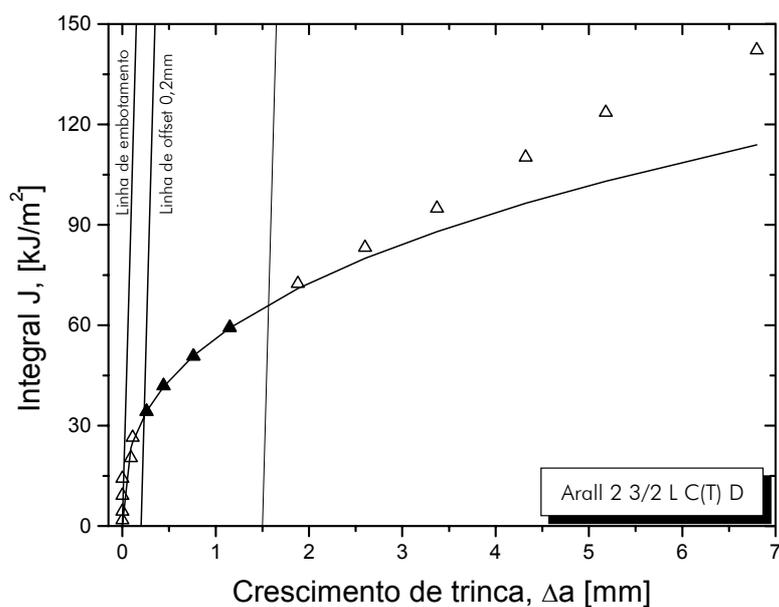


Figura 4.5 – Curva J-R exemplificando a determinação de J_Q . Arall 2 3/2 L.

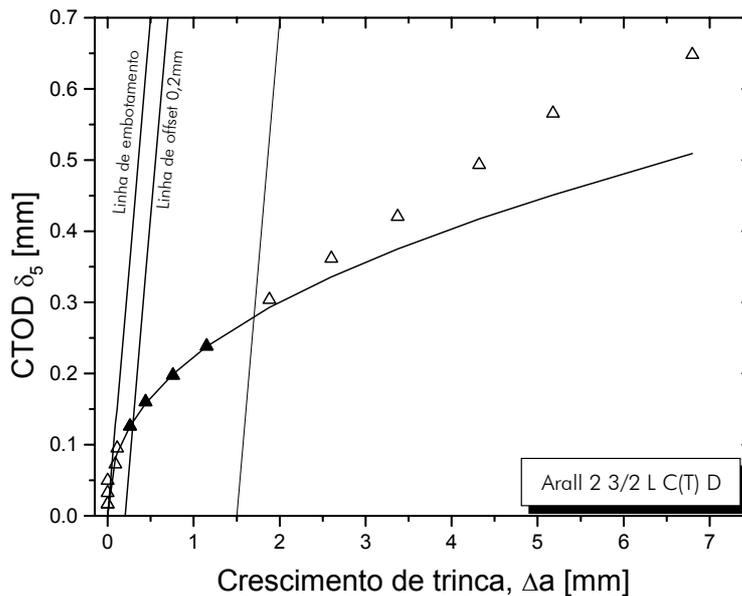


Figura 4.6 – Curva δ_5 -R exemplificando a determinação de δ_{5Q} . Arall 2 3/2 L.

Tabela 4.2 – Valores de iniciação para o laminado Arall 2 3/2 L, corpos de prova C(T).

Material	Corpo de prova	J_Q [kJ/m ²]	J_Q [kJ/m ²] (valores médios)	δ_{5Q} [mm]	δ_{5Q} [mm] (valores médios)
Arall 2	C	38,26	35,68 ± 3,64	0,138	0,125 ± 0,017
3/2 L	D	33,10		0,113	

É importante ressaltar que, o número de pontos utilizados para a regressão da curva, representados pelos pontos cheios nas figuras 4.5 e 4.6, foi inferior ao estipulado pela norma, que estabelece um mínimo de cinco pontos. Entretanto, mesmo utilizando apenas quatro pontos para a regressão, os valores de iniciação obtidos mostram-se compatíveis com os valores de tenacidade à fratura (K_{IC}) da liga de alumínio 2024-T3. O valor médio de K_{JQ} encontrado para o laminado Arall 2 3/2, orientação longitudinal, foi de 42,38 MPa.m^{1/2}, enquanto que para a sua liga constituinte este valor é da ordem de 35,00 MPa.m^{1/2} (JEE *et al.*, 2000).

Com relação aos valores de iniciação δ_{5Q} obtidos, embora não se disponha na literatura de valores de δ_5 para este laminado quando testado com entalhe paralelo à direção das fibras, destaca-se que o valor encontrado é aproximadamente a metade do valor δ_5 crítico obtido por CASTRODEZA *et al.* (2003, 2004) para esse laminado testado com entalhe perpendicular às fibras, cujo valor é da ordem de 0,214 mm.

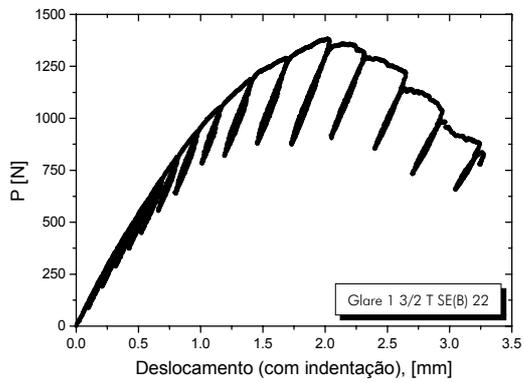
Quanto à qualificação de J_Q como J_{IC} , um valor de tenacidade independente da geometria do corpo de prova, segundo os critérios estabelecidos pela ASTM E1820 (2001), os quais são $B, W-a_0 > 25 J_Q/\sigma_y$, verifica-se que o critério relacionado à espessura não é atingido (valor igual a 3,76 mm para o corpo de prova C e 3,25 mm para o corpo de prova D), pois este laminado possui espessura, B , de 1,35 mm, ou seja, valor significativamente inferior ao exigido.

4.2 – Laminado Glare 1 3/2 Transversal e Longitudinal

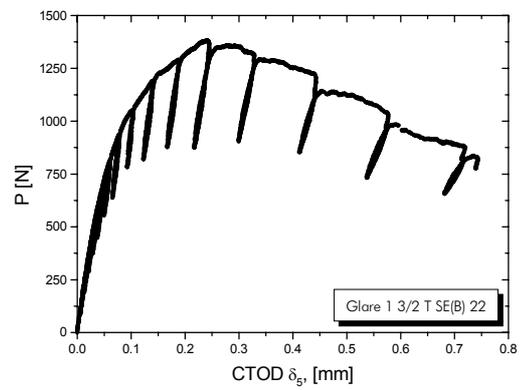
4.2.1 – Registros carga vs. deslocamento

Na figura 4.7 são apresentados os registros carga vs. deslocamento obtidos para o corpo de prova do laminado Glare 1 3/2, testado com entalhe perpendicular às fibras, SE(B) 22, cujas descargas realizadas foram de aproximadamente 20% da carga nominal. Na figura 4.8 são apresentados alguns registros carga vs. deslocamento, obtidos para um determinado corpo de prova do laminado Glare 1 3/2, também ensaiado com as fibras orientadas perpendicularmente ao entalhe, entretanto, com descarregamentos da ordem de 50% da carga nominal. Os registros apresentados são representativos de todos os corpos de prova ensaiados nas mesmas condições.

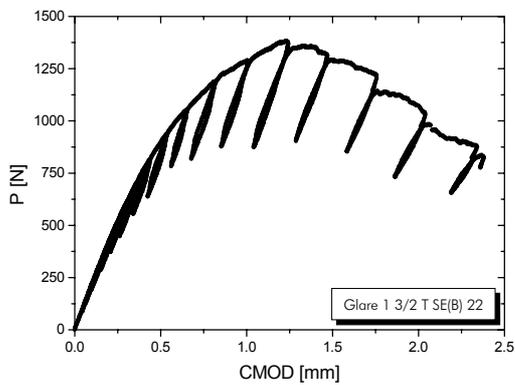
Na figura 4.9 podem ser vistos registros carga vs. deslocamento obtidos para um dos corpos de prova ensaiados do laminado Glare 1 3/2 com entalhe orientado paralelamente às fibras. Os registros apresentados são representativos dos demais corpos de prova ensaiados.



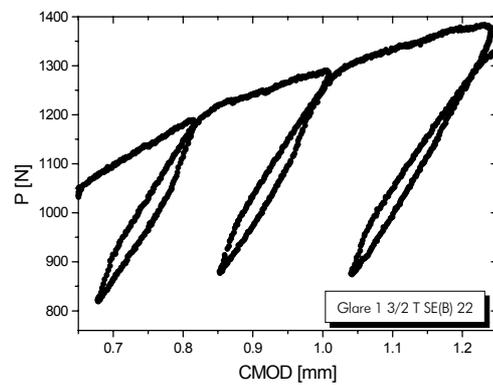
(a)



(b)



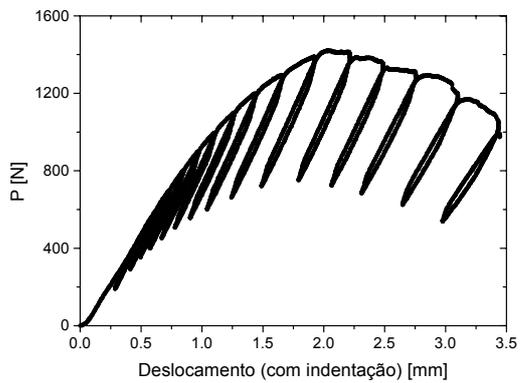
(c)



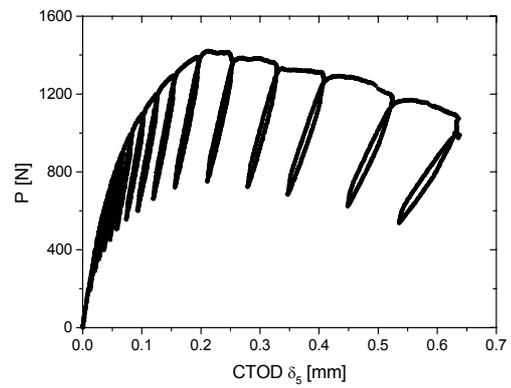
(d)

Figura 4.7 – Registros do ensaio de descargas parciais Glare 1 3/2 T, SE(B) 22.

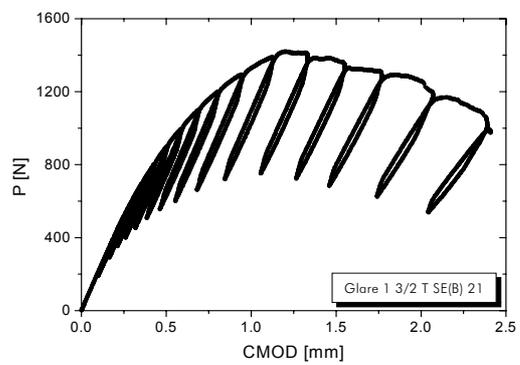
(a) $P \times V$. (b) $P \times \text{CTOD } \delta_5$. (c) $P \times \text{CMOD}$. (d) $P \times \text{CMOD}$ com descargas parciais em destaque.



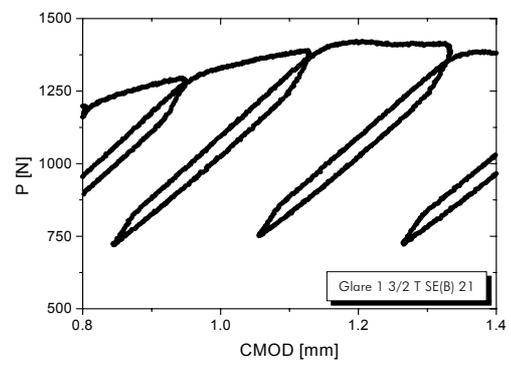
(a)



(b)



(c)



(d)

Figura 4.8 – Registros do ensaio de descargas parciais Glare 1 3/2 T. (a) $P \times V$.
 (b) $P \times CTOD \delta_s$. (c) $P \times CMOD$. (d) $P \times CMOD$ com descargas parciais em destaque.

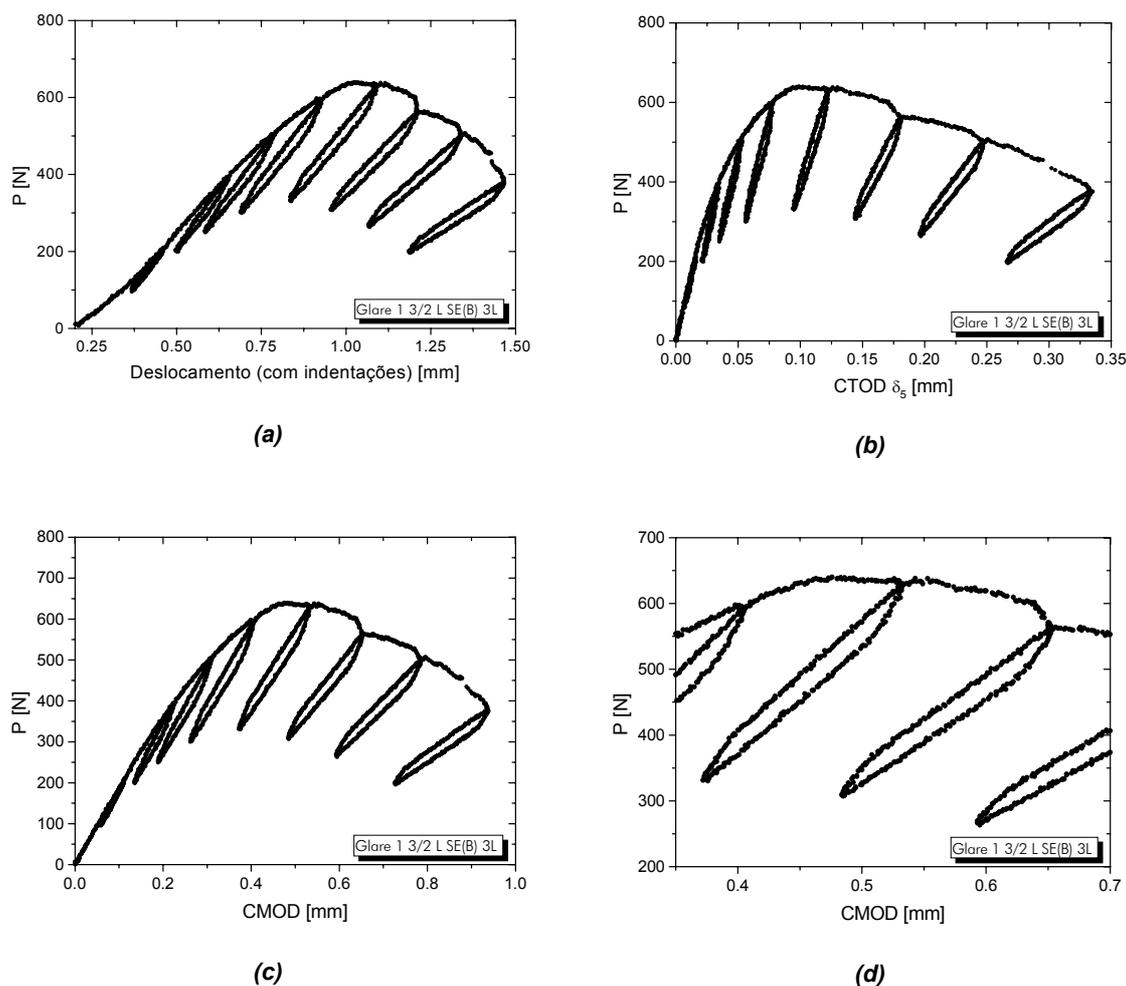


Figura 4.9 – Registros do ensaio de descargas parciais Glare 1 3/2 L. (a) $P \times V$. (b) $P \times CTOD \delta_5$. (c) $P \times CMOD$. (d) $P \times CMOD$ com descargas parciais em destaque.

