

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS
INSTITUTO DE FÍSICA DE SÃO CARLOS
INSTITUTO DE QUÍMICA DE SÃO CARLOS**

MARIA CRISTINA ADAMI GATTI

**Tenacidade à fratura translaminar dinâmica de um laminado
híbrido fibra-metal titânio-grafite de grau aeronáutico**

**São Carlos
2009**

Livros Grátis

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.

MARIA CRISTINA ADAMI GATTI

Tenacidade à fratura translaminar dinâmica de um laminado híbrido fibra-metal
titânio-grafite de grau aeronáutico

*Tese apresentada ao Programa
de Pós-Graduação Interunidades
em Ciência e Engenharia de
Materiais, da Universidade de São
Paulo para obtenção do título de
Doutor em Ciência e Engenharia
de Materiais.*

Área de Concentração:
Desenvolvimento, Caracterização
e Aplicação de Materiais.

Orientador: Prof. Dr.
José Ricardo Tarpani

São Carlos
2009

AUTORIZO A REPRODUÇÃO E DIVULGAÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pelo Serviço de Biblioteca e Informação IFSC/USP

Gatti, Maria Cristina Adami

Tenacidade a fratura translaminar dinâmica de um laminado híbrido fibra-metal titânio-grafite de grau aeronáutico / Maria Cristina Adami Gatti; orientador José Ricardo Tarpani. - São Carlos, 2009.

111 p.

Tese (Doutorado – Programa de Pós-Graduação Interunidades em Ciência e Engenharia de Materiais. Área de Concentração: Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais) – Escola de Engenharia de São Carlos, Instituto de Física de São Carlos, Instituto de Química de São Carlos da Universidade de São Paulo.

1. Tenacidade à fratura dinâmica. 2. Laminados compósitos. 3. Ensaio de impacto Charpy. 4. Material Aeronáutico. I. Título.

A Deus;
À Virgem Maria;
Aos meus pais: Jorge e Maria Stella;
A minha irmã Silvia;
Ao meu querido filho Vitor Lucas.

AGRADECIMENTOS

Ao Professor Doutor José Ricardo Tarpani, pela sua orientação, amizade e incentivo, que tornaram possível a realização desta tese.

Ao Professor Alessandro Roger Rodrigues pelo desenvolvimento do programa computacional utilizado neste trabalho.

A todos os funcionários do Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística da EESC/USP que participaram direta ou indiretamente desta conquista: Eliete, Mazé, Ana, Sirlene, Gisele, Suzete, Silvano, Pedro, João, Eliezer, George, Alberto e Cláudio.

A todos os amigos: Renata, Rosamel, Luciana, Sandra, Maria José, Rodrigo, Mauricio, Omar, Marcelo, Artur, Alan, Carlos, Guilherme, Kleber e Maia.

A Rosa esposa do Professor José Ricardo Tarpani pela amizade.

A Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES) e ao Instituto Tecnológico de Materiais do Brasil Ltda (MIB) pela bolsa de estudo.

A todos os meus os amigos pelo apoio e amizade.

Aos meus pais e irmã que sempre torceram por minhas conquistas.

Ao meu querido filho Vitor Lucas pelo amor, compreensão e carinho.

A todas as pessoas, meu sincero reconhecimento e gratidão.

RESUMO

GATTI, M. C. A. **Tenacidade à fratura translaminar dinâmica de um laminado híbrido fibra-metal titânio-grafite de grau aeronáutico**. 2009. 111 p. Tese (Doutorado) Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2009.

Este trabalho objetivou a determinação de vários (04) critérios de tenacidade à fratura translaminar dinâmica do laminado híbrido metal-fibra (LFM) Titânio-Grafite (TiGra) com matriz termoplástica PEEK (poli-éter-éter-cetona), utilizando-se conceitos e metodologias tradicionalmente aplicados aos ensaios de impacto Charpy de ligas metálicas monolíticas. Os parâmetros de tenacidade foram derivados das Mecânicas da Fratura Elástica Linear- (fator-K) e Elasto-Plástica (integral-J), respectivamente MFEL e MFEP. Os ensaios de impacto pendular instrumentado foram conduzidos num amplo intervalo de temperaturas, sob taxas de carregamento de, respectivamente, 2,25m/s e 5,52m/s. Para apreciar mais convenientemente os resultados de tenacidade do TiGra, eles foram comparados aos de laminados tradicionais do sistema Carbono-Epoxi (C-Ep). O comportamento dos laminados TiGra e C-Ep TP120 (configuração de fibras *tape*, impregnadas com resina curada a 120°C) foi afetado em idêntica medida tanto pela variação da temperatura como pela mudança da taxa de carregamento, indicando que o mecanismo global de fratura destes materiais é particularmente controlado pelo favorecimento ou pela supressão de delaminações. O critério J_{id} da MFEP, correspondente ao ponto de real iniciação do trincamento, indicou o laminado TiGra como menos tenaz à fratura que os C-Ep TP em termos absolutos (i.e., tenacidade por unidade de volume do material). Este fato foi confirmado tanto pelo critério de carga máxima J_{md} (MFEP) quanto pelo convertido a partir de J_{id} (MFEP), qual seja, K_{Jd} (MFEL). Inversamente, o critério K_{Jd} (MFEL) classificou o TiGra como o laminado mais tenaz. Modificações substanciais no ranqueamento do desempenho dos laminados avaliados foram obtidas quando adotada a normalização da tenacidade à fratura em uma base de densidade (i.e., tenacidade por unidade de massa), tal como requer a indústria de construção aeronáutica. Isso foi particularmente verdadeiro no caso do TiGra, em especial quando avaliado segundo a abordagem da MFEL, ocasião em o material híbrido passou da condição de melhor para pior opção em termos de resistência o início da fratura translaminar em projetos de estruturas leves.

Palavras-chave: Tenacidade à fratura dinâmica, Laminados compósitos, Ensaio de impacto Charpy, Material Aeronáutico.

ABSTRACT

GATTI, M. C. A. **Dynamic translaminar fracture toughness of titanium-graphite hybrid fiber-metal laminate of aeronautical grade.** 2009. 111 p. Tese (Doutorado) Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2009.

This work aimed at determining dynamic translaminar fracture toughness of TiGr (Titanium-Graphite) hybrid fiber-metal laminate with PEEK (poly-ether-ether-ketone) polymer matrix, by utilizing concepts and methodologies traditionally applied to Charpy impact testing of monolithic metallic alloys. Toughness parameters were derived from Linear Elastic (K-factor) and Elastic-Plastic (J-integral) Fracture Mechanics, respectively LEFM and EPFM. Instrumented pendulum impact testing was carried out over a wide temperature range under loading rates of, respectively, 2.25m/s e 5.52m/s. In order to get a more convenient appraisal of TiGr's toughness results, they were confronted to those derived from traditional Carbon-Epoxy (C-Ep) laminates. TiGr and TP120 (carbon fiber cross-ply tape array impregnated with epoxy resin cured at 120°C) laminates' behavior was affected in identical extent by either temperature variation and change in loading rate, indicating that their global fracture mechanism is mainly controlled by delamination favoring or suppression. EPFM J_{id} criterion determined at the true crack onset point indicated C-Ep TP composites tougher than TiGr laminate in absolute terms (i.e., toughness by unit volume of material). This finding was confirmed as well by maximum load fracture toughness J_{md} (MFEP) and converted J_{id} (MFEP) values to K_{Jd} (MFEL) criteria. Conversely, K_{id} (MFEL) criterion classified TiGr as the toughest laminate. Substantial shifts in dynamic performance ranking of tested laminates were obtained when a density-based approach was adopted to normalize fracture toughness criteria (i.e., toughness by unit weight), as required for aircraft construction industry. This was particularly true for TiGr hybrid laminate, especially when evaluated according to LEFM concepts, insofar it shifted from the best to the worst option as a material to resist translaminar fracture onset in lightweight structural projects.

Keywords: Dynamic fracture toughness, Composite laminates, Charpy impact testing, Airframe material.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 -	Choques de veículos circulando pela pista com aeronaves estacionadas (a,b); Impacto entre duas aeronaves taxiando em solo (c,d); Eventos de <i>tail-strike</i> durante testes de aeronaves (d,f).....	22
Figura 2.1 -	Codificação de um laminado composto.....	32
Figura 2.2 -	Componentes da aeronave da Embraer EMB145 tipicamente confeccionados com materiais compostos.....	33
Figura 2.3 -	Arranjo típico de fases em um laminado híbrido metal-fibra.....	35
Figura 2.4 -	Esquemático do arranjo entre as lâminas metálicas e as camadas (e bandas) de pré-impregnado do LMF Titânio-Grafite com matriz termoplástica PEEK	37
Figura 2.5 -	Temperaturas de equilíbrio previstas na superfície externa (superior e inferior) da aeronave do projeto americano de transporte civil rápido – HSCT.....	37
Figura 2.6 -	Utilização de materiais compostos na aeronave Boeing 787.....	38
Figura 2.7 -	Triângulo da Mecânica da Fratura.....	40
Figura 2.8 -	Modos de carregamento para a abertura de um defeito tipo-trinca.....	41
Figura 2.9 -	Modo de Fratura em laminados compostos: translaminar (a) e transversal (b).....	42
Figura 2.10 -	Sistema de coordenadas e estado de tensões em um elemento de volume situado próximo à ponta da trinca.....	43
Figura 2.11 -	Tensões nominais e cisalhantes próximas à frente de uma trinca em um sólido elástico.....	44

Figura 2.12 - Comportamento elástico não-linear de um corpo sólido (a) e integral-J idealizada para o comportamento elasto-plástico (b).....	45
Figura 2.13 - Esquematização experimental para a definição básica da Integral-J em barras trincadas sob carregamento em flexão em três pontos.....	46
Figura 2.14 - A integral-J como função das áreas elástica e plástica.....	47
Figura 2.15 - Vista geral do sistema de ensaios de impacto Charpy instrumentado (a), detalhes da instrumentação do martelo de impacto (círculo amarelo) (b), e do ponto de contato entre o nariz do martelo e o corpo de prova (seta verde) (c).....	50
Figura 2.16 - Em azul a curva Charpy instrumentado de uma liga estrutural de alumínio. Em vermelho a curva de energia consumida ao longo do processo de impacto. Os pontos de maior interesse são: limite de escoamento, carga máxima, início de trincamento frágil, correspondente freamento	51
Figura 2.17 - Curva típica do ensaio de impacto Charpy instrumentado dividida entre os estágios de iniciação e de propagação ou difusão de danos	52
Figura 2.18 - Método da taxa de variação da flexibilidade elástica do corpo de prova.....	54
Figura 2.19 - Esquemático de curva carga-deslocamento.....	57
Figura 2.20 - Exemplo de saída do programa, com detalhe para o gráfico da compliance.....	58
Figura 3.1 - Esquemático do arranjo entre as lâminas metálicas e as camadas (e bandas) de pré-impregnado do LMF Titânio-Grafite com matriz termoplástica PEEK.....	61
Figura 3.2 - Ciclos térmicos de fabricação e de alívio de tensões residuais aplicado ao LMF-TiGra.....	62

Figura 3.3 -	Foto de titânio original com detalhe da interface fibra-metal (a); e detalhe das fibras de carbono (b).	63
Figura 3.4 -	Titânio atacado com Kroll; visualização dos contornos dos grãos.....	63
Figura 3.5 -	Imagem utilizada para análise qualitativa dos grãos de titânio.....	64
Figura 3.6 -	Chapa de TiGra após usinagem dos corpos de prova tipo Charpy.....	65
Figura 3.7 -	Croqui dos corpos de prova tipo padrão Charpy.....	65
Figura 3.8 -	Vista frontal do corpo de prova entalhado (a); detalhe do raio de curvatura do entalhe (b).....	66
Figura 3.9 -	(a) Exemplo de diagrama Carga versus Deslocamento versus Energia absorvida no impacto Charpy, e (b) comparação entre uma curva original versus a curva polida por intermédio do método dos mínimos quadrados, a qual foi utilizada para os cálculos de tenacidade à fratura translaminar dinâmica via programa dedicado em base Matlab.....	69
Figura 4.1 -	Gráfico de tensão fletiva versus deflexão (a); e tensão fletiva versus deformação (b).....	74
Figura 4.2 -	Resultados de J_{id} , K_{Jd} , K_{id} e J_{md} sob diferentes velocidades de impacto e temperaturas.....	77
Figura 4.3 -	Aspecto de fratura do corpo de prova C-Ep TP120 ensaiado a -70°C	78
Figura 4.4 -	Razões: (a) J_{md} / J_{id} a 2,25m/s; (b) J_{md} / J_{id} a 5,52m/s; (c) K_{Jd} / K_{id} , a 2,25m/s e (d) K_{Jd} / K_{id} a 5,52m/s, sob diferentes temperaturas.....	80

- Figura 4.5 - Critérios de validade das tenacidades J_{id} , K_{Jd} , K_{id} e J_{md} : (a) J_{id} a 2,25m/s; (b) J_{id} a 5,52m/s; (c) K_{Jd} a 2,25m/s; (d) K_{Jd} a 5,52m/s; (e) K_{id} a 2,25m/s; (f) K_{id} a 5,52m/s; (g) J_{md} a 2,25m/s e (h) J_{md} a 5,52m/s. O ajuste linear de dados visa simplesmente facilitar a interpretação dos resultados. $a=2\text{mm}$, $W=10\text{mm}$, $b=W-a=8\text{mm}$, $B=5\text{mm}$ 89
- Figura 4.6 - Resultados de J_{id} , K_{Jd} , K_{id} e J_{md} específicos sob diferentes velocidades de impacto e temperaturas: (a) J_{id} a 2,25m/s; (b) J_{id} a 5,52m/s; (c) K_{Jd} a 2,25m/s; (d) K_{Jd} a 5,52m/s; (e) K_{id} a 2,25m/s, (f) K_{id} a 5,52m/s, (g) J_{md} a 2,25m/s e (h) J_{md} 5,52m/s..... 92
- Figura 4.7 - Detalhe das superfícies de fratura e da composição do laminado..... 96
- Figura 4.8 - Superfícies de fratura de corpos ensaiados à temperatura ambiente: 5,52 m/s (a) e à 2,25 m/s (b) 96
- Figura 4.9 - Superfícies de fratura dos corpos ensaiados em diferentes temperaturas..... 97
- Figura 4.10 - Visualização do comportamento das fibras, matriz polimérica e do metal na fratura, por meio de análise fratográfica das superfícies de fratura dos corpos ensaiados à temperatura ambiente: 2,25 m/s (a) e 5,52 m/s (b)..... 98
- Figura 4.11 - Análise das superfícies de fratura dos corpos ensaiados à -196 °C e 2,25 m/s, nas quais nota-se o processo de delaminação e propagação da trinca..... 98
- Figura 4.12 - Corpos de prova ensaiados à 180°C e à 2,25 m/s, onde se nota a propagação da trinca na região do entalhe (a); e o detalhe das fibras de carbono fraturadas (b)..... 99
- Figura 4.13 - Corpos ensaiados à -70°C e 2,25 m/s (a) e detalhe do caminho de propagação da trinca (b)..... 99

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 -	Causas mais comuns de danos em serviço, às estruturas aeronáuticas confeccionadas em materiais compostos.....	34
Tabela 2.2 -	Confronto entre vantagens das matrizes poliméricas termorrígidas e termoplásticas.....	36
Tabela 3.1 -	Densidade relativa dos diversos laminados.....	67
Tabela 4.1 -	Variação do critério de tenacidade quando transladado da abordagem de propriedade absoluta (por unidade de volume) para a de propriedade relativa (por unidade de massa).....	94

LISTA DE SÍGLAS E ABREVIATURAS

A	Área total sob diagrama carga (P) versus deslocamento (δ)
a	Comprimento de trinca
AMS	American Materials Society
b	Ligamento original do corpo de prova
B	Espessura do corpo de prova
C	Carbono, ou secante da flexibilidade
C-Ep	Carbono epóxi
C_{el}	Flexibilidade elástica
Cdp	Corpo de prova
E	Módulo de elasticidade
E_i	Energia de início de propagação de trinca
E_P	Energia absorvida até o ponto de carga máxima
E_t	Energia total
F_E	Carga no limite de elasticidade dinâmico do corpo de prova
HS	Harness satin
HSCT	High speed civil transport
J	Integral – J
J_{id}, J_{ID}	Tenacidade à fratura elásto-plástica (ou elástica não linear) dinâmica
J_{md}	Tenacidade à fratura elásto-plástica dinâmica na carga máxima
K	Fator de intensidade de tensão
K_{id}, K_{ID}	Tenacidade à fratura elástica linear dinâmica
K_{Jd}	Tenacidade à fratura elástica linear dinâmica (via conversão a partir de J_{id})
LMF	Laminado metal-fibra
MFEL	Mecânica da fratura elástica linear
MFEP	Mecânica da fratura elasto-plástica
MFENL	Mecânica da fratura elástica não linear

PEEK	Poli-éter-éter-cetona
SAE	Society of automotive engineers
t	Tempo
TiGra	Laminado Titânio- Grafite
TC	Tecido
TC120	Tecido curado a 120°C
TC180	Tecido curado a 180°C
TP	Tape
TP120	Tape curado a 120°C
TP180	Tape curado a 180°C
W	Largura do corpo de prova
$Y = f(a/W)$	Fator geométrico ou de função flexibilidade elástica
δ	Deflexão ou deslocamento na linha de carga
ΔC	Gradiente de flexibilidade elástica
σ_D	Tensão limite de escoamento dinâmico

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	19
1.1	Considerações Iniciais.....	19
1.2	Justificativa.....	19
1.3	Objetivo do Trabalho.....	23
1.4	Estrutura do Trabalho.....	24
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	25
2.1	Materiais de Construção Aeronáutica.....	25
2.1.1	Laminados Compostos Estruturais.....	25
2.1.2	Materiais Compostos na Indústria Aeronáutica.....	27
2.1.3	Laminados Híbridos Metal-Fibra.....	34
2.2	Mecânica da Fratura.....	39
2.2.1	Fratura dos Materiais.....	39
2.2.2	Fratura nos Laminados Híbridos Metal-Fibra.....	41
2.2.3	Mecânica da Fratura Elástica Linear (MFEL).....	42
2.2.4	Mecânica da Fratura Elásto-Plástica (MFEP).....	44
2.3	Metodologia de Impacto Charpy.....	46
2.3.1	Ensaio Charpy Instrumentado.....	47
2.4	Determinação e Validação da Tenacidade à Fratura Dinâmica.....	52
2.4.1	Determinação do Ponto de Iniciação do Trincamento.....	52
2.4.2	Cálculo da Tenacidade à Fratura Dinâmica.....	54
2.4.3	Cálculo da Tenacidade na Carga Máxima.....	55
2.5	Método Computacional para Cálculo da Tenacidade à Fratura.....	56
2.6	Validação dos Valores de Tenacidade.....	58

3	MATERIAL E MÉTODO	59
3.1	Laminado Metal-Fibra (LMF-TiGra).....	59
3.2	Caracterização Microestrutural.....	61
3.3	Microdureza Vickers e Tamanho do Grão do Titânio.....	62
3.4	Corpos de prova.....	63
3.5	Outros Materiais.....	65
3.5.1	Laminados Carbono-Epóxi.....	65
3.6	Parte Experimental.....	66
3.6.1	Ensaio de Impacto Charpy Instrumentado.....	66
3.7	Parte Analítica.....	69
3.7.1	Método Computacional para o Cálculo da Tenacidade.	69
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	72
4.1	Ensaio de Flexão.....	72
4.2	Tenacidade à Fratura Absoluta.....	73
4.2.1	Comportamento Geral.....	76
4.2.2	Efeito da Temperatura de Ensaio.....	80
4.2.2.1	Taxa de velocidade de 2,25m/s.....	80
4.2.2.2	Taxa de velocidade de 5,52m/s.....	81
4.2.3	Efeito da Taxa de Velocidade.....	82
4.3	Ranque dos Materiais quanto à Tenacidade à Fratura Absoluta.....	83
4.4	Validação dos Resultados de Tenacidade Absoluta	85
4.5	Tenacidade à Fratura Relativa.....	88
4.5.1	Comparação Geral.....	91
4.6	Ranque dos Materiais quanto à Tenacidade à Fratura Específica.....	92
4.7	Validação dos Resultados de Tenacidade Relativa.....	94
4.8	Análise Fratográfica.....	95
5	CONCLUSÕES	99

6	SUGESTÕES PARA FUTUROS TRABALHOS.....	101
	REFERÊNCIAS.....	102
	APÊNDICE A.....	108

1. INTRODUÇÃO

1.1 Considerações Iniciais

O setor aeronáutico se consolidou nas últimas décadas como o meio de transporte mais rápido e eficiente. Neste sentido, o desenvolvimento de novos materiais, mais leves e resistentes, em termos mecânicos e químicos (e.g. corrosão), tem contribuído significativamente para o crescimento e aperfeiçoamento desta área da mobilidade, mais especificamente do aumento da vida útil, da qualidade e do desempenho das estruturas e componentes aeronáuticos, que se refletem diretamente na redução dos custos envolvidos na sua manutenção, o que inclui as tarefas de inspeção periódica não-destrutiva, e, em última instância, de análise e prevenção de falhas.

A introdução deste trabalho apresenta a justificativa do tema, os objetivos a serem atingidos pela pesquisa e a estrutura do trabalho.

1.2 Justificativa

Os tradicionais laminados compósitos do sistema Carbono-Epóxi (C-EPX), em que fibras contínuas de carbono reforçam uma matriz epoxídica, satisfazem os atuais requisitos de projetos estruturais de aeronaves subsônicas. Entretanto, aeronaves supersônicas requerem materiais cujas propriedades mecânicas sejam mantidas em elevadas temperaturas de serviço. A Companhia Aeroespacial Boeing é uma das responsáveis pelo projeto americano HSCT (*High Speed Civil Transport*), e desenvolveu, juntamente à Agência Aeroespacial Americana - NASA, o laminado híbrido metal-fibra (LMF) TiGra, formado por lâminas alternadas de liga de titânio (Ti) e de compósito de matriz polimérica termoplástica PEEK (poli-éter-éter-cetona) reforçado com fibras de grafite (Gra), de modo a satisfazer os critérios mais severos do projeto HSCT em que temperaturas de até 180°C são previstas para fuselagens de aeronaves se deslocando a velocidades de Mach 2,5 (BURIANEK, 2002).

Uma limitação amplamente reconhecida das estruturas laminares é a sua baixa resistência a impactos transversais (ZHANG et al, 2001; FREITAS; REIS, 1998; ISHIKAWA et al, 1995). Entretanto, o desempenho dos laminados compósitos aeronáuticos sob trincamento translaminar dinâmico não foi até o momento devidamente apreciado, particularmente no caso dos laminados fibra-meta.

Através dos conceitos da Mecânica da Fratura, é possível inferir o grau de segurança que um componente estrutural possui contra fraturas catastróficas em serviço. Um dos parâmetros da Mecânica da Fratura Elásto-Plástica (MFEP) empregados na estimativa da resistência dos materiais à fratura lenta (quase-estática), sob condições de plasticidade à frente da trinca, é a integral-J, que originou o critério de tenacidade à iniciação da fratura J_{ic} . Uma vez determinado experimentalmente, J_{ic} deve ser validado de modo a garantir que a zona plástica na ponta da trinca, englobando a zona de processos de fratura, seja pequena quando comparada às dimensões do componente. Caso esta condição seja satisfeita, assume-se que a tenacidade J_{ic} é uma verdadeira propriedade do material, independentemente do tamanho e da geometria do componente, sendo então designado J_{ic} e garantindo uma condição de deformação predominantemente plana no evento da fratura.

No presente trabalho, os conceitos da MFEP tradicional, por intermédio da integral-J, são estendidos ao regime de carregamento dinâmico sob impacto Charpy de laminados compósitos possuindo defeitos translaminares, dando origem ao critério de início da fratura rápida J_{id} .

É realizada uma comparação, numa base de propriedade mecânica absoluta (i.e., por unidade de volume do corpo-de-prova), da tenacidade à fratura J_{id} do LMF-TiGra e de laminados convencionais C-EPX, sob duas taxas de carregamento e num amplo intervalo de temperaturas.

Busca-se, desta forma, realizar uma avanço significativo frente ao trabalho pioneiro de Fernandez-Cantelli et al (2002) que avaliou a tenacidade à fratura translaminar dinâmica de laminados compósitos C-EPX no regime elástico linear, aplicando os conceitos do fator-K de intensidade de tensões elásticas lineares.

Merece ser mencionado que as velocidades de impacto aplicadas no presente estudo são relativamente baixas, até 5,5 m/s (20 km/h), o que não limita a aplicabilidade dos resultados num contexto da engenharia aeronáutica.

Apesar de pouco divulgados, são relativamente freqüentes os eventos envolvendo choques entre veículos circulando pela pista (seja transportando combustível e alimentos, limpando lavatórios, carregando bagagem, içando aeronaves) com aeronaves estacionadas (Figura 01a, b). Não menos freqüentes são os impactos entre duas aeronaves taxiando em solo (Figura 01c, d). De fato, todos estes eventos são rotineiros a ponto de os especialistas em aviação definirem-los como *ramp rash*, sendo seu custo estimado em torno de U\$ 5 bilhões apenas no ano de 2004.

Uma ocorrência que envolve impacto em baixas velocidades, e que é também digna de nota no campo aeronáutico, é o chamado *tail-strike*, o qual envolve o choque mecânico da cauda da aeronave contra o solo, seja durante sua decolagem ou aterrissagem (Figura 01e, f). Há de se ressaltar que, especificamente num evento de aterrissagem, assume-se como o fator mais determinante do grau de danos possivelmente imposto à estrutura, a componente vertical da velocidade da aeronave. Por exemplo, o FAA (<http://www.faa.gov/>) classifica as diferentes velocidades verticais de pouso de uma aeronave comercial, como função de quatro distintas situações de aterrissagem ou de aproximação com o solo: (i) 1,2 m/s, como pouso operacional, (ii) 1,8 m/s, como pouso limite, (iii) 3,0 m/s, como pouso forçado, e (iv) > 5,0 m/s, como condição de acidente. Neste sentido, a faixa de velocidades de aproximação vertical do solo acima estabelecidas encontra-se exatamente no intervalo de velocidades em que operam os sistemas de ensaio de impacto Charpy mais robustos (e.g., 300 Joules), qual seja, entre 1,0 e 5,5 m/s, tal como o empregado no presente estudo.

Desta forma, os resultados presentemente obtidos em termos de tenacidade à fratura dinâmica podem ser potencialmente utilizados na qualificação e/ou seleção de materiais de construção aeronáuticas sob condições factíveis de serviço.



Figura 1.1 - (a,b) Choques de veículos circulando pela pista com aeronaves estacionadas; (c,d) Impacto entre duas aeronaves taxiando em solo; (e,f) Eventos de *tail-strike* durante testes de aeronaves (ROB PHOTOS, 2007).

De acordo com as agências de certificação (ANAC / FAA / EASA) as aeronaves devem estar expressamente de acordo com os critérios e requisitos de certificação aeronáutica tanto para a aviação civil como a militar para evitar a todo custo os mais diversos tipos de acidentes. A seguir estão citados alguns requisitos de projeto para os aviões segundo os Regulamentos da Aeronáutica que trata da aeronavegabilidade (*Airplane Airworthiness*) segundo a agência certificadora *FAA* utilizados durante a confecção do projeto.

- **Sub part C**

(§25562): Condições dinâmicas em aterragens de emergência.

(§25.631): Tolerância de danos e avaliação da fadiga da estrutura.

(§25.631): Dano por batida de pássaro.

Portanto é de fundamental importância que todos os requisitos e certificações de projeto sejam verificados para que todas as aeronaves voem em segurança pelo espaço aéreo, preservando ao máximo as vidas humanas envolvidas.

1.3 Objetivo do Trabalho

Uma das principais limitações inerentes às estruturas laminares é sua relativamente baixa resistência a impactos transversais, o que pode ter reflexos negativos em seu desempenho sob trincamento dinâmico translaminar. Mudanças bruscas no nível de tensão ou deformação à frente de um defeito tipo-trinca previamente existente em um componente, e.g. como decorrência da aplicação de um choque mecânico mais violento, podem eventualmente induzir ou facilitar sua fratura catastrófica.

Assim sendo, e em virtude da inexistência de estudos, ao menos divulgados na literatura científica, direcionados à determinação da tenacidade a fratura translaminar dinâmica desta recentemente desenvolvida classe de materiais estruturais, este trabalho tem como objetivo o estudo da tenacidade à fratura dinâmica em um Laminado Metal-Fibra (TiGra), com matriz termoplástica de PEEK (poli-éter-éter-cetona), empregando-se a metodologia do ensaio de impacto instrumentado Charpy. Onde este método fornece importantes subsídios para a quali e quantificação dos mecanismos de absorção de energia durante a propagação rápida de trinca em materiais de engenharia. Por intermédio dos conceitos da Mecânica da Fratura, é possível a inferência do grau de segurança que um componente ou estrutura possui contra a ocorrência de fraturas catastróficas em serviço.

Portanto este estudo é de fundamental importância na contribuição para o avanço adicional da tecnologia de caracterização mecânica de materiais de engenharia de alto desempenho no meio científico e no setor aeronáutico.

1.4 Estrutura do Trabalho

O trabalho está organizado em duas etapas distintas. A primeira parte está destinada à revisão bibliográfica que serviu de base para o desenvolvimento da pesquisa. A segunda parte apresenta o programa experimental, onde foram relatados o material, os ensaios, as formas de execução, a análise dos resultados, as conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

O Capítulo 1 apresenta uma visão geral da importância da pesquisa desenvolvida, os principais objetivos onde fica claro a necessidade e o valor dos estudos ora apresentados, garantindo assim uma forte motivação para a condução dos ensaios, análise e comparação entre os resultados obtidos.

No Capítulo 2 é revisada a literatura sobre os materiais de grau aeronáutico, os conceitos da Mecânica da Fratura e a metodologia de impacto Charpy, além dos parâmetros necessários para validação ou não dos valores de tenacidade à fratura dinâmica.

O Capítulo 3 apresenta o planejamento experimental, descrevendo os materiais ensaiados em termos do seu processo de fabricação, composição química, propriedades mecânica, microestrutura presente nos laminados compostos e híbridos, assim como os corpos de prova além dos métodos utilizados na execução dos ensaios.

No Capítulo 4 são apresentados os resultados obtidos nos ensaios realizados bem como sua análise, a interpretação e a discussão dos resultados mais relevantes relacionados à tenacidade a fratura dinâmica ao impacto Charpy, tendo-se como base os conceitos e fundamentos previamente estabelecidos no Capítulo 2.

A partir das conclusões finais no Capítulo 5, realizam-se as sugestões para futuras pesquisas complementares no Capítulo 6. A bibliografia representa a grande maioria do material consultado durante todo o período de estudo.

O Apêndice A representa detalhadamente algumas condições empregadas durante o desenvolvimento do trabalho.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Materiais de Construção Aeronáutica

Diferentemente da aviação militar, na aviação civil ou comercial existe uma busca acentuada pela redução do peso das aeronaves, visto que isso implica no incremento da carga paga (*pay load*), no aumento do número de passageiros transportados, numa elevação do nível de conforto destes por meio, da disponibilização de maior espaço físico, na extensão da autonomia de vôo, bem como numa redução da motorização e dos gastos com combustível.

Na última década ocorreu um aumento no uso dos materiais compostos com matriz polimérica fortalecida com fibras longas e de ligas de titânio (Ti), em comparação as ligas de alumínio (Al), portanto nota-se uma tendência na substituição dos materiais tradicionais. Como exemplo, a aeronave da Boeing, o B787, que é constituída de pelo menos 50% em massa de materiais compostos e a aeronave A350, da Airbus Industrie.

2.1.1 Laminados Compostos Estruturais

Atualmente os compostos estruturais requerem materiais com combinações de propriedades não usualmente satisfeitas pