AVALIAÇÃO DAS CURVAS DE RESISTÊNCIA DE LAMINADOS GLARE BIDIRECIONAIS

Camila Finamore Gomes de Almeida

DISSERTAÇÃO 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. Eduardo Hippert Júnior, D.Sc.

Prof. Luiz Carlos Pereira, D.Sc.

RIO DE JANEIRO, RJ – BRASIL OUTUBRO DE 2007

ALMEIDA, CAMILA FINAMORE GOMES DE

Avaliação das Curvas de Resistência de Laminados Glare Bidirecionais [Rio de Janeiro] 2007

XIX, 111 p. 29,7 cm (COPPE/UFRJ, M.Sc., Engenharia Metalúrgica e de Materiais, 2007)

Dissertação – Universidade Federal do Rio de Janeiro, COPPE

1. Mecânica da Fratura

2. Laminados fibra-metal bidirecionais

3. Curvas de Resistência

I. COPPE/UFRJ II. Título (série)

À minha mãe Lucia e ao meu esposo Marcus.

AGRADECIMENTOS

A Deus, que me deu a vida e proporcionou esta oportunidade, por meio do convite do Prof. Bastian, sem que me desse conta de que este era o momento certo para o mestrado. Obrigada, Senhor, por abençoar minha vida a cada dia.

Ao meu querido e amado esposo, Marcus, por todo amor, companheirismo, incentivo e compreensão durante todo o mestrado e sempre. Te amo muito.

Aos meus pais, pela minha criação e formação dos meus princípios e valores. À minha mãe, em especial, pelo seu amor incondicional, por estar sempre de mãos dadas comigo, me incentivando em todos os momentos de minha vida. Ao meu irmão Renan e à minha cunhada Gisele pelas palavras de conforto e incentivo sempre.

À avó Lourdes e ao avô José (*in memorian*), pilares de sustentação da minha família e fontes de inspiração. Obrigada a toda a família por sempre torcer e acreditar em mim.

Aos meus orientadores Prof. Fernando Luiz Bastian e Enrique Mariano Castrodeza, pela confiança, pela excelente orientação e dedicação inestimável durante todo o mestrado.

Ao Prof. Ericksson Rocha e Almendra, que sempre acreditou em mim. Obrigada por estar sempre presente e pelas suas palavras de incentivo.

Aos amigos do Laboratório de Materiais Compósitos: Ana Angélica, Aline, Ana Beatriz, Bruna, Camila, Carol, Ledjane, Marta, Marcelo, Marília, Raphael, Fabiola e Thayara, muito obrigada pelo apoio, carinho e, principalmente, pela amizade. Aos alunos de iniciação científica Fernando, Marcelo e Edgard pelo auxílio durante os ensaios.

Às amigas Nívea e Ingryd muito obrigada pelas palavras amigas e de apoio sempre.

Ao Programa de Engenharia Metalúrgica e de Materiais pela contribuição à minha formação e pelo apoio à realização dessa pesquisa.

Ao CNPq e à FAPERJ pelo apoio financeiro durante o desenvolvimento dessa dissertação.

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

AVALIAÇÃO DAS CURVAS DE RESISTÊNCIA DE LAMINADOS GLARE BIDIRECIONAIS

Camila Finamore Gomes de Almeida

Outubro/2007

Orientadores: Fernando Luiz Bastian Enrique Mariano Castrodeza

Programa: Engenharia Metalúrgica e de Materiais

O presente trabalho teve como objetivo a avaliação das curvas de resistência ao crescimento de trinca em laminados Glare bidirecionais, a partir de ensaios de descargas parciais em duas geometrias: C(T) e M(T). No caso da geometria M(T), foram utilizadas as equações propostas na ASTM E561, para o cálculo da flexibilidade elástica. Adicionalmente à metodologia das descargas parciais, utilizou-se um sistema ótico, para o acompanhamento, em tempo real, do crescimento da trinca durante os ensaios em ambas as geometrias. Para a avaliação da tenacidade à fratura desses materiais, foram utilizadas as metodologias de integral *J* e CTOD de Schwalbe. Embora haja a necessidade de mais estudos para determinar o melhor procedimento para a realização dos ensaios de descargas parciais na geometria M(T), as curvas de resistência obtidas ($J-\Delta a \in \delta_5-\Delta a$) pelas geometrias C(T) e M(T), tanto pelo método da flexibilidade elástica como oticamente, apresentaram boa correspondência entre si. Isto mostra que as curvas-*R* obtidas a partir de corpos de prova pequenos (W = 50,0 mm) podem ser utilizadas para estimar valores de tenacidade à fratura desses materiais, minimizando a necessidade de ensaios em grandes painéis.

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

CRACK RESISTANCE CURVES EVALUATION OF BIDIRECTIONAL GLARE LAMINATES

Camila Finamore Gomes de Almeida

October/2007

Advisors: Fernando Luiz Bastian Enrique Mariano Castrodeza

Department: Metallurgical and Materials Engineering

The objective of this work was the evaluation of crack resistance curves of bidirectional Glare laminates obtained by elastic compliance technique using C(T) and M(T) specimens. In the case of M(T) specimens equations from ASTM E561 were used for elastic compliance calculation. Additionally, an optical system was also used for real time crack growth evaluation during tests. Fracture toughness was measured through a recently proposed experimental methodology based on elastic-plastic methodologies (J-Integral and CTOD δ_5). The results show good similarity between R-curves obtained from C(T) and M(T) specimens, with crack growth measured optically and estimated by the elastic compliance technique. Although more study is necessary for better comprehension of this behaviour, R-curves obtained from small specimens (C(T)) might be applicable to predict fracture toughness of bidirectional fiber-metal laminates, without testing large panels.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS	x
LISTA DE TABELAS	xv
LISTA DE SÍMBOLOS	xvii
CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO	1
CAPÍTULO 2 – REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	4
2.1 – LAMINADOS FIBRA METAL	4
2.1.1. Origem	4
2.1.2. Nomenclatura	5
2.1.4. Propriedades	8
2.1.5. Aplicação	15
2.2 – MECÂNICA DA FRATURA APLICADA AOS FMLS	18
2.2.1. Metodologias para avaliar a tenacidade à fratura em FMLs	19
2.2.1.1. Curvas de Resistência	19
2.2.1.2. Integral <i>J</i>	22
2.2.1.3. Cálculo da integral J nos FMLs	25
2.2.1.4. CTOD de Schwalbe	27
2.2.2. Alguns trabalhos sobre tenacidade à fratura aplicada a FMLs	
CAPÍTULO 3 – MATERIAIS E MÉTODOS	32
3.1 – MATERIAIS	32
3.2 – METODOLOGIA EXPERIMENTAL	35
3.2.1. Corpos de prova	35
3.2.1.1. Corpo de prova C(T)	37
3.2.1.2. Corpo de prova M(T)	37
3.2.2. Dispositivos anti-flambagem	
3.2.3. Instrumentação dos corpos de prova	40
3.2.4. Determinação da propagação da trinca	43
3.2.4.1. Método das Descargas Parciais	44

3.2.4.2. Método Ótico	
3.2.5. Ensaios	
3.2.6. Obtenção das curvas de resistência	
CAPÍTULO 4 – RESULTADOS E DISCUSSÃO	50
4.1 – LAMINADO GLARE 3 5/4 0,3	50
4.1.1. Corpos de prova C(T)	50
4.1.1.1. Curvas <i>P-CMOD</i> e <i>P</i> - δ_5	50
4.1.1.2. Avaliação do crescimento da trinca	
4.1.1.3. Curvas de resistência <i>J</i> - Δa e δ_5 - Δa	53
4.1.2. Corpos de prova M(T)	
4.1.2.1. Curvas <i>P-CMOD</i> , <i>P-v</i> e <i>P-δ</i> ₅	
4.1.2.2. Avaliação do crescimento da trinca	
4.1.2.3. Curvas de resistência <i>J</i> - Δa e δ_5 - Δa	
4.1.3. Comparação entre as curvas-R obtidas para corpos de prov	va C(T) e
M(T)	
4.1.3.1. Curvas <i>J</i> -Δ <i>a</i>	
4.1.3.2. Curvas δ_5 - Δa	
4.2 – LAMINADO GLARE 3 3/2 0,3	
4.2.1. Corpos de prova C(T)	
4.2.1.1. Curvas <i>P-CMOD</i> e <i>P-δ_5</i>	
4.2.1.2. Avaliação da propagação da trinca	64
4.2.1.3. Curvas de resistência J - Δa e δ_5 - Δa	
4.2.2. Corpos de prova M(T)	
4.2.2.1. Curvas <i>P-CMOD</i> , <i>P-ν</i> e <i>P-δ</i> ₅	
4.2.2.2. Curvas de resistência J - Δa e δ_5 - Δa	
4.2.3. Comparação entre as curvas-R obtidas pelos corpos de pro-	va C(T) e
M(T)	
4.3 – LAMINADO GLARE 4 3/2 0,3 LONGITUDINAL	
4.3.1. Corpos de prova C(T)	
4.3.1.1. Curvas <i>P-CMOD</i> e $P-\delta_5$	
4.3.1.2. Avaliação do crescimento da trinca	

4.3.1.3. Curvas de resistência J - Δa e δ_5 - Δa	
4.4 – LAMINADO GLARE 4 3/2 0,3 TRANSVERSAL	
4.4.1. Corpos de prova C(T)	
4.4.1.1. Curvas <i>P-CMOD</i> e <i>P</i> - δ_5	
4.4.1.2. Avaliação do crescimento da trinca	
4.4.1.3. Curvas de resistência <i>J</i> - Δa e δ_5 - Δa	80
4.4.2. Corpos de prova M(T)	85
4.4.2.1. Curvas <i>P-CMOD</i> , <i>P-v</i> e <i>P-δ</i> ₅	85
4.4.2.2. Avaliação do crescimento da trinca	
4.4.2.3. Curvas de resistência <i>J</i> - Δa e δ_5 - Δa	
4.4.3. Comparação entre as curvas-R obtidas pelos corpos de prova	C(T) e
M(T)	90
4.5 – CONSIDERAÇÕES SOBRE AS CURVAS- <i>R</i> OBTIDAS	
4.6 – ESTIMATIVA DOS VALORES DE $J_{\rm C}$ E $\delta_{\rm 5C}$ PARA OS	FMLs
ESTUDADOS	
CAPÍTULO 5 – CONCLUSÕES	102
REFERÊNCIAS	106

LISTA DE FIGURAS

- Figura 1 Esquema representativo de um laminado unidirecional na disposição 3/2.
- Figura 2 Arranjo bidirecional de fibras num laminado com empilhamento 3/2.
- Figura 3 Comparação do dano por corrosão no laminado Arall 3 (esquerda) e na liga 2024-T3 [12].
- Figura 4 Comparação da resistência ao impacto do Glare 3, Glare 4 e da liga 2024-T3 [12].
- Figura 5 Curvas de comprimento de trinca em função do número de ciclos de carregamento para laminados Glare e Arall, em empilhamento 3/2 (espessura 1,35 mm) e a liga 2024-T3 (espessura 2,00 mm) [12].
- Figura 6 Esquema do mecanismo de restrição à abertura da trinca causado pelas fibras intactas [16].
- Figura 7 Porta do compartimento de carga do C-17. Arall 3 4/3 [25].
- Figura 8 Flap do cargueiro C-130. Arall 3 2/1 [25].
- Figura 9 Cobertura dorsal do T-38. Arall 3 2/1 [25].
- Figura 10 Demonstrador de um painel de fuselagem incluindo os reforços e longarinas [26].
- Figura 11 Aplicação de painel de Glare na fuselagem do A380 [19].
- Figura 12 Curvas esquemáticas de resistência e de "força impulsora" para placas finas contendo uma trinca centralizada [6].
- Figura 13 Relação entre J e crescimento estável da trinca (Δa) [32].
- Figura 14 A integral J como uma função da área sob o diagrama P-v [39].
- Figura 15 Esquema de medição do CTOD de Schwalbe para corpos de prova de geometria C(T).
- Figura 16 Resistência residual vs 2a/W, em corpos de prova sujeitos a flambagem [6].
- Figura 17 Ensaio de tração do Glare 3 3/2 0,3.

- Figura 18 Representação esquemática dos dispositivos desenvolvidos para a realização do ensaio em corpos de prova M(T).
- Figura 19 Projeto do dispositivo para a fixação do corpo de prova M(T).
- Figura 20 Corpo de prova C(T), com W = 50 mm, modificado para facilitar a instrumentação.
- Figura 21 Corpo de prova M(T). Em geral, L = 1.5W [16].
- Figura 22 Dispositivo anti-flambagem adaptado para corpo de prova C(T).
- Figura 23 Projeto das placas anti-flambagem desenvolvidas para corpos de prova M(T), mostrando a placa com canaleta (a) e a placa "cega" (b).
- Figura 24 Placas anti-flambagem para corpos de prova M(T).
- Figura 25 Extensômetro Instron 2620-530 modificado para a medição de δ_5 [16].
- Figura 26 Marcas utilizadas para a acomodação do extensômetro modificado de δ_5 .
- Figura 27 Corpo de prova C(T) com os dois extensômetros, pronto para ser testado.
- Figura 28 Corpo de prova M(T) do Glare 3 5/4, instrumentado pronto para o ensaio.
- Figura 29 Detalhe da fixação dos extensômetros no corpo de prova M(T).
- Figura 30 Detalhe da fixação do *clip* de CMOD de acordo com a ASTM E561 [3].
- Figura 31 Gráfico P vs. CMOD típico de um teste de descargas parciais [31].
- Figura 32 Exemplo de medição do tamanho de trinca no material Glare 3 5/4 0,3, em determinado estágio de carregamento (descarga 17).
- Figura 33 Instrumentação geral do corpo de prova C(T) do Glare 3 5/4 0,3, com aquisição digital para o acompanhamento do crescimento da trinca.
- Figura 34 Registro P-CMOD.
- Figura 35 Registro P- δ_5 .
- Figura 36 Fotografias mostrando a evolução do crescimento da trinca durante o ensaio do corpo de prova C(T)01.
- Figura 37 Curvas *J*-∆*a*, obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.

- Figura 38 Curvas δ_5 - Δa obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.
- Figura 39 Registro P-CMOD.
- Figura 40 Registro *P*-*v*.
- Figura 41 Registro P- δ_5 .
- Figura 42 Dados experimentais 2a/W versus $E_M Bv/P$, dos corpos de prova M(T) do Glare 3 5/4 0,3.
- Figura 43 Curvas J- Δa obtidas após a correção da equação para o cálculo do comprimento da trinca.
- Figura 44 Curvas δ_5 - Δa obtidas após a correção da equação para o cálculo do comprimento da trinca.
- Figura 45 Comparação entre as curvas J- Δa obtidas pelo método da flexibilidade elástica, para corpos de prova C(T) e M(T).
- Figura 46 Comparação entre as curvas *J*- Δa obtidas pelo método ótico, para corpos de prova C(T) e M(T).
- Figura 47 Comparação entre as curvas δ_5 - Δa obtidas pelo método da flexibilidade elástica, para corpos de prova C(T) e M(T).
- Figura 48 Comparação entre as curvas δ_5 - Δa obtidas pelo método ótico, para corpos de prova C(T) e M(T).
- Figura 49 Registro *P-CMOD* do laminado Glare 3 3/2 0,3, corpo de prova C(T)05.
- Figura 50 Registro P- δ_5 do laminado Glare 3 3/2 0,3, corpo de prova C(T)05.
- Figura 51 Curvas *J*- Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.
- Figura 52 Curvas δ_5 - Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.
- Figura 53 Registro *P-CMOD*, corpo de prova M(T)03.
- Figura 54 Registro *P*-*v*, corpo de prova M(T)03.
- Figura 55 Registro *P*- δ_5 , corpo de prova M(T)04.

- Figura 56 Curvas *J*- Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova M(T) testados.
- Figura 57 Curvas δ_5 - Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova M(T) testados.
- Figura 58 Representação da ocorrência de flambagem em curvas $K_{\rm R}$ -R para o Glare 2 3/2 0,3, obtidas por de Vries [6].
- Figura 59 Imagem, em detalhe, do corpo de prova M(T)03 antes de ser ensaiado, mostrando a distância em as placas anti-flambagem.
- Figura 60 Gráfico mostrando a propagação de trinca em cada descarga realizada, nos corpos de prova M(T) do Glare 3 3/2 0,3.
- Figura 61 Comparação entre as curvas J- Δa , obtidas pelo método ótico, dos corpos de prova C(T) e M(T) testados do Glare 3 3/2 0,3.
- Figura 62 Comparação entre as curvas δ_5 - Δa , obtidas pelo método ótico, dos corpos de prova C(T) e M(T) testados do Glare 3 3/2 0,3.
- Figura 63 Registro P-CMOD, corpo de prova C(T)08.
- Figura 64 Registro *P*- δ_5 , corpo de prova C(T)08.
- Figura 65 Curvas *J*- Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.
- Figura 66 Curvas δ_5 - Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.
- Figura 67 Registro *P-CMOD*, corpo de prova C(T)10.
- Figura 68 Registro *P*- δ_5 , corpo de prova C(T)10.
- Figura 69 Curvas *J*- Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.
- Figura 70 (a) Pontos de fixação do *clip* de CMOD. Em (b), detalhe do ponto de apoio do *clip*.
- Figura 71 Curvas δ_5 - Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.

- Figura 72 Curvas *J*- Δa do Glare 3 3/2, corpo de prova C(T)07, mostrando a correção de a_{oq} .
- Figura 73 Curvas *J*- Δa do Glare 4 3/2 L, corpo de prova C(T)08, mostrando as correções de $E_{\rm M}$ e $a_{\rm oq}$.
- Figura 74 Curvas *J*- Δa do Glare 4 3/2 T, corpo de prova C(T)10, mostrando as correções de $E_{\rm M}$ e $a_{\rm oq}$.
- Figura 75 Registro *P-CMOD*, corpo de prova M(T)05.
- Figura 76 Registro *P*-*v*, corpo de prova M(T)05.
- Figura 77 Registro P- δ_5 , corpo de prova M(T)05.
- Figura 78 Imagem do corpo de prova M(T)06 mostrando as placas anti-flambagem mais próximas.
- Figura 79 Curvas J-∆a, obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova M(T) testados.
- Figura 80 Curvas δ_5 - Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova M(T) testados.
- Figura 81 Comparação entre as curvas *J*- Δa obtidas pelo método ótico, para os corpos de prova C(T) e M(T) testados do Glare 4 3/2 0,3.
- Figura 82 Comparação entre as curvas δ_5 - Δa obtidas pelo método ótico, para os corpos de prova C(T) e M(T) testados do Glare 4 3/2 0,3.
- Figura 83 Exemplo da estimativa do valor de $J_{\rm C}$ para os FMLs estudados.
- Figura 84 Gráfico *J*- $\sigma_Y \delta_5$ dos corpos de prova C(T) do Glare 3 5/4 0,3.
- Figura 85 Gráfico *J*- $\sigma_Y \delta_5$ dos corpos de prova M(T) do Glare 3 5/4 0,3.
- Figura 86 Detalhe do gráfico J- $\sigma_Y \delta_5$ dos corpos de prova C(T) do Glare 3 5/4 0,3, mostrando os valores de tenacidade à fratura.
- Figura 87 Detalhe do gráfico J- $\sigma_Y \delta_5$ dos corpos de prova M(T) do Glare 3 5/4 0,3, mostrando os valores de tenacidade à fratura.
- Figura 88 Curva $J_{\rm C}$ versus $\sigma_{\rm Y}\delta_{\rm 5C}$ de todos os corpos de prova ensaiados, com os valores obtidos pelo método ótico.

LISTA DE TABELAS

- Tabela 1 Características dos laminados Arall e Glare [10].
- Tabela 2 Tipos de Glare que serão utilizados [6].
- Tabela 3 Propriedades mecânicas dos FMLs estudados.
- Tabela 4 Valores de E' para o Glare 4 3/2 0,3.
- Tabela 5 Comprimentos da trinca em corpos de prova C(T) de Glare 3 5/4 0,3.
- Tabela 6 Comprimentos da trinca em corpos de prova M(T) de Glare 3 5/4 0,3.
- Tabela 7 Comprimento inicial e crescimento da trinca do Glare 3 3/2 0,3, corpo de prova C(T).
- Tabela 8 Comprimentos e crescimento da trinca de corpos de prova C(T) do Glare 4 3/2 0,3 L.
- Tabela 9 Avaliação do comprimento e crescimento da trinca do Glare 4 3/2 0,3 T, geometria C(T).
- Tabela 10 Comprimento inicial e crescimento da trinca do Glare 4 3/2 0,3, geometria M(T).
- Tabela 11 Valores médios de tenacidade à fratura ($J_{\rm C} \mbox{ e } \delta_{5{\rm C}}$) obtidos a partir das curvas de resistência, com Δa obtido pelo método ótico, para ao os laminados estudados.
- Tabela 12 Análise da variância dos valores médios de $J_{\rm C}$, obtidos oticamente, para o Glare 3 5/4 0,3.
- Tabela 13 Análise da variância dos valores médios de δ_{5C} , obtidos oticamente, para o Glare 3 5/4 0,3.
- Tabela 14 Valores médios de tenacidade à fratura ($J_{\rm C} \mbox{ e } \delta_{5{\rm C}}$) obtidos a partir das curvas de resistência, com Δa obtido pelo método da flexibilidade elástica, apenas para o laminado Glare 3 5/4 0,3.
- Tabela 15 Análise da variância dos valores médios de $J_{\rm C}$, obtidos pelo método da flexibilidade elástica, para o Glare 3 5/4 0,3.

Tabela 16 – Análise da variância dos valores médios de δ_{5C} , obtidos pelo método da flexibilidade elástica, para o Glare 3 5/4 0,3.

LISTA DE SÍMBOLOS

- *a* comprimento da trinca
- $a_{\rm c}$ comprimento crítico da trinca
- *a*_i comprimento instantâneo da trinca
- a_{ij} coeficientes da matriz de flexibilidade
- $a_{\rm o}$ comprimento inicial da trinca
- a_{oe} comprimento inicial da trinca estimado pelo método das descargas parciais
- a_{of} comprimento inicial da trinca mensurado oticamente (físico)
- a_{oq} comprimento inicial da trinca determinado pelo método 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
- *b*_o ligamento remanescente original do corpo de prova
- $b_{(i)}$ ligamento remanescente instantâneo do corpo de prova
- *B* espessura do corpo de prova
- $B_{\rm N}$ espessura local do corpo de prova com entalhes laterais
- *C*_i flexibilidade elástica (*compliance*) do corpo de prova
- *E* módulo de elasticidade do material
- $E_{\rm M}$ módulo de elasticidade efetivo segundo ASTM E1152
- E_1 módulo de elasticidade paralelo à direção de laminação das chapas de alumínio
- E_2 módulo de elasticidade perpendicular à direção de laminação das chapas de alumínio
- *E'* módulo de elasticidade aparente
- *G* força motriz real para a propagação da trinca

- $G_{\rm I}$ energia disponível para o crescimento da trinca no modo I de carregamento
- J integral J, taxa de liberação de energia elástica linear ou não linear
- $J_{\rm C}$ valor estimado de tenacidade à fratura
- $J_{(i)}$ valor J de iniciação de crescimento estável
- $J_{el(i)}$ componente elástica de J
- $J_{\rm IC}$ tenacidade à fratura em termos de J
- $J_{\text{pl(i)}}$ componente plástica de J
- $J_{\rm Q}$ valor J candidato (provisório) a $J_{\rm IC}$
- *J-R* curva de resistência ao crescimento de trinca tendo como parâmetro de tenacidade a integral *J*
- *K* fator de intensidade de tensões
- $K_{\rm ef}$ fator de intensidade de tensões efetivo
- $K_{\rm I}$ fator intensidade de tensões no modo I de carregamento
- $K_{(i)}$ fator intensidade de tensões instantâneo
- $K_{\rm G}$ fator de intensidade de tensões em termos de G
- $K_{\rm IC}$ tenacidade à fratura em termos de K
- $K_{\rm JC}$ valor de $K_{\rm IC}$ obtido a partir de $J_{\rm C}$
- $K_{\rm R}$ fator de intensidade de tensões em termos de R
- *L*_o abertura do extensômetro
- *m* parâmetro relacionado ao estado de tensões
- *P* carga genérica aplicada a um corpo
- $P_{\rm f}$ carga de pré-trincamento por fadiga
- *R* resistência à propagação da trinca
- *v* deslocamento do ponto de aplicação da carga
- *W* largura do corpo de prova
- *Y* metade da distância de calibre

- *X,Y* coordenadas, respectivamente paralela e ortogonal ao eixo da trinca
- δ_5 CTOD de Schwalbe

 δ_{5C} valor crítico de δ_5

- δ_{5Q} valor δ_5 candidato (provisório) a δ_{5C}
- δ_5 -R curva de resistência ao crescimento de trinca tendo como parâmetro de tenacidade a integral δ_5
- Δa propagação da trinca
- $\Delta a_{\rm e}$ propagação da trinca determinado pelo método das descargas parciais
- $\Delta a_{\rm f}$ propagação da trinca medido oticamente
- $\eta \qquad fator \ de \ forma$
- *v* coeficiente de Poisson
- σ tensão real ou verdadeira
- $\sigma_{\rm i}$ tensão aplicada no instante *i*
- $\sigma_{\rm c}$ tensão crítica
- $\sigma_{\rm Y}$ valor médio entre o limite de escoamento e o limite de resistência

CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO

Já está bem estabelecido que os materiais compósitos são os materiais mais promissores para aplicações no setor aeronáutico, devido à conjunção única das suas propriedades, como elevada resistência específica e boa resistência à fadiga. Mas, comparado com as ligas de alumínio largamente utilizadas no meio aeronáutico, os compósitos poliméricos reforçados por fibras possuem algumas desvantagens como: são mais sensíveis ao impacto e sofrem degradações sob algumas condições de umidade e radiação ultravioleta. Dessa forma, visando maximizar as vantagens dos metais e dos compósitos reforçados por fibras e minimizar suas desvantagens, foi proposto, na década de 80, um novo conceito de materiais: os laminados fibra-metal [1].

Esse novo material consiste de camadas alternadas de metal e polímero reforçado por fibras, e passou a ser conhecido como Laminado Fibra-Metal (FML pelas suas siglas em inglês). Esses materiais combinam as melhores características dos compósitos poliméricos e dos metais, e apresentam vantagens sobre os materiais monolíticos, como elevada resistência, elevada rigidez, maior resistência à fadiga, baixa densidade e fácil adaptação para a função estrutural para a qual foram desenvolvidos. Melhorias adicionais podem ser adquiridas na resistência à corrosão, resistência ao desgaste, aparência, estabilidade térmica, isolamento térmico, condutividade térmica e isolamento acústico [2].

Durante os últimos anos, devido principalmente à tendência ao aumento no diâmetro das fuselagens das aeronaves (que se traduz em um incremento nas tensões atuantes), muita atenção tem sido voltada para a avaliação da tolerância ao dano em tais estruturas. Diante dos acidentes ocorridos, foi constatado que a tolerância ao dano não é simplesmente um problema de projeto estrutural, e sim uma combinação de seleção apropriada de materiais (com alta tenacidade, assim como alta resistência ao impacto, à fadiga e à corrosão), manutenção qualificada e melhor compreensão dos complexos modos de fratura.

Além disso, no projeto de uma aeronave, o peso da estrutura tem influência significativa no desempenho do vôo, na capacidade de transporte e no consumo de combustível. Uma estrutura com baixo peso é de extrema importância, pois a razão entre a máxima carga paga e o máximo peso de decolagem é uma medida da eficiência

de uma aeronave, que é melhorada com a redução do peso da estrutura. Então, para que haja economia de peso, altas tensões de projeto devem der adotadas, o que significa que serão necessários materiais de alta resistência específica [2]. Os laminados fibra-metal, que apresentam um conjunto muito atraente de propriedades, pois foram criados especialmente para esse tipo de aplicação, têm sido cada vez mais requisitados para aplicações em estruturas aeronáuticas, devido às suas vantagens em relação às ligas de alumínio tradicionalmente utilizadas.

Desde que o conceito de FMLs foi proposto, muitas investigações experimentais têm sido realizadas para avaliar o comportamento desses materiais na presença de defeitos. Com o objetivo de avaliar uma metodologia aplicável a esses materiais, alguns estudos têm utilizado a metodologia das curvas de resistência, baseada na norma ASTM E561 [3], muito utilizada em projetos aeronáuticos, que envolvem chapas finas. Essa metodologia caracteriza a resistência do material à propagação da trinca a partir do registro contínuo da tenacidade em dependência da extensão da trinca. No entanto, a realização de testes de acordo com essa norma apresenta algumas limitações, que justificam o atual interesse na aplicação de outras metodologias para a determinação das curvas de resistência em FMLs. Um exemplo pode ser a utilização de menores corpos de prova trincados em substituição aos grandes painéis descritos na norma. Isso permite reduzir significativamente o custo de testes de fratura, especialmente pelo menor consumo de material, assim como reduzir ou eliminar algumas das dificuldades experimentais da avaliação de curvas de resistência a partir de grandes painéis.

Diante do exposto, este trabalho teve como objetivo a avaliação de curvas de resistência de laminados Glare bidirecionais em duas geometrias: C(T) e M(T). Tendo em vista que a aplicabilidade do método das descargas parciais (flexibilidade elástica), descrita na norma ASTM E1820 [4], em corpos de prova C(T), W = 50,0 mm, já tem sido bastante estudada pelo nosso grupo de pesquisa, apresentando bons resultados, foram realizados ensaios de descargas parciais também em corpos de prova M(T), com W entre 200,0 e 300,0 mm. Neste caso, o cálculo da flexibilidade elástica baseou-se em equações propostas na norma ASTM E561 [3]. Adicionalmente à metodologia das descargas parciais, utilizou-se um sistema ótico, composto por microscópio ótico e câmera digital, para o acompanhamento, em tempo real, do crescimento da trinca durante os ensaios de ambas as geometrias. Além disso, dando continuidade às pesquisas anteriores do Laboratório de Mecânica da Fratura da COPPE/UFRJ, foram

utilizadas metodologias de integral *J* e de CTOD de Schwalbe para a avaliação da tenacidade à fratura desses materiais. As curvas de resistência obtidas, *J*- Δa e δ_5 - Δa , pelas geometrias C(T) e M(T) testadas, foram comparadas com o objetivo de verificar a aplicabilidade dos resultados obtidos a partir de corpos de prova pequenos (*W* = 50,0 mm) para estimar valores de tenacidade à fratura desses materiais, minimizando a necessidade de realização desses ensaios em grandes painéis.

CAPÍTULO 2 - REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 – LAMINADOS FIBRA METAL

2.1.1. Origem

Os Laminados Fibra-Metal (FMLs) pertencem a uma nova família de materiais compósitos estruturais e foram desenvolvidos visando sua utilização em aplicações que requeiram chapas finas com alta resistência ao crescimento de trincas por fadiga, em substituição às ligas monolíticas de alumínio normalmente usadas na confecção de estruturas primárias de aeronaves.

Esse material consiste em camadas finas de alumínio intercaladas com camadas de pré-impregnados (*prepegs*) de resina epóxi com fibras uni ou bidirecionais, de vidro ou aramida. Esses materiais combinam as melhores características de metais e materiais compósitos, resultando num material com propriedades únicas. Além disso, os laminados fibra-metal oferecem uma redução considerável no peso das estruturas, comparado com as estruturas metálicas, devido à menor densidade dos FMLs, além de níveis de tensão operacional mais elevados [5].

Os primeiros laminados metálicos (sem reforço por fibras) foram desenvolvidos pela indústria aeronáutica holandesa Fokker, após a Segunda Guerra, para a confecção de grandes painéis de alumínio com elevada rigidez, sem que houvesse a necessidade de grandes investimentos em equipamentos [6]. Esses laminados eram constituídos de chapas de alumínio, com mesma espessura, coladas entre si por um material adesivo. As chapas laminadas eram capazes de aumentar em 60% o tempo necessário para o crescimento de trincas vazantes por fadiga, comparado com as chapas de alumínio de mesma espessura. Isso é resultado da condição do estado plano de tensões em cada camada individual frente ao estado plano de deformações da chapa monolítica e, além disso, essa condição resulta em menores taxas de crescimento de trincas e no aumento da tenacidade à fratura [7].

A partir de 1978, na Faculdade de Engenharia Aeroespacial da Universidade de Tecnologia de Delft, também na Holanda, esses materiais foram aprimorados pela adição de fibras de reforço na camada adesiva. Após os primeiros testes, muito promissores, os laminados fibra-metal foram melhorados com relação à espessura das camadas de alumínio e das ligas utilizadas, bem como a fração volumétrica de fibras e o material adesivo [8]. Na primeira geração, os laminados desenvolvidos eram constituídos de chapas finas de alumínio alternadas com um adesivo polimérico reforçado com fibras de aramida (Arall[®]). Desde então, o material é notório por sua elevada tolerância a esforços, além de apresentar resistência considerável à fadiga e grande potencial em economia de peso da estrutura de aeronaves, o que resulta em economia de combustível e maior capacidade de carga paga [2].

Mais tarde, por volta de 1990, em uma tentativa de desenvolver melhorias nos laminados Arall, foram utilizadas fibras de vidro em substituição às fibras de aramida. Esses novos laminados receberam o nome comercial de Glare[®]. Nesses laminados, a adesão entre as fibras e a resina é muito maior do que a obtida para as fibras de aramida, o que permite obter uma fração volumétrica de fibras nos laminados Glare superior aos laminados Arall. Outras vantagens do Glare comparado com o Arall são: elevada resistência a tensões compressivas e trativas, melhor comportamento ao impacto, elevada deformação final e elevada resistência residual [2].

Em adição a isso, nos laminados Glare, diferentemente dos laminados Arall, nos quais o reforço por fibras para cada camada só pode ser unidirecional, as fibras de vidro podem distribuir-se uni ou bidirecionalmente em cada camada, de modo a atender a solicitações biaxiais às quais a estrutura pode estar submetida, como é o caso da fuselagem das aeronaves [9]. Isso pode ser alcançado devido às boas propriedades de adesão entre as fibras e a resina.

2.1.2. Nomenclatura

Nos laminados fibra-metal, a nomenclatura depende do tipo de empilhamento, da espessura das camadas metálicas e da orientação das fibras. Primeiramente, coloca-se o nome (Glare, por exemplo), seguido pelo tipo (1, 2, *etc.*) e, por último, a seqüência de empilhamento. Nesses laminados, a seqüência de empilhamento possui uma

nomenclatura do tipo n/m, no qual m indica o número de camadas de pré-impregnado e n, o número de camadas de alumínio intercaladas com os *prepegs*. Sempre se verifica n = m+1, isto é, as camadas de alumínio estão sempre em maior número protegendo as camadas de pré-impregnado contra a ação da atmosfera, já que a matriz epóxi é bastante sensível ao ambiente. As Figuras 1 e 2 mostram uma representação esquemática de um laminado no empilhamento 3/2, com fibras distribuídas uni e bidirecionalmente, respectivamente.



Figura 1 – Esquema representativo de um laminado unidirecional na disposição 3/2.



Figura 2 – Arranjo bidirecional de fibras num laminado com empilhamento 3/2.

O tipo de laminado indica a liga utilizada e a orientação das camadas de préimpregnado. Como exemplo, podemos citar o laminado com a seguinte nomenclatura: Glare 4B-4/3-0,4/0,3/0,3/0,4. Esse laminado é formado por quatro chapas da liga de alumínio 2024-T3, intercaladas por três camadas de pré-impregnado de fibra de vidro, no qual cada camada possui três pré-impregnados nas direções 90°/0°/90°. Além disso, as camadas de alumínio externas possuem espessura de 0,4 mm, enquanto as duas internas possuem apenas 0,3 mm [11]. A Tabela 1 [10] mostra alguns tipos de laminados comerciais, apresentando os tipos de liga e fibra utilizados, bem como as espessuras de cada camada e a orientação dos *prepegs*.

Laminado	Tipo de liga de Al	Espessura da camada de Al (mm)	Tipo de fibra	Orientação da fibra	Espessura do <i>prepeg</i> (mm)
Arall 2	2024-T3	0,2-0,4	Aramida	Unidirecional	0,210
Arall 3	7475-T76	0,3-0,4	Aramida	Unidirecional	0,210
Glare 1	7475-T76	0,3 - 0,4	Vidro	Unidirecional	0,250
Glare 2	2024-T3	0,2-0,4	Vidro	Unidirecional	0,250
Glare 3	2024-T3	0,2-0,4	Vidro	Cruzada	0,250
Glare 4	2024-T3	0,2-0,4	Vidro	Cruzada	0,375
Glare 5	2024-T3	0,51	Vidro	Cruzada	0,510

Tabela 1 – Características dos laminados Arall e Glare [10].

2.1.3. Fabricação

Os FMLs são fabricados em autoclave, sob temperatura e pressão adequadas. Antes do empilhamento e cura do material, as chapas de alumínio são tratadas quimicamente para melhorar a adesão da resina epóxi, normalmente utilizada, e para prevenir corrosão devido a uma possível entrada de umidade nas camadas de *prepegs*. Esse 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 [11]. As ligas de alumínio normalmente utilizadas nos laminados comerciais são a 2024-T3 e a 7475-T76, ambas de uso aeronáutico, com espessuras variando, em geral, entre 0,2 e 0,4 mm [8,12]. O adesivo epóxi reforçado por fibras 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.

Durante o processo de cura, são produzidas tensões residuais indesejáveis, devido aos diferentes coeficientes de dilatação térmica dos materiais constituintes, especialmente nos laminados constituídos pela liga 7475 [2]. Isso leva a uma situação de tensões trativas nas camadas de alumínio e tensões compressivas nas camadas de pré-impregnado [13]. Como esse estado de tensões não é benéfico para o comportamento em fadiga, alguns laminados sofrem um processo de pós-deformação após a cura, que resulta em uma pequena deformação plástica nas camadas de alumínio e deformação elástica nas camadas de pré-impregnados. Após esse processo, o estado de tensões resultante é de compressão nas camadas de alumínio e tração nas camadas de *prepegs* [14], favorável para o aumento da resistência à fadiga nas camadas metálicas. Em alguns casos esse tratamento de pós-deformação permite que o material fique praticamente insensível ao crescimento de trincas por fadiga [15]. Infelizmente esse processo não pode ser aplicado a estruturas complexas, com dupla curvatura, por exemplo, razão pela qual os materiais feitos com a liga 2024 são preferidos para esse tipo de estruturas.

2.1.4. Propriedades

Os FMLs são materiais compósitos e, portanto, as sua propriedades são dependentes das propriedades dos materiais constituintes e também das condições de processamento. Essa dependência os torna flexíveis para uma ampla faixa de aplicações, permitindo que certas propriedades sejam alcançadas, alterando-se o pré-impregnado (tanto o sistema fibra-resina quanto a fração volumétrica de fibras), a espessura das camadas metálicas ou a liga de alumínio empregada, a seqüência de empilhamento das camadas de *prepegs* (orientação das fibras) ou ainda os tratamentos superficiais do metal e o grau de pós-deformação. Evidentemente, o desenvolvimento tecnológico de um material como os laminados fibra-metal, desde os primeiros testes até se obter um produto com maturidade, confiável e com um grande conjunto de propriedades perfeitamente avaliadas, é um processo demorado [16].

Além das boas propriedades de fratura e fadiga (elevada tolerância ao dano e alta resistência residual) apresentadas pelos FMLs, podem-se citar, também, algumas outras propriedades melhoradas, se comparadas aos alumínios monolíticos [11,12], como:

- *Resistência à corrosão* – Todas as ligas de alumínio utilizadas na produção dos laminados são anodizadas e recobertas com um *primer* inibidor de corrosão. Além disso, as camadas externas de alumínio podem passar por um tratamento para melhorar a resistência à corrosão superficial [6]. As camadas de pré-impregnado protegem as camadas metálicas internas da corrosão ao longo da espessura, funcionando como uma barreira à corrosão. Por outro lado, as chapas de alumínio mais grossas são menos resistentes à corrosão que as chapas mais finas, cujo processo de resfriamento após a laminação é mais rápido, impedindo a precipitação de elementos de liga nos contornos de grão [17]. Dessa forma, enquanto o metal monolítico é completamente penetrado pela corrosão, os laminados apresentam apenas corrosão localizada (pites) na primeira interface fibra-resina, como mostrado na Figura 3. Por esse motivo, os FMLs são mais resistentes à corrosão que as ligas monolíticas tradicionais [11].



Figura 3 – Comparação do dano por corrosão no laminado Arall 3 (esquerda) e na liga 2024-T3 [12].

- *Densidade* – Dependendo do tipo e espessura do laminado, essa propriedade pode chegar a ser 25% menor que a densidade do alumínio monolítico [14]. Esse fato é devido à camada de *prepreg* que une as chapas de alumínio, que possui menor densidade em relação ao alumínio. Conforme o número de camadas aumenta, a densidade dos laminados Glare aproxima-se de 86% do valor do alumínio monolítico e para laminados Arall, a densidade tende a 75% do valor das ligas monolíticas [16].

- *Resistência ao fogo* – A resistência à chama do Glare é muito superior à das ligas de alumínio. As fuselagens atuais, confeccionadas em alumínio, fundem em 20 a 30 segundos no caso de fogo externo. Conseqüentemente, os passageiros serão expostos ao fogo, porque são necessários pelo menos 90 segundos para que a nave seja evacuada [12]. O laminado Glare mostrou capacidade de resistir às condições de fogo por períodos muito mais longos. Devido ao seu alto ponto de fusão, as fibras de vidro previnem a penetração do fogo nas camadas mais internas de alumínio, protegendo-as por um tempo significativamente maior [6]. Estudos revelaram que uma chama a óleo de 1100°C não consegue penetrar uma chapa de Glare 3 até mesmo após 15 minutos de exposição direta [18]. Medidas de temperatura feitas no lado não exposto do painel mostraram uma redução significante da transmissão de calor através da espessura, sendo a temperatura menor do que 300°C. Testes recentes aprovaram completamente o Glare para utilização em áreas de carga [2].

- Resistência ao impacto – O dano por impacto é bastante relevante em estruturas aeronáuticas. Pode ser causado por descuidos durante a manutenção (ex.: ferramentas derrubadas), colisões entre carros de serviço ou carga, colisões com aves, etc. [6]. Diferentemente dos materiais compósitos de matriz polimérica reforçados por fibras de vidro, a resistência ao impacto de laminados Glare é maior do que as ligas monolíticas de alumínio. Adicionalmente, os FMLs apresentam deformação plástica na região do impacto, o que não é evidente nos compósitos de matriz polimérica reforçada por fibras, permitindo uma rápida identificação da região danificada mediante inspeção visual [11]. A Figura 4 compara as respectivas energias de impacto que provocam trincas vazantes no Glare 3, Glare 4 e na liga de alumínio 2024-T3 [12].

- Resistência mecânica – As propriedades dos compósitos como resistência mecânica e rigidez dependem da fração volumétrica de fibras e das propriedades individuais dos materiais constituintes da fibra e da matriz. A variedade de configurações disponíveis em um laminado ocasiona uma complexidade na análise estrutural do mesmo, já que o progresso de danos é mais complexo nesses materiais do que em materiais monolíticos. Os FMLs unidirecionais comerciais conseguem ter uma resistência melhorada de até

60% com relação à liga constituinte, dependendo do tipo de fibras utilizado como reforço. Os valores de limite de escoamento podem ser, em alguns casos, pouco menores que os correspondentes às ligas constituintes, mas o limite de escoamento específico é maior [11]. Já os laminados Glare bidirecionais possuem limite de resistência superior às ligas de alumínio nas direções longitudinal e transversal à direção de laminação das ligas [19].



Figura 4 – Comparação da resistência ao impacto do Glare 3, Glare 4 e da liga 2024-T3 [12].

- *Usinagem, fabricação e reparos* – A usinagem e fabricação de estruturas de laminados fibra-metal podem ser feitas utilizando-se as mesmas ferramentas e processos usados paras as ligas de alumínio [11]. Para a detecção de trincas em FMLs, o número de ciclos de fadiga requerido para que a trinca cresça de um tamanho detectável até o tamanho crítico pode ser significativamente maior se comparado às ligas de alumínio. Isso implica em um intervalo mais longo entre as inspeções, proporcionando uma redução de custo de manutenção [18]. Os reparos dos FMLs podem ser realizados utilizando-se os mesmos procedimentos para as ligas de alumínio convencionais [12]. Uma aplicação bastante promissora para o Glare 3 e 4 é no reparo de fuselagens de alumínio [12].

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 as correspondentes a uma estrutura monolítica de alumínio [6], como pode ser visto na Figura 5.



Figura 5 – Curvas de comprimento de trinca em função do número de ciclos de carregamento para laminados Glare e Arall, em empilhamento 3/2 (espessura 1,35 mm) e a liga 2024-T3 (espessura 2,00 mm) [12].

Essas excelentes propriedades de fadiga têm origem no mecanismo de restrição à abertura das faces da trinca, também conhecido como mecanismo de "ponteamento" da trinca (*crack bridging*), que consiste na transferência das tensões das camadas metálicas, na região trincada, para as fibras através da camada de adesão entre as fibras e resina epóxi [8]. No caso da extensão da trinca perpendicular à direção das fibras, enquanto a trinca se propaga pelas camadas de alumínio, ocorre delaminação controlada entre o metal, a resina epóxi e a interface com as fibras, o que resulta em redistribuição das tensões na região trincada. A ocorrência dessa delaminação entre o metal e a resina epóxi permite que as fibras fiquem individualmente intactas e distribuídas nas faces da trinca, produzindo uma redução do fator intensidade de tensões efetivo (K_{ef}) das camadas metálicas na ponta da trinca [15,20]. Dessa forma, as fibras atuam restringindo a abertura da trinca e reduzindo a força impulsora para o crescimento que realmente atua na ponta da trinca. Na Figura 6 pode ser visualizado um desenho esquemático

mostrando o mecanismo de restrição à abertura da trinca e a transmissão dos esforços pelas fibras intactas.



Figura 6 – Esquema do mecanismo de restrição à abertura da trinca causado pelas fibras intactas [16].

É importante ressaltar que a qualidade de adesão das chapas de alumínio às camadas de *prepeg* é bastante relevante na delaminação, uma vez que esta pode ser alterada, dentre outras formas, alterando-se a adesão entre fibras e matriz, por substituição do adesivo ou por tratamento na superfície das fibras. A adesão fraca entre as fibras e o adesivo provoca descolamentos das fibras em níveis de tensões abaixo do limite de ruptura das mesmas, promovendo relaxação de tensões no local, devido ao descarregamento das fibras, o que provoca uma abertura e um arredondamento da extremidade do entalhe, reduzindo o K_{ef} local [21]. Por outro lado, quando essa delaminação não ocorre, devido a uma adesão muito forte, a trinca se propaga pelo material de maneira mais frágil. Isso porque 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 ponteamento efetivo da extremidade do entalhe, o que resulta em menores valores de resistência residual [21,22].

Esse mecanismo de restrição que ocorre nos laminados fibra-metal é um exemplo de mecanismo de proteção da ponta da trinca, no qual a tenacidade do material é aumentada, ou mais geralmente, o avanço da trinca é impedido, não pelo aumento da sua resistência microestrutural, e sim por mecanismos que diminuem a força impulsora local na ponta da trinca [16]. Outros mecanismos que atuam nesse sentido são a transformação de fases e o microtrincamento em cerâmicos, restrição à abertura da trinca por ligamentos não trincados em metais, cerâmicos e compósitos, e o fechamento da trinca em fadiga [23]. Em todos esses casos, o mecanismo de proteção atua nas faces da trinca, dependendo então da "zona de proteção" atrás da sua ponta. Dessa forma, o crescimento da mesma se torna dependente do seu próprio tamanho [14]. Isso compromete a aplicação do fator de intensidade de tensões (K), já que no cálculo do mesmo assume-se que existe similaridade nos campos de tensões na ponta da trinca para trincas de diferentes tamanhos, o que não acontece na realidade quando existem fibras intactas atravessando as faces da trinca aberta [15].

Os FMLs são materiais anisotrópicos, devido à orientação preferencial das fibras, e por isso possuem propriedades diferentes segundo as três direções principais. Para os laminados unidirecionais, embora as propriedades no sentido transversal às fibras sejam diferentes segundo a orientação, devido à pequena espessura e à sua utilização, já que os maiores esforços são aplicados no plano da chapa, é justificado tratar os mesmos como sendo ortotrópicos [16]. Essa simplificação permite que sejam utilizadas todas as ferramentas teóricas desenvolvidas para esse tipo de material [16], assim como para laminados bidirecionais com diferentes frações de fibras nas direções longitudinal e transversal à direção de laminação das chapas metálicas.

Entre as principais limitações dos laminados fibra-metal estão a pequena conformabilidade das chapas [24], seu custo ainda superior às ligas de alumínio e a grande queda nas propriedades mecânicas na presença de umidade. Segundo pesquisas, a queda na resistência mecânica à tração de corpos de prova submetidos à ação da umidade é de até 30 % [11,17].

2.1.5. Aplicação

Os laminados fibra-metal, Arall e Glare, foram desenvolvidos inicialmente visando sua aplicação em estruturas aeronáuticas primárias. Esses materiais foram configurados para prover uma ótima combinação de resistência à propagação de trincas por fadiga, elevada resistência e excelente tolerância ao dano. Todas essas propriedades são significativas para o projeto de componentes utilizados em estruturas primárias de aeronaves, como fuselagens e revestimentos de asas, por exemplo.

Baseado em alguns atributos, como baixo peso, elevada resistência, elevada resistência ao impacto, resistência à chama e à corrosão, entre outros, os FMLs têm se mostrado ideais para algumas aplicações secundárias como: superfícies de controle (*flaps*), portas não-pressurizadas, pisos e guias de compartimentos de carga, portas e guias resistentes ao fogo, cavernas de pressão (*bulkheads*) e contêineres. Essas aplicações secundárias podem ser agrupadas em duas categorias: aquelas que se beneficiam da excelente resistência à fadiga dos laminados fibra-metal e aquelas que utilizam as resistências a impactos e a chamas do Glare [25].



Figura 7 – Porta do compartimento de carga do C-17. Arall 3 4/3 [25].

No início, os estudos sobre a aplicação dos laminados Arall estavam focados nas estruturas da asa e isso resultou no sucesso do projeto do painel da asa do F-27 [8].

Atualmente, os laminados Arall têm sido utilizados na porta do compartimento de carga do transporte militar C-17 (Figura 7), desenvolvido pela *Douglas Aircraft Company*, no revestimento de *flaps* inferiores de cargueiros C-130 (Figura 8), em coberturas dorsais do avião militar T-38 (Figura 9) e em *flaps* da aeronave DeHavilland DCH-8, entre outras aplicações [25].



Figura 8 - Flap do cargueiro C-130. Arall 3 2/1 [25].

Com relação aos laminados Glare, inicialmente, por razão de seu alto custo, pensava-se apenas em utilizá-lo como um material substituto para as chapas de alumínio em partes da fuselagem, onde havia maiores problemas de fadiga. Atualmente, devido às novas tecnologias de produção, houve uma mudança nesse conceito e pensa-se em uma estrutura confeccionada inteiramente em Glare. No entanto, tendo em vista a alta confiabilidade necessária para a confecção da estrutura da aeronave, a utilização desses materiais relativamente novos ainda é restrita a algumas partes da fuselagem de uma aeronave, devido principalmente à integração das partes durante o processo de empilhamento dos painéis e seus elementos de reforço, como dobradores ao redor de portas e janelas, por exemplo, como mostrado na Figura 10 [26]. 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 contêineres resistentes à explosão (*ECOS3*) [25].



Figura 9 – Cobertura dorsal do T-38. Arall 3 2/1 [25].



Figura 10 – Demonstrador de um painel de fuselagem incluindo os reforços e longarinas [26].

Até hoje a aplicação mais importante dos laminados Glare é em estruturas primárias do Airbus A380, uma aeronave de dois andares com capacidade aproximada entre 500 e 800 passageiros [8,12]. Apesar de essa aeronave ser a primeira de grande porte a utilizar o Glare em grande parte de sua estrutura (em partes da fuselagem superior e bordas de ataque horizontais e vertical da cauda), vide a Figura 11. Além do A380, o chão de carga do Boeing 777 também é confeccionado em Glare.


Figura 11 – Aplicação de painel de Glare na fuselagem do A380 [19].

2.2 – MECÂNICA DA FRATURA APLICADA AOS FMLS

A tenacidade à fratura de um material é uma propriedade que caracteriza a sua capacidade de resistir ao crescimento de uma trinca. Esta pode ser iniciada por mecanismos de fadiga, a partir de concentradores de tensões, como furos e fendas, ou a partir de zonas danificadas por diferentes motivos, como penetração dos recobrimentos de asas e fuselagens por objetos tais como pássaros ou detritos na pista, falha não contida de motores, dentre outros [16].

Os FMLs possuem um comportamento em fratura com identidade própria [14]. A tenacidade à fratura estática desse tipo de materiais depende de uma grande variedade de fatores, entre os quais destacam-se a fração volumétrica de metal no laminado, a orientação das fibras, a resistência da liga de alumínio utilizada, a tensão de ruptura das fibras, o estado de tensões residuais no laminado e o tipo de concentrador de tensões presente.

Já a resistência residual de um material é definida como a resistência estática remanescente na presença de qualquer dano que possa ocorrer durante a vida em serviço de uma aeronave [6]. Essa definição é um pouco imprecisa uma vez que o termo dano não está propriamente definido e pode variar desde um leve amassado até uma trinca

aguda. De acordo com Castrodeza *et al.* [27] e de Vries [6], é útil e conservador representar o dano em FMLs como um entalhe agudo, pois esse tipo de defeito gera o menor valor de tenacidade nesses materiais. Tal e como para outros materiais estruturais, a determinação de valores de tenacidade à fratura torna-se fundamental para uma correta avaliação da resistência residual de laminados fibra-metal.

A partir da literatura e experiências obtidas em nosso laboratório [16,23,27-29], a avaliação da tenacidade à fratura dos laminados fibra-metal deve ser realizada utilizando-se metodologias elasto-plásticas (Integral *J* e CTOD de Schwalbe). A escolha do CTOD de Schwalbe como parâmetro de fratura baseia-se em estudos anteriores [16,29,30], que demonstram que o CTOD tradicional não é uma maneira adequada para medir a abertura da ponta da trinca em FMLs, pois a posição correta do centro de rotação não é bem definida. Dessa forma, a utilização do CTOD de Schwalbe em laminados fibra-metal se considera mais apropriada.

2.2.1. Metodologias para avaliar a tenacidade à fratura em FMLs

2.2.1.1. Curvas de Resistência

As Curvas de Resistência (curvas-*R*) caracterizam a resistência ao crescimento de trinca apresentada por um material por meio da medição contínua da tenacidade do mesmo em função da extensão da trinca, Δa . Essas curvas são ferramentas úteis na determinação da resistência residual de folhas ou painéis metálicos trincados [31].

O conceito das curvas de resistência é baseado em um balanço energético no qual a fratura ocorre quando a energia disponível para o crescimento da trinca ou taxa de energia liberada (G) é maior que a resistência do material (R). Segundo Anderson [31], o crescimento da trinca pode ocorrer de forma estável ou instável, dependendo de como G ou R variam com o comprimento da trinca.

Em geral, a curva de resistência não é considerada em termos energéticos (G ou R) e sim em unidades de fator de intensidade de tensões (K_G ou K_R) [6]. Essa consideração pode ser feita uma vez que o conceito de fator de intensidade de tensões possui aplicação muito ampla na mecânica da fratura e que, além disso, os parâmetros

de energia $G \in R$ podem ser facilmente convertidos em fator de intensidade de tensões [22]. Dessa forma, as relações entre esses termos, no caso de estado plano de tensão, são:

$$G = \frac{K_{G}^{2}}{E} e R = \frac{K_{R}^{2}}{E}.$$
 (1)

A Figura 12 mostra uma representação esquemática de uma curva-*R*, ilustrando o comportamento de um material relativamente fino contendo uma trinca, quando submetido a um carregamento de tração. A partir dessa representação, é possível verificar o crescimento estável e instável da trinca. Quando uma trinca centralizada de comprimento inicial $2a_0$, presente no material, é submetida a uma tensão σ_i ela começa a crescer lentamente (ponto A, onde $K_G = K_R$). Mantendo-se a tensão σ_i constante, não há crescimento adicional da trinca, uma vez que um pequeno aumento no comprimento da trinca para esse nível de tensão resultaria em $K_G(\sigma_i) < K_R$. No entanto, um aumento no nível de tensão para σ induz um crescimento adicional da trinca (ponto B). O processo de crescimento estável da trinca, com o aumento da tensão, prossegue até que haja uma combinação crítica entre tensão (σ_c) e comprimento de trinca (a_c), que ocorre no ponto de instabilidade (ponto C). A partir desse ponto, se a tensão é aumentada para valores superiores a σ_c , K_G se mantém sempre maior que K_R , para qualquer comprimento de trinca. Vale ressaltar que o crescimento instável de trinca só ocorre quando duas condições são satisfeitas:

$$K_G > K_R, \tag{2}$$

$$\frac{\partial K_G}{\partial a} > \frac{\partial K_R}{\partial a}.$$
(3)



Figura 12 – Curvas esquemáticas de resistência e de "força impulsora" para placas finas contendo uma trinca centralizada [6].

O crescimento de trinca observado entre $\sigma_i e \sigma_c$ é estável, uma vez que ele cessa se a tensão aplicada é mantida constante. Durante esse crescimento lento e estável da trinca, ocorre um balanço contínuo entre energia dissipada e absorvida. Se não houver esse balanço, o crescimento de trinca pode ser interrompido ($K_R > K_G$) ou então pode tornar-se instável ($K_G > K_R$).

Para se obter as curvas de resistência, é necessário determinar a tenacidade à fratura do material, que pode ser expressa em termos de alguns parâmetros da mecânica da fratura como *K*, Integral *J*, CTOD, CTOD de Schwalbe (δ_5), e outros, e também acompanhar o crescimento estável da trinca durante o teste.

A medida do crescimento de trincas, durante um teste monotônico de mecânica da fratura, pode ser realizada mediante a utilização de métodos como: queda de potencial elétrico; método do duplo *clip-gauge*; utilização de *crack-gauges* nas laterais do corpo de prova (mais apropriado para chapas finas); *strain-gauge*, colado na face oposta (*back-face*); método das descargas parciais; métodos óticos; etc. [31,32]. Neste trabalho foram utilizados os métodos das descargas parciais e ótico para a determinação do crescimento da trinca. Esses métodos serão explicados mais adiante.

Embora ainda não exista uma metodologia normalizada para a determinação das curvas de resistência em laminados fibra-metal, alguns estudos [6] têm sido realizados sobre a possibilidade de utilização das metodologias já existentes e consagradas para materiais metálicos, como a descrita na norma ASTM E561 [3] e também na norma ASTM E1820 [4]. Castrodeza *et al.* [27,30,33] utilizaram a norma ASTM E1820 como base para a determinação da tenacidade à fratura de FMLs na carga máxima ou em pontos críticos, com resultados satisfatórios. Por último, a utilização do método das descargas parciais em corpos de prova C(T) de laminados fibra-metal uni e bidirecionais foi também estudada [34].

A norma ASTM E561, tradicionalmente muito conhecida no meio aeronáutico para testes em corpos de prova M(T), que são grandes painéis contendo trincas centrais, é usada como referência para a obtenção de curvas de resistência em materiais aeronáuticos. No entanto, essa norma apresenta algumas restrições [35] como: a necessidade de se utilizar grandes painéis, pois a validação da análise de *K* requer que o ligamento remanescente do corpo de prova seja predominantemente elástico para todos os valores de carga aplicada; o teste padrão não requer a medida física Δa , dessa forma, as curvas de resistência em termos de K_{ef} e tamanho de trinca podem ser significativamente diferentes da curva-*R* convencional em termos de *J* e tamanho físico da trinca; e podem ocorrer variações nas medições de tenacidade à fratura para o mesmo material em diferentes laboratórios. Parte dessa dispersão pode ser devida às dificuldades introduzidas pela flambagem desses painéis finos durante a tração [35].

Essas limitações explicam o atual interesse na aplicação das metodologias para a determinação das curvas de resistência de laminados fibra-metal em menores corpos de prova trincados, pois o uso dos mesmos pode reduzir significativamente o consumo de material e as dificuldades encontradas experimentalmente.

2.2.1.2. Integral *J*

Para analisar a tenacidade de um material contendo uma trinca aguda por meio da mecânica da fratura, é fundamental caracterizar os campos de tensão e deformação na ponta da trinca. Na Mecânica da Fratura Linear Elástica (MFLE) clássica, o parâmetro de medida da tenacidade é dado pelo fator de intensidade de tensão (K),

expresso em função da geometria do corpo de prova e do carregamento aplicado. Entretanto, esse conceito é bastante limitado, pois atende basicamente os corpos de prova dentro do regime elástico-linear e deformação plástica reduzida na ponta da trinca [22].

Para a maioria dos materiais estruturais que apresentam alta tenacidade, a ocorrência de uma intensa deformação plástica nas regiões próximas à ponta da trinca inviabiliza o uso do modelo elástico-linear. Dessa forma, para esses materiais, as análises de mecânica da fratura estão baseadas na resposta de materiais dúcteis, sendo então utilizada a Mecânica da Fratura Elasto-Plástica (MFEP). Para o comportamento elasto-plástico (aproximado como um comportamento elástico não-linear), os campos de tensão e deformação na ponta de uma trinca estacionária podem ser descritos por um fator único denominado Integral J [36,37].

A primeira técnica para a determinação experimental de J foi desenvolvida baseando-se nos estudos de Begley e Landes [38]. Os autores definiram a relação entre o J aplicado e o crescimento da trinca (Δa), como ilustrado na Figura 13.

No estágio inicial de deformação, há apenas uma pequena quantidade de crescimento de trinca aparente devido ao arredondamento (responsável pela inclinação da curva) na ponta da trinca. À medida que a trinca avança, essa região detrás da ponta da trinca sofre um descarregamento, condição que não é permitida na definição de integral *J*, cujo valor independe do caminho de integração ao redor da trinca. Para contornar esse problema, Begley e Landes propuseram utilizar a integral *J* como critério de fratura somente até o início do crescimento estável da trinca, no ponto 3 da Figura 13, e definiram esse ponto como sendo J_{IC} . Essa técnica requer o uso de um número excessivo de corpos de prova com diferentes comprimentos de trinca, tornando o ensaio demorado e dispendioso, e, além disso, não leva em consideração o crescimento estável de trinca, a partir do ponto 3 [32].

Rice *et al.* [39], partindo da definição básica da integral J, desenvolveram um método mais simples a partir de soluções matemáticas, relacionando J à área sob a curva carga *versus* deslocamento (*P-v*), isto é, a integral J é relacionada ao trabalho realizado durante o carregamento por unidade de área não trincada (Figura 14), de acordo com a equação (4):

$$J = \frac{2A}{bB},\tag{4}$$

onde A é a área sob a curva carga-deslocamento, b é o ligamento remanescente e B é a espessura do corpo de prova.



Figura 13 – Relação entre J e crescimento estável da trinca (Δa) [32].



Figura 14 – A integral J como uma função da área sob o diagrama P-v [39].

Teoricamente a equação (4) pode ser aplicada sobre resultados de um único teste, possibilitando o cálculo de J para qualquer deslocamento mediante a integração da área sob a curva. Dessa forma, o valor de J_{IC} poderia ser medido a partir de um único

corpo de prova carregado exatamente até o início do crescimento estável da trinca. Entretanto, a determinação exata do início do crescimento estável da trinca é muito difícil e por isso, essa técnica não é muito utilizada [32].

Para determinar o valor de J_{IC} de materiais metálicos a partir de um único corpo de prova, a ASTM E1820 [4] recomenda a utilização do método das descargas parciais, que se baseia na mudança da flexibilidade elástica do corpo de prova, que aumenta com o comprimento da trinca. Esse método será melhor descrito mais adiante.

2.2.1.3. Cálculo da integral J nos FMLs

De acordo com a norma ASTM E1820 [4], o valor da integral *J* pode ser obtido mediante o somatório das componentes elástica e plástica, pela equação (5), em cada ponto da curva carga-deslocamento.

$$J_{(i)} = J_{el(i)} + J_{pl(i)}$$
(5)

A componente elástica de J é calculada, no regime linear-elástico, utilizando a correspondência unívoca entre J e G [31,40], definida como:

$$J_{el(i)} = G = \frac{K_{(i)}^{2}}{E^{*}},$$
(6)

onde $E^* = E$ para um estado plano de tensões e $E^* = E / (1 - v^2)$ para um estado plano de deformações [31,40,41], $K_{(i)}$ é o fator de intensidade de tensões, que pode ser obtido a partir da equações específicas, dadas pela norma ASTM E1820 [4] para a geometria do corpo de prova considerado, e v é a razão de Poisson.

Já a componente plástica de J pode ser descrita pela relação:

$$J_{pl_{(i)}} = \frac{\eta A_{pl_{(i)}}}{b_{(i)} B_N},$$
(7)

onde $A_{pl(i)}$ é a área sob a curva *P-v*, como mostrado na Figura 14, B_N á espessura global do corpo de prova ($B_N = B$, se não há entalhes laterais), $b_{(i)}$ é o ligamento remanescente (*W-a_i*). Para corpos de prova C(T), $\eta = 2 + 0.522b_{(i)} / W$. Já para corpos de prova M(T), considerou-se $\eta = 1$, devido à dificuldade de se encontrar esse valor na literatura.

As equações para o cálculo da tenacidade à fratura, descritas na norma ASTM E1820, foram desenvolvidas para materiais metálicos isotrópicos. Diante disso, Castrodeza [16], em sua tese de doutorado, verificou a necessidade de modificar essas equações para sua aplicação em materiais ortotrópicos. Ele propôs a adaptação da componente elástica para o cálculo da integral J, baseando-se na relação entre G e K em modo I de fratura, desenvolvida por Paris e Sih [42]:

$$G_{I} = K_{I}^{2} \sqrt{\left(\frac{a_{11}a_{22}}{2}\right) \left[\left(\frac{a_{22}}{a_{11}}\right)^{\frac{1}{2}} + \frac{2a_{12} + a_{66}}{2a_{11}}\right]} = \frac{K_{I}^{2}}{E'}, \qquad (8)$$

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

$$a_{11} = \frac{1}{E_1}; \ a_{12} = -\frac{v_{12}}{E_1} = -\frac{v_{21}}{E_2}; \ a_{22} = \frac{1}{E_2}; \ a_{66} = \frac{1}{G_{12}}$$
 (9)

Os subíndices 1 e 2 indicam as duas direções principais do material, que neste trabalho são coincidentes com as direções paralelas e ortogonais à direção de laminação das chapas de alumínio. A equação (8) é válida para a análise de materiais ortotrópicos contendo trincas orientadas segundo os planos de simetria do material [16]. Assim, para o caso de materiais ortotrópicos, no cálculo da componente elástica de *J*, a equação (5) é

substituída pela relação (8). O valor de E' (na equação 8) é denominado módulo de elasticidade "aparente" do laminado na orientação considerada.

2.2.1.4. CTOD de Schwalbe

O CTOD de Schwalbe (δ_5) pode ser definido como uma técnica experimental de medição do CTOD, que permite determinar o deslocamento da ponta da trinca de uma forma direta, a partir da medição do deslocamento relativo de dois pontos localizados a 5,0 mm entre si sobre uma reta perpendicular ao plano da trinca. A Figura 15 mostra um esquema de medição de δ_5 .

Esse parâmetro pode ser empregado na construção de curvas de resistência ou na determinação de valores de tenacidade críticos [29,30], e também na avaliação de crescimento de trincas por fadiga [43]. A utilização de δ_5 como parâmetro de fratura apresenta vantagens como: a possibilidade da medição ser realizada localmente, próxima à ponta da trinca e sem levar em consideração o comportamento global, e como conseqüência, não são necessárias funções de calibração nem modelos matemáticos para determinação da abertura de trinca; e a medida é mais abrangente do que os métodos normalizados (BSI ou ASTM), os quais se baseiam no modelo de dobradiça plástica, e por isso só podem ser aplicados em corpos de prova C(T) e SE(B).



Figura 15 – Esquema de medição do CTOD de Schwalbe para corpos de prova de geometria C(T).

Tais vantagens tornam possível a determinação do δ_5 para qualquer geometria de corpo de prova e/ou componente estrutural contendo uma trinca. Adicionalmente, algumas investigações demonstram que δ_5 , assim como a integral *J*, pode ser correlacionado com o CTOD tradicional. No entanto, de acordo com Schwalbe *et al.* [43], como o CTOD de Schwalbe é medido na superfície e o CTOD tradicional e a integral *J* representam uma média 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. Para os laminados fibra-metal, que são materiais de pequena espessura, estima-se que sua relação com o CTOD tradicional, e também a integral *J*, seja independente desse fator de curvatura [16].

Embora não exista ainda uma relação entre J e δ_5 bem definida para FMLs, no escopo do trabalho será útil definir esta relação de acordo com a equação (10), que apresenta uma relação linear entre os dois parâmetros, na qual σ_Y é normalmente o limite de escoamento efetivo local, definido como o valor médio entre o limite de escoamento e o limite de resistência do material, e *m*, um parâmetro relacionado ao estado de tensões, que é função da espessura do corpo de prova [43,44].

$$J = m\sigma_{\gamma}\delta_{\varsigma} \tag{10}$$

Além disso, pode ser suposto, sem perda de generalidade, que essa relação é única e independente do tamanho e geometria do corpo de prova, considerando estado plano de tensões em corpos de prova de pequena espessura [44].

2.2.2. Alguns trabalhos sobre tenacidade à fratura aplicada a FMLs

Os laminados fibra-metal apresentam elevada resistência mecânica e rigidez específicas, além de uma excepcional resistência à propagação de trincas por fadiga. Dessa forma, a maioria dos trabalhos experimentais de pesquisa tem sido realizada objetivando a avaliação dessas propriedades. Castrodeza *et al.* [27,29,30,33] trabalharam na determinação de valores de tenacidade à fratura e resistência residual de FMLs unidirecionais, mediante a utilização de corpos de prova C(T) e SE(B) com

dimensões normalizadas pela ASTM E1820. Os autores utilizaram os métodos de CTOD tradicional, CTOD de Schwalbe e integral J, como parâmetros para a medição da tenacidade à fratura. No entanto, foi observado que a equivalência entre os métodos de CTOD, verificada para os materiais metálicos, não pode ser usada nesses laminados, devido principalmente à limitação da aplicação do modelo da dobradiça plástica para esses materiais. Sendo assim, a integral J e o CTOD de Schwalbe, para a medição de CTOD em FMLs, se mostraram os métodos mais indicados para a medição da tenacidade à fratura de laminados fibra-metal.

Castrodeza *et al.* [33] também compararam os valores teóricos de resistência residual de FMLs unidirecionais, obtidos a partir de previsões em corpos de prova C(T) e SE(B), e valores experimentais, obtidos pelo ensaio em corpos de prova M(T). Eles observaram que as resistências residuais preditas a partir dos corpos de prova pequenos (W = 50,0 mm) foram bem próximas dos valores experimentais de corpos de prova M(T) com W = 200,0 mm. Do ponto de vista do custo do material, a utilização de corpos de prova pequenos parece ser uma alternativa muito interessante para a avaliação da tenacidade à fratura desses materiais.

Macheret e Bucci [45] trabalharam pioneiramente na aplicabilidade das curvas de resistência para a obtenção da tenacidade de laminados Arall 1, 2 e 3, em empilhamento 3/2. Os autores testaram corpos de prova M(T) com larguras (W) entre 152,4 e 406,4 mm, e diferentes relações 2a/W (tamanho de trinca inicial versus largura do corpo de prova), entre 0,08 e 0,25 mm, com trincas obtidas mediante corte com serra (fibras cortadas). O trabalho mostra a aplicabilidade da metodologia expressa na norma ASTM E561 em laminados fibra-metal, bem como a independência da tenacidade medida com o comprimento inicial da trinca nas faixas testadas. Os autores ressaltaram também que os laminados constituídos pela liga Al 2024 apresentam maior tenacidade que os laminados constituídos pela liga Al 7475, como também foi observado por Castrodeza [16]. Dessa 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. Com o intuito de demonstrar a aplicabilidade das curvas de resistência na predição da resistência residual de chapas de largura finita, os autores predisseram valores de resistência residual a partir das curvas obtidas e compararam com sucesso esses valores com aqueles obtidos experimentalmente.

De Vries [6], ao longo de seu trabalho de tese sobre resistência residual de laminados Glare, apresentou curvas de resistência e critérios para a predição da resistência residual de laminados trincados, com fibras cortadas, utilizando sempre corpos de prova M(T) com entalhe central. O pesquisador se manteve fiel à metodologia da norma ASTM E561, muito tradicional no meio aeronáutico. Em seu trabalho, o autor importantes, principalmente relacionadas à algumas observações apresentou possibilidade de uma curva de resistência poder ser considerada como um parâmetro do material. Segundo de Vries, isso é possível desde que sejam observadas algumas limitações quanto à largura do corpo de prova e ao tamanho inicial da trinca. Outra observação importante do autor diz respeito ao fenômeno de flambagem, que pode ser identificado nas curvas de resistência pela diminuição dos valores de resistência residual, como mostra a Figura 16. A ocorrência desse fenômeno em FMLs indica a necessidade de utilização de placas anti-flambagem nos corpos de prova, para a realização dos ensaios. Além disso, de Vries mencionou em seu trabalho a utilização de corpos de prova C(T) para a avaliação da tenacidade à fratura desses laminados. No entanto, essa geometria foi descartada pelo autor, devido à verificação de crescimento de trincas em planos perpendiculares ao entalhe e problemas de endentação nos pinos. Castrodeza et al. [16,27,29,30] também enfrentaram esses problemas, que foram contornados utilizando corpos de prova de geometria adequada e correções dos deslocamentos associados às endentações.

A utilização de corpos de prova M(T) para os testes de curva de resistência exige a disponibilidade de grande quantidade de material, bem como a utilização de equipamentos de grande capacidade, o que resulta em custos bastante elevados para a realização desses ensaios. Sendo assim, Abdala [22] verificou a aplicabilidade do método das descargas parciais, descrita na norma ASTM E1820, para a determinação de curvas de resistência ao crescimento de trincas de FMLs unidirecionais, a partir de corpos de prova C(T) e SE(B) pequenos. Foram testados laminados Arall 2 3/2, com entalhes perpendiculares às fibras, e Glare 1 3/2, com entalhes longitudinais e perpendiculares às fibras. Os corpos de prova C(T) e SE(B) utilizados possuíam larguras (W) de 50,0 e 25,0 mm, respectivamente. 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). De acordo com Abdala [22], os resultados experimentais indicaram que a técnica das descargas parciais é aplicável à FMLs, uma vez que permitiu predizer com alto grau de sucesso o crescimento estável da trinca durante os ensaios. No entanto, a autora destaca a necessidade de se realizar mais pesquisa sistemática nesse assunto.



Figura 16 – Resistência residual vs 2a/W, em corpos de prova sujeitos a flambagem [6].

Castrodeza *et al.* [34] avaliaram as curvas de resistências obtidas a partir de testes em corpos de prova pequenos SE(B) e C(T), de laminado Glare 1 3/2 (unidirecional) e Glare 3 5/4 (bidirecional), respectivamente, seguindo a mesma metodologia utilizada por Abdala [22]. Os resultaram mostraram que o método da flexibilidade elástica pode ser aplicável em laminados Glare uni e bidirecionais, para prever corretamente o crescimento estável da trinca durante os testes.

CAPÍTULO 3 – MATERIAIS E MÉTODOS

3.1 – MATERIAIS

Para a pesquisa desta dissertação de mestrado foram utilizados dois tipos de laminados fibra-metal bidirecionais: Glare 3 e Glare 4 A. Ambos os laminados são constituídos por fibras de vidro orientadas biaxialmente, com o ângulo entre as orientações igual a 90°, que corresponde a um empilhamento *cross-ply* (Figura 2), e também pela liga de alumínio 2024-T3, com 0,3 mm de espessura. A Tabela 2 mostra as características dos laminados estudados. Como no presente trabalho somente o Glare 4 do tipo A foi utilizado, o mesmo será referenciado apenas como Glare 4.

O laminado Glare 3 foi testado nos empilhamentos 5/4 e 3/2 enquanto que o Glare 4 A foi testado apenas no empilhamento 3/2. Para a confecção dos corpos de prova, foram utilizadas chapas de aproximadamente 600 x 600 mm, fabricadas pela Aviation Equipament Company.

Tipo de Glare	Sub-tipo	Orientação do <i>prepreg</i> em cada camada de fibras	Principais características	
Glare 3	-	0°/90°	Resistência à fadiga e ao impacto	
Glare 4	Glare 4A	0°/90°/0°	Resistência à fadiga, resistência na direção 0°	
	Glare 4B	90°/0°/90°	Resistência à fadiga, resistência na direção 90°	

Tabela 2 – Tipos de Glare que serão utilizados [6].

Para a determinação das propriedades mecânicas dos FMLs estudados, realizaram-se ensaios de tração em uma máquina EMIC modelo DL10000, com uma célula de carga de 20 kN e extensômetro EMIC de $L_0 = 23,6$ mm, a taxa de

deslocamento constante de 0,5 mm/min. A Figura 17 mostra o ensaio de tração do laminado Glare 3 3/2 0,3.



Figura 17 – Ensaio de tração do Glare 3 3/2 0,3.

Na Tabela 3, podem ser observadas algumas das propriedades mecânicas dos laminados fibra-metal estudados nas direções longitudinal (L) e perpendicular à direção de laminação das chapas de alumínio (LT), e também os valores de espessura. No caso dos laminados Glare 3, como as fibras estão distribuídas igualmente nas direções 0° e 90°, as propriedades mecânicas são as mesmas nos planos dessas duas direções principais. Assim, para esses laminados, as propriedades foram obtidas apenas na direção 0° e validadas para ambas as direções. Para o Glare 4, as propriedades foram obtidas tanto na direção longitudinal como perpendicular à direção de laminação, uma vez que as fibras não estão igualmente distribuídas nas camadas de pré-impregnado.

Com relação ao laminado Glare 4 3/2 0,3, tanto com entalhe longitudinal quanto transversal à direção de laminação das chapas de alumínio, por ser um material ortotrópico, foi necessária a utilização do módulo de elasticidade aparente (*E'*), de acordo com estudos anteriores sobre a determinação de tenacidade à fratura de laminados unidirecionais ortotrópicos [16]. Na Tabela 4, estão apresentados os valores de *E'* para o Glare 4 3/2 0,3, nas direções paralela (L) e transversal (LT) à laminação das chapas de alumínio, no qual o sub-índice *X* indica direção coincidente com o eixo

do entalhe. Os valores de razão de Poisson e módulo de cisalhamento, para o Glare 4, foram obtidos na literatura [19,46,47].

		Glare 3		Glare 4
Empilhamento		3/2	5/4	3/2
σ _{le} [MPa]	L LT	231,44	270,00	226,35 198,75
σ _r [MPa]	L LT	564,46	586,00	691,21 467,11
E _T [GPa]	L LT	51,83	51,00	50,67 47,84
Espessura [mm]		1,46	2,65	1,77

Tabela 3 – Propriedades mecânicas dos FMLs estudados.

Tabela 4 – Valores de E' para o Glare 4 3/2 0,3.

Propriedade	Glare 4 3/2 L	Glare 4 3/2 LT
$E_{\rm X}$ [GPa]	47,84	50,67
$E_{\rm Y}$ [GPa]	50,67	47,84
$ u_{\rm XY} $	0,24	0,27
G _{XY} [GPa]	12,82	15,26
a_{11}	0,021	0,020
<i>a</i> ₁₂	-0,005	-0,005
<i>a</i> ₂₂	0,020	0,021
<i>a</i> ₆₆	0,070	0,066
E'[GPa]	44,50	44,32

3.2 – METODOLOGIA EXPERIMENTAL

3.2.1. Corpos de prova

Neste trabalho foram utilizados dois tipos de corpos de prova: C(T) e M(T). Os corpos de prova C(T) possuem modificações em relação aos recomendados pela norma ASTM E1820 [4]. São modificações na boca do entalhe que permitem a utilização de um *clip-gauge* diretamente na linha de carga, o que elimina a necessidade de descontar as endentações, e facilita os cálculos para a obtenção dos valores de *J* [22]. As geometrias de corpo de prova modificadas bem como os dispositivos necessários para evitar a flambagem do corpo de prova C(T) durante os ensaios foram os desenvolvidos por Castrodeza [16], segundo experiências anteriores. Para o caso dos corpos de prova M(T), os dispositivos anti-flambagem e os dispositivos para a fixação do corpo de prova foram projetados e desenvolvidos em nosso laboratório, durante este trabalho. Na Figura 18, pode ser visualizada uma representação esquemática, obtida por meio do software SolidWorks®, do projeto das placas anti-flambagem e dos dispositivos desenvolvidos para esse corpo de prova. As dimensões do dispositivo para a fixação do corpo de prova de senvolvidos para esse corpo de prova. As dimensões do dispositivo para a fixação do corpo de prova de senvolvidos para esse corpo de prova. As dimensões do dispositivo para a fixação do corpo de prova de senvolvidos para esse corpo de prova. As dimensões do dispositivo para a fixação do corpo de prova de senvolvidos para esse corpo de prova. As dimensões do dispositivo para a fixação do corpo de prova de senvolvidos para esse corpo de prova.

Os corpos de prova C(T) e M(T) foram confeccionados com todas as dimensões segundo as normas ASTM E1820 e ASTM E561, respectivamente, com exceção da espessura, que foi a espessura do próprio laminado, conforme mostrado na Tabela 3. Além disso, foram usinadas trincas agudas, que são utilizadas como concentradores de tensões. De acordo com os resultados obtidos por Castrodeza *et al.* [23], em pesquisa sobre acuidade do entalhe, essa condição fornece valores menores de tenacidade à fratura, uma vez que as fibras localizadas na frente da trinca são cortadas, impedindo assim que as mesmas introduzam restrições à abertura da trinca durante o seu crescimento. Para garantir, então, uma maior acuidade dos entalhes nos corpos de prova usados neste trabalho, utilizou-se uma fresa afiada para a confecção dos mesmos, sendo acabados com corte por estilete a fim de se adotar uma postura mais conservadora.



Figura 18 – Representação esquemática dos dispositivos desenvolvidos para a realização do ensaio em corpos de prova M(T).



Figura 19 – Projeto do dispositivo para a fixação do corpo de prova M(T).

Todos os laminados foram testados utilizando-se os dois tipos de geometria mencionados. Foram testados quatro corpos de prova C(T) do Glare 3 5/4 0,3, dois do Glare 3 3/2 0,3, todos com entalhe perpendicular à direção de laminação das chapas de alumínio, quatro corpos de prova C(T) do Glare 4 3/2 0,3, sendo dois com entalhe longitudinal à direção de laminação, referenciado neste trabalho com a letra L, e dois com entalhe perpendicular à direção de laminação (T). Para todos os materiais, foram

testados dois corpos de prova M(T), com razões 2a/W = 0,25 e 0,35, com entalhe perpendicular à direção de laminação. Devido à quantidade de material disponível, os laminados Glare 3 5/4 0,3 e Glare 4 3/2 0,3 foram testados em corpos de prova M(T) com W = 230,0 mm. Já para Glare 3 3/2 0,3, utilizou-se W = 300,0 mm.

3.2.1.1. Corpo de prova C(T)

O corpo de prova compacto de tração padrão (*Compact Tension*) consiste de uma pequena chapa contendo um entalhe que sofre solicitação em tensão. A Figura 20 ilustra as dimensões dos corpos de prova C(T) utilizados neste trabalho.



Figura 20 – Corpo de prova C(T), com W = 50 mm, modificado para facilitar a instrumentação.

3.2.1.2. Corpo de prova M(T)

De acordo com a norma ASTM E561, corpos de prova M(T) – *Middle Cracked Tension* – são muito utilizados para a obtenção de curvas de resistência em materiais aeronáuticos, como já mencionado anteriormente. Esses corpos de prova consistem de chapas largas, com trincas centrais. A Figura 21 mostra as dimensões do corpo de prova M(T) utilizados neste trabalho. Nesse corpo de prova, as trincas foram feitas a partir de um furo central, seguido por corte com uma fresa de topo de 2,0 mm de diâmetro e acabamento posterior com uma lima triangular e estilete, para a obtenção de uma trinca o mais aguda possível.



Figura 21 – Corpo de prova M(T). Em geral, L = 1,5W[16].

3.2.2. Dispositivos anti-flambagem

A utilização de dispositivos que evitem a flambagem dos corpos de prova durante os ensaio é necessária devido às características particulares dos FMLs, como sua pequena espessura e a existência de tensões compressivas em algumas regiões dos corpos de prova [16]. Os dispositivos anti-flambagem para os corpos de prova C(T) foram projetados por Castrodeza [16,23] e consistem de quatro placas retangulares de alumínio de 4,0 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 de forma praticamente livre, sem grandes restrições por atrito. Duas das quatro placas utilizadas em cada corpo de prova possuem um espaço adequado para a instalação de um *clip-gauge* para a medição de δ_3 . Essas placas podem ser visualizadas na Figura 22.



Figura 22 – Dispositivo anti-flambagem adaptado para corpo de prova C(T).

Para os corpos de prova M(T) os dispositivos anti-flambagem foram projetados e desenvolvidos durante essa dissertação. Esses dispositivos consistem de quatro placas de aço em perfil T, sendo duas placas com canaletas que permitem a colocação de um componente projetado para a fixação do extensômetro de δ_5 . As Figuras 23 e 24 ilustram as placas anti-flambagem para corpos de prova M(T).



Figura 23 – Projeto das placas anti-flambagem desenvolvidas para corpos de prova M(T), mostrando a placa com canaleta (a) e a placa "cega" (b).



Figura 24 – Placas anti-flambagem para corpos de prova M(T).

Vale ressaltar a importância das placas anti-flambagem serem rígidas o suficiente para não permitir que ocorram deformações fora do plano do corpo de prova, uma vez que essas deformações podem influenciar a forma das curvas de resistência [6].

3.2.3. Instrumentação dos corpos de prova

Ambas as geometrias foram instrumentadas utilizando um *clip-gauge* Instron modelo A384-3A, para a medição do deslocamento na linha de carga. Utilizou-se também o LVDT (*Linear Variable Displacement Transducer*) da máquina de ensaio, para o cálculo do deslocamento no ponto de aplicação da carga. No caso da geometria C(T), como o *clip-gauge*, para a medição do deslocamento da abertura da boca do entalhe (CMOD), é posicionado na linha de carga, os registros obtidos a partir do LVDT (*v*) coincidem com os registros de CMOD. Dessa forma, para essa geometria, serão apresentados apenas os registros *P-CMOD*. Já para a geometria M(T), o deslocamento obtido pelo LVDT foi usado para o cálculo de *J*, pois esses registros consideram a energia total fornecida ao corpo de prova, e não apenas na ponta da trinca.

Para a medição do CTOD de Schwalbe, foi utilizado um extensômetro Instron 2620-530 modificado [16], com as facas originais substituídas por pontas fixas a uma distância de 5,0 mm entre si, como mostrado na Figura 25. Para a acomodação desse extensômetro em ambas as geometrias testadas, foram feitas duas pequenas marcas superficiais, com diâmetro de 0,6 mm, localizadas a 2,5 mm de distância à esquerda e à direita do entalhe, como mostra a Figura 26.



Figura 25 – Extensômetro Instron 2620-530 modificado para a medição de δ_5 [16].



Figura 26 – Marcas utilizadas para a acomodação do extensômetro modificado de δ_5 .

Nas Figuras 27 e 28 podem ser vistos, respectivamente, os corpos de prova C(T) e M(T) instrumentados e prontos para o ensaio. A Figura 29 mostra, em detalhe, a colocação do *clip* de CMOD na linha de carga e do extensômetro de δ_5 na ponta do entalhe, no corpo de prova M(T). É importante lembrar que os registros de CMOD, nessas geometrias, correspondem à medida do deslocamento de um ponto localizado a uma distância *Y* acima e abaixo do centro do entalhe, como mostrado na Figura 29. A forma utilizada para fixação do *clip* de CMOD, nas geometrias M(T), foi a melhor encontrada para a realização dos ensaios neste trabalho; entretanto sabe-se que não é a mais adequada, como recomenda a norma ASTM E561 (Figura 30).



Figura 27 – Corpo de prova C(T) com os dois extensômetros, pronto para ser testado.



Figura 28 – Corpo de prova M(T) do Glare 3 5/4, instrumentado pronto para o ensaio.



Figura 29 – Detalhe da fixação dos extensômetros no corpo de prova M(T).



Figura 30 – Detalhe da fixação do *clip* de CMOD de acordo com a ASTM E561 [3].

3.2.4. Determinação da propagação da trinca

Para este trabalho, o comportamento da trinca em crescimento foi medido por meio da variação da flexibilidade elástica do material, a partir do ensaio de Descargas Parciais, e oticamente, a partir da montagem de um sistema ótico composto de microscópio ótico e câmera digital.

3.2.4.1. Método das Descargas Parciais

O método das Descargas Parciais, também conhecido como método da Variação da Flexibilidade Elástica (*Elastic Compliance*), é uma técnica para estimar o crescimento da trinca utilizando equações que relacionam o seu comprimento com a variação da flexibilidade do corpo de prova. Esse método permite que o comprimento da trinca seja calculado em intervalos regulares durante o ensaio pelo descarregamento parcial do corpo de prova. À medida que a trinca cresce, o corpo de prova torna-se mais flexível, devido à diminuição do ligamento remanescente gerado pela sua propagação, e essa flexibilidade é então associada ao incremento da extensão da trinca, por meio de ciclos sucessivos de descarregamento e recarregamento parciais. O valor da flexibilidade do material pode ser obtido pela inclinação das curvas de descargas, como mostrado na Figura 31.



Figura 31 – Gráfico P vs. CMOD típico de um teste de descargas parciais [31].

De acordo com Clarke *et al.* [48], esse método exige que os ciclos de descarga e recarga ocorram sempre elasticamente (Figura 31). Além disso, os referidos autores 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. De acordo com a ASTM E1820 [4], a máxima variação recomendada em cada seqüência descarga/recarga não pode exceder 50% da carga máxima de pré-trincamento ($P_{\rm f}$) ou 50% da carga utilizada, a que for menor. Neste trabalho, utilizou-se 0,5 $P_{\rm f}$.

Segundo a norma ASTM E1820 [4], é possível relacionar o valor da flexibilidade elástica de um material, para corpos de prova C(T), com o tamanho de trinca num determinado momento por meio da equação abaixo:

$$\frac{a_i}{W} = \left[1,000196 - 4,06319u + 11,242u^2 - 106,043u^3 + 464,335u^4 - 650,677u^5\right], \quad (11)$$

onde:

$$u = \frac{l}{\left[BEC_{i}\right]^{\frac{1}{2}} + l}$$
(12)

e C_i = *Compliance* elástica ($\Delta v / \Delta P$) na linha de carregamento da abertura de trinca num ciclo de carregamento/descarregamento.

Já para corpos de prova M(T), o comprimento da trinca pode ser calculado de acordo com as equações abaixo, segundo a metodologia proposta na norma ASTM E561 [3].

$$2a/W = 1,2235X - 0,699032X^{2} + 3,25584X^{3} - 6,65042X^{4} + 5,54X^{5} - 1,66989X^{6},$$
(13)

onde:

$$X = 1 - EXP \left[-\frac{\sqrt{(E_M Bv/P)^2 - (2Y/W)^2}}{2,141} \right],$$
(14)

e *Y* é metade da distância de calibre (*half span of gage*). Como ilustrado na Figura 29, *Y* é a metade da distância entre os dois parafusos das facas "porta-*clip*", usadas para a

fixação do *clip* de CMOD. Para todos os corpos de prova M(T) testados, utilizou-se Y = 15,81 mm.

Para uma melhor precisão dos resultados, nos corpos de prova M(T), utilizou-se o módulo de elasticidade efetivo ($E_{\rm M}$), determinado segundo as equações abaixo, utilizando o comprimento inicial da trinca ($2a_{\rm o}$), e o inverso da inclinação elástica inicial (v/P) das curvas.

$$E_M B(v/P) = \sqrt{4,584[\ln(1-X)]^2 + (2Y/W)^2} , \qquad (15)$$

Onde,

$$X = -0.00929 + 0.96868(2a_{0}/W) - 0.402(2a_{0}/W)^{2} + 0.44571(2a_{0}/W)^{3} (16).$$

Para o cálculo da flexibilidade elástica (C_i), é necessário determinar a inclinação de cada curva descarga/recarga obtida, em cada corpo de prova. É importante ressaltar que a correta determinação desses valores permite uma avaliação mais exata do crescimento de trinca no material, minimizando a possibilidade de erros de estimativa.

3.2.4.2. Método Ótico

O método ótico para determinação do crescimento da trinca consiste na medição do comprimento da trinca em cada estágio de propagação a partir das imagens adquiridas durante os ensaios. Para tanto, foi utilizado um sistema ótico composto por microscópio ZEISS modelo Stemi SV6 KL 1500 e câmera fotográfica digital Nikon modelo Coolpix 4300 acoplada ao mesmo por meio de um adaptador. Para efeito de escala, os corpos de prova foram marcados com auxílio de um marcador digital Mitutoyo 192-630, com linhas espaçadas de 1,0 mm entre si, na proximidade da ponta da trinca. Isso auxilia na determinação do tamanho da trinca diretamente a partir das imagens obtidas, utilizando-se uma ferramenta específica do *software* Photoshop 5.0.

Para ilustrar esse procedimento, a Figura 32 mostra o tamanho da trinca medido desde a sua extremidade até a região onde as camadas de fibras adjacentes à chapa de alumínio trincada estão intactas. Devido à dificuldade de detecção da real posição do extremo da trinca a partir da utilização de procedimentos óticos, é possível que ocorram pequenos erros de medida durante a análise.



Figura 32 – Exemplo de medição do tamanho de trinca no material Glare 3 5/4 0,3, em determinado estágio de carregamento (descarga 17).

3.2.5. Ensaios

Os ensaios para a determinação das curvas de resistência foram realizados em uma máquina servo-hidráulica Instron 1332 com uma célula de carga de ± 25 kN. A Figura 33 ilustra a instrumentação completa de um corpo de prova C(T), com a montagem do sistema ótico e a colocação dos extensômetros de δ_5 e de CMOD necessários para a realização dos ensaios.

O carregamento monotônico durante os testes foi realizado sob controle de deslocamento, a uma taxa constante de 0,5 mm/min. Já as seqüências de descarga/recarga foram realizadas sob controle de carga a uma taxa de carregamento de 1,5 kN/min. Isso foi realizado a partir da utilização do *software* Instron Wavemaker®, disponível apenas na máquina Instron 1332, que permite a programação, em blocos, de testes compostos por diferentes seqüências de controle. Adicionalmente, utilizou-se um

sistema de aquisição de dados da National Instruments. A taxa de aquisição utilizada foi de 5,0 Hz.

As três primeiras descargas (numeradas como 00a, 00b e 00c), para estimar o comprimento inicial da trinca, foram realizadas a aproximadamente 50% da carga máxima de pré-trincamento ($P_{\rm f}$), calculada usando o limite de escoamento efetivo ($\sigma_{\rm Y}$), como recomendado pela ASTM E1820 [4]. Foram obtidas fotografias, mediante sistema ótico, no início de cada seqüência de descarga/recarga, para avaliar o crescimento da trinca. Além disso, o crescimento da trinca também foi estimado pelo método das descargas parciais, descrito anteriormente.



Figura 33 – Instrumentação geral do corpo de prova C(T) do Glare 3 5/4 0,3, com aquisição digital para o acompanhamento do crescimento da trinca.

3.2.6. Obtenção das curvas de resistência

Com as curvas *P-CMOD* obtidas pelos ensaios realizados em ambas as geometrias, as descargas foram separadas uma a uma da curva principal e os valores de inclinação necessários para obtenção da flexibilidade (C_i) em cada etapa do ensaio foram determinados em cada descarga, mediante uma aproximação linear, de acordo com estudos realizados anteriormente em nosso laboratório [22]. Com esses valores, calculou-se o tamanho de trinca em cada estágio de propagação. Os tamanhos de trinca obtidos, em corpos de prova C(T) e M(T), pelo método das descargas parciais, foram então comparados aos obtidos pelo método ótico.

Com os valores de propagação de trinca (Δa) obtidos, calcularam-se os valores de integral J para os corpos de prova C(T) e, então, foram construídas as curvas de resistência J- Δa . No caso dos corpos de prova M(T), devido às suas maiores dimensões, foram utilizados os registros P-v para o cálculo da integral J, uma vez que estes consideram a energia total fornecida ao corpo de prova, já que são obtidos a partir do LVDT da máquina (com v igual ao deslocamento do ponto de aplicação da carga). Dessa forma, com os valores de Δa e J, construíram-se as curvas J- Δa para os corpos de prova M(T).

As curvas δ_5 - Δa foram obtidas a partir dos valores de δ_5 em cada seqüência descarga/recarga e dos valores de propagação da trinca obtidos pelos método descritos anteriormente.

CAPÍTULO 4 - RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 - LAMINADO GLARE 3 5/4 0,3

4.1.1. Corpos de prova C(T)

4.1.1.1. Curvas *P*-*CMOD* e *P*- δ_5

As Figuras 34 e 35 mostram, respectivamente, os registros carga *versus* deslocamento da boca do entalhe (CMOD) e carga *versus* CTOD de Schwalbe do ensaio no corpo de prova C(T)03 do laminado Glare 3 5/4 0,3. Os gráficos apresentados nessas figuras são representativos dos testes feitos no material nesta geometria. Os registros mostram os ciclos de descarga e recarga típicos do ensaio de descargas parciais e notase também a ausência de pontos de descontinuidades nessas curvas. Como pode ser visto nessas figuras, não foi observada a presença de histerese nos ciclos de descarga e recarga. Foram testados quatro corpos de prova C(T) do material e todos apresentaram comportamento similar.



Figura 34 - Registro P-CMOD.



Figura 35 – Registro P- δ_5 .

4.1.1.2. Avaliação do crescimento da trinca

A Figura 36 mostra uma série de fotografias obtidas ao longo de um teste, utilizadas para a medição do crescimento de trinca pelo método ótico. Cada fotografia corresponde a uma descarga no ensaio do corpo de prova (neste caso, C(T)01). Nesse corpo de prova, foram realizadas 16 descargas, além das três descargas iniciais (00a, 00b e 00c), realizadas para a determinação do comprimento inicial da trinca, de acordo com a norma ASTM E1820 [4].

Os comprimentos iniciais e os valores de propagação de trinca obtidos mediante a utilização das duas técnicas estão dispostos na Tabela 5.

Observa-se, na Tabela 5, que a diferença entre os comprimentos iniciais da trinca, bem como entre os valores de propagação, estimados e medidos oticamente, está em torno de 1%. Isso mostra uma boa correspondência entre os métodos utilizados para a determinação da propagação da trinca, indicando que o método da flexibilidade elástica do material tal e como descrito na norma ASTM E1820 para materiais metálicos, pode ser aplicado sem modificações para avaliar o crescimento nos laminados Glare 3 5/4 0,3, quando testados em corpos de prova C(T). Além disso, esses resultados mostram que os valores de propagação da trinca, tanto estimados e quanto medidos oticamente, atendem amplamente aos requisitos da ASTM E1820 para

crescimento de trinca superior a 0,2 b_0 , que estabelece que a diferença entre os valores de Δa físico e estimado não pode exceder 0,03 b_0 [4].



Figura 36 – Fotografias mostrando a evolução do crescimento da trinca durante o ensaio do corpo de prova C(T)01.

Corpo de prova	Método Ótico		Método da Flexibilidade elástica		Diferença (em módulo) entre os métodos		
	ao	Δa	ao	∆a	$a_{\rm of} - a_{\rm oe}$	$\Delta a_{\rm f} - \Delta a_{\rm e}$	(Aa - Aa)/Aa
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[%]	[%]	$(\Delta u_{\rm f} - \Delta u_{\rm e})/\Delta u_{\rm f}$
C(T)01	24,95	5,32	25,10	5,26	0,60	1,13	0,0024
C(T)02	24,95	5,15	24,97	5,09	0,08	1,17	0,0024
C(T)03	25,04	5,22	25,29	5,23	1,00	0,19	0,0004
C(T)04	25,42	6,80	25,65	6,84	0,90	0,59	0,0016

Tabela 5 – Comprimentos da trinca em corpos de prova C(T) de Glare 3 5/4 0,3.

4.1.1.3. Curvas de resistência *J*- Δa e δ_5 - Δa

Com os registros *P-CMOD*, foram determinados os valores de integral *J*, de acordo com as equações (05), (06) e (07). Com esses valores e os de propagação da trinca obtidos em cada descarga, foi possível construir as curvas *J-\Delta a* dos quatro corpos de prova ensaiados mostradas na Figura 37. Como pode ser visto, as curvas obtidas tanto pelo método ótico como pelo método da flexibilidade elástica apresentam comportamentos similares, com propagação lenta e estável de trinca nas descargas iniciais e crescimento estável de trinca com o aumento do carregamento. Observa-se, ainda, que o início das curvas obtidas pelo método da flexibilidade elástica mostra um crescimento de trinca, nas descargas iniciais, que não pode ser verificado a partir das imagens obtidas oticamente. Por isso, esse crescimento será chamado de aparente. Esse comportamento ocorreu em todos os corpos de prova testados desse material.



Figura 37 – Curvas *J*-∆*a*, obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.

Na Figura 38 são apresentadas as curvas de resistência δ_5 - Δa de todos os corpos de prova. Da mesma forma que as curvas em termos de *J*, as curvas δ_5 - Δa também apresentam comportamento similar entre as obtidas pelo método ótico e as obtidas pelo método da flexibilidade elástica. Comparando com as curvas *J*- Δa , nota-se uma
equivalência de comportamento entre as curvas obtidas, mostrando a forma típica de uma curva de resistência de materiais metálicos.



Figura 38 – Curvas δ_5 - Δa obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.

4.1.2. Corpos de prova M(T)

4.1.2.1. Curvas *P*-*CMOD*, *P*- $v \in P$ - δ_5

As Figuras 39, 40 e 41 mostram os registros *P-CMOD*, *P-v* e *P-\delta_5* do corpo de prova M(T)01 (com 2*a/W* = 0,25). Como mencionado, os dois corpos de prova M(T) testados do Glare 3 5/4 0,3 possuem (muito aproximadamente) *W* = 230,0 mm. Esses registros são similares aos obtidos do corpo de prova M(T)02, com 2*a/W* = 0,35. Nos registros *P-v*, na Figura 40, nota-se a ausência dos ciclos de descargas e recargas pois, neste caso, os dados foram adquiridos diretamente pela eletrônica da máquina de ensaios, sendo que a mesma foi programada para armazenar separadamente os dados das descargas, para fins de processamento dos mesmos.

Pode-se notar, nas figuras apresentadas, curvas com comportamento característico do ensaio de descargas parciais, com os ciclos de descarregamento e

recarregamento bem definidos. Além disso, observa-se, também, a ausência de pontos de instabilidade e de ciclos de histerese.

Esses registros foram usados para a determinação dos valores de propagação da trinca, enquanto que os registros P-v foram usados para o cálculo dos valores de J, pois dessa forma se leva em consideração toda a energia fornecida ao corpo de prova durante o teste.



Figura 39 - Registro P-CMOD.



Figura 40 – Registro P-v.



Figura 41 – Registro P- δ_5 .

4.1.2.2. Avaliação do crescimento da trinca

Na Tabela 6, encontram-se os valores de comprimento inicial e de propagação de trinca dos corpos de prova M(T)01 e M(T)02. No corpo de prova M(T)01 foram realizadas 20 descargas, e no M(T)02, 19 descargas. Com relação ao comprimento inicial da trinca, os resultados mostram uma diferença menor que 3% entre os valores medidos por ambas as técnicas. Entretanto, para a propagação da trinca, a diferença percentual entre os valores obtidos foi de 19,59% para o corpo de prova M(T)01. No caso do M(T)02, devido à impossibilidade de se medir o comprimento da trinca na última descarga, pelo fato da mesma ter ultrapassado o limite do campo visual do sistema ótico, descartou-se o valor de Δa para a descarga 19. O valor de Δa apresentado na Tabela 6 refere-se, então, à descarga 18. Assim, fazendo uma comparação entre os valores de Δa medido oticamente nessa descarga.

Dessa forma, a partir dos resultados apresentados na Tabela 6, observamos que, para corpos de prova M(T) do Glare 3 5/4 0,3, o método das descargas parciais estima comprimentos de trinca maiores que os observado oticamente. Isso provavelmente ilustra uma limitação das equações da ASTM E561 [3] na determinação do comprimento da trinca em corpos de prova M(T) desse material.

	Mátad	o Ótico	Méto	do da	Diferença (em módulo)	
Corpo de	Metodo	5 01100	Flexibilida	de elástica	entre os métodos [%]	
prova	a [mm]	<i>∆a</i> [mm]	<i>a</i> _o [mm]	<i>∆a</i> [mm]	$a_{\rm of} - a_{\rm oe} [\%]$	$\Delta a_{\rm f}$ - $\Delta a_{\rm e}$
						[%]
M(T)01	29,65	13,17	30,18	15,75	1,79	19,59
M(T)02	40,18	16,31	39,06	16,91	2,79	3,68

Tabela 6 – Comprimentos da trinca em corpos de prova M(T) de Glare 3 5/4 0,3.

Para minimizar a superestimação dos valores de Δa obtidos pelo método da flexibilidade elástica para as geometrias M(T) do Glare 3 5/4 0,3, tornou-se quase evidente a necessidade de se fazer uma correção da equação (13) da ASTM E561. Este procedimento é similar ao utilizado na correção da relação $a_i/W = f(u)$ da ASTM E1820 [4], durante a avaliação de curvas *J*- Δa de laminados unidirecionais pelo método da flexibilidade elástica [34].

Para tanto, foram plotados os dados experimentais $(2a_i/W)$ obtidos pelo método ótico, dos corpos de prova M(T)01 e M(T)02, *versus* os valores de flexibilidade (*compliance*) adimensional, $E_M Bv/P$, em cada descarga. A Figura 42 mostra os resultados obtidos, ajustados por uma equação linear, mostrada abaixo, com R = 0,993 e SD = 0,007.

$$2a_i / W = 0.04916 + 0.34523(E_M Bv / P)$$
⁽¹⁷⁾

Adicionalmente, na Figura 42 pode ser observada a curva 2a/W versus E_MBv/P segundo a ASTM E561, obtida a partir de dados teóricos de 2a/W, dentro da faixa utilizada neste trabalho (0,25 a 0,50). Nota-se que os valores experimentais estão fora da curva teórica, afastando-se ainda mais à medida que a relação 2a/W aumenta. Com essa nova relação, os valores de comprimento da trinca foram calculados em cada descarga e, então, obtiveram-se as curvas J- Δa e δ_5 - Δa , como mostrado a seguir.



Figura 42 – Dados experimentais 2a/W versus $E_M Bv/P$, dos corpos de prova M(T) do Glare 3 5/4 0,3.

4.1.2.3. Curvas de resistência *J*- Δa e δ_5 - Δa

Nas Figuras 43 e 44 podem ser observadas as curvas J- Δa e δ_5 - Δa , respectivamente, do Glare 3 5/4 0,3 testados na geometria M(T), obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica já com correção. Naturalmente nota-se uma melhor correspondência entre as curvas obtidas a partir da medição de Δa por ambos os métodos. Entretanto, os resultados dos ensaios nessas geometrias também mostram que o método da flexibilidade elástica, mesmo após a correção da equação para o cálculo do comprimento da trinca, estimou um crescimento de trinca nas descargas iniciais que não foi observado pelo método ótico. Isto pode estar associado a algum processo de crescimento de dano por delaminação na interface entre as camadas de liga de alumínio e de pré-impregnado que modifica a flexibilidade do corpo de prova durante o teste, mas não pode ser observado oticamente. Estudos anteriores sobre micromecanismos de fratura de laminados fibra-metal mostram a ocorrência de danos nas camadas internas dos laminados antes de ser verificado o crescimento da trinca nas camadas externas de alumínio [49]. O mecanismo mais provável pode estar associado a delaminações entre as camadas de pré-impregnado e o metal ou, inclusive, à ruptura das fibras. Infelizmente, pela instrumentação disponível durante os testes, esse fato não pôde ser devidamente avaliado, mas é um mecanismo presente nestes laminados, amplamente documentado [5,34,49-52] e por isto altamente possível.



Figura 43 – Curvas *J*-∆*a* obtidas após a correção da equação para o cálculo do comprimento da trinca.



Figura 44 – Curvas δ_5 - Δa obtidas após a correção da equação para o cálculo do comprimento da trinca.

Durante o teste do corpo de prova M(T)02, o extensômetro para a medição de δ_5 saiu dos pontos de fixação depois da descarga 17, de um total de 19. Assim sendo, as medições de δ_5 a partir dessa descarga foram perdidas.

4.1.3. Comparação entre as curvas-*R* obtidas para corpos de prova C(T) e M(T)

4.1.3.1. Curvas *J*-∆a

Nas Figuras 45 e 46, pode ser observada a sobreposição das curvas de resistência J- Δa dos corpos de prova M(T) e C(T) do laminado Glare 3 5/4 0,3 obtidas, respectivamente, pelos métodos da flexibilidade elástica (corrigido) e ótico. Pela Figura 45, nota-se que os corpos de prova C(T) apresentaram comportamento na região inicial da curva similar ao comportamento apresentado pelos corpos de prova M(T). É importante ressaltar que os corpos de prova C(T), devido às suas pequenas dimensões, apresentaram valores de crescimento estável de trinca inferiores aos corpos de prova M(T). Contudo, pela similaridade entre as curvas (especialmente na região onde ocorre o início do crescimento estável da trinca), as mesmas foram utilizadas para uma comparação da tenacidade à fratura do material estimada a partir de ambas as geometrias.

De acordo com a literatura [53,54], um mesmo material testado em diferentes geometrias apresentará curvas-R com maiores ou menores valores de tenacidade para uma mesma quantidade de crescimento de trinca, de acordo com a geometria utilizada. No caso do Glare 3 5/4 0,3, observou-se a influência tanto da geometria utilizada, com curvas diferentes para as geometrias C(T) e M(T), como do tamanho do corpo de prova, com diferenças nas curvas para mesma geometria com diferentes W, no caso da geometria M(T). Entretanto, mesmo apresentando curvas de resistência levemente diferentes, a parte inicial das curvas apresenta comportamento similar, podendo ser usadas para a estimação da tenacidade à fratura do material.



Figura 45 – Comparação entre as curvas J- Δa obtidas pelo método da flexibilidade elástica, para corpos de prova C(T) e M(T).



Figura 46 – Comparação entre as curvas J- Δa obtidas pelo método ótico, para corpos de prova C(T) e M(T).

4.1.3.2. Curvas δ_5 - Δa

As curvas δ_5 - Δa dos corpos de prova C(T) e M(T), do laminado Glare 3 5/4 0,3, obtidas pelo método da flexibilidade elástica (corrigido) e pelo método ótico, estão

mostradas nas Figuras 47 e 48, respectivamente. A partir dessas figuras, nota-se também uma equivalência razoável entre as curvas obtidas por ambas as técnicas.



Figura 47 – Comparação entre as curvas δ_5 - Δa obtidas pelo método da flexibilidade elástica, para corpos de prova C(T) e M(T).



Figura 48 – Comparação entre as curvas δ_5 - Δa obtidas pelo método ótico, para corpos de prova C(T) e M(T).

4.2 – LAMINADO GLARE 3 3/2 0,3

4.2.1. Corpos de prova C(T)

4.2.1.1. Curvas *P*-*CMOD* e *P*- δ_5

As Figuras 49 e 50 ilustram, respectivamente, os registros carga *versus* CMOD e carga *versus* CTOD de Schwalbe do corpo de prova C(T)05. Esses registros são representativos dos demais corpos de prova testados desse material. A partir desses gráficos, pode-se observar a ausência de descontinuidades nos registros bem como a ausência de histerese visível nos ciclos de descarga/recarga.



Figura 49 – Registro *P-CMOD* do laminado Glare 3 3/2 0,3, corpo de prova C(T)05.



Figura 50 – Registro P- δ_5 do laminado Glare 3 3/2 0,3, corpo de prova C(T)05.

4.2.1.2. Avaliação da propagação da trinca

Na Tabela 7 são apresentados os valores iniciais e de propagação da trinca, obtidos pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica. Observa-se, pelos valores de diferença entre os métodos, que os requisitos da ASTM E1820 [4] para crescimento de trinca menor que 0,2 b_0 foram obedecidos, lembrando que, de acordo com a norma, a diferença entre o crescimento de trinca físico e o estimado pelo método da flexibilidade elástica não pode exceder 0,15 Δa_f .

Tabela 7 – Comprimento inicial e crescimento da trinca do Glare 3 3/2 0,3, corpo de prova C(T).

Corpo de	Método Ótico		Método da Flexibilidade elástica		Diferença (em módulo) entre os métodos			
F	ao	∆a	ao	∆a	$a_{\rm of} - a_{\rm oe}$	$\Delta a_{\rm f}$ - $\Delta a_{\rm e}$	(Aa, Aa)/Aa	
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[%]	[%]	$(\Delta u_{\rm f} - \Delta u_{\rm e})/\Delta u_{\rm f}$	
C(T)05	24,92	4,15	24,76	4,25	0,64	2,41	0,024	
C(T)07	25,16	3,28	24,71	3,48	2,82	6,10	0,061	

4.2.1.3. Curvas de resistência *J*- Δa e δ_5 - Δa

As curvas de resistência *J*- Δa e δ_5 - Δa dos corpos de prova C(T) testados do laminado Glare 3 3/2 0,3 podem ser visualizadas nas Figuras 51 e 52, respectivamente. As curvas obtidas pelo método da flexibilidade elástica, descrito na norma ASTM E1820, apresentaram um crescimento aparente de trinca significativo já na descarga 01, como pode ser notado na Figura 51. Também pode ser observado, nessa figura, que a parte inicial das curvas obtidas utilizando-se o método da flexibilidade elástica apresentou um comportamento errático, indicando inclusive no corpo de prova C(T)05 pequenos crescimentos negativos (fechamento) de trinca. Com base na experiência, esse comportamento não tem fundamento físico. Uma explicação para esse comportamento anormal pode ser atribuída a uma movimentação do extensômetro (*clip*) utilizado para a medição da abertura da boca do entalhe (CMOD) que, devido à dificuldade de usinagem oriunda da pequena espessura do laminado e das pequenas tolerâncias dimensionais dos apoios, pode ter sofrido mudanças no ponto de apoio ao longo do teste.



Figura 51 – Curvas *J*-∆*a*, obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.

Esse comportamento, obviamente, também foi observado nas curvas δ_5 - Δa desse material, uma vez que os valores de Δa utilizados são os mesmos das curvas J- Δa , mudando apenas o eixo de ordenadas.



Figura 52 – Curvas δ_5 - Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.

4.2.2. Corpos de prova M(T)

4.2.2.1. Curvas *P*-*CMOD*, *P*-*v* e *P*-δ₅

Nas Figuras 53 e 54, podem ser visualizados os registros cargas *versus* deslocamento na boca do entalhe (CMOD) e carga *versus* deslocamento na linha de carga, do corpo de prova M(T)03, com 2a/W = 0,25, respectivamente. Novamente o registro *P-v* não inclui os ciclos de descargas e recargas, pelo motivo já exposto. Na Figura 55 é apresentado o registro carga *versus* δ_5 do corpo de prova M(T)04 (2a/W = 0,35). Observam-se claramente os ciclos de descarga e recarga e nota-se a ausência de descontinuidades nesses registros.

Nos registros *P-CMOD* e *P-\delta_5*, observa-se a presença de pequenas histereses. Nessas geometrias foram realizadas 10 descargas para o corpo de prova M(T)03, e 09 descargas no M(T)04.



Figura 53 – Registro *P-CMOD*, corpo de prova M(T)03.



Figura 54 – Registro *P*-*v*, corpo de prova M(T)03.



Figura 55 – Registro P- δ_5 , corpo de prova M(T)04.

4.2.2.2. Curvas de resistência *J*- Δa e δ_5 - Δa

As Figuras 56 e 57 mostram, respectivamente, as curvas J- Δa e δ_5 - Δa , obtidas pelo método ótico e pelo método da flexibilidade elástica para corpos de prova M(T) do laminado Glare 3 3/2 0,3. Pode-se observar uma grande diferença entre as curvas obtidas por ambos os métodos de medição da propagação da trinca. As curvas obtidas pelo método da flexibilidade elástica mostram um crescimento de trinca muito superior ao observado oticamente.

Pelo formato dessas curvas, típicas da presença de flambagem, o mais provável é que, devido à pequena espessura do laminado Glare 3 3/2 0,3 (1,46 mm) e ao posicionamento das guias anti-flambagem durante os testes, tenha ocorrido a flambagem. Registros apresentando comportamentos semelhantes são mostrados na Figura 58. As mesmas foram obtidas por de Vries [6] a partir de corpos de prova M(T) de Glare, durante um estudo para observar a influência da flambagem em ensaios para a determinação de curvas $K_{\rm R}$ -R.



Figura 56 – Curvas *J*- Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova M(T) testados.



Figura 57 – Curvas δ_5 - Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova M(T) testados.

A flambagem ocorrida não pôde ser observada macroscopicamente durante os testes, mas evidencia a alta tendência à flambagem destes materiais em pequenas espessuras, assim como a importância não só da utilização das placas anti-flambagem como a do seu correto posicionamento. No caso dos corpos de prova do laminado Glare 3 3/2 0,3 testados, as placas anti-flambagem estavam próximas (vide Figura 59), mas

aparentemente não o suficiente para impedir a ocorrência do fenômeno de flambagem. Como referência, é importante lembrar que as linhas verticais na ponta do entalhe, mostradas na Figura 59, estão espaçadas entre si de 1,0 mm.



Figura 58 – Representação da ocorrência de flambagem em curvas $K_{\rm R}$ -R para o Glare 2 3/2 0,3, obtidas por de Vries [6].



Figura 59 – Imagem, em detalhe, do corpo de prova M(T)03 antes de ser ensaiado, mostrando a distância em as placas anti-flambagem.

Com relação às curvas obtidas pelo método ótico, é evidente que o corpo de prova M(T)03 (2a/W = 0,25) apresentou valores de *J* maiores que o M(T)04 (2a/W =

0,35). Este comportamento pode ter acontecido, provavelmente, devido à menor razão 2a/W do corpo de prova M(T)03, o que leva a maiores carregamentos e, dessa forma, maior a possibilidade de ocorrência de endentação nos furos de fixação do corpo de prova. Quando ocorre endentação parte da energia fornecida durante o ensaio, isto é, do trabalho realizado ($\int_0^v Pdv$), é usada para deformar o material na região das garras e não somente para produzir a fratura. No entanto, a única forma de separar essas componentes é a partir de um teste de endentação em um corpo de prova apropriado, que não foi possível no presente trabalho devido à falta de material disponível. Além disso, deve-se considerar também a influência da flambagem nos valores de *J*, pois parte dessa energia, provavelmente elástica, pode também ser usada para produzir a flambagem.

Como a única diferença entre os corpos de prova M(T) é a relação 2a/W, sendo a largura dos mesmos igual, as curvas obtidas pelo método ótico mostraram-se bastante dependentes dessa relação, apresentando uma divergência de comportamento, com maiores valores de *J* para a menor razão 2a/W, a partir de um determinado crescimento de trinca. No entanto, de acordo com a literatura, as curvas de resistência de laminados unidirecionais testados com diferentes razões 2a/W deveriam ser praticamente independentes do comprimento inicial da trinca [45]. Para materiais metálicos, alguns experimentos têm indicado que as curvas *J*- Δa são fortemente dependentes do tamanho da trinca ou do nível de restrição ao seu crescimento na ponta da mesma, apresentando divergência de comportamento, com maiores valores de tenacidade, a partir de um determinado valor de propagação de trinca [31,53,54].

A Figura 60 mostra a evolução do crescimento da trinca nos corpos de prova M(T) testados do Glare 3 3/2 0,3, obtido a partir das duas técnicas usadas para a medição dos valores de Δa . Observa-se, já nas descargas iniciais, que o método da flexibilidade elástica estimou valores de crescimento de trinca muito superiores aos obtidos oticamente. Isto confirma a ocorrência de algum fato anormal durante os ensaios, tipicamente a flambagem, o que resulta em grandes erros na medição de comprimento da trinca pelo método da flexibilidade elástica.



Figura 60 – Gráfico mostrando a propagação de trinca em cada descarga realizada, nos corpos de prova M(T) do Glare 3 3/2 0,3.

É importante ressaltar que o *clip-gauge* de CMOD estava posicionado fora do plano da chapa, devido às limitações experimentais que impediram sua utilização de acordo com o proposto na norma ASTM E561 [3]. Este fato pode ter também contribuído para o comportamento apresentado pelos corpos de prova M(T) desse material, pois qualquer deslocamento assimétrico no plano da chapa ocasiona deslocamentos espúrios do *clip* e, conseqüentemente, influencia grandemente na medição do comprimento da trinca.

4.2.3. Comparação entre as curvas-*R* obtidas pelos corpos de prova C(T) e M(T)

Tendo em vista o comportamento apresentado pelas curvas-*R* obtidas pelo método da flexibilidade elástica na geometria M(T), a sobreposição das curvas obtidas por esse método para os corpos de prova C(T) e M(T) não será feita. A comparação das curvas de resistência *J*- Δa e δ_5 - Δa dessas geometrias será realizada somente para aquelas avaliadas pelo método ótico. Entretanto, essa comparação deve ser feita de maneira cuidadosa, uma vez que constatada a ocorrência da flambagem, os ensaios da geometria M(T) do Glare 3 3/2 0,3 deveriam, a rigor, ser descartados.

Como pode ser observado na Figura 61, as curvas J- Δa de ambas as geometrias testadas apresentaram um comportamento bem similar no início da curva, que é a região para a determinação do valor de J de iniciação. Isso mostra a boa equivalência entre as curvas obtidas pelo método ótico para geometrias C(T) e M(T). Mesmo o corpo de prova M(T)03 tendo apresentado maiores valores de J, o início da curva está bem próximo do apresentado pelos outros corpos de prova C(T) e M(T) ensaiados. Assim sendo, pode-se dizer que as curvas J- Δa obtidas pelo método ótico, para ambas as geometria testadas, apresentaram comportamentos similares, permitindo a determinação de valores de tenacidade à fratura. Entretanto, diante dos resultados apresentados pelo método da flexibilidade elástica, mostrando a ocorrência do fenômeno de flambagem, os resultados obtidos pelo método ótico não podem ser considerados apropriados. Isso porque com a ocorrência da flambagem, o material na ponta da trinca não está mais submetido apenas a carregamento no modo I, e sim a uma combinação de modos de carregamento [6]. Assim, embora as curvas obtidas pelo método ótico não aparentem a existência da flambagem, certamente esses resultados também foram influenciados por esse fenômeno.



Figura 61 – Comparação entre as curvas J- Δa , obtidas pelo método ótico, dos corpos de prova C(T) e M(T) testados do Glare 3 3/2 0,3.

Com relação à curva δ_5 - Δa , Figura 62, o mesmo comportamento do corpo de prova M(T)03 foi observado. No entanto, as curvas obtidas apresentaram comportamentos bem próximos entre si no início das curvas. Vale ressaltar que para a determinação de δ_5 , no corpo de prova M(T)03, o extensômetro foi retirado na descarga 09 devido a limitações no curso máximo.



Figura 62 – Comparação entre as curvas δ_5 - Δa , obtidas pelo método ótico, dos corpos de prova C(T) e M(T) testados do Glare 3 3/2 0,3.

4.3 – LAMINADO GLARE 4 3/2 0,3 LONGITUDINAL

4.3.1. Corpos de prova C(T)

4.3.1.1. Curvas *P*-*CMOD* e *P*- δ_5

Os registros *P-CMOD* e *P-\delta_5* do laminado Glare 4 3/2 0,3, com entalhe longitudinal à direção de laminação da chapa de alumínio (C(T)08), podem ser observados nas Figuras 63 e 64, respectivamente. Esses registros são representativos do

corpo de prova C(T)09. Nota-se, a partir desses registros, a ausência de descontinuidades e/ou pontos de instabilidades nas curvas obtidas. Além disso, não se observa a presença de histerese visível nos ciclos de descarga e recarga.



Figura 63 – Registro *P-CMOD*, corpo de prova C(T)08.



Figura 64 – Registro *P*- δ_5 , corpo de prova C(T)08.

4.3.1.2. Avaliação do crescimento da trinca

Na Tabela 8 podem ser encontrados os valores de comprimento inicial e de propagação de trinca dos corpos de prova C(T) testados do Glare 4 3/2 0,3 com entalhe longitudinal à direção de laminação. Nota-se que ambos os corpos de prova testados desse laminado nessa orientação obedeceram aos requisitos da ASTM E1820, no que se refere à diferença entre os valores de propagação de trinca estimado e físico, não podendo exceder 0,15 Δa_f para valores de crescimento menor que 0,2 b_0 .

Tabela 8 – Comprimentos e crescimento da trinca de corpos de prova C(T) do Glare 4 3/2 0,3 L.

Corpo de	Método Ótico		Método da Flexibilidade elástica		Diferença (em módulo) entre os métodos		
P	ao	∆a	ao	∆a	$a_{\rm of} - a_{\rm oe}$	$\Delta a_{\rm f}$ - $\Delta a_{\rm e}$	$(A\alpha A\alpha)/A\alpha$
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[%]	[%]	$(\Delta a_{\rm f} - \Delta a_{\rm e})/\Delta a_{\rm f}$
C(T)08	25,16	1,95	23,90	2,00	5,00	2,56	0,026
C(T)09	25,06	1,79	24,22	2,00	3,35	22,70	0,117

4.3.1.3. Curvas de resistência J- Δa e δ_5 - Δa

As curvas $J-\Delta a$ e $\delta_5-\Delta a$, obtidas tanto pelo método ótico como pelo método da flexibilidade elástica, para os laminados Glare 4 3/2 0,3, com entalhe longitudinal à direção de laminação das chapas de alumínio, podem ser observadas nas Figuras 65 e 66, respectivamente. Com relação às curvas obtidas pelo método da flexibilidade elástica, tanto nas curvas $J-\Delta a$ como nas $\delta_5-\Delta a$, observou-se o mesmo comportamento ocorrido para o laminado Glare 3 3/2 0,3, corpo de prova C(T). Já na descarga 01, a curva obtida segundo o método da flexibilidade elástica mostra um crescimento aparente instantâneo de trinca. É altamente provável que esse crescimento aparente esteja relacionado à delaminação entre as camadas internas de liga metálica e préimpregnado de resina reforçada por fibras que ocorre já no nível de carregamento da primeira descarga. É por esse motivo, provavelmente, que as curvas J- Δa e δ_5 - Δa , obtidas segundo o método da flexibilidade elástica, encontram-se aparentemente deslocadas para a direita. As curvas obtidas pelo método ótico apresentaram um comportamento mais próximo das curvas de resistência de materiais metálicos, descrita na ASTM E1820.

Na Figura 65 observa-se que os valores de J, das curvas obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, são levemente diferentes. Isso acontece porque para o cálculo de J, a partir das equações (05) e (06) e (07), deve-se utilizar os valores de comprimento de trinca em cada descarga. Como são utilizadas duas técnicas para a determinação destes valores, então, as curvas obtidas por cada técnica podem apresentar valores de J pouco diferentes.



Figura 65 – Curvas *J*- Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.



Figura 66 – Curvas δ_5 - Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.

4.4 – LAMINADO GLARE 4 3/2 0,3 TRANSVERSAL

4.4.1. Corpos de prova C(T)

4.4.1.1. Curvas *P*-*CMOD* e *P*- δ_5

Os registros *P-CMOD* e $P-\delta_5$ do laminado Glare 4 3/2 0,3, com entalhe perpendicular à direção de laminação da chapa de alumínio, corpo de prova C(T)10, podem ser observados nas Figuras 67 e 68, respectivamente. Esses registros são representativos do corpo de prova C(T)11 e mostram a ausência de descontinuidades nos ciclos de descarregamento e recarregamento.



Figura 67 – Registro *P-CMOD*, corpo de prova C(T)10.



Figura 68 – Registro *P*- δ_5 , corpo de prova C(T)10.

4.4.1.2. Avaliação do crescimento da trinca

Na Tabela 9 encontram-se os valores de comprimento inicial e de propagação de trinca dos corpos de prova C(T)10 e C(T)11 do Glare 4 3/2 0,3, com entalhe transversal à direção de maior fração de fibras. Observa-se que apenas o corpo de prova C(T)11

obedeceu ao requisito da ASTM E1820, com relação à diferença entre os valores de propagação de trinca estimado e físico, que deve ser inferior a 0,15 $\Delta a_{\rm f}$.

Corpo de prova	Método Ótico		Método da Flexibilidade elástica		Diferença (em módulo) entre os métodos		
	ao	Δα	ao	Δα	$a_{\rm of} - a_{\rm oe}$	$\Delta a_{\rm f}$ - $\Delta a_{\rm e}$	$(\Delta a_{\rm f} - \Delta a_{\rm e})/\Delta a_{\rm f}$
	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[%]	[%]	
C(T)10	24,90	2,23	23,83	1,80	4,30	19,28	0,193
C(T)11	24,88	1,90	23,02	1,82	7,45	4,21	0,042

Tabela 9 – Avaliação do comprimento e crescimento da trinca do Glare 4 3/2 0,3 T, geometria C(T).

Comparando com os corpos de prova do Glare 4 3/2 0,3 L, observa-se que os corpos de prova C(T)10 e C(T)11 apresentaram maiores níveis de carregamento e deslocamento na boca do entalhe. Esse comportamento acontece porque no Glare 4 3/2 0,3 T o entalhe encontra-se perpendicular à maior fração de fibras, já que nos laminados Glare 4A as fibras encontram-se dispostas nas direções 0°/90°/0°, sendo 0° em relação à direção de laminação das chapas de alumínio. Assim, as fibras perpendiculares ao entalhe exercem maior restrição à propagação da trinca, fazendo com que para os corpos de prova desse laminado fosse necessário um maior nível de carregamento que para o Glare 4 3/2 0,3 L, que possui apenas 33% do total de fibras restringindo a propagação da trinca.

4.4.1.3. Curvas de resistência *J*- Δa e δ_5 - Δa

As curvas *J*- Δa , obtidas por ambos o métodos utilizados para a medição do valor da propagação da trinca, para os laminados Glare 4 3/2 0,3 T, estão mostradas na Figura 69. Novamente, as curvas *J*- Δa , obtidas pelo método da flexibilidade elástica, mostram um crescimento aparente de trinca já na descarga 01 e também se apresentam deslocadas em relação às curvas obtidas oticamente. Além disso, essas curvas também apresentaram, no início das curvas, a partir da descarga 02 até a descarga 12, indicações de crescimentos negativos (fechamento) de trinca, assim como observado em alguns dos corpos de prova C(T) do Glare 3 3/2 0,3. Isso pode ter acontecido devido a uma fixação inadequada do *clip* de CMOD na boca do entalhe que, no decorrer do ensaio, pode ter se deslocado, registrando valores de crescimento negativos (fechamento de trinca).

A Figura 70 mostra, em detalhe, a região de apoio do *clip* de CMOD no corpo de prova C(T)10. Observa-se que pontos de apoios não estão bem agudos e isso é um indício de que o *clip* não estava bem apoiado, podendo ter se deslocado durante o ensaio. Devido ao ponto de apoio não estar perfeitamente afiado, o que pode ter ocorrido foi um deslocamento do *clip* para uma nova posição de apoio, à medida que o corpo de prova era carregado. Esses deslocamentos são mínimos, mas suficientes para que a flexibilidade elástica possa fazer o registro de fechamento do *clip*, já que essa técnica é muito sensível.

Já as curvas obtidas pelo método ótico apresentaram comportamento coerente e típico de curvas de resistência, com crescimento lento de trinca nas descargas iniciais, aumentando com o nível de carregamento.



Figura 69 – Curvas *J*- Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.



(a)

(b)

Figura 70 – (a) Pontos de fixação do *clip* de CMOD. Em (b), detalhe do ponto de apoio do *clip*.

Com relação às curvas δ_5 - Δa (Figura 71), o mesmo comportamento de crescimento instantâneo de trinca na descarga 01 e registro de crescimento negativo de trinca foi observado para as curvas obtidas pelo método da flexibilidade elástica. Para o corpo de prova C(T)11, o extensômetro utilizado para a medição de δ_5 foi retirado do corpo de prova na descarga 19, por ter saído da posição durante o ensaio. As curvas δ_5 - Δa , obtidas pelo método ótico, apresentaram um melhor comportamento e podem ser usadas para a determinação do valor de tenacidade à fratura desses materiais em termos de δ_5 .

Diante do comportamento apresentado pelas curvas-*R* obtidas a partir da utilização do método da flexibilidade elástica, nos corpos de prova C(T) dos laminados Glare 4 3/2 0,3 (L e T) e Glare 3 3/2 0,3, decidiu-se fazer a correção do módulo de elasticidade pela determinação do módulo de elasticidade efetivo (E_M), de acordo com a norma ASTM E1152 [55], também utilizada na determinação de curvas de resistência. Essa norma estabelece que se a diferença entre os módulos for superior a 10%, os crescimentos de trinca devem ser determinados utilizando-se E_M . Para o Glare 3 3/2 0,3, essa diferença não foi superior ao limite estabelecido. Já para o Glare 4, em ambas as orientações testadas, a diferença entre os módulos foi superior a 10%. Dessa forma, a correção foi feita e novas curvas foram obtidas.



Figura 71 – Curvas δ_5 - Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova C(T) testados.

Outro ponto relevante diz respeito à correção do comprimento inicial de trinca. De acordo com a ASTM E 1820 [4], o comprimento inicial de trinca, obtido a partir das três descargas iniciais no corpo de prova, pode não estar correto. Assim, a norma indica uma correção baseada em um ajuste por mínimos quadrados de um polinômio de terceiro grau. Essa correção foi realizada para os laminados citados.

As Figuras 72, 73 e 74 mostram as curvas *J-R* obtidas, dos laminados Glare 3 $3/2 \ 0,3$ e Glare 4 $3/2 \ 0,3$ L e T, após as devidas correções, juntamente com as curvas iniciais obtidas para fins comparativos. Observa-se que com a correção de a_{oq} , de acordo com a norma ASTM E1820, as curvas dos corpos de prova do Glare 4 e do Glare 3 se deslocaram para a esquerda. Já a correção resultante da utilização do módulo de elasticidade efetivo não apresentou diferença com relação à curva sem a correção para o Glare 4. Esses comportamentos também foram observados para as curvas δ_5 -*R*.



Figura 72 – Curvas *J*- Δa do Glare 3 3/2, corpo de prova C(T)07, mostrando a correção de a_{oq} .



Figura 73 – Curvas *J*- Δa do Glare 4 3/2 L, corpo de prova C(T)08, mostrando as correções de $E_{\rm M}$ e $a_{\rm oq}$.



Figura 74 – Curvas *J*- Δa do Glare 4 3/2 T, corpo de prova C(T)10, mostrando as correções de $E_{\rm M}$ e $a_{\rm oq}$.

Diante dos resultados apresentados a partir das devidas correções, decidiu-se pela obtenção das curvas de resistência com a utilização de a_0 e E', para o laminado Glare 4; e para o Glare 3, utilizou-se o módulo de elasticidade do material.

Além da tentativa de correção do módulo de elasticidade e do comprimento inicial de trinca para as geometrias C(T) dos laminados Glare 3 3/2 0,3 e Glare 4 3/2 0,3 (L e T), realizou-se a correção da equação do cálculo da flexibilidade elástica, descrita na ASTM E1820, de acordo com o realizado em experiências anteriores [34]. Entretanto, realizadas as correções, constatou-se o mesmo comportamento das curvas sem a correção, demonstrando que a correção não foi efetiva. Dessa forma, os resultados foram mantidos sem a correção.

4.4.2. Corpos de prova M(T)

4.4.2.1. Curvas *P*-*CMOD*, *P*-*v* e *P*-δ₅

Com relação aos corpos de prova M(T), os laminados Glare 4 3/2 0,3 foram ensaiados apenas com entalhe perpendicular à direção de laminação das chapas de

alumínio, devido à limitação na quantidade de material disponível, e com largura (*W*) das chapas em torno de 230,0 mm. Os registros *P-CMOD*, *P-v* (sem os ciclos de descarga e recarga) e $P-\delta_5$ do corpo de prova M(T)05 (2a/W = 0,25) podem ser visualizados nas Figuras 75, 76 e 77, respectivamente, e são representativos do corpo de prova M(T)06 (2a/W = 0,35). Observa-se a ausência de descontinuidades nesses registros; entretanto nota-se a presença de pequenas histereses nos ciclos de descarga e recarga.



Figura 75 – Registro P-CMOD, corpo de prova M(T)05.



Figura 76 – Registro *P-v*, corpo de prova M(T)05.



Figura 77 – Registro P- δ_5 , corpo de prova M(T)05.

Tendo em vista o problema de flambagem apresentado pelos corpos de prova M(T) do laminado Glare 3 3/2 0,3, as placas de anti-flambagem, para os ensaios do laminado Glare 4 3/2 0,3, foram aproximadas ao máximo, de maneira a permitir a colocação do extensômetro para a medição de δ_5 . Essa nova disposição das placas anti-flambagem pode ser visualizada na Figura 78, com as linhas na ponta do entalhe espaçadas entre si de 1,0 mm.



Figura 78 – Imagem do corpo de prova M(T)06 mostrando as placas anti-flambagem mais próximas.

Os valores de comprimento inicial e de crescimento de trinca estão dispostos na Tabela 10. Para o corpo de prova M(T)05, foram realizadas 20 descargas, enquanto que para o M(T)06, apenas 12 descargas foram feitas, pois este corpo de prova atingiu o ponto de instabilidade imediatamente após essa descarga.

Tabela 10 – Comprimento inicial e crescimento da trinca do Glare 4 3/2 0,3, geometria M(T).

Corpo de prova	Métod	o Ótico	Méto Flexibilida	do da Ide elástica	Diferença (em módulo) entre os métodos	
	<i>a</i> _o [mm]	<i>∆a</i> [mm]	<i>a</i> _o [mm]	<i>∆a</i> [mm]	$a_{\rm of} - a_{\rm oe} [\%]$	Δa _f - Δa _e [%]
M(T)05	29,00	17,29	28,44	29,02	1,93	67,84
M(T)06	39,64	20,79	39,65	28,62	0,02	37,66

4.4.2.3. Curvas de resistência *J*- Δa e δ_5 - Δa

As curvas $J-\Delta a$ e $\delta_5-\Delta a$ dos corpos de prova M(T) testados do Glare 4 3/2 0,3 estão mostradas nas Figuras 79 e 80, respectivamente. Observa-se que as curvas obtidas pelo método da flexibilidade elástica apresentaram comportamento diferente das curvas obtidas oticamente. A curva $J-\Delta a$ do corpo de prova M(T)06 obtida pelo método da flexibilidade elástica possui comportamento semelhante ao apresentado pelas curvas dos corpos de prova M(T) do laminado Glare 3 3/2 0,3. Isso indica que provavelmente o corpo de prova M(T)06 também sofreu o fenômeno de flambagem, mesmo com as placas anti-flambagem estando mais aproximadas entre si. A curva $J-\Delta a$ do corpo de prova M(T)05 apresentou um comportamento mais coerente com a curva obtida pelo método ótico. O comportamento apresentado pelo corpo de prova M(T)06, com mais indícios de ocorrência da flambagem que o M(T)05, pode ser explicado pela maior razão 2a/W, que implica em maior comprimento inicial de trinca. Dessa forma, maior possibilidade de crescimento instável e, assim, o corpo de prova fica mais propenso ao fenômeno de flambagem.

Já as curvas *J*- Δa obtidas oticamente, de ambos os corpos de prova, apresentaram comportamento bem similar na parte inicial das curvas, que é a região de maior interesse para a determinação da tenacidade à fratura do material. Além disso, as curvas dos corpos de prova testados, com razões 2a/W diferentes, também apresentaram divergências a partir de um determinado valor de propagação de trinca, assim como observado nos corpos de prova M(T) do Glare 3 3/2 0,3. Esse fato pode estar associado ao fenômeno de flambagem que provavelmente ocorreu nesses dois laminados.

Com relação às curvas δ_5 - Δa , as obtidas pelo método ótico apresentaram comportamento bem próximo ao longo de toda a curva. As curvas obtidas pelo método da flexibilidade elástica, assim como as curvas *J*- Δa , apresentaram comportamento diferente das obtidas oticamente, sendo que a curva do corpo de M(T)06 apresenta formato semelhante ao apresentado pelos corpos de prova que sofreram flambagem.



Figura 79 – Curvas J- Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova M(T) testados.


Figura 80 – Curvas δ_5 - Δa , obtidas pelos métodos ótico e da flexibilidade elástica, dos corpos de prova M(T) testados.

4.4.3. Comparação entre as curvas-*R* obtidas pelos corpos de prova C(T) e M(T)

A partir do comportamento apresentado pelas curvas J- $\Delta a \ \delta_5$ - Δa obtidas pelo método da flexibilidade elástica, que divergem das curvas obtidas oticamente, não faz sentido a comparação entre as curvas obtidas por esse método para as geometrias C(T) e M(T) testadas do Glare 4 3/2 0,3. Assim sendo, fez-se a comparação apenas das curvas obtidas oticamente, mesmo assim com ressalvas, pois é altamente provável, pela forma das curvas, que haja influência da flambagem. As Figuras 81 e 82 mostram, respectivamente, as curvas sobrepostas dos corpos de prova C(T) e M(T) testados. Nota-se uma boa equivalência entre as curvas-R obtidas, tanto em termos de integral Jcomo em termos de CTOD de Schwalbe.



Figura 81 – Comparação entre as curvas J- Δa obtidas pelo método ótico, para os corpos de prova C(T) e M(T) testados do Glare 4 3/2 0,3.



Figura 82 – Comparação entre as curvas δ_5 - Δa obtidas pelo método ótico, para os corpos de prova C(T) e M(T) testados do Glare 4 3/2 0,3.

4.5 – CONSIDERAÇÕES SOBRE AS CURVAS-R OBTIDAS

Como pode ser visto, as curvas $J-\Delta a$ e δ_5 - Δa obtidas a partir do método da flexibilidade elástica apresentaram sistematicamente, no início, um comportamento diferente daquele apresentado pelas curvas obtidas pelo método ótico. Esse comportamento corresponde a um crescimento aparente de trinca, já nas primeiras descargas, que não foi observado pelo sistema ótico.

Muitos estudos realizados com o objetivo de avaliar o comportamento desses materiais quando submetidos a carregamentos cíclicos demonstram que o crescimento da trinca de fadiga é acompanhado pelo crescimento da delaminação na interface entre as camadas de alumínio e de resina reforçada por fibras [50,51]. Adicionalmente, os referidos autores relatam que o comportamento da delaminação depende de alguns parâmetros do material como: sistema adesivo, tratamento superficial da camada de alumínio, espessura e rigidez das camadas individuais. A delaminação é um comportamento dos laminados fibra-metal que tem sido foco de muita pesquisa visando sua melhor compreensão. Segundo Remmers *et al.* [52], a delaminação pode ter início tanto na fabricação dos FMLs, a partir de um dano proveniente de erros na fabricação, como na sua manutenção, pela utilização de técnicas de junção, por exemplo, que podem induzir a grandes concentrações de tensões e deformações locais. Em ambos os casos, a camada externa do laminado não apresentará nenhum indício da ocorrência de delaminação, o que torna esse mecanismo dificil de quantificar.

No caso do presente trabalho, acredita-se que esse crescimento aparente de trinca, estimado pelo método da flexibilidade elástica, possa estar associado à propagação de uma área de delaminação na camada de pré-impregnado, mais especificamente na região entre a fibra e a resina, na qual a trinca se inicia e propaga antes de atingir a camada de alumínio. Dessa forma, quando o corpo de prova era submetido aos ciclos iniciais de descarga e recarga, o método das descargas parciais registrava um aumento da flexibilidade e conseqüente crescimento inicial da trinca, devido a essa delaminação. Porém, o que se observava nas camadas de alumínio era uma grande quantidade de deformação plástica na ponta do entalhe.

Para ensaios realizados em corpos de prova C(T) dos laminados Glare 3 3/2 0,3 e Glare 4 3/2 0,3, com entalhe longitudinal e transversal à direção de laminação das chapas de alumínio, observou-se um crescimento aparente de trinca, já na primeira descarga, levemente superior ao observado para a mesma geometria do laminado Glare 3 5/4 0,3. Esse comportamento pode ter ocorrido em função da pequena espessura desses dois laminados, comparado ao Glare 3 5/4 0,3, fazendo com que, mesmo em níveis de carregamento baixos, a delaminação acontecesse de forma instantânea, devido à menor rigidez desses materiais [51]. Isto significa que, já na descarga 01, o nível de carregamento tenha sido o suficiente para causar essa delaminação instantânea e irreversível nas camadas de *prepegs*. Depois disso, o crescimento da área delaminada passa a ser homogêneo, até o dano tornar-se visível nas camadas metálicas, como observado em estudos anteriores de laminados unidirecionais [22,49].

Com relação aos corpos de prova M(T), apenas o Glare 3 5/4 0,3 apresentou curvas-*R* com comportamento satisfatório comparado com as curvas obtidas pelos corpos de prova C(T), no que se refere ao início da curva, que é a região de maior interesse para a determinação dos valores *J* de iniciação e conseqüente estimativa dos valores de tenacidade à fratura do material. Já os laminados Glare 3 e Glare 4, no empilhamento 3/2, apresentaram o fenômeno de flambagem, mesmo com a utilização das guias inibidoras desse fenômeno. Deste modo, para laminados mais finos, é necessário que as placas anti-flambagem estejam o mais próximo possível, ou a utilização de algum dispositivo que evite a ocorrência de flambagem e permita a instrumentação do corpo de prova com os extensômetros necessários para a realização do ensaio. Isto ilustra a limitação da utilização dessa geométrica, reforçando o interesse e a necessidade de realização de ensaios em geometrias de menores dimensões, como a geometria C(T) com 50,0 mm de largura, por exemplo.

O método da flexibilidade elástica utilizado baseia-se em metodologias propostas para materiais metálicos. Diante disso e do comportamento apresentado pelos laminados bidirecionais testados, é provável que as equações utilizadas para estimar os valores de propagação de trinca precisem ser alteradas, em especial para geometrias M(T), com o intuito de melhorar a avaliação do comprimento de trinca nestes laminados. Entretanto, em função da avaliação adequada do comprimento da trinca de laminados Glare bidirecionais na geometria C(T), observa-se que essa técnica pode ser aplicável sem modificações na obtenção de curvas $J-\Delta a$ e $\delta_5-\Delta a$.

4.6 – ESTIMATIVA DOS VALORES DE $J_{\rm C}$ E $\delta_{\rm 5C}$ PARA OS FMLs ESTUDADOS

Diante dos resultados apresentados, apenas as curvas de resistência obtidas a partir do método ótico foram selecionadas para a estimação dos valores de tenacidade à fratura ($J_{\rm C} \ e \ \delta_{5\rm C}$). A metodologia proposta na norma ASTM E1820 prevê que os valores de iniciação, J_Q e δ_{5Q} , correspondem ao ponto de interseção entre curva de regressão, determinada segundo uma lei de potência, e uma linha paralela à linha de embotamento deslocada de 0,2 mm da abscissa [4]. Entretanto, como essa norma foi desenvolvida para materiais metálicos, ela leva em consideração uma série de comportamentos observados nesses materiais (como o embotamento, por exemplo). Assim sendo, nem todos os requisitos e critérios de qualificação propostos pela ASTM E1820 podem ser adequados para os laminados fibra-metal. Dessa forma, não se pode seguir essa norma passo a passo, uma vez que há diferenças de comportamento entre os materiais metálicos e os FMLs. Então, tendo em vista que ainda não existe uma metodologia descrita em norma para esses materiais, decidiu-se realizar simplesmente uma estimativa dos valores de tenacidade dos FMLs testados, e não uma determinação da tenacidade propriamente dita, já que a última requer a aplicação de metodologias normalizadas específicas para o material. Para isto, no escopo do presente trabalho, definiu-se como uma estimativa da tenacidade à fratura dos laminados Glare bidirecionais ao valor obtido no ponto de interseção da curva de regressão, obtida pela lei de potência, com uma linha vertical traçada para um valor de extensão de trinca de 0,3 mm. Esse procedimento está exemplificado na Figura 83.

Na Tabela 11, encontram-se os valores médios, com desvio padrão, de $J_{\rm C}$ e $\delta_{\rm 5C}$ dos laminados Glare estudados. Devido à ocorrência de flambagem na geometria M(T) dos laminados Glare 3 3/2 0,3 e Glare 4 3/2 0,3, decidiu-se descartar esses resultados. Assim, para estes laminados a estimação da tenacidade a partir da geometria M(T) não foi realizada. Observa-se, com exceção do Glare 4 3/2 0,3 T, que os valores de $J_{\rm C}$ e $\delta_{\rm 5C}$ estimados, a partir das curvas com crescimento de trinca determinado oticamente, apresentaram dispersão acentuada.



Figura 83 – Exemplo da estimativa do valor de $J_{\rm C}$ para os FMLs estudados.

Para analisar a equivalência entre os valores médios de tenacidade ($J_{\rm C} \mbox{ e } \delta_{5{\rm C}}$) obtidos nas geometrias C(T) e M(T) testadas, para o Glare 3 5/4 0,3, realizou-se uma análise da variância (ANOVA), com nível de confiança de 98%. Como pode ser visto nas Tabelas 12 e 13, os valores de *p* são maiores que 0,02, indicando com 98% de certeza que não existe diferença significativa entre os valores médios de tenacidade, tanto em termos de *J* como δ_5 , das geometrias testadas.

Tabela 11 – Valores médios de tenacidade à fratura ($J_{\rm C}$ e $\delta_{5\rm C}$) obtidos a partir das curvas de resistência, com Δa obtido pelo método ótico, para ao os laminados estudados.

Material	Geometria	$J_{\rm C} [{\rm kJ/m^2}]$	$\delta_{ m 5C} [m mm]$	$K_{\rm JC} \left[{\rm MPa}^{\cdot} {\rm m}^{1/2} \right]$
Glare 3 5/4	C(T)	64,26±9,91	0,149±0,044	57,12±4,30
	M(T)	105,77±29,41	0,202±0,046	73,09±10,26
Glare 3 3/2	C(T)	99,29±11,38	0,259±0,072	71,66±4,12
Glare 4 3/2 L	C(T)	73,36±14,98	0,225±0,045	59,08±6,07
Glare 4 3/2 T	C(T)	147,71±0,30	0,266±0,004	86,51±0,08

Origem da variação	SS	GL	MS	F	р
Entre grupos	2297,44	1	2297,44	7,92	0,05
Interna (erro)	1159,71	4	289,93		
Total	3457,15	5			

Tabela 12 – Análise da variância dos valores médios de $J_{\rm C}$, obtidos oticamente, para o Glare 3 5/4 0,3.

Tabela 13 – Análise da variância dos valores médios de δ_{5C} , obtidos oticamente, para o Glare 3 5/4 0,3.

Origem da variação	SS	GL	MS	F	р
Entre grupos	0,0036	1	0,0036	1,80	0,24
Interna (erro)	0,0078	4	0,0020		
Total	0,0114	5			

Diante dos bons resultados apresentados pela utilização do método da flexibilidade elástica na determinação do crescimento da trinca no laminado Glare 3 5/4 0,3 em ambas as geometrias, decidiu-se fazer também a estimativa dos valores de $J_{\rm C}$ e $\delta_{\rm 5C}$ a partir das curvas-*R* obtidas por esse método. Nota-se, na Tabela 14, menor dispersão entre os resultados, tanto em termos de *J* como δ_5 . Além disso, analisando estatisticamente os valores médios de tenacidade obtidos em ambas as geometrias (Tabelas 15 e 16), pode-se afirmar (com 98% de certeza) que não existe diferença significativa entre os resultados, tanto para $J_{\rm C}$ como para $\delta_{5\rm C}$. Isto indica que os valores de tenacidade estimados a partir de curvas-*R* pelo método da flexibilidade em geometrias C(T) e M(T) do laminado Glare 3 5/4 0,3 são estatisticamente similares. Caso se comprove definitivamente esta hipótese, o método da flexibilidade poderia ser aplicado para a determinação de curvas de resistência em corpos de prova C(T), a partir das quais pode-se estimar a tenacidade à fratura do material, sem necessidade de realizar ensaios em chapas largas.

Tabela 14 – Valores médios de tenacidade à fratura ($J_{\rm C} e \delta_{5{\rm C}}$) obtidos a partir das curvas de resistência, com Δa obtido pelo método da flexibilidade elástica, apenas para o laminado Glare 3 5/4 0,3.

Material	Geometria	$J_{\rm C}$ [kJ/m ²]	$\delta_{ m 5C} [m mm]$	$K_{\rm JC} \left[{\rm MPa} {\rm m}^{1/2} \right]$
Glare 3 5/4	C(T)	54,28±12,01	0,124±0,039	52,38±5,72
	M(T)	73,23±20,22	0,127±0,018	52,85±1,63

Tabela 15 – Análise da variância dos valores médios de $J_{\rm C}$, obtidos pelo método da flexibilidade elástica, para o Glare 3 5/4 0,3.

Origem da variação	SS	GL	MS	F	р
Entre grupos	478,17	1	478,17	2,27	0,21
Interna (erro)	841,53	4	210,38		
Total	1319,70	5			

Tabela 16 – Análise da variância dos valores médios de δ_{5C} , obtidos pelo método da flexibilidade elástica, para o Glare 3 5/4 0,3.

Origem da variação	SS	GL	MS	F	р
Entre grupos	0,000007	1	0,000007	0,00554	0,94
Interna (erro)	0,004875	4	0,001219		
Total		5			

Também podem ser vistos, nas Tabelas 11 e 14, os valores médios de $K_{\rm JC}$, determinados a partir dos valores de $J_{\rm C}$ de cada corpo de prova, de acordo com a equação ($K_{JC} = (J_C * E)^{1/2}$). Comparando com o valor de tenacidade ($K_{\rm IC} = 38,0$ MPa.m^{1/2}) da liga de alumínio 2024-T3 [56], constituinte dos laminados estudados, observa-se que os valores de tenacidade obtidos são superiores. Isso pode ser um indicativo de que os laminados Glare bidirecionais, assim como os laminados unidirecionais [22,29,30], apresentam maior tenacidade que a liga de alumínio constituinte.

4.7. COMPARAÇÃO ENTRE OS VALORES DE J Ε δ₅

Finalmente, partindo dos resultados obtidos para o laminado Glare 3 5/4 0,3, decidiu-se avaliar a aplicabilidade da equação (10), comparando os valores de *J* com os de δ_5 normalizados, obtidos em cada descarga. Para isso, foram construídas as curvas *J*- δ_5 , com valores de CTOD de Schwalbe normalizados pelo limite de escoamento efetivo e pela utilização de *m* = 1 (estado plano de tensões). As curvas nas Figuras 84 e 85 mostram a distribuição dos pontos (cada ponto corresponde a uma descarga) de todos os corpos de prova testados, nas geometrias C(T) e M(T), respectivamente. Observa-se que os pontos obtidos de ambas as geometrias distribuem-se próximo a uma reta identidade, tendendo a respeitar, de forma geral, a equação (10). Este comportamento coincide com o observado em pesquisas anteriores em laminados fibra-metal unidirecionais [57]. Entretanto, como essa relação segue um modelo muito simples, observa-se, no nosso caso, uma certa divergência no início das curvas, com maiores valores de *J*, e no final, com maiores valores de δ_5 . É importante notar que as curvas para os corpos de prova C(T) e M(T) apresentam aproximadamente essa mesma tendência. Isso mostra a necessidade de realização de mais estudos nesse assunto.



Figura 84 – Gráfico J- $\sigma_Y \delta_5$ dos corpos de prova C(T) do Glare 3 5/4 0,3.



Figura 85 – Gráfico J- $\sigma_Y \delta_5$ dos corpos de prova M(T) do Glare 3 5/4 0,3.

As Figuras 86 e 87 mostram, em detalhe, as curvas J- $\sigma_Y \delta_5$ do Glare 3 5/4 0,3, nas geometrias C(T) e M(T), com os valores de tenacidade à fratura, J_C e δ_{5C} normalizado, plotados juntamente com as barras de erro. Observa-se que, para a geometria C(T), os valores de tenacidade, obtidos tanto pelo método da flexibilidade elástica como oticamente, estão localizados na reta identidade, indicando que a relação proposta (equação 10), embora muito simples, funciona adequadamente na região onde os valores de tenacidade (J_C e δ_{5C}) foram avaliados (vide Figura 83). Já para a geometria M(T), nota-se que os valores de tenacidade de ambos os métodos de determinação do comprimento de trinca encontram-se acima da reta identidade, mostrando, neste caso, que na relação $J = m\sigma_Y \delta_5$ o valor de *m* deve ser ligeiramente superior a 1.



Figura 86 – Detalhe do gráfico J- $\sigma_Y \delta_5$ dos corpos de prova C(T) do Glare 3 5/4 0,3, mostrando os valores de tenacidade à fratura.

Com o objetivo de analisar a aplicabilidade da equação (10) nos demais laminados bidirecionais estudados, construiu-se a curva $J_{\rm C}$ versus $\sigma_{\rm Y}\delta_{\rm 5C}$ dos corpos de prova testados, bem como do Glare 3 5/4 0,3, como pode ser verificado na Figura 88. Observa-se que, em geral, os resultados de $J_{\rm C}$ e $\delta_{\rm 5C}$ obtidos, pelo método ótico, apresentaram uma forte tendência a respeitar a equação (10), com exceção do Glare 4 3/2 0,3 T, que apresentou um leve afastamento da reta identidade. Dessa forma, pode-se dizer que mesmo uma relação entre J e δ_5 muito simples, como o descrito pela equação (10), funciona razoavelmente para laminados fibra-metal bidirecionais. Obviamente mais pesquisa é necessária para estabelecer uma relação mais apropriada entre estes parâmetros em laminados fibra-metal.



Figura 87 – Detalhe do gráfico J- $\sigma_Y \delta_5$ dos corpos de prova M(T) do Glare 3 5/4 0,3, mostrando os valores de tenacidade à fratura.



Figura 88 – Curva $J_{\rm C}$ versus $\sigma_{\rm Y} \delta_{\rm 5C}$ de todos os corpos de prova ensaiados, com os valores obtidos pelo método ótico.

CAPÍTULO 5 – CONCLUSÕES

Tendo em vista que o objetivo deste trabalho foi a obtenção de curvas de resistência (*J-R* e δ_5 -*R*) em geometrias M(T), a partir da utilização da metodologia das descargas parciais, descrita na norma ASTM E1820 [4], e adicionalmente a comparação desses resultados com as curvas *J-R* e δ_5 -*R* obtidas a partir de geometrias C(T), pode-se, a partir dos resultados apresentados, concluir que:

- Securvas *J-R* e δ_5 -*R* obtidas pela utilização do método da flexibilidade elástica apresentaram um crescimento aparente de trinca nas primeiras descargas, em todos os laminados testados, que não foi observado pelo método ótico. É provável que esse crescimento aparente de trinca esteja associado à propagação de uma área de delaminação nas camadas de pré-impregnado.
- Com relação ao laminado Glare 3 5/4 0,3, as curvas de resistência *J*- Δa e δ_5 - Δa , obtidas tanto pelo método da flexibilidade elástica como pelo método ótico, apresentaram comportamentos similares, com propagação lenta e estável da trinca nas descargas iniciais e crescimento estável com o aumento do carregamento. Esse comportamento foi observado em ambas as geometrias testadas.
- Para a geometria M(T) do Glare 3 5/4 0,3, houve uma superestimção dos valores de *Aa* obtidos pelo método da flexibilidade elástica. Dessa forma, tornou-se necessária a realização de uma correção na equação proposta na norma ASTM E561 [3]. Após essa correção, observou-se uma melhora na correspondência entre as curvas obtidas tanto pelo método da flexibilidade elástica como pelo método ótico.
- A comparação entre as curvas de resistência obtidas, tanto em termos de *J* quanto δ_5 , das geometrias C(T) e M(T) do Glare 3 5/4 0,3 mostram uma boa correspondência de comportamento, principalmente na região inicial das curvas, que é a região onde ocorre o início do crescimento estável da trinca. Por esse

motivo, essas curvas foram utilizadas para uma comparação dos valores de tenacidade à fratura desse material, estimados a partir de ambas as geometrias.

- Os valores de tenacidade à fratura, para o Glare 3 5/4 0,3, foram estimados, tanto pelas curvas obtidas oticamente como por aquelas determinadas a partir do método da flexibilidade elástica, em ambas as geometrias testadas. A análise de variância para avaliar a equivalência entre os valores médios de tenacidade à fratura obtidos nas geometrias C(T) e M(T), pela utilização do método ótico para a determinação de Δa, mostra que, com 98% de certeza, não existe diferença significativa entre esses valores, tanto em termos de J como δ₅. Essa análise também foi realizada para as curvas-*R* obtidas pela utilização do método da flexibilidade elástica, mostrando o mesmo resultado. Caso se comprove essa hipótese de que os valores de tenacidade estimados pelo método da flexibilidade elástica, em geometrias C(T) e M(T), são estatisticamente similares, esse método poderia ser aplicado para a determinação de curvas de resistência em corpos de prova C(T), permitindo estimar a tenacidade à fratura do material, sem a necessidade de realizar ensaios em chapas largas.
- Com relação aos laminados Glare 3 3/2 0,3, Glare 4 3/2 0,3 L e Glare 4 3/2 T, as curvas *J*-Δ*a* e δ₅- Δ*a* obtidas pelo método da flexibilidade elástica, em corpos de prova C(T), apresentaram um crescimento aparente de trinca, já na descarga 01, levemente superior ao observado pelo Glare 3 5/4 0,3, testado na mesma geometria. Esse comportamento pode ter ocorrido devido à menor espessura desses laminados comparado ao Glare 3 5/4 0,3, fazendo com que a delaminação ocorresse de forma instantânea e irreversível mesmo a níveis de carregamento baixos.
- Nos ensaios realizados na geometria M(T) dos laminados Glare 3 3/2 0,3 e Glare 4 3/2 0,3, as curvas *J*- Δa e δ_5 - Δa , obtidas pelo método da flexibilidade elástica, apresentaram formato típico de ocorrência de flambagem, mesmo com a utilização das guias inibidoras da flambagem. Embora esse fenômeno não tenha sido observado macroscopicamente durante os testes, isto evidencia a alta tendência à flambagem destes materiais, principalmente devido à sua pequena espessura, mostrando a necessidade de utilização das placas anti-flambagem o mais próximo possível ou a utilização dos corpos de prova para a realização dos

ensaios. Este fato sugere a continuação de pesquisas visando determinar o melhor procedimento para a realização dos ensaios de descargas parciais nesta geometria. Além disso, a ocorrência da flambagem nessa geometria ressalta o interesse na utilização de geometrias de menores dimensões, o que reduziria consideravelmente os custos com material, bem como as necessidades laboratoriais para a realização dos ensaios.

- Solution So
- Solution So
- Solution As curvas $J m\sigma_Y \delta_5$, com m = 1, foram obtidas para avaliar da aplicabilidade da equação (10) para os resultados do Glare 3 5/4 0,3, em ambas as geometrias testadas. As curvas mostram que os pontos tendem a respeitar, de modo geral, a relação $J = m\sigma_Y \delta_5$. Entretanto, observa-se uma certa divergência nas curvas, com valores de J maiores no início e valores de δ_5 maiores no final. Foi observado que as curvas das geometrias C(T) e M(T) apresentaram essa mesma tendência. Isto mostra a necessidade de realizar mais estudos nesse assunto, dando continuidade a essa pesquisa.
- ➢ Para a geometria C(T) do Glare 3 5/4 0,3, observa-se que a relação proposta (equação 10), embora relativamente simples, funciona de maneira adequada na região onde os valores de tenacidade ($J_{\rm C}$ e $\delta_{\rm 5C}$) foram avaliados. Já para a geometria M(T), foi observado que, na relação $J = m\sigma_{\gamma}\delta_{5}$, o valor de *m* deve ser ligeiramente superior a 1.
- A curva $J_{\rm C}$ versus $\sigma_{\rm Y} \delta_{\rm 5C}$ foi construída para avaliar a aplicabilidade da equação (10) nos demais FMLs bidirecionais estudados. Pode-se dizer que mesmo uma

relação muito simples entre $J e \delta_5$ funciona razoavelmente para laminados fibrametal bidirecionais. Sabe-se, entretanto, da necessidade de mais pesquisa para estabelecer uma relação mais apropriada entre esses parâmetros em laminados fibra-metal.

O método das descargas parciais mostrou-se, de modo geral, aplicável para a determinação e avaliação do crescimento estável de trinca em laminados fibra-metal bidirecionais, na geometria C(T), podendo ser utilizado na obtenção de curvas de resistência *J-R* e δ₅-*R*. Com relação às geometrias M(T), é provável que as equações utilizadas para o cálculo dos valores de comprimento da trinca precisem ser modificadas visando uma melhor avaliação da propagação da trinca nos laminados fibra-metal bidirecionais testados.

REFERÊNCIAS

- JIN, Z.-H; BATRA, R.C., "Residual strength of centrally metal/fiber composite laminates", *Materials Science and Engineering*, A216, pp. 117-124, 1996.
- [2] ASUNDI, A., CHOI, A.Y.N., "Fiber Metal Laminates: An Advanced Material for Future Aircraft", *Journal of Materials Processing Technology*, v. 63, pp. 384-394, 1997.
- [3] ASTM E561, "Standard practice for R-curve determination", In: 1999 Annual Book of ASTM Standards, v. 03.01, pp. 509-521, ASTM, Philadelphia, 1999.
- [4] ASTM E1820, "Standard Test Methods for Measurement of Fracture Toughness", In: 2001 Annual Book of ASTM Standards, v. 03.01, pp. 1-45, ASTM, Philadelphia, 2001.
- [5] ALDERLIESTEN, R.C, HOMAN, J.J., "Fatigue and damage tolerance issues of Glare in aircraft structures", *International Journal of Fatigue*, v. 28, pp. 1116-1123, 2006.
- [6] de VRIES, J.T., Blunt and sharp notch behaviour of Glare laminates, 1 ed., The Netherlands, DUP Science, 2001.
- [7] SCHIJVE, J., van LIPZIG, H.T.M., van GESTEL, G.F.J.A., HOEYMARKERS, A.H.W., "Fatigue Properties of Adhesive-Bonded Laminated Sheet Material of Aluminum Alloys", Engineering Fracture Mechanics, v. 12, pp. 561-580, 1979.
- [8] VLOT, A., "Historical overview", In: VLOT, A., GUNNINK, J. W. (eds.), Fibre Metal Laminates: an Introduction, 1 ed., chapter 2, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers, 2001.
- [9] BASTIAN, F.L., "Compósitos Laminados Fibra-Metal: Características e Tenacidade à Fratura". In: Anais do 58° Congresso Anual da Associação Brasileira de Metalurgia e Materiais, v. 58, pp. 3431-3442, Rio de Janeiro, Julho 2003.
- [10] GLARE & ARALL Laminates, Aviation Equipment Prospect, 2000.

- [11] ROEBROEKS, G.H.J.J., "Glare features", In: VLOT, A., GUNNINK, J. W. (eds.), *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, 1 ed., chapter 2, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers, 2001.
- [12] VOGELESANG, L.B., VLOT, A., "Development of Fibre Metal Laminates for Advanced Aerospace Structures", *Journal of Materials Processing Technology*, v. 103, pp. 1-5, 2000.
- [13] YEH, J. R., "Fracture Mechanics of Delamination in ARALL Laminates", Engineering Fracture Mechanics, v. 30, n. 6, pp. 827-837, 1988.
- BUCCI, R.J., MUELLER, L.N., VOGELESANG, L.B., e GUNNIK, J.W.,
 "ARALL laminates", In: VASUDEVAN, A.K., DOHERTY, R.D. (eds),
 Aluminum Alloys Contemporary Research and Applications, Treatise on
 Materials Science and Technology, v. 31, 1 ed., chapter 10, USA, Academic
 Press Inc., 1989.
- [15] RITCHIE, R.O., YU, W., BUCCI, R.J., "Fatigue Crack Propagation in ARALL® Laminates: Measurement of the Effect of Crack-Tip Shielding from Crack Bridging", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 32, n. 3, pp. 361-377, 1989.
- [16] CASTRODEZA, E.M., Desenvolvimento e Avaliação de Técnicas Experimentais para o Estudo da Mecânica da Fratura de Laminados Fibra-Metal, Tese D.Sc., COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil, 2002.
- [17] BORGONJE, B., IJPMA, M. S., 'T HART, W. G. J., "Corrosion", In: VLOT, A., GUNNINK, J. W. (eds.), *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, 1 ed., chapter 28, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers, 2001.
- [18] ROEBROEKS, G.H.J.J., "Fiber Metal Laminates, Recent Development and Application", *Fatigue*, v. 16, n. 1, pp. 33-42, 1994.
- [19] WU, G., YANG, J.-M., "The Mechanical behavior of Glare Laminates for Aircraft Structures", *Journal of the Minerals, Metals and Materials Society*, v. 57, n.1, pp. 72-79, 2005.
- [20] MARISSEN, R., "Flight Simulation Behavior of Aramid Reinforced Aluminium Laminates (ARALL)", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 19, n. 2, pp. 261-277, 1984.

- [21] AFAGHI-KHATIBI, A., LAWCOCK, G., YE, L., MAI, Y. W., "Effect of fibre/matrix adhesion on residual strength of notched composite laminates, *Composites Part A*, v. 29A, pp. 1525-1533, 1998.
- [22] ABDALA, M.R.W.S., Determinação de Curvas de Resistência de Laminados Fibra-Metal pela Técnica das Descargas Parciais, Dissertação de M.Sc., COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil, 2004.
- [23] CASTRODEZA, E.M., Avaliação da Tenacidade à Fratura de Compósitos Laminados Metálicos de Ligas de Alumínio com Epóxi reforçado por Fibras, Dissertação de M.Sc., COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil, 1998.
- [24] de JONG, T. W., KROON, E., SINKE, J., "Formability", In: VLOT, A., GUNNINK, J. W. (eds.), *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, 1 ed., chapter 22, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers, 2001.
- [25] EVANCHO, J.W., "Secondary applications", In: VLOT, A., GUNNINK, J. W. (eds.), *Fibre Metal Laminates: an Introduction*, 1 ed., chapter 2, Dordrecht, Kluwer Academic Publishers, 2001.
- [26] SINKE, J., "Manufacturing of GLARE Parts and Structures", Applied Composite Materials, v. 10, pp. 293-305, 2003.
- [27] CASTRODEZA, E.M., IPIÑA, J.E.P., BASTIAN, F.L., "Experimental techniques for fracture instability toughness determination of unidirectional fibre-metal laminates", *Fatigue Fracture Engineering Materials Structure*, v. 25, pp. 999-1008, 2002.
- [28] CAPRICE, M.D., ORIUNNO, M., VERMEEREN, C., "Evaluation of Residual Strength of GLARE by Experimental Measurement of the J-Integral", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 49, n.5, pp. 727-40, 1994.
- [29] CASTRODEZA, E.M., BASTIAN, F.L., IPIÑA, J.E.P., "Critical fracture toughness, J_C and δ₅, of unidirectional fibre-metal laminates", *Thin Walled Structures*, v. 41, pp. 1089-1101, 2003.
- [30] CASTRODEZA, E.M., BASTIAN, F.L., IPIÑA, J.E.P., "Fracture toughness evaluation of unidirectional fibre metal laminates using traditional CTOD (δ) and Schwalbe (δ₅) methodologies", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 71, pp 1107-1118, 2004.

- [31] ANDERSON, T.L., Fracture Mechanics, Fundamental and Applications, Second Edition, 1995.
- [32] CASTRODEZA, E.M, BASTIAN, F.L., "Mecânica da Fratura Elasto-Plástica: Introdução à Integral *J*", Apostila do curso de Mecânica da Fratura, PEMM/COPPE/UFRJ, 2005.
- [33] CASTRODEZA, E.M., BASTIAN, F.L., IPIÑA, J.E., "Residual strength of unidirectional fibre-metal laminates based on J_C toughness of C(T) and SE(B) specimens: comparison with M(T) test results", *Fatigue Fracture of Engineering Materials and Structures*, v. 27, pp. 923-929, 2004.
- [34] CASTRODEZA, E.M., ABDALA, M.R.W.S., BASTIAN, F.L., "Crack resistance curves of Glare laminates by elastic compliance", *Engineering Fracture Mechanics*, v.73, pp. 2292-2303, 2006.
- [35] CHABANET, O., STEGLICH, D., BESSON, J., HEITMANN, V., HELLMANN, D., BROCKS, W., "Predicting Crack Growth of Aluminum Sheets", *Computational Materials Science*, v. 26, pp. 1-12, 2003.
- [36] HUTCHINSON, J. W., "Singular Behavior at the End of a Tensile Crack Tip in a hardening Material", *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, v. 16, pp. 13-31, 1968.
- [37] RICE, J. R., ROSENGREN, G. F., "Plane Strain Deformation near a Crack Tip in a Power-Law Hardening Material", *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, v. 16, pp. 1-12, 1968.
- [38] BEGLEY, J.A., LANDES, J.D., "The J-Integral as a fracture criterion", In: Proceeding of the 1971 National Symposium on Fracture Mechanics, Part II, ASTM STP 514, Philadelphia, pp: 1-20, 1972.
- [39] RICE, J. R., PARIS, P. C., MERKLE, J. G., "Progressing flaw growth and fracture testing", ASTM STP 536, Philadelphia, pp. 231-245, 1973.
- [40] BROEK, D. The Practical Use of Fracture Mechanics, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, Netherlands, 1988.
- [41] SAXENA, A. Nonlinear Fracture Mechanics for Engineers, CRC Press, Boca Raton, USA, 1998.

- [42] PARIS, P., SIH, G., "Stress Analysis of Cracks" (Edited by W.F. Brown). ASTM, Baltimore, USA, 1965.
- [43] SCHWALBE, K.H., ZERBST, U., "The Engineering Treatment Model", International Journal of Pressure Vessels and Piping, v.77, pp. 905-918, 2000.
- [44] SCHWALBE, K.H.,, "Introduction of δ_5 as an operational definition of the CTOD and its practical use", In: *Fracture Mechanics*, ASTM STP 1256, pp; 763-778, 1995.
- [45] MACHERET, J., BUCCI, R. J., "A Crack Growth Resistance Curve Approach to Fiber/Metal Laminate Fracture Toughness Evaluation", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 45, n. 6, pp.729-739, 1993.
- [46] WU, G., YANG, J.-M., "Analytical modeling and numerical simulation of the nonlinear deformation of hybrid fibre-metal laminates", *Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering*, v. 13, pp. 413-425, 2005.
- [47] WU, H. F., WU, L. L., "Use of rule of mixtures and metal volume fraction for mechanical property predictions of fibre-reinforced aluminium laminates", Journal of Materials Science, v. 29, n. 17, pp. 4583-4591, 1994.
- [48] CLARKE, G.A., ANDREWS, W.R., PARIS, P.C., SCHIMIDT, D.W., "Single specimen tests for J_{IC} determination", *Mechanics of crack Growth*, ASTM STP 590, Philadelphia, pp. 27-42, 1976.
- [49] CASTRODEZA, E.M., BASTIAN, F.L., YAWNY, A., IPIÑA, J.E., "Fracture Micromechanisms of Fibre-Metal Laminates: In Situ SEM Observations", *Journal of Composite Materials*, v. 36, n. 04, pp. 387-400, 2002.
- [50] ALDERLIESTEN, R.C., SCHIJVE, J., van der ZWAAG, S., "Application of energy release rate approach for delamination growth in Glare", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 73, pp. 697-709, 2006.
- [51] PLOKKER, H.M., ALDERLIESTEN, R.C., BENEDICTUS, R., "Crack closure in fibre metal laminates", *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, v. 30, pp. 608-620, 2007.

- [52] REMMERS, J.J.C., de BORST, R., "Delamination buckling of fibre-metal laminates", *Composites Science and Technology*, v. 61, pp. 2207-2213, 2001.
- [53] ZHU, X-K, JOYCE, J.A., "J-Resistance curve testing of HY80 steel using SE(B) specimens and normalization method", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 74, pp. 2263-2281, 2007.
- [54] CRAVERO, S., RUGGIERI, C., "Estimation procedure of *J*-resistance curves for SE(T) fracture specimens using unloading compliance", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 74, pp. 2735-2757, 2007.
- [55] ASTM 1152, "Standard test for determining J-R curves", In: 1987 Annual Book of ASTM Standards, v. 03.01, pp. 825-835, ASTM, Philadelphia, 1987.
- [56] JEE, D-H, KANG, K-J, "A method for optimal material selection aided with decision making theory", *Materials and Design*, v. 21, pp. 199-206, 2000.
- [57] CASTRODEZA, E.M., BASTIAN, F.L., IPIÑA, J.E.P., "Fracture toughness of unidirectional fiber-metal laminates: crack orientation effect", *Engineering Fracture Mechanics*, v. 72, pp. 2268-2279, 2005.