Os registros P vs. deslocamento apresentados nas figuras 4.7, 4.8 e 4.9 são registros típicos do ensaio de descargas parciais. Neles é possível notar, diferentemente do observado para o laminado Arall 2 3/2, que as curvas do laminado Glare 1 3/2, tanto com entalhe perpendicular às fibras quanto com entalhe disposto paralelamente às fibras, apresentam histerese nos ciclos de descargas parciais.

No caso do laminado Glare 1 3/2, ensaiado com entalhe orientado perpendicularmente às fibras, já era esperada a ocorrência de alguma não linearidade nos registros carga vs. deslocamento, principalmente devido a presença de fibras restringindo a propagação da trinca e às características viscoelásticas do sistema fibra-matriz. Entretanto, para o laminado Glare 1 3/2 cujo entalhe foi disposto

paralelamente às fibras (figura 4.9), esperava-se um comportamento semelhante ao laminado Arall 2 3/2, sem a ocorrência do fenômeno de histerese, já que o processo de crescimento da trinca estaria sendo controlado basicamente pelas camadas de alumínio. Como tal comportamento não foi verificado, a histerese observada nos laminados Glare 1 3/2 testados com entalhe paralelo às fibras pode estar relacionada a outros fatores que não às características dos materiais constituintes do laminado.

SCHWALBE *et al.* (1985) relataram em um de seus trabalhos que os efeitos de atrito entre os pinos de carregamento mecânicos e a furação dos corpos de prova, e entre os roletes de apoio da carga e os corpos de prova tipo SE(B), podem causar o efeito de histerese. Comentam ainda que problemas semelhantes também são verificados na fricção das hastes do “clip-gauge” e as facas de fixação do mesmo ao corpo de prova, explicando que, uma das formas de minimizar estes problemas, seria limitar o movimento dos roletes durante os ensaios com corpos de prova SE(B), bem como lubrificar com graxa todos os pontos críticos de contato acima mencionados. Estes cuidados não foram tomados durante o ensaio, de forma que os fatores citados, atuando isoladamente ou em conjunto, podem ter sido responsáveis pela histerese observada.

Um fator importante que poderia ter contribuído para a ocorrência do fenômeno de histerese nos laminados Glare, está relacionado com a utilização das placas anti-flambagem nos corpos de prova da geometria SE(B). Estas placas, diferentemente das utilizadas em corpos de prova C(T), poderiam estar restringindo a movimentação relativa e rotação das duas metades dos corpos de prova durante o ensaio, impondo algumas restrições por atrito. Estas placas também permitem, por meio de seus parafusos de fixação, a aplicação de apertos desiguais aos corpos de prova. Assim, alguns corpos de prova podem ter sofrido restrições de movimentação maiores, em função do torque recebido no momento do aperto.

Face ao exposto, e sabendo que as placas anti-flambagem utilizadas têm esta limitação, acredita-se que as restrições por atrito resultantes do uso das mesmas, de forma mais efetiva que os outros pontos citados por SCHWALBE *et al.* (1985), tenham sido responsáveis pela histerese observada no laminado Glare 1 3/2 com entalhes paralelos à direção das fibras, assim como por parte da histerese apresentada quando testado com entalhes perpendiculares à direção das fibras.

Uma vez verificada a ocorrência do fenômeno de histerese nos laminados Glare e sabendo-se que a presença do mesmo nas curvas descarga/recarga poderia resultar em problemas na determinação da *compliance*, algumas medidas foram

tomadas no sentido de minimizar suas conseqüências na obtenção dos valores de propagação da trinca para os diversos ciclos de descargas parciais realizados. Como já mencionado, a primeira medida adotada consistiu na realização de descarregamentos maiores que àqueles que haviam sido realizadas para o primeiro corpo de prova ensaiado, SE(B) 22, que eram da ordem de 20 % da carga nominal. Assim, os descarregamentos para os corpos de prova subseqüentes, passaram a ser feitos até aproximadamente 50 % da carga nominal. Nos registros apresentados na figura 4.8 é possível verificar que, mesmo utilizando este procedimento, ainda ocorre o fenômeno de histerese, entretanto, para as descargas maiores, a histerese observada apresenta um determinado padrão, isto é, as linhas de descarregamento e recarregamento mostram-se aproximadamente paralelas, sendo verificado, inclusive, regiões lineares dentro dos ciclos de descargas parciais.

As figuras 4.7 (d) e 4.8 (d) apresentam, em destaque, ciclos de descargas parciais para o laminado Glare 1 3/2, ensaiado com entalhe perpendicular à direção das fibras, com descarregamento de 20% e 50% da carga nominal, respectivamente. Nestas figuras é possível perceber mais claramente as diferenças na forma da curva de histerese. Para o corpo de prova descarregado até 20% da carga nominal, SE(B) 22, a histerese observada apresenta uma forma bastante irregular, sem regiões lineares, dificultando a determinação de um critério preciso de avaliação da inclinação da curva, necessária para o cálculo da *compliance*. Neste caso, qualquer tentativa de aproximação da curva para uma reta pode gerar erros significativos na determinação do crescimento da trinca ao longo do ensaio.

No caso dos corpos de prova descarregados até 50% da carga nominal (SE(B) 19, 20, 21, 23 e 24), a linearidade observada em determinadas regiões da curva de histerese, facilita a determinação de sua inclinação e reduz a probabilidade de erros cometidos durante a aproximação linear. Nota-se ainda, um considerável grau de paralelismo entre as linhas de descarregamento e recarregamento do material, o que permitiria, a princípio, previsões mais precisas do crescimento da trinca. O mesmo comportamento foi observado para os corpos de prova do laminado Glare 1 3/2 testado com entalhe paralelo às fibras.

Face ao comportamento agora apresentado pela histerese, foram separadas, das curvas P vs. CMOD, cada uma das descargas parciais realizadas, e destas, as linhas de descarregamento e recarregamento de cada corpo de prova, para só então se proceder ao cálculo da *compliance*. A figura 4.10 mostra estas linhas separadas para o corpo de prova SE(B) 21.

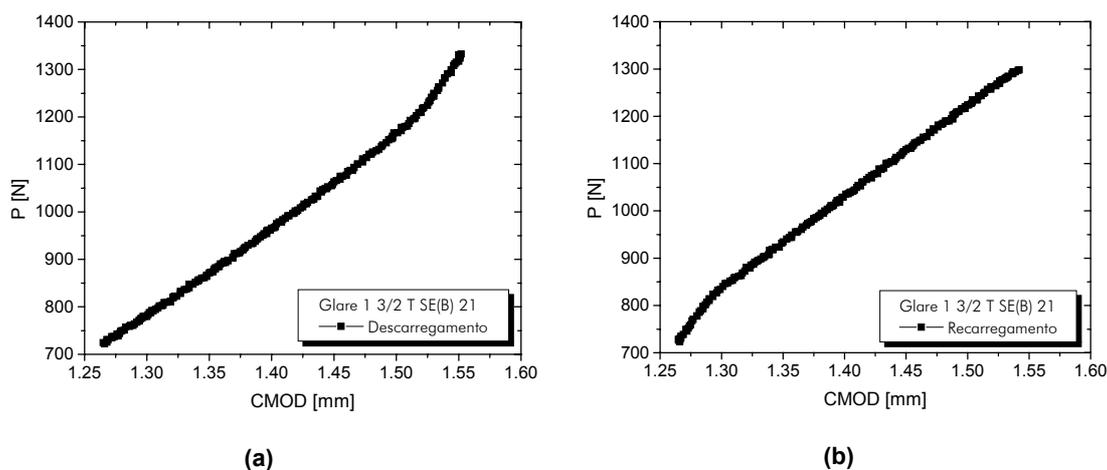


Figura 4.10 - Separação das descargas para determinação da Compliance. (a) Descarregamento; (b) Recarregamento.

Inicialmente utilizou-se todos os pontos das linhas correspondentes às etapas de descarregamento e recarregamento para a determinação da *compliance*, contudo, os valores assim obtidos variavam significativamente, gerando comprimentos de trinca que não representavam um crescimento contínuo da mesma conforme os descarregamentos parciais evoluíam.

Várias tentativas foram feitas sem, contudo, se obter êxito na determinação do crescimento de trinca, até que se conseguiu determinar um critério para o cálculo da inclinação (m) das linhas de descarregamento e recarregamento de cada uma das descargas. O critério consistiu na utilização de uma porção de aproximadamente 50% da região retílinea observada em cada linha de descarregamento/recarregamento para a aproximação linear. Este critério mostrou-se bastante eficaz para as descargas finais, entretanto, para as primeiras descargas, realizadas a níveis mais baixos de carga (cinco primeiras descargas), houve a necessidade de se utilizar porções maiores que 50% das linhas de descarga e recarga para o cálculo das inclinações, variando de 60 a 80% dependendo do ciclo de descarga parcial em estudo.

A utilização de todos estes procedimentos possibilitou a estimação do crescimento estável de trinca ao longo do ensaio com bom grau de sucesso, e assim, diferentes curvas de resistência foram avaliadas, as quais serão apresentadas e discutidas mais adiante.

4.2.2 – Acompanhamento ótico do crescimento da trinca

Como já mencionado, durante os ensaios com o laminado Glare, também foi utilizado um sistema ótico (por aquisição de imagens) para acompanhar o crescimento da trinca ao longo do teste. A figura 4.11 apresenta uma seqüência de fotos, adquiridas exatamente no início de cada descarga, mostrando a evolução do crescimento da trinca ao longo do ensaio de um corpo de prova de Glare 1 3/2 com entalhe perpendicular às fibras. Da mesma forma, na figura 4.12 é apresentada uma seqüência de fotos do laminado Glare 1 3/2 com entalhe paralelo às fibras.

A partir das imagens adquiridas para cada corpo de prova, foi determinado o crescimento ótico da trinca em cada estágio de propagação, e assim construídas as curvas de resistência correspondentes. Ressalta-se que os riscos observados ao lado esquerdo das imagens mostradas são apenas para efeito de escala e não prejudicam de forma alguma o ensaio, já que não atuam como concentradores de tensão, pois são superficiais, e atingem apenas a camada anodizada da liga de alumínio.

Das seqüências de fotos apresentadas, que representam a base do método ótico utilizado para a avaliação do crescimento de trinca, não é possível precisar o que está ocorrendo no interior do material nos instantes iniciais do ensaio, embora seja possível perceber pequenas regiões de deformações na camada metálica.

CASTRODEZA et al. (2002) estudaram os micro-mecanismos de fratura de laminados Arall 3, utilizando uma micro-máquina de ensaios acoplada à um Microscópio Eletrônico de Varredura (MEV). Os resultados obtidos indicam que, mesmo antes do crescimento de trinca tornar-se visível nas camadas de alumínio, ocorrem danos na camada de pré-impregnado, delaminações e ruptura de fibras. Nas camadas de alumínio apenas observam-se grandes quantidades de deformação plástica no início do teste, a trinca somente torna-se visível quando é atingido um certo nível de dano. Embora estas observações tenham sido feitas para o laminado Arall 3 em empilhamento 2/1, é muito provável que no laminado Glare 1 seria verificado um processo semelhante. Evidentemente, a não possibilidade de verificação do que está ocorrendo no material durante os instantes iniciais do crescimento de trinca é uma limitação severa do método ótico, principalmente porque são esses instantes iniciais do crescimento de trinca que definem o valor de tenacidade à fratura.

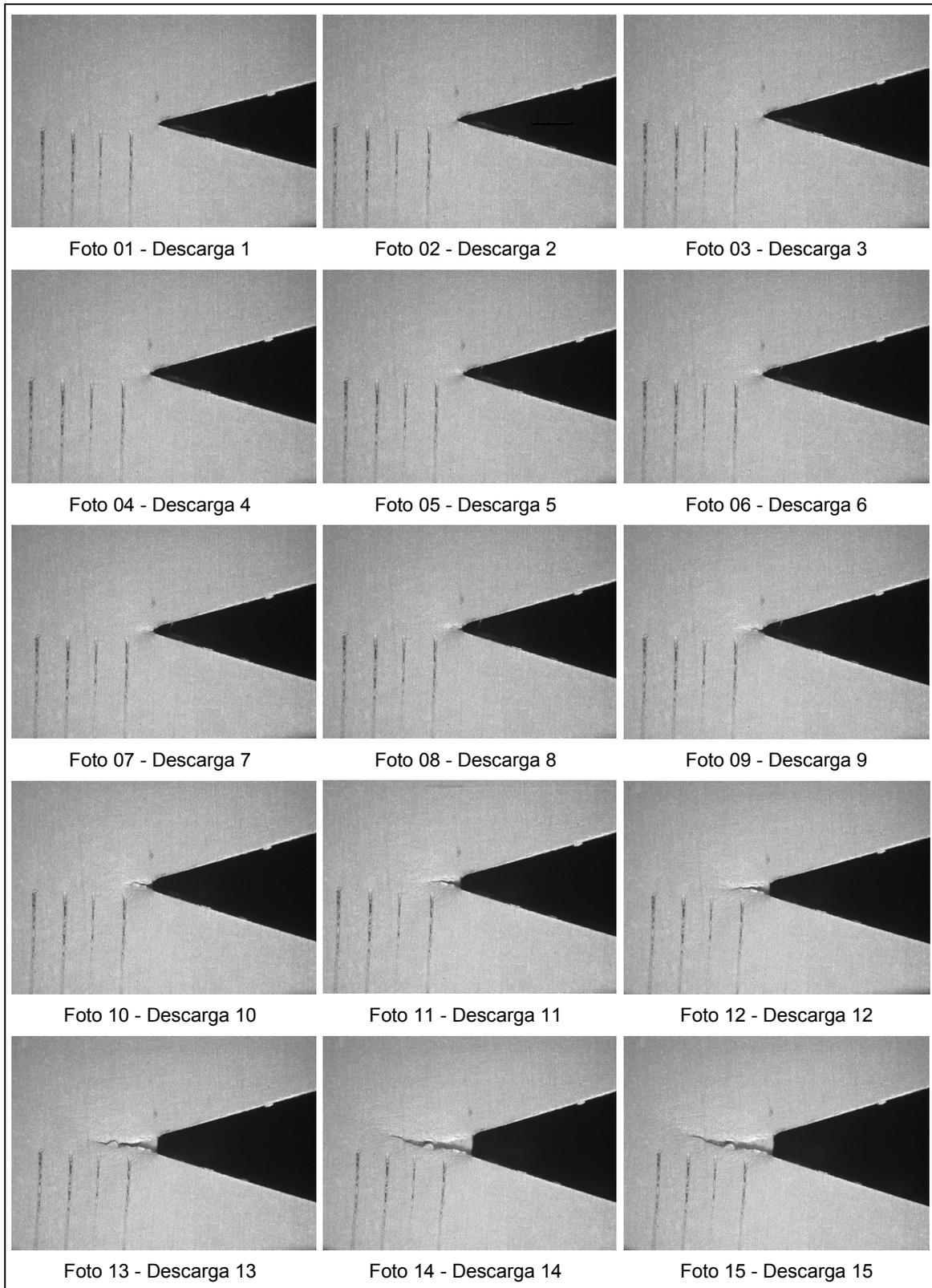


Figura 4.11 – Evolução do crescimento da trinca durante o ensaio de descargas parciais. Glare 1 3/2 T SE(B) 21.

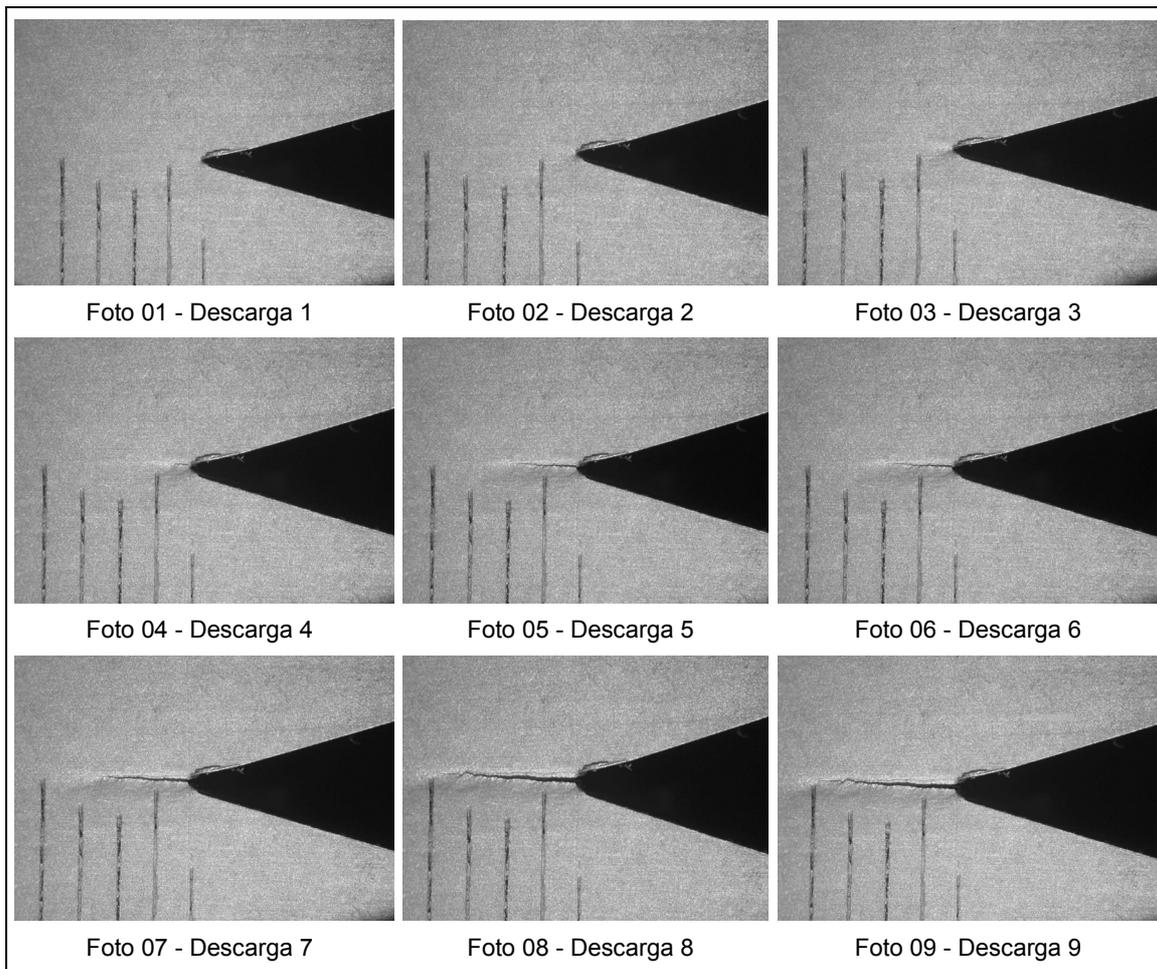


Figura 4.12 – Evolução do crescimento da trinca durante o ensaio de descargas parciais. Glare 1 3/2 L SE(B) 3L.

Mediante a observação das fotos, assim como dos registros carga vs. deslocamento, verifica-se que um número maior de descargas tiveram que ser realizadas no laminado testado com as fibras orientadas perpendicularmente ao entalhe, para se atingir um crescimento de trinca que é inferior ao crescimento verificado para o laminado com as fibras orientadas longitudinalmente ao entalhe. Aqui fica evidente que a orientação das fibras exerce grande influência na evolução do crescimento da trinca no laminado estudado.

Nas fotos adquiridas nos instantes finais do ensaio do laminado com entalhe orientado perpendicularmente à direção das fibras é possível visualizar a presença de fibras intactas no caminho da trinca, sendo este comportamento observado para todos os corpos de prova ensaiados na mesma condição. Já no laminado Glare 1 3/2

testado com entalhe posicionado longitudinalmente às fibras, a influência das fibras pode ser desprezada, sendo o processo de fratura controlado basicamente pela liga de alumínio, de forma semelhante ao observado para o laminado Arall 2 3/2, orientação longitudinal.

4.2.3 – Curvas de resistência J-R e δ_5 -R do laminado Glare 1 3/2 com entalhes transversais ao sentido das fibras

As figuras 4.13, 4.15 e 4.17 apresentam as curvas J-R obtidas para os corpos de prova do laminado Glare 1 3/2 com entalhes transversais ao sentido das fibras, com crescimento de trinca (Δa) estimado mediante os valores de flexibilidade (*compliance*). Já figura a 4.19 mostra a curva J-R obtida com crescimento de trinca (Δa) determinado oticamente. Igualmente, nas figuras 4.14, 4.16, 4.18 e 4.20 podem ser vistas as curvas δ_5 -R obtidas.

Como pode ser visto nas figuras 4.13 e 4.14, as curvas de resistência obtidas utilizando-se a *compliance* total da curva descarga/recarga para cada um dos corpos de prova testados do laminado Glare 1 3/2 T não são coincidentes. Verifica-se dispersão acentuada dos valores iniciais de propagação, principalmente para os corpos de prova SE(B) 20, 23 e 24. Este comportamento é observado para as curvas J-R e também para as curvas δ_5 -R.

Nas curvas de resistência onde o crescimento de trinca foi determinado pela *compliance* obtida da linha de descarregamento no ciclo de descargas parciais, nota-se que há menor dispersão entre as curvas de cada um dos corpos de prova. Entretanto, verifica-se a existência de um crescimento aparente de trinca no início das curvas, conforme pode ser visto nas figuras 4.15 e 4.16. A existência de crescimento real da trinca durante as primeiras descargas realizadas não foi corroborado experimentalmente, sugerindo que este crescimento é mesmo aparente e não está associado a crescimento físico. Por outro lado, a forma das curvas de resistência obtidas não segue nenhum padrão dos materiais mais comuns na engenharia.

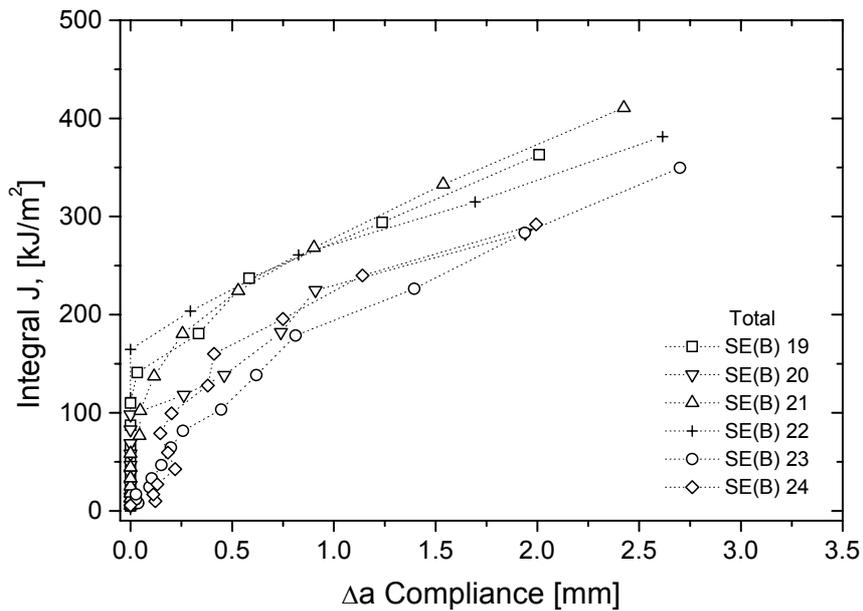


Figura 4.13 – Curvas J-R do laminado Glare 1 3/2 T em corpos de prova SE(B).
Compliance determinada pela inclinação total da curva descarga/recarga.

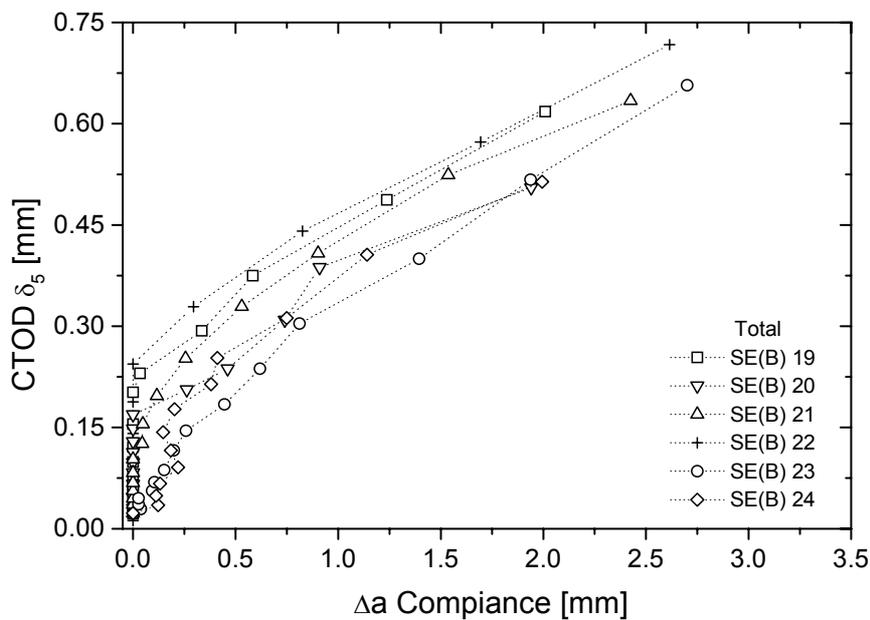


Figura 4.14 – Curvas δ_5 -R do laminado Glare 1 3/2 T em corpos de prova SE(B).
Compliance determinada pela inclinação total da curva descarga/recarga.

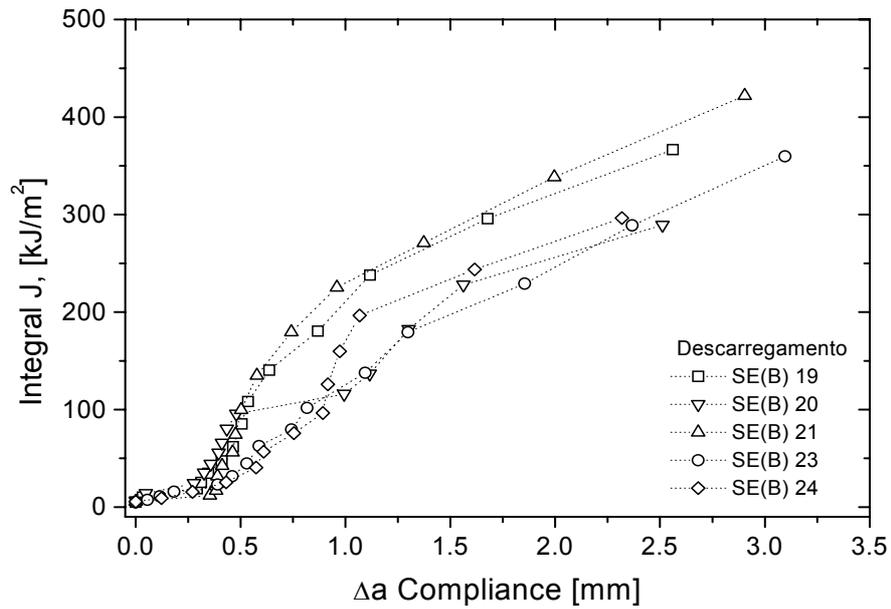


Figura 4.15 – Curvas J-R do laminado Glare 1 3/2 T em corpos de prova SE(B). Compliance determinada pela inclinação da linha de descarregamento.

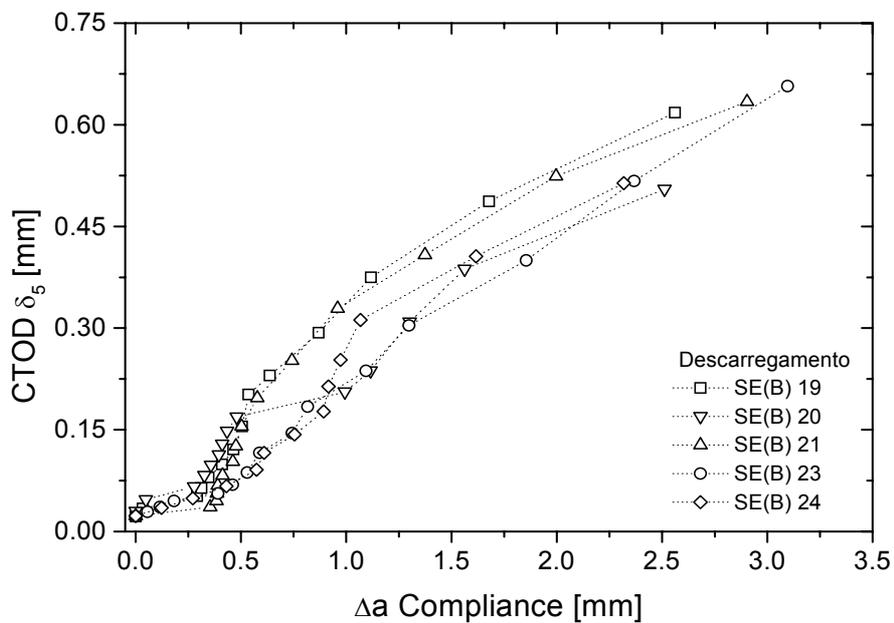


Figura 4.16 – Curvas δ_5 -R do laminado Glare 1 3/2 T em corpos de prova SE(B). Compliance determinada pela inclinação da linha de descarregamento.

Como pode ser visualizado nas figuras 4.17 e 4.18, quando a *compliance* é determinada pela inclinação da linha de recarregamento do ciclo de descarga, verifica-se que as curvas de resistência apresentam comportamento mais adequado, isto é, com pequena ou quase nenhuma propagação aparente da trinca associada com as primeiras descargas realizadas. Observa-se também pouca dispersão entre as curvas de resistência de cada um dos corpos de prova ensaiados, apresentando, todas elas, região inicial com crescimento lento e estável de trinca.

De fato, quando comparam-se todas as curvas de resistência obtidas utilizando-se o método das descargas parciais (tanto para a Integral J quanto para o CTOD de Schwalbe), e as curvas obtidas opticamente (figuras 4.19 e 4.20), verifica-se que as curvas com crescimento de trinca obtido com a *compliance* calculada pela linha de recarregamento, são as que mais se assemelham a estas.

Observando-se figuras 4.19 e 4.13, assim como as figuras 4.14 e 4.20, é possível verificar que a curva de resistência obtida para o corpo de prova SE(B) 22 apresenta dispersão acentuada em relação às curvas obtidas para os demais corpos de prova, indicando que os descarregamentos de 20% da carga nominal realizados não são adequados para a avaliação do crescimento de trinca nos laminados Glare 1 3/2 com fibras transversais ao entalhe. Este fato está relacionado com a forma bastante irregular apresentada pela curva de histerese deste corpo de prova. A falta de regiões lineares na mesma dificultou a determinação da *compliance*, e conseqüentemente da propagação da trinca.

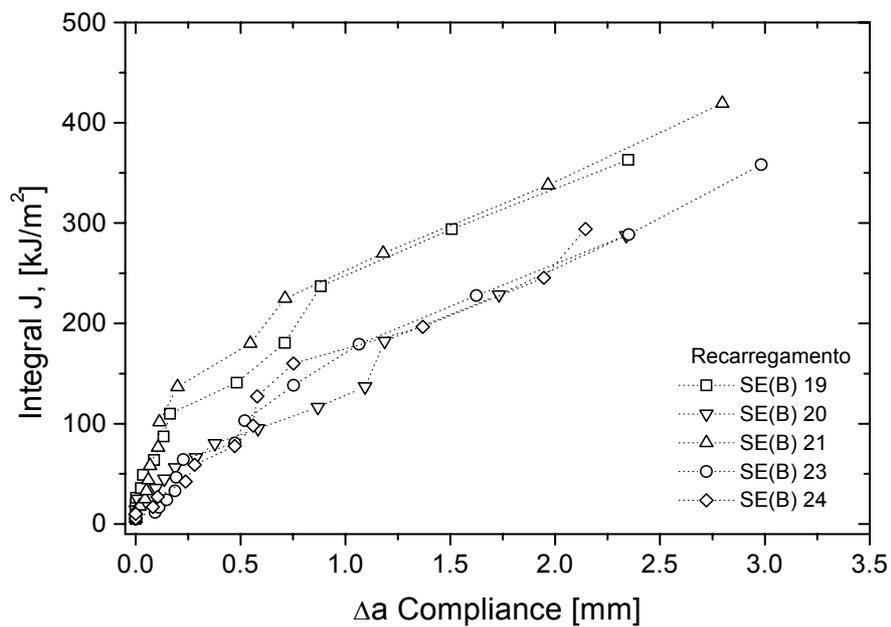


Figura 4.17 – Curvas J-R do laminado Glare 1 3/2 T em corpos de prova SE(B).
Compliance determinada pela inclinação da linha de recarregamento.

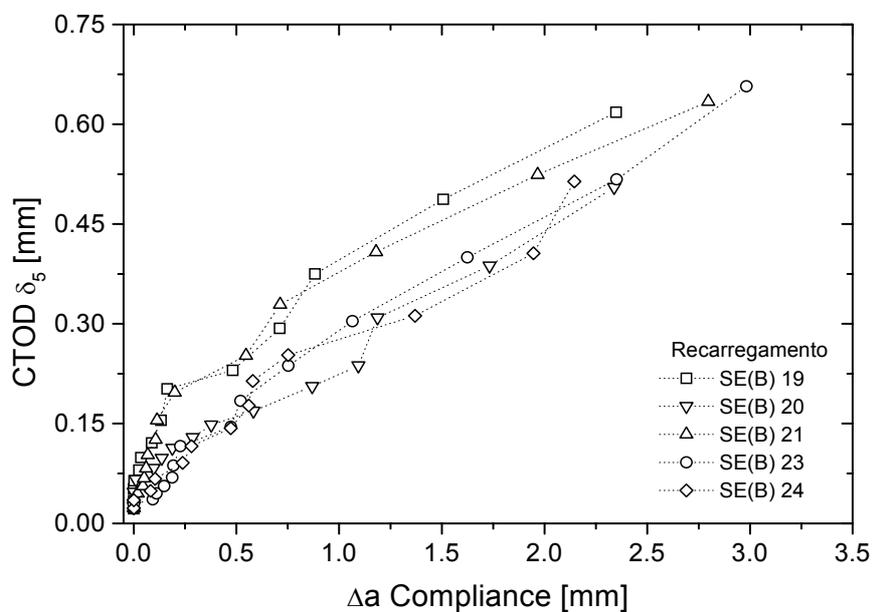


Figura 4.18 – Curvas δ_5 -R do laminado Glare 1 3/2 T em corpos de prova SE(B).
Compliance determinada pela inclinação da linha de recarregamento.

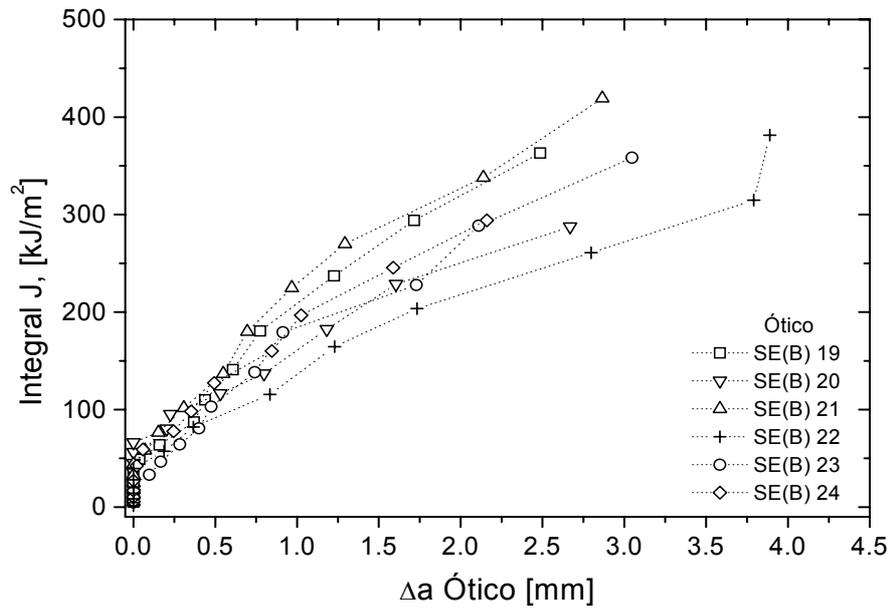


Figura 4.19 – Curvas J-R do laminado Glare 1 3/2, orientação T, em corpos de prova SE(B). Crescimento de trinca determinado óticamente.

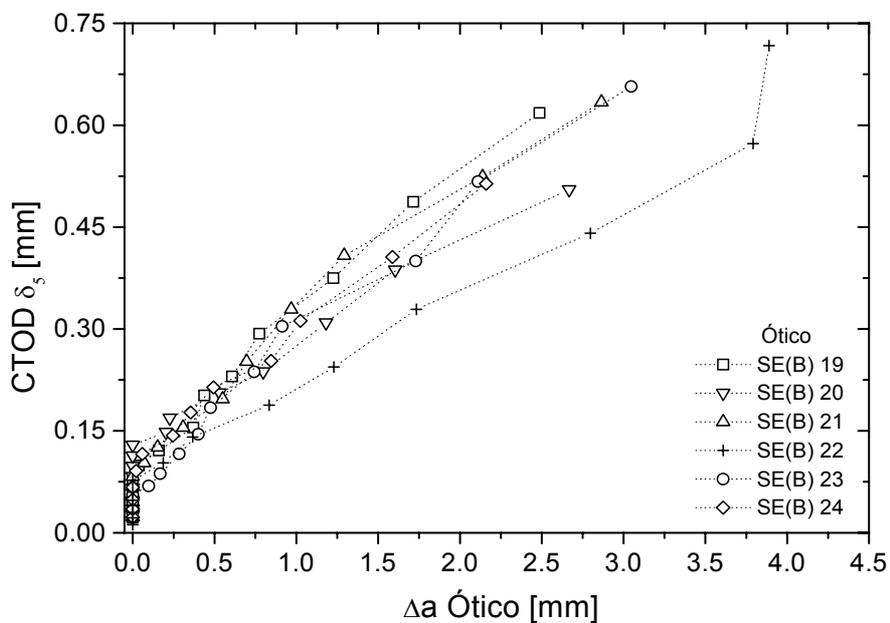


Figura 4.20 – Curvas δ_5 -R do laminado Glare 1 3/2, orientação T, em corpos de SE(B). Crescimento de trinca determinado óticamente.

4.2.4 – Curvas de resistência J-R e δ_5 -R do laminado Glare 1 3/2 com entalhes no sentido das fibras (longitudinais)

As curvas de resistência superpostas em Integral J, para os corpos de prova do laminado Glare 1 3/2 SE(B) com entalhes paralelos às fibras, são apresentadas nas figuras 4.21, 4.23, 4.25 e 4.27. As curvas δ_5 -R podem ser vistas nas figuras 4.22, 4.24, 4.26 e 4.28.

Como pode ser observado nas figuras, o comportamento apresentado pelas curvas de resistência deste laminado não foi diferente do apresentado pelo laminado Glare 1 3/2 com entalhe perpendicular às fibras (orientação transversal). De forma semelhante ao verificado para o Glare 1 3/2 T, as curvas de resistência com crescimento de trinca (Δa) determinado pela *compliance* da linha recarregamento do ciclo de descargas parciais são as que apresentam maior semelhança com aquelas onde Δa foi obtido oticamente.

As curvas δ_5 -R obtidas para o laminado Glare 1 3/2, com entalhe longitudinal às fibras, ratificam o que já havia sido observado anteriormente quanto a aplicabilidade do CTOD de Schwalbe na determinação de curvas de resistência.

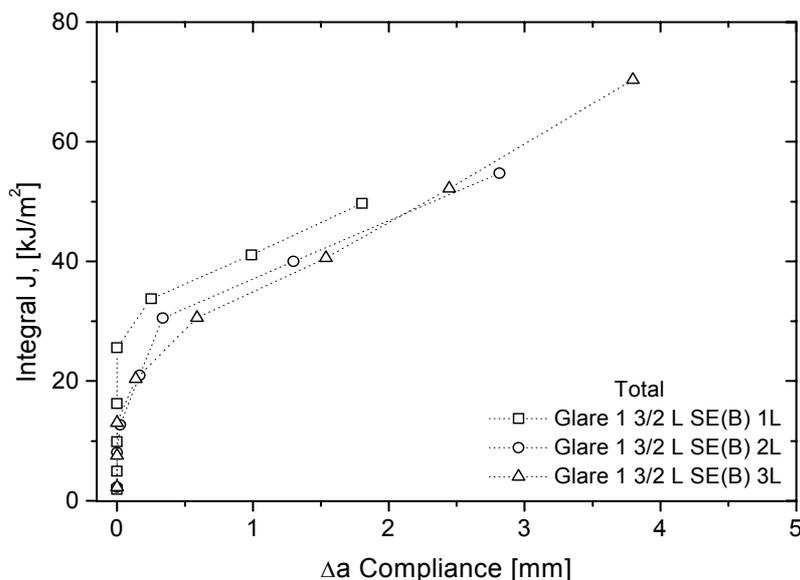


Figura 4.21 – Curvas J-R do laminado Glare 1 3/2 L em corpos de prova SE(B).
Compliance determinada pela inclinação total da curva descarga/recarga.

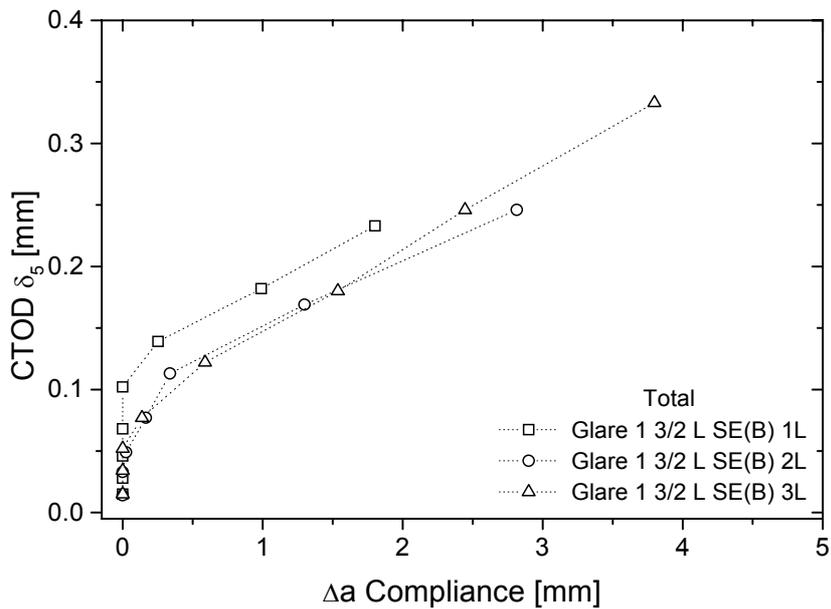


Figura 4.22 – Curvas δ_5 -R do laminado Glare 1 3/2, orientação L, em corpos de SE(B). Compliance determinada pela inclinação total da curva descarga/recarga.

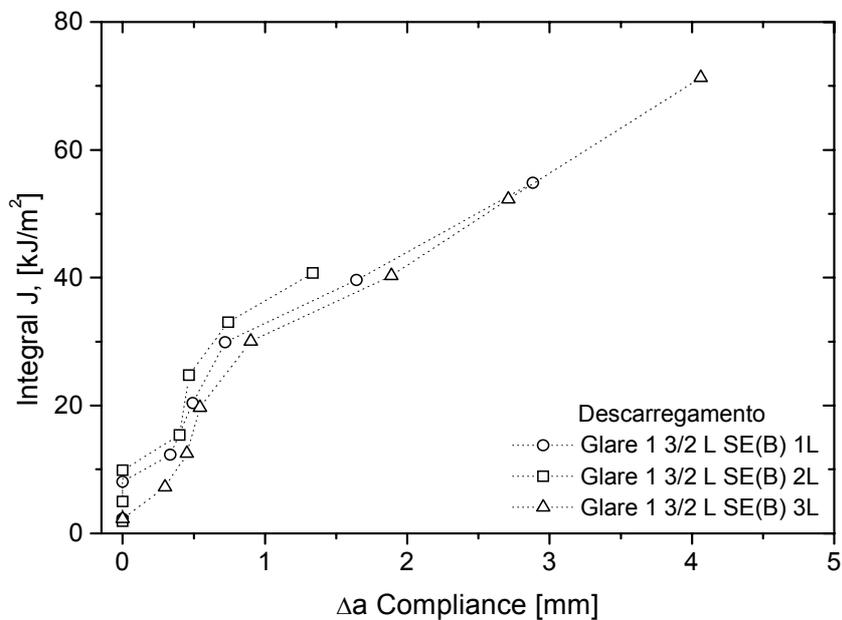


Figura 4.23 – Curvas J-R do laminado Glare 1 3/2, orientação L, em corpos de prova SE(B). Compliance determinada pela inclinação da linha de descarregamento.

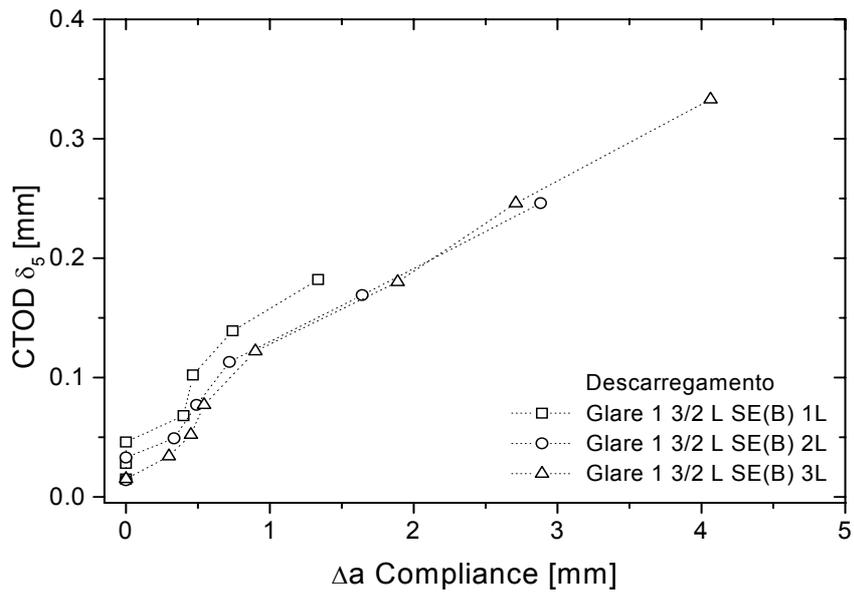


Figura 4.24 – Curvas δ_5 -R do laminado Glare 1 3/2, orientação L, em corpos de SE(B). Compliance determinada pela inclinação da linha de descarregamento.

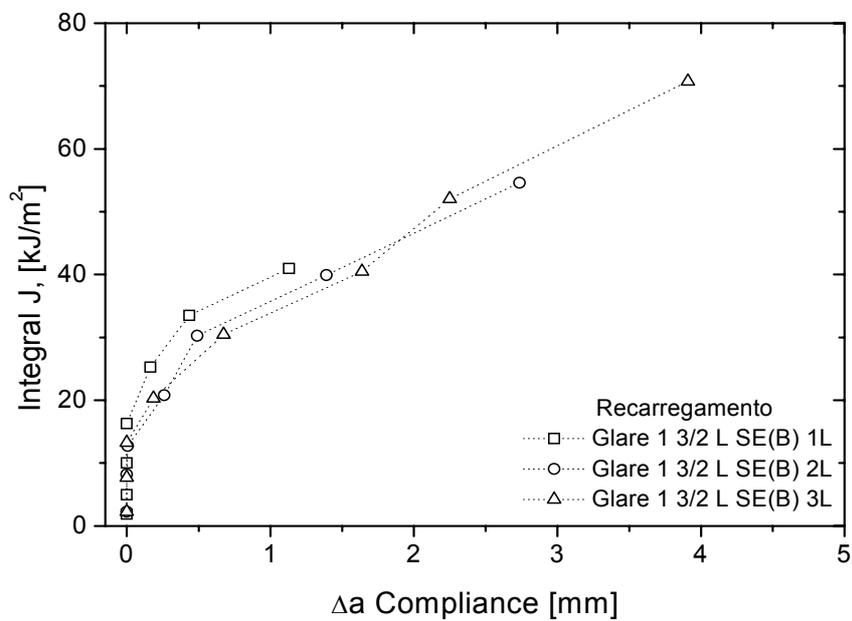


Figura 4.25 – Curvas J-R do laminado Glare 1 3/2, orientação L, em corpos de prova SE(B). Compliance determinada pela inclinação da linha de recarregamento.

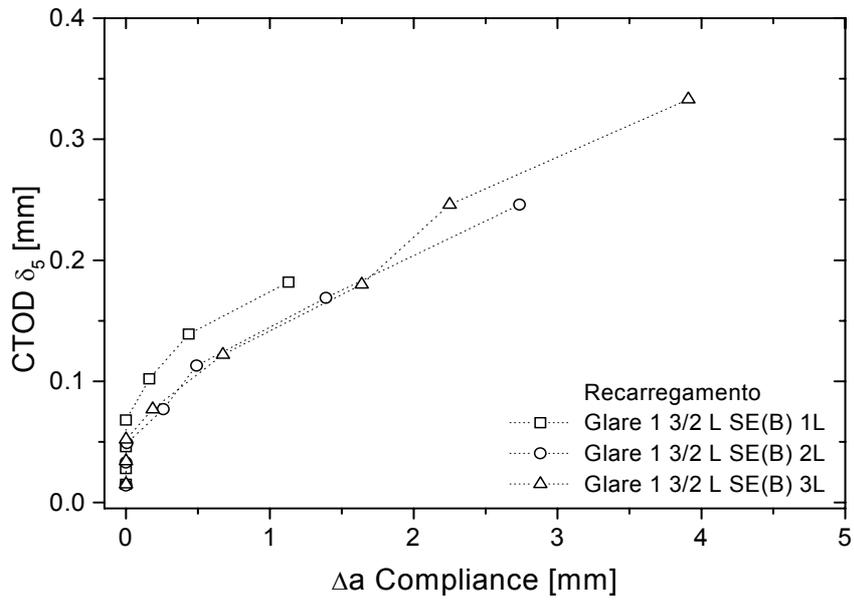


Figura 4.26 – Curvas δ_5 -R do laminado Glare 1 3/2, orientação L, em corpos de SE(B). Compliance determinada pela inclinação da linha de recarregamento.

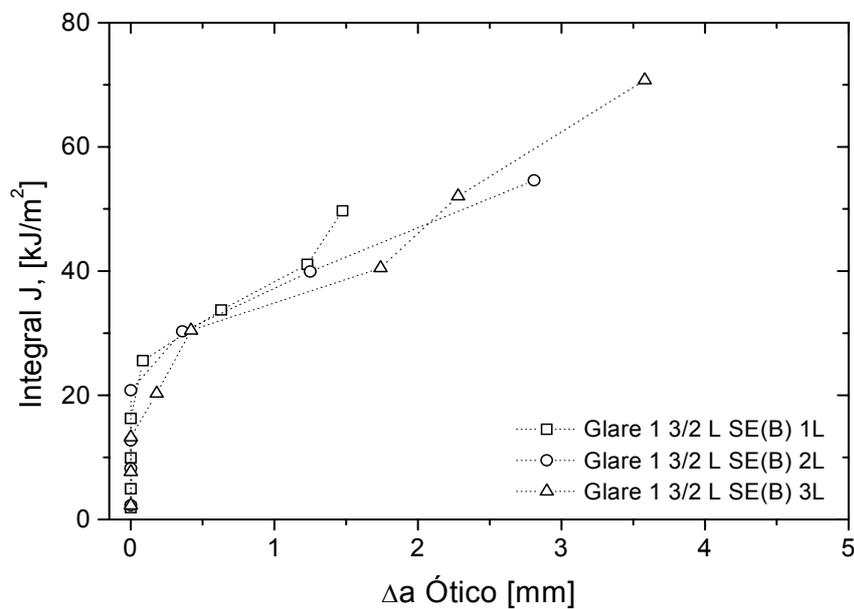


Figura 4.27 – Curvas J-R do laminado Glare 1 3/2, orientação L, em corpos de prova SE(B). Crescimento de trinca determinado óticamente.

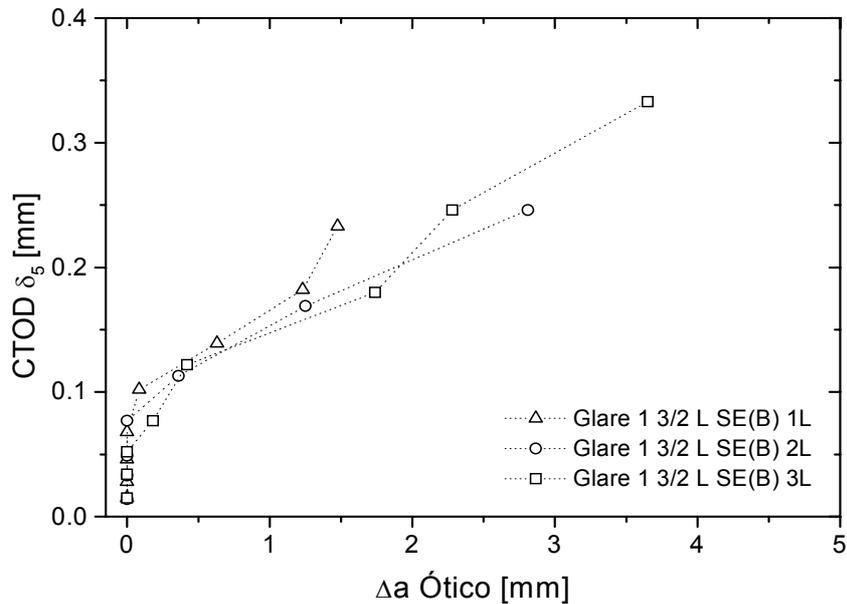


Figura 4.28 – Curvas δ_5 -R do laminado Glare 1 3/2, orientação L, em corpos de SE(B). Crescimento de trinca determinado oticamente.

Todas as curvas de resistência apresentadas anteriormente foram construídas com os valores de crescimento de trinca (Δa) determinados utilizando-se, como valor inicial de comprimento de trinca (a_0), aquele obtido mediante a realização das três descargas iniciais no corpo de prova, e o módulo de elasticidade aparente (E') do material na direção considerada.

Como já havia sido discutido anteriormente, quando da apresentação dos resultados do laminado Arall, a norma ASTM E1820 (2001) prevê que sejam utilizados para o cálculo de Δa , os valores corrigidos de comprimento inicial de trinca. Da mesma forma, a norma ASTM E 1152 (1989) indica que, no caso de diferenças entre E' e E_M maiores que 10%, os valores de Δa devem ser determinados utilizando-se o E_M .

No laminado Glare 1 3/2 testado com entalhe no sentido perpendicular às fibras, a diferença entre E' e E_M foi superior aos 10% estabelecidos. Já para o laminado testado com entalhe no sentido das fibras a diferença não superou os 10% estipulados pela norma.

Com base nestas informações, foram construídos os gráficos apresentados nas figura 4.29 e 4.30, que mostram, para um determinado corpo de prova do laminado Glare 1 3/2 T, curvas de resistência construídas com os valores de Δa obtidos utilizando-se a *compliance* da linha de recarregamento e todas as possibilidades estabelecidas pelas duas normas citadas, ou seja:

1. Crescimentos de trinca (Δa) determinados utilizando-se a_0 e E' (ASTM E1820);
2. Crescimentos de trinca (Δa) determinados utilizando-se a_{0q} e E' (ASTM E1820);
3. Crescimentos de trinca (Δa) determinados utilizando-se a_0 e E_M (ASTM E 1152);
4. Crescimentos de trinca (Δa) determinados utilizando-se a_{0q} e E_M (ASTM E1820 e 1152).

Tendo em vista que os comportamentos das curvas mostradas nos gráficos é praticamente idêntico para as possibilidades de determinação de Δa 1, 2 e 3, sendo a única curva discordante aquela resultante da utilização do comprimento inicial corrigido (a_{0q}) e o módulo de elasticidade efetivo (E_M), fica justificada a apresentação das curvas de resistência com Δa obtido utilizando-se a_0 e E' . Ressalta-se ainda que todos os corpos de prova ensaiados mostraram este mesmo comportamento, embora somente se tenha apresentado as curvas para apenas um deles.

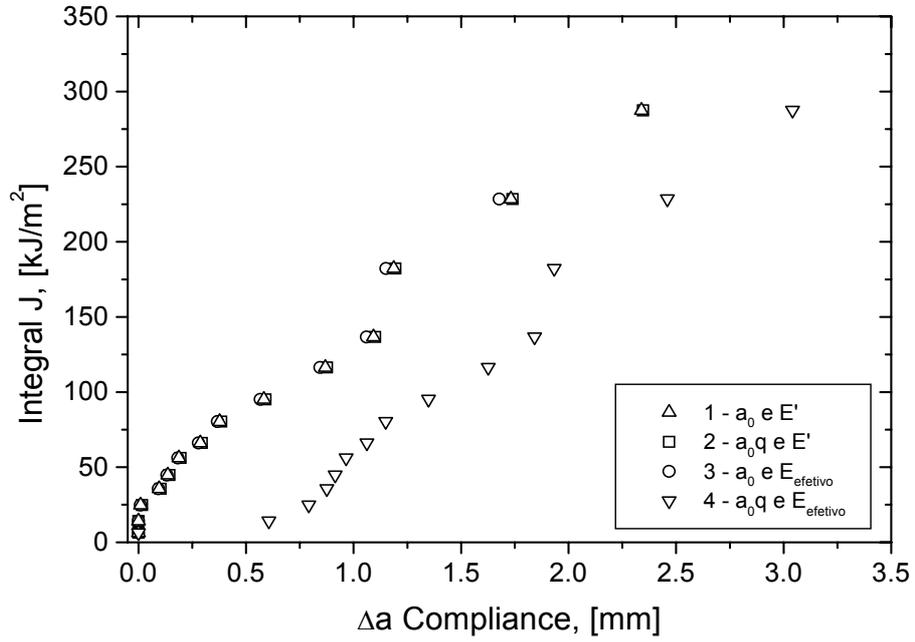


Figura 4.29 – Curvas J-R comparativas. Glare 1 3/2 T.

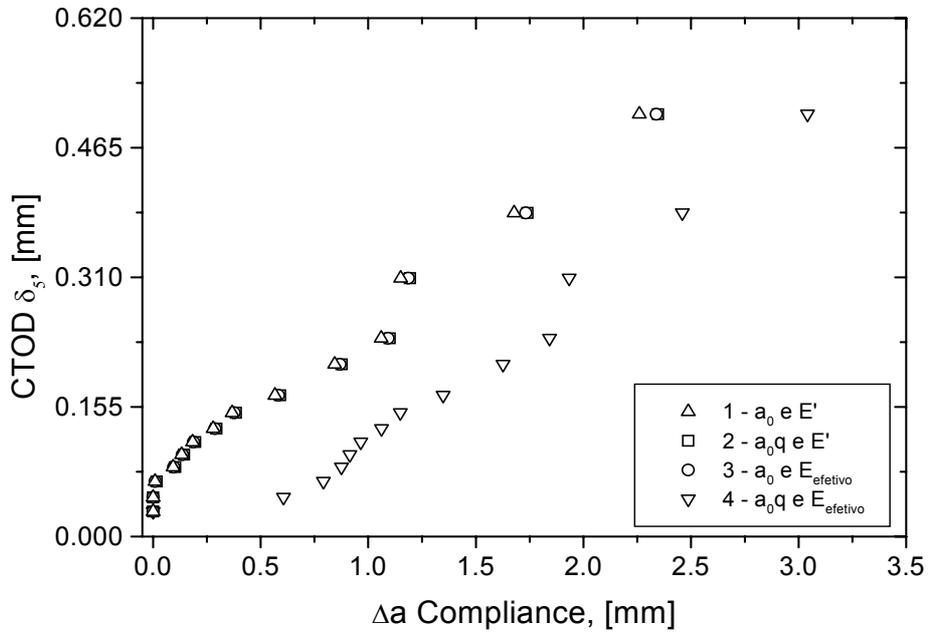


Figura 4.30 – Curvas δ_5 -R comparativas. Glare 1 3/2 T.

4.2.5 – Valores de crescimento de trinca (Δa)

Os comprimentos iniciais de trinca obtidos utilizando-se o método da variação da flexibilidade elástica (*compliance*), a_o , e o método ótico, a_{of} , podem ser vistos nas tabelas 4.3 e 4.4.

Conforme pode ser visto na tabela 4.3, as diferenças entre os comprimentos iniciais de trinca são pequenas, apresentando boa correlação entre o mensurado fisicamente e o estimado pela técnica das descargas parciais. Conforme verificado anteriormente, não há diferença significativa entre as curvas de resistência quando as mesmas são calculadas utilizando-se os valores de crescimento inicial de trinca a_o ou a_{oq} , desta forma, o critério indicado pela norma para validação do crescimento inicial de trinca, que estabelece que as diferenças entre a_{of} e a_{oq} devem ser inferiores a $0,01W$, foi utilizado para comparar a_{of} e a_o .

Como pode ser observado, todos os corpos de prova apresentaram diferença superior ao critério estabelecido, entretanto, é importante ressaltar que a norma tomada como referência para a realização deste trabalho, é uma norma desenvolvida para materiais isotrópicos e homogêneos, ou seja, a maioria dos materiais metálicos. Sendo assim, nem todos os critérios de qualificação de resultados estabelecidos pela norma podem ser adequados para os laminados fibra-metal, que são materiais com comportamento ortotrópico. Cabe ainda ressaltar que as equações utilizadas para o cálculo da *compliance* são equações desenvolvidas para materiais metálicos, desta forma, para os laminados fibra-metal, é provável que algumas modificações devam ser realizadas nas mesmas para que estas representem adequadamente a variação de flexibilidade sofrida pelos corpos de prova durante o ensaio de descargas parciais, embora os resultados apresentados no presente trabalho indicam que o método parece ser aplicável.

Observando a tabela 4.4, verifica-se que as diferenças entre os comprimentos iniciais de trinca, ótico e estimado, do laminado Glare 1 3/2 com entalhes no sentido das fibras, são menores que as observadas no laminado testado com entalhe perpendicular a orientação das fibras. Entretanto, verifica-se que os critérios estabelecidos na ASTM E1820 (2001) também não são obedecidos, pois as diferenças entre ambos os comprimentos iniciais são superiores à $0,01W$.

Tabela 4.3 – Diferença entre os comprimentos iniciais de trinca, óticos (a_{of}) e estimados (a_0), para o laminado Glare 1 3/2, entalhe perpendicular às fibras, corpos de prova SE(B).

Material	Corpo de prova	a_{of} [mm] Medido fisicamente	a_0 [mm] Estimado <i>compliance</i>	$a_{of} - a_0$ [mm]
Glare 1 3/2 T	19	12,96	12,35	0,61
	20	12,80	11,98	0,82
	21	12,85	12,18	0,67
	22	12,77	12,19*	0,58
	23	12,90	12,23	0,67
	24	12,95	12,07	0,88
Valores médios		12,89 ± 0,07	12,16 ± 0,14	

* Descargas de 20% da carga nominal, valor não utilizado no cálculo da média.

Tabela 4.4 – Diferença entre os comprimentos iniciais de trinca, óticos (a_{of}) e estimados (a_0), para o laminado Glare 1 3/2, entalhe no sentido das fibras, corpos de prova SE(B).

Material	Corpo de prova	a_{of} [mm] Medido fisicamente	a_0 [mm] Estimado <i>Compliance</i>	$a_{of} - a_0$ [mm]
Glare 1 3/2 L	1L	12,61	12,26	0,35
	2L	12,74	12,39	0,35
	3L	12,82	12,28	0,54
Valores médios		12,72 ± 0,11	12,31 ± 0,07	

Segundo a norma ASTM E1820 (2001), os valores de propagação preditos pela técnica de descargas parciais e aqueles fisicamente mensurados na última descarga realizada, devem ser comparados. Nas tabelas 4.5 e 4.6 são apresentados os crescimentos finais de trinca obtidos pelo dois métodos e as diferenças entre eles, para cada um dos corpos de prova ensaiados do laminado Glare 1 3/2.

Tabela 4.5 – Diferença entre o crescimento final de trinca, ótico (Δa_f) e estimado (Δa), para o laminado Glare 1 3/2, entalhe perpendicular às fibras, corpos de prova SE(B).

Corpo de prova	Δa_f [mm] Ótico	Δa [mm] Compliance (Total)	$\Delta a_f - \Delta a$ [mm]	Δa [mm] Compliance (Descarreg.)	$\Delta a_f - \Delta a$ [mm]	Δa [mm] Compliance (Recarreg.)	$\Delta a_f - \Delta a$ [mm]
19	2,49	2,01	0,48	2,56	-0,07	2,35	0,14
20	2,67	1,94	0,73	2,51	-0,16	2,34	0,33
21	2,86	2,43	0,43	2,90	-0,04	2,80	0,06
22	3,89*	2,61*	1,28	-	-	-	-
23	3,05	2,70	0,35	3,10	-0,05	2,98	0,07
24	2,16	1,99	0,17	2,32	-0,16	2,14	0,02
	$2,65 \pm 0,34$	$2,21 \pm 0,33$		$2,68 \pm 0,32$		$2,52 \pm 0,35$	

* Descargas de 20% da carga nominal, valor não utilizado no cálculo da média.

Tabela 4.6 – Diferença entre o crescimento final de trinca, estimado (Δa) e ótico (Δa_f), para o laminado Glare 1 3/2, entalhe no sentido das fibras, corpos de prova SE(B).

Corpo de prova	Δa_f [mm] Ótico	Δa [mm] Compliance (Total)	$\Delta a_f - \Delta a$ [mm]	Δa [mm] Compliance (Descarreg.)	$\Delta a_f - \Delta a$ [mm]	Δa [mm] Compliance (Recarreg.)	$\Delta a_f - \Delta a$ [mm]
1L	1,47	1,80	-0,33	1,34	-0,13	1,13	-0,34
2L	2,81	2,82	-0,02	2,88	-0,07	2,74	-0,07
3L	3,65	3,80	-0,15	4,06	-0,41	3,90	-0,25
	$2,64 \pm 1,10$	$2,81 \pm 1,00$		$2,76 \pm 1,36$		$2,59 \pm 1,39$	

Observando os valores encontrados para o crescimento final de trinca do laminado Glare 1 3/2 com entalhe perpendicular às fibras (tabela 4.5), verifica-se que os valores preditos utilizando-se a *compliance* determinada pela inclinação total da curva descarga/recarga, encontram-se subestimados quando comparados aos medidos oticamente. Já para aqueles obtidos mediante a *compliance* calculada

utilizando-se a linha de descarregamento do ciclo de descarga parcial, verifica-se que, para a maioria dos corpos de prova, os valores de propagação de trinca são maiores que os óticos, indicando que esta forma de cálculo leva a uma superestimação da propagação da trinca, especialmente para o corpo de prova SE(B) 22, onde as descargas realizadas foram menores. Verificação semelhante a esta já havia sido feita anteriormente, quando da observação das curvas de resistência, J-R e δ_5 -R, que mostravam um crescimento aparente de trinca para valores baixos de carga, já durante as primeiras descargas realizadas.

Os valores de crescimento de trinca estimados pela *compliance* da linha de recarregamento são os que apresentam as menores diferenças com relação aos óticos, sendo ligeiramente menores que estes. Este fato está de acordo com as observações anteriormente feitas, de que as curvas de resistência J-R e δ_5 -R assim determinadas, são as que mais se assemelham as curvas obtidas óticamente.

Com relação aos requisitos da norma ASTM E1820 (2001), os quais estabelecem que para propagações de trinca menores que $0,2b_0$ a diferença entre estimado e medido fisicamente não deve exceder $0,15\Delta a_f$ (crescimento físico) e $0,03b_0$ para propagações além de $0,2b_0$, verifica-se que os crescimentos de trinca determinados utilizando-se a *compliance* da linha de descarregamento dos corpos de prova SE(B) 19 e SE(B) 21, não atendem aos requisitos da norma.

Da mesma forma, verifica-se que o crescimento final de trinca obtido para o corpo de prova SE(B) 22 não atende ao estabelecido pela norma, devendo ser considerado inválido. Cabe ressaltar que as curvas de resistência já demonstravam o comportamento irregular deste corpo de prova, indicando que o nível de descarregamento, 20% da carga nominal, é insuficiente para a determinação de curvas de resistência em laminados Glare 1 3/2 unidirecionais, com trincas perpendiculares ao entalhe.

Com relação aos valores de crescimento final de trinca apresentados para o laminado Glare 1 3/2 testado com entalhe longitudinal às fibras, observa-se que existe grande variação entre os valores encontrados para os três corpos de prova testados, principalmente para o corpo de prova SE(B) 1L, que apresentou crescimento final de trinca bastante inferior aos demais. O motivo deste menor crescimento não pôde ser apurado, devendo estar associado a algum parâmetro sobre o qual não se teve controle durante o ensaio. Já os dois outros corpos de prova, embora apresentem diferenças no crescimento final de trinca alcançado, os valores são mais coerentes

com o comportamento esperado para os mesmos, ou seja, apresentando propagações de trinca superiores ao laminado Glare 1 3/2 testado com entalhe perpendicular às fibras.

Para o laminado Glare 1 3/2 com entalhe longitudinal às fibras, quando aplicam-se os critérios para crescimento final de trinca da norma ASTM E1820 (2001) verifica-se que os valores obtidos para o corpo de prova SE(B) 1L, com Δa obtido pela compliance total da curva de descarga/recarga e também da linha de recarregamento, não obedecem os critérios estabelecidos. Da mesma forma, para o corpo de prova SE(B) 2L verifica-se que o crescimento final de trinca adquirido utilizando-se a compliance da linha de descarregamento também não obedece aos critérios da ASTM E1820 (2001).

Aqui é importante ressaltar que, embora não se tenha observado boa concordância de resultados para os tamanhos iniciais de trinca obtidos pela técnica de descargas parciais, segundo procedimentos normalizados para materiais metálicos, o fato de os comprimentos finais de trinca, obtidos utilizando-se a *compliance* da linha de recarregamento, estarem de acordo com os critérios estabelecidos na norma encoraja para se afirmar que esta técnica é adequada para determinação do crescimento de trinca em FMLs. Outra constatação importante está relacionada à forma apresentada pelas curvas de resistência dos FMLs, obtidas utilizando-se a compliance da linha de recarregamento, as quais possuem forma bastante semelhante as curvas de resistência de materiais metálicos. Este fato contribui ainda mais para a afirmação de que a técnica das descargas parciais, desde que submetida a maior pesquisa, pode ser aplicável a FMLs.

4.2.6 – Valores de iniciação J_Q e δ_{5Q}

Com base nas constatações feitas anteriormente, as curvas de resistência obtidas com a *compliance* da linha de recarregamento foram selecionadas para a determinação dos valores de iniciação J_Q e δ_{5Q} . Embora não exista ainda consenso sobre quais valores de tenacidade devam ser considerados como valores de iniciação em FMLs, é possível ter uma noção clara dos valores aproximados dos mesmos observando-se as curvas mostradas nas figuras 4.31 e 4.32, onde é possível observar os pontos classificados como válidos para a determinação da curva de regressão do

laminado Glare 1 3/2, com entalhe perpendicular às fibras, segundo os procedimentos preconizados na ASTM E1820 (2001) para materiais metálicos.

Para o laminado Glare 1 3/2 com entalhe no sentido das fibras, o procedimento descrito na norma ASTM E1820 (2001) foi seguido, entretanto, os pontos classificados como adequados para a determinação das curvas de regressão foram em número inferior ao estabelecido pela norma (5 pontos), sendo assim, os valores de J_Q e δ_{5Q} que serão apresentados, servem apenas para exemplificar o comportamento deste material, com fibras longitudinais, frente aquele testado com fibras transversais.

As tabelas 4.7 e 4.8 apresentam os valores de J_Q e δ_{5Q} para o laminado Glare 1 3/2 testado com entalhes paralelo e perpendicular às fibras, respectivamente.

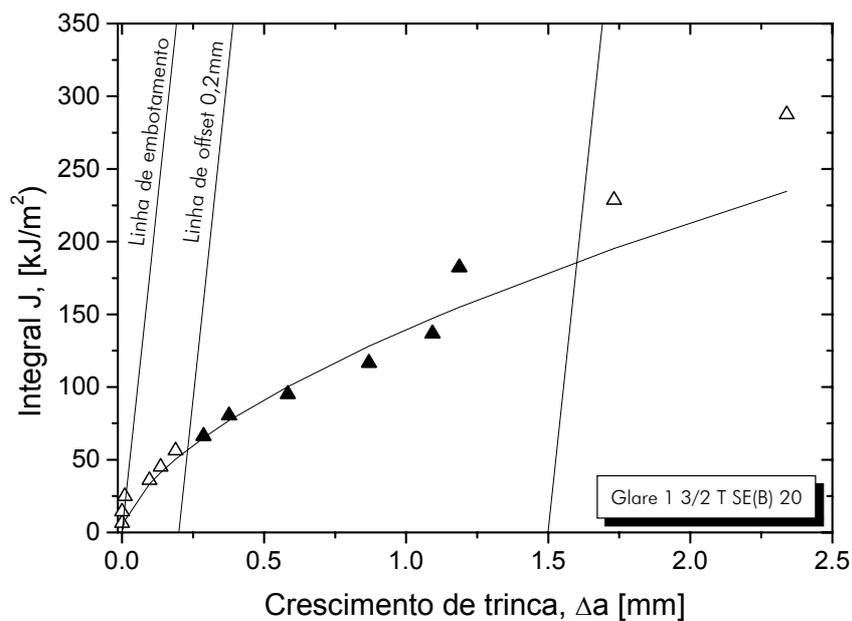


Figura 4.31 – Curva J-R exemplificando a determinação de J_Q . Glare 1 3/2 T.

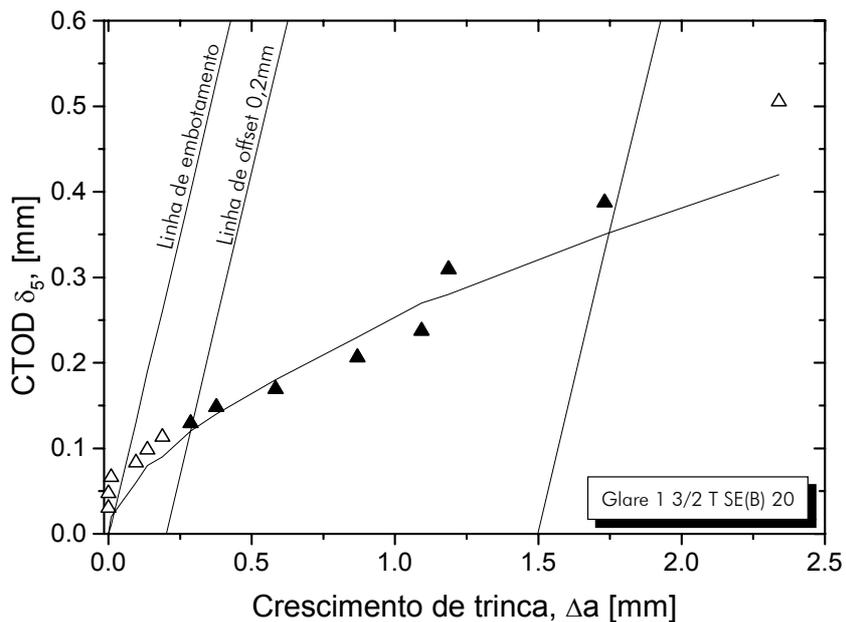


Figura 4.32 – Curva δ_5 -R exemplificando a determinação de δ_{5Q} . Glare 1 3/2 T.

Tabela 4.7 – Valores de iniciação J_Q para o laminado Glare 1 3/2 L e T, determinados a partir das curvas de resistência J-R.

Material	Corpo de prova	J_Q [kJ/m ²] Compliance	J_Q [kJ/m ²] (valores médios)	J_Q [kJ/m ²] Ótico	J_Q [kJ/m ²] (valores médios)
Glare 1 3/2 T	19	94,07*	51,90 ± 7,53	63,54	74,51 ± 14,06
	20	60,09		89,81	
	21	131,01*		84,27	
	22	201,75*		62,54*	
	23	50,37		56,47	
	24	45,26		78,48	
Glare 1 3/2 L	1L	28,28	23,66 ± 4,02	32,17	27,26 ± 4,90
	2L	20,95		27,26	
	3L	21,74		22,36	

* Valores não utilizados no cálculo da média.

Tabela 4.8 – Valores de iniciação δ_{5Q} para o laminado Glare 1 3/2 L e T, determinados a partir das curvas de resistência δ_5-R .

Material	Corpo de prova	δ_{5Q} [mm] Compliance	δ_{5Q} [mm] (valores médios)	δ_{5Q} [mm] Ótico	δ_{5Q} [mm] (valores médios)
Glare 1 3/2 T	19	0,129*	0,112 ± 0,01	0,108	0,116 ± 0,008
	20	0,120		0,113	
	21	0,144*		0,108	
	22	0,262*		0,106*	
	23	0,105		0,121	
	24	0,111		0,128	
Glare 1 3/2 L	1L	0,109*	0,075 ± 0,005	0,112*	0,087 ± 0,008
	2L	0,071		0,093	
	3L	0,078		0,082	

* Valores não utilizados no cálculo da média.

Como pode ser visto na tabela 4.7, os valores de iniciação J_Q , estimados mediante a compliance, apresentam dispersão acentuada. Alguns corpos de prova apresentaram valores bem mais elevados de iniciação, principalmente os corpos de prova SE(B) 19, 21 e 22. Nestes corpos de prova não foi possível seguir os requisitos estabelecidos na norma ASTM E1820 (2001) para a determinação da curva de regressão, pois o número de pontos classificados como adequados variou entre 2 e 3 pontos, número bem inferior ao exigido pela norma. Também ressalta-se que estes corpos de prova atingiram valores bem mais elevados de J que os demais, contribuindo para as diferenças observadas nos valores de iniciação J_Q . Face ao exposto, estes corpos de prova não devem ser considerados representativos da avaliação da tenacidade do material Glare 1 3/2 com entalhe perpendicular à fibras, mediante a metodologia das curvas de resistência.

Com relação aos valores de iniciação J_Q , determinados utilizando-se as curvas de resistência com crescimento determinado óticamente, apenas o corpo de prova SE(B) 22, com descargas de 20%, não obedece aos requisitos estabelecidos na ASTM E1820 (2001), para a determinação da curva de regressão. Entretanto, observa-se desvio padrão elevado para os valores encontrados.

Conforme pode ser visto na tabela 4.8, os valores de iniciação δ_{5Q} obtidos apresentam menor dispersão. De forma semelhante ao observado para os valores de

J_Q , os corpos de prova 19, 21 e 22 também não seguem os requisitos da norma quanto ao número de pontos necessários para a determinação da curva de regressão. Por outro lado, quando comparam-se os valores médios obtidos de iniciação J_Q e δ_{5Q} para as duas formas de determinação do crescimento de trinca, *compliance* e ótica, verifica-se que há boa correlação entre os valores de δ_{5Q} , entretanto, os valores de J_Q apresentam diferenças acentuadas.

A título de comparação com os valores de tenacidade, (K_{IC}), disponíveis na literatura (VERMA et al., 2001) para a liga de alumínio 7475-T76, liga constituinte do laminado Glare 1, foram determinados os valores de K_{JQ} , a partir dos valores de J_Q medidos, segundo a relação $K_{JQ} = (J_Q/E')^{1/2}$. A tabela 4.9 mostra os valores encontrados. Ressalta-se que os valores de K_{IC} apresentados para liga 7475-T76 são valores críticos.

Tabela 4.9 – Tenacidade à fratura dos laminado Glare 1 3/2 L e T estudados e da liga constituinte.

Material	Corpo de prova	J_Q [kJ/m ²] (compliance)	K_{JQ} [MPa.m ^{1/2}]	K_{IC} 7475-T76 [MPa.m ^{1/2}]
Glare 1 3/2 T	20	60,09	55,78	45
	23	50,37	51,07	
	24	45,26	48,41	
Glare 1 3/2 L	2L	20,95	31,20	45
	3L	21,74	31,78	

Observa-se que os valores de iniciação do laminado Glare 1 3/2, com entalhe perpendicular às fibras, são superiores ao valor de tenacidade à fratura da sua liga constituinte, reforçando as constatações já verificadas de que este laminado apresenta maior tenacidade que sua liga constituinte (CASTRODEZA et al., 2003, 2004). Este fato é particularmente importante em materiais aeronáuticos, pois quando a estrutura é dimensionada em função da sua tolerância a defeitos, materiais com maior tenacidade fornecerão estruturas mais leves. Já para o laminado Glare 1 3/2, com entalhe no sentido das fibras, verifica-se que o mesmo apresenta comportamento semelhante ao da sua liga constituinte, com valores de iniciação próximos aos críticos da mesma.

Os valores médios de δ_{5Q} obtidos para o laminado Glare 1 3/2 com entalhe perpendicular às fibras mostram-se adequados para valores de iniciação, sendo ligeiramente inferiores a metade do valor δ_5 crítico existente na literatura para estes materiais, o qual é da ordem de 0,367mm (CASTRODEZA *et al*, 2003, 2004). É importante notar que os valores reportados na literatura correspondem ao ponto de carga máxima ou, se houver, ao ponto de instabilidade.

Caso fossem seguidos todos os procedimentos e requisitos da ASTM E1820, os valores de iniciação apresentados nas tabelas 11 e 12 seriam valores provisórios de iniciação, entretanto os mesmos devem atender determinados requisitos para tornarem-se efetivamente a tenacidade à fratura do material. Um dos requisitos estabelecidos na ASTM E1820 (2001) para qualificar J_Q como J_{IC} , um valor de tenacidade à fratura independente do tamanho, é o seguinte:

$$B, W-a_0 > 25 J_Q / \sigma_y$$

A tabela 14 mostra os valores obtidos para este critério de qualificação. Foram considerados apenas os corpos de prova do laminado Glare 1 3/2, orientação transversal, que não apresentaram restrições quanto ao número de pontos utilizados para desenvolvimento da curva de regressão. Ressalta-se que, para o laminado Glare 1 3/2, orientação longitudinal, faz-se a comparação meramente a título exemplificativo, por razões já expostas anteriormente.

Tabela 4.10 – Qualificação dos valores de iniciação J_Q para o laminado Glare 1 3/2 L e T. Corpos de prova SE(B).

Material	Corpo de prova	J_Q [kJ/m ²] <i>Compliance</i>	$25 J_Q / \sigma_y$	B [mm]	W – a_0 [mm]
Glare 1 3/2 T	20	60,09	1,64	1,42	12,31
	23	50,37	1,38	1,42	12,07
	24	45,26	1,24	1,42	12,13
Glare 1 3/2 L	2L	20,95	1,52	1,42	12,27
	3L	21,74	1,58	1,42	12,26

Conforme pode ser observado na tabela 4.10, para o laminado Glare 1 3/2, orientação transversal, para os corpos de prova SE(B) 23 e 24, o critério de qualificação de J_Q como um valor de iniciação de tenacidade à fratura é satisfeito. É importante observar que, mesmo quando o critério relativo à espessura B não é obedecido, o valor obtido encontra-se bastante próximo à espessura do laminado. Assim, se o laminado Glare tivesse sido testado em outros empilhamentos, como o 4/3 e 5/4, por exemplo, seria altamente provável que os valores de iniciação obtidos atenderiam os critérios de qualificação. Caso isto fosse verificado, estar-se-ia medindo um valor de tenacidade que seria uma propriedade do material, independente da geometria do corpo de prova. Por outro lado, se as curvas de resistência obtidas ao longo do trabalho fossem independentes do tamanho, as mesmas poderiam ser consideradas como uma propriedade do material, podendo ser utilizadas para a determinação de valores tecnológicos de componentes aeronáuticos, independentemente do tamanho e espessura dos mesmos. Infelizmente corroborar se as curvas de resistência obtidas podem ser consideradas propriedade dos materiais testados está fora do escopo do presente trabalho.

Face aos bons resultados encontrados, há forte indicação de que a técnica das descargas parciais utilizada para obtenção das curvas de resistência do laminado Glare 1, é efetiva para aplicação em FMLs. É, entretanto, necessário que mais ensaios sejam realizados para que se possa fazer esta afirmação com certeza.

CAPÍTULO V

CONCLUSÕES

O objetivo deste trabalho foi verificar a aplicabilidade da técnica das descargas parciais na determinação de curvas de resistência ao crescimento de trincas de laminados fibra-metal (FMLs) unidirecionais, seguindo as linhas principais da metodologia indicada pela norma ASTM E1820 (2001) que utiliza corpos de prova de geometria SE(B) e C(T) para a determinação das mesmas. Foram estudados os FMLs Arall 2 3/2, com entalhe longitudinal às fibras, e Glare 1 3/2 com entalhes transversais e longitudinais às fibras. De acordo com os resultados apresentados, podem ser formuladas as seguintes conclusões:

- De um modo geral a técnica das descargas parciais mostrou-se aplicável para a avaliação do crescimento estável de trincas nos ensaios de mecânica da fratura de laminados fibra-metal unidirecionais.
- As curvas de resistência J-R e δ_5 -R obtidas apresentaram forma semelhante às curvas de resistência de materiais metálicos e, com muito menor crescimento estável de trinca, similar às curvas de resistência de laminados fibra-metal obtidas de corpos de prova M(T), muito maiores em tamanho.
- A similaridade entre as curvas de resistência J-R e δ_5 -R para ambos os laminados testados indica que há uma forte correlação entre estes parâmetros, quando aplicados a laminados fibra-metal. O resultado está de acordo com pesquisas recentes no assunto.
- O sistema ótico utilizado para acompanhar a propagação da trinca no laminado Glare 1 3/2 mostrou-se eficaz para a avaliação do crescimento final de trinca, no entanto, o mesmo apresenta limitações, principalmente devido à incapacidade de detectar crescimento de trinca nos instantes iniciais do ensaio.

- A técnica das descargas parciais mostrou-se de aplicação simples e eficiente para a avaliação do crescimento estável de trincas do laminado Arall 2 3/2. A diferença entre os crescimentos finais de trinca estimados pela técnica das descargas parciais e os crescimentos físicos ficou sempre dentro dos limites aceitos pela norma ASTM E1820 (2001).
- No laminado Glare 1 3/2, seja testado com entalhes paralelos ou perpendiculares às fibras, a técnica das descargas parciais mostrou-se de aplicação mais complexa que no laminado Arall 2 3/2, principalmente devido a ocorrência do fenômeno de histerese nas curvas carga vs. deslocamento durante os testes. Nesse caso, verificou-se que a influência da histerese na determinação do crescimento de trinca é minimizada aumentando-se a amplitude do descarregamento aplicado. Descarregamentos da ordem de 50% da carga nominal produzem histereses com regiões lineares de extrema importância para a avaliação da variação da flexibilidade (*compliance*) do corpo de prova durante os testes.
- No laminado Glare 1 3/2 verificou-se que a correta avaliação do crescimento estável de trinca pela técnica das descargas parciais é fortemente dependente do procedimento utilizado para a determinação da *compliance* do corpo de prova. Dentre os três procedimentos utilizados neste trabalho o que apresenta melhores resultados é aquele onde a *compliance* é determinada utilizando-se a inclinação da linha de recarregamento do ciclo de descarga parcial.
- No laminado Glare 1 3/2, com entalhes perpendiculares às fibras, os crescimentos finais de trinca estimados pela técnica das descargas parciais apresentaram boa correlação com os determinados utilizando-se o sistema ótico. A diferença entre ambos esteve sempre dentro dos limites estabelecidos pela ASTM E1820 (2001).
- Os valores de K_{JQ} do laminado Arall 2 3/2, calculados a partir dos valores de iniciação J_Q estimados utilizando-se as curvas de resistência obtidas, mostraram boa coerência com os valores críticos de K_{IC} da liga de alumínio 2024-T3 publicados na literatura.

- Os valores de iniciação J_Q obtidos para o laminado Glare 1 3/2, quando expressos em termos de K_{JQ} , mostram boa coerência com os valores críticos de K_{IC} publicados na literatura para a liga de alumínio 7475-T76. A conformidade do valor de J_Q com os critérios da ASTM E1820 (2001), verificada para alguns corpos de prova, indica que a pequena espessura deste laminado não deve ser considerada como um fator limitante para a avaliação da tenacidade à fratura utilizando metodologias elasto-plásticas. Este resultado encoraja para a continuação das pesquisas utilizando-se a metodologia da ASTM E1820 (2001) na determinação de curvas de resistência e valores de tenacidade à fratura de FMLs a partir de corpos de prova pequenos.
- Devido à menor resistência mecânica apresentada pelo Glare 1 3/2 com entalhes longitudinais às fibras, durante o presente trabalho não foi possível realizar um número adequado de descargas parciais antes do carregamento máximo, segundo os procedimentos da ASTM E1820 (2001). A princípio, o método de descargas parciais parece ser adequado, mas é preciso realizar mais testes para chegar a melhores conclusões.
- A metodologia das descargas parciais não mostrou-se adequada para a estimativa do tamanho inicial de trinca. O emprego do procedimento descrito na ASTM E1820 (2001) gerou tamanho inicial de trinca sempre inferior ao mensurado fisicamente, de forma que os limites constantes da norma não foram obedecidos. Este fato sugere a continuação das pesquisas de forma a se determinar o melhor procedimento para a obtenção do tamanho inicial da trinca pela técnica das descargas parciais para FMLs.
- De uma maneira geral pode-se dizer que a técnica das descargas parciais permitiu a determinação de curvas de resistência de FMLs com bom grau sucesso, entretanto, a afirmação de que esta técnica é realmente aplicável para determinação de curvas de resistência de laminados fibra-metal depende da continuação das pesquisas.

CAPÍTULO VI

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AFAGHI-KHATIBI, A., LAWCOCK, G., YE, L., MAI, Y. W., 2000, "On the fracture mechanical behaviour of fibre reinforced metal laminates (FRMLs)", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, v. 185, pp. 173-190,.
- AFAGHI-KHATIBI, A., LAWCOCK, G., YE, L., MAI, Y. W., 1998, "Effect of fibre/matrix adhesion on residual strength of notched composite laminates, *Composites Part A*, v29A, pp. 1525-1533.
- AFAGHI-KHATIBI, A., YE, L., 1997, "Residual Strength Simulation of Fiber Reinforced Metal Laminates Containing a Circular Hole", *Journal of Composite Materials*, v. 31, pp. 1885-1904.
- AFAGHI-KHATIBI, A., YE, L., MAI, Y. W., 1997, "Effects of Constituent Properties on Residual Strength of Notched Fiber Reinforced Metal Laminates", In: *Proceedings of the Ninth International Conference on Fracture*, v. 2, pp. 643-650, Sydney, Australia.
- ANDERSON, T. L., 1995, *Fracture Mechanics: Fundamentals and Applications*, 2nd ed., USA, CRC Press,.
- ASTM D5045/93, "Standard Test Method for Plane-Strain Fracture Toughness and Strain Energy Release Rate of Plastic Materials", In: 1993 Annual Book of ASTM Standards, ASTM, Philadelphia.
- ASTM E399/90, "Standard test method for plane-strain fracture toughness" In: 1991 Annual Book of ASTM Standards, Section 3, v. 03.01, pp. 485-515, ASTM, Philadelphia.
- ASTM E561/99, "Standard practice for R-curve determination", In: 1999 Annual Book of ASTM Standards, vol. 3.01, pp. 509-521, ASTM, Philadelphia.
- ASTM E813/89, "Standard test method for J_{IC} , A measure of fracture toughness, In: 1989 Annual Book of ASTM Standards, pp. 713-727, ASTM, Philadelphia.

- ASTM E1152/87, "Standard test for determining J-R curves", In: 1987 Annual Book of ASTM Standards, pp. 825-835, ASTM, Philadelphia.
- ASTM E1290/89, "Standard method for crack tip opening displacement (CTOD) fracture toughness measurement", In: 1989 Annual Book of ASTM Standards, ASTM, Philadelphia.
- ASTM E1737/96, "Standard test for J-integral characterization of fracture toughness", In: 1996 Annual Book of ASTM Standards, pp. 1-24, ASTM, Philadelphia.
- ASTM E1820/01, "Standard Test Methods for Measurement of Fracture Toughness", In: 2001 Annual Book of ASTM Standards, v. 03.01, pp. 1-45, ASTM, Philadelphia.
- ASUNDI, A., CHOI, A. Y. N., 1997, "Fiber metal laminates: An advanced material for future aircraft", *Journal of Materials Processing Technology*, v. 63, pp. 384-394.
- BEGLEY, J. A., LANDES, J. D., 1972, "The J-integral as a fracture criterion", Fracture Toughness, *In: Proceeding of the 1971 National Symposium on Fracture Mechanics*, Part II, ASTM STP 514, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, pp 1-20.
- BETEGÓN, C. and HANCOK, J. W., 1991, "Two-parameter characterization of elastic-plastic crack-tip fields", *Journal of Applied Mechanics*, vol. 58, pp. 104-110.
- BISWAS, K., 1994, "Notch tip deformation and J-integral analysis for implant weldability test specimen", *International Journal of Fracture*, vol 67, pp. 99-116.
- BORGONJE, B., IJPMA, M. S., 't Hart, W. G. J., 2001, *Corrosion*, In: Vlot, A., Gunnink, J. W. (eds.), *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, 1st ed., chapter 28, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers.
- BROEK, D., 1988, *The Practical Use of Fracture Mechanics*, 1st ed. The Netherlands, Kluwer Academic Publishers,.
- BUCCI, R. J., MUELLER, L. N., VOGELISANG, L. B., GUNNINK, J. W., "ARALL, 1989, *Laminates*, In: Vasudevan, A. K., Doherty, R. D. (eds), *Aluminium Alloys – Contemporary Research and Applications*, Treatise on Materials Science and Technology, v. 31, 1 st ed., chapter 10, USA, Academic Press Inc.,

- CALLISTER, W. D., 1994, *Materials Science and Engineering*, 3rd Ed. New York, John Wiley & Sons Inc.
- CASTRODEZA, E. M., 1998, *Avaliação da Tenacidade à Fratura de Compósitos Laminados Metálicos de Ligas de Alumínio com Epóxi Reforçado por Fibras*, Tese M.Sc., COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.
- CASTRODEZA, E. M., 2002, *Desenvolvimento e avaliação de técnicas experimentais para os estudo da mecânica da fratura de laminados fibra-metal*, Tese D.Sc., COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.
- CASTRODEZA, E. M., YAWNY, A., IPIÑA J. E. P., BASTIAN, F. L., 2002, "Fracture micromechanisms of fibre-metal laminates. In-situ SEM observations", *J Comp Mat*, v.36, pp. 387-400.
- CASTRODEZA, E. M., IPIÑA J. E. P., BASTIAN, F. L., 2002, "Experimental techniques for fracture toughness determination of unidirectional fibre-reinforced metal laminates", *Fatigue Fracture Mat. Struct.*, v. 25, pp. 999-1008.
- CASTRODEZA, E. M., BASTIAN, F. L., IPIÑA J. E. P., 2003, "Critical fracture toughness, J_c and δ_{5c} , of unidirectional fibre-metal laminates", *Thin-walled Structures*, v. 41, pp. 1089-1101.
- CASTRODEZA, E. M., IPIÑA J. E. P., BASTIAN, F. L., 2004, "Fracture toughness evaluation of unidirectional fibre metal laminates using traditional CTOD (δ) and Schwalbe (δ_5) methodologies", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 71 (maio), pp. 1107-1118.
- CHABANET O., STEGLICH D., BESSON J., HEITMANN V., HELMANN D., BROCKS W., 2003, "Predicting crack growth resistance of aluminium sheets", *Computational Material Science*, v. 26, pp. 1-12.
- CHANG, C., 1999, *Avaliação do fenômeno de indentação nos laminados Arall e Glare*, Projeto de Formatura, PEMM/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.
- CHAVES, G. Q., 2003, *"Influência da Umidade na Tenacidade à Fratura de Laminados Fibra-Metal unidirecionais"*, Tese M.Sc., COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.

- CHAWLA, K. K., 1998, *Composite materials science and engineering*, Springer-Verlag New York.
- CLARKE, G. A., ANREWS, W. R., PARIS, P. C., SHIMIDT, D. W., 1976 “Single specimen tests for J_{IC} determination“, *Mechanics of Crack Growth, ASTM STP 590*, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, pp. 27-42.
- CLARKE, G. A., LANDES, J. D., 1977, “Toughness testing of materials by J-integral techniques“, *Conference Proceedings – Toughness Characterization and Specifications for HSLA and Structural Steel*, ed. P. L. MAND+GONON, J. R., The Metallurgical Society of AIME, pp. 79-111.
- CLARKE, G. A., 1991, “Single specimen test for J_{IC} determination – Revisited“, *Fracture Mechanics: Thirteenth conference, ASTM STP 743, Richard Roberts, Ed.* American Society for Testing and Materials, Philadelphia, pp. 553-575.
- COTTERELL, B., ATKINS, A. G. 1996, “A review of the J and I integrals and their implication for crack growth resistance and toughness in ductile fracture“, *International Journal of Fracture*, vol. 81, pp. 357-372.
- DANIEL, I. M., ISHAI, O., 1994, *Engineering mechanics of composite materials*, Oxford University Press.
- DE JONG, T. W., KROON, E., SINKE, J., *Formability*, In: Vlot, A., Gunnink, J. W. (eds.), 2001, *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, 1st ed., chapter 22, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers.
- DE VRIES, T. J., 2001, *Residual strength*, In: Vlot, A., Gunnink, J. W. (eds.), *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, 1st ed., chapter 13, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers.
- DE VRIES, T. J., 2001, *Blunt and sharp notch behavior of Glare laminates*, 1st ed., The Netherlands, DUP Science.
- DE VRIES, T.J., HOLLEMAN, E., 1995, “An R-curve approach to fracture analysis of some Glare grades” (BE2040 subtask 5.1-d), Memorandum M-687, *Faculty of Aerospace Engineering*, Delft University of Technology, The Netherlands.
- DORNHEIN, M., A., 1995, “Low-fatigue material saves weight in A380” *Aviation Week & Space Technology*.

- EVANCHO, J. W., 2001, *Secondary applications*, In: Vlot, A., Gunnink, J. W. (eds.), *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, 1 st ed., chapter 20, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers.
- ENGINEERING MATERIALS ADVISORY SERVICES LTD, 1980, "The Measurement of Crack Length and Shape during Fracture and Fatigue".
- ERNEST, H. A., PARIS, P. C. , LANDES, J. D. 1981, "Estimation on J-Integral and tearing modulus T from a single specimen test record", *ASTM STP 743*, pp. 476-502.
- EWALDS, H.L., WANHILL, R.J.H., 1991, *Fracture Mechanics*, Desftse Uitgevers Maatschappij, The Netherlands.
- GARG, A.C., TROTMAN, C.K., 1980, "Influence of Water on Fracture Behaviour of Random Fiber Glass Composites", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 13, pp. 357-370.
- GLARE & ARALL, 2000, *Laminates*, Aviation Equipment Prospect,.
- HEERENS, J., SCHÖDEL, M., 2003, "On the Determination of Crack Tip Opening Angle, CTOA, using Light Microscopy and δ_5 Measurement Technique", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 70, pp. 417-426.
- HERTZBERG, R. W., 1976, *Deformation and Fracture Mechanics of Engineering Materials*, 1st ed. USA, John Wiley & Sons.
- HOOIJMEIJER, P. A., 2001, "Burn-through and lightning strike", In: Vlot, A., Gunnink, J. W. (eds.), *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, 1st ed., chapter 26, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers.
- JEE, D. H., KANG, K. J., 2000, "A method for optimal material selection aided with decision making theory", *Materials and Design*, v.21, pp. 199-206.
- JIN, Z. H., BATRA, R. C., 1996, "Residual strength of centrally cracked metal/fiber composite laminates", *Materials Science and Engineering A*, v. 216, pp. 117-124.
- KAWAI, M., HACHINOHE, A., 2002, "Two-stress level fatigue of unidirectional fiber-metal hybrid composite: GLARE 2", *International Journal of Fatigue*, v.24, pp. 567-580.

- KUANG, J. H., CHEN, Y. C., 1996, "The values of J-integral within the plastic zone", *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 55 No 6, pp.869-881.
- LANDES, J. D., WALKER, H, CLARKE, G. A., 1979, "Evaluation of estimations procedures used in J-integrals testing". *Elastic-Plastic Fracture, ASTM STP 668*, J. D. LANDES, H. WALKER, G. A. CLARKE, eds, *American Society for Testing Materials*, Philadelphia, pp. 266-287.
- MACHERET, J., BUCCI, R. J., 1993, "A Crack Growth Resistance Curve Approach to Fiber/Metal Laminate Fracture Toughness Evaluation", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 45, n. 6, pp.729-739.
- MARISSSEN, R., 1984, "Flight Simulation Behavior of Aramid Reinforced Aluminium Laminates (ARALL)", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 19, n. 2, pp. 261-277,
- NIKISHKOV, G. P., HEERENS, J., SCHWALBE, K. H., 1999, "Transformation of CTOD δ_5 to CTOD δ_{BS} and J-integral for 3PB- and CT-specimens", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 63, pp 573-589.
- PAPAKYRIACOU, M., SCHIJVE, J., STANZL-TSCHEGG, S. E., 1997, "Fatigue Crack Growth Behaviour of Fibre Metal Laminate Glare 1 and Metal Laminate 7475 with Different Blunt Notches", *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, v.20, pp. 1573-1584.
- PARIS, P., SIH, G., 1965, "Stress Analysis of Cracks", Fracture Toughness Testing and its Application, ASTM STP 381, *American Society for Testing and Materials*, pp. 30-81.
- RAHMAN, S., BRUST, F. W., 1992, "An estimation method for evaluating energy releases rates of circumferential though – wall cracked pipe welds", *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 43, No 3 pp. 414-430.
- RICE, J. R., 1968a, "A Path independent integral and the approximative analysis of strains concentration by notches and cracks", *Journal of Applied Mechanics - Transactions of the ASME*, pp. 379-386.
- RICE, J.R., 1968b, *In Fracture*, vol. 2, Academic Press, New York, pp. 191-911.

- RICE, J. R., 1976, "Elastic plastic fracture mechanics", *The Mechanics of Fracture*, P. Erdogan, eds., *American Society of Mechanical Engineers*, pp. 23-53.
- RICE, J. R., PARIS, P. C., MERKLE, J. G., 1973, "Progressing flaw growth and fracture testing", *ASTM STP 536*, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, pp. 231-245.
- RITCHIE, R. O., YU, W., AND BUCCI, R. J., 1989, "Fatigue Crack Propagation in ARALL Laminates: Measurement of the Effect of Crack-Tip Shielding from Crack Bridging", *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 32, No. 3, pp. 361-377.
- ROEBROEKS, G. H. J. J., 2001, *Glare features*, In: Vlot, A., Gunnink, J. W. (eds.), *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, 1st ed., chapter 2, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers.
- SAXENA, A., 1998, *Nonlinear Fracture Mechanics for Engineers*, 1st ed., USA, CRC Press.
- SCHMIDT, H., J., SCHMIDT-BRANDECKER, B. OHRLOFF, N., FLEISCHER T. 1999, "Current status of research and development activities for the fuselage of a large airbus acilrcraft." In: *Proceeding of the 20th ICAF Symposium*, pp. 537-552, Bellevue.
- SCHWALBE, K. H., 1995, "Introduction of δ_5 as an operational definition of the CTOD and its practical use", In: *Fracture Mechanics, ASTM STP 1256, American Society for Testing and Materials*, pp. 763-778.
- SCHWALBE, K. H., HEERENS, J., HELLMANN, D., CORNEC, A., 1986, "Relationships Between Definitions of The Crack Opening Displacement", In: *The Crack Tip Opening Displacement in Elastic-Plastic Fracture Mechanics*, pp. 133-153, Springer-Verlag.
- SCHWALBE, K. H., HELLMAN, D., HEERENS, J., KNAACK, J., MULLER-ROSS, J., 1985, "Measurement of stable crack growth including detection of initiation of growth using the DC potential drop and the partial unloading methods", *ASTM STP 856*, pp. 338-362.
- SCHWALBE, K. H., ZERBST, U., 2000, "The Engineering Treatment Model", *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, v. 77, pp. 905-918.

- SHIM. D. J., ALDERLIESTEN R. C., SPEARING S. M., BURIANEK D. A., 2003, "Fatigue crack growth prediction in GLARE hybrid laminates", *Composites Science and Technology*. V. 63, pp1759-1767.
- SIH, G. C., LIEBOWITZ, H., 1968, *Mathematical Theories of Brittle Fracture*, In: H. Liebowitz, *Fracture, An Advanced Treatise*, 1 st ed., Chapter 2, USA, Academic Press.
- SMITH, W. F., 1990, *Principles of Materials Science and Engineering*, 2^a Ed., Mc Graw Hill.
- STRUCTURAL LAMINATES COMPANY, 1994, *QA Reports n°. B0319B-2, B1008B-1, B0904A-3*, 510 Constitution Blvd., New Kensington, PA 15068.
- SUMPTER, J. D. G, 1999, "An Alternative View of R Curve Testing", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 64, pp. 161-176.
- VASSILAROS, M. G., JOYCE, J. A., GUDAS, J. P., 1980 "Effects of specimen geometry on the J-R curve for ASTM 533B steel". *Fracture Mechanics*, In: *Proceeding of the National Symposium, ASTM STP 700, American Society for Testing and Materials*, Philadelphia, pp. 252-270.
- VLOT, A., 1996, "Impact Loading on Fibre Metal Laminates", *International Journal of Impact Engineering*, v. 18, n.3, pp. 291-307.
- VLOT, A., Glare, 2001 *History of the Development of a New Aircraft Material*, 1st ed., Dordrecht, Kluwer Academic Publishers.
- VLOT, A., GUNNINK, J. W., 2001, *Fibre Metal Laminates - an introduction*, Kluwer Academic Publishers,.
- VLOT, A., VAN INGEN, J. W., 1998 "Delamination resistance of post-stretched fibre metal laminates", *Journal of Composite Materials*, v.32, n.19, pp. 1785-1805.
- VOGELESANG, L. B., VLOT, A., 2000 "Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures", *Journal of Materials Processing Technology*, v. 103, pp. 1-5,

WELLS, J. K., BEAUMONT, P. W. R., 1987, "The Prediction of R-curves and Notched Tensile Strength for Composite Materials", *Journal of Materials Science*, Vol. 22, pp. 1457-1468,.

WITTENBERG, T. C., VAN BATEN, T. J., DE BOER A., 2001, "Design of fibre metal laminate shear panels for ultra-light capacity aircraft", *Aircraft Design*, pp. 99-113.

WU, H. F., WU, L. L., 1994, "MIL-HDBK-5 Design Allowables for Fibre/Metal Laminates: ARALL 2 and ARALL 3", *Journal of Materials Science Letters*, v.13, pp.582-585.

ZWEBEN, C., HAHN, H. T., CHOU, T. W., 1989, *Mechanical behavior and properties of composite materials*, v. 1, Technomic Publishing Co, Inc,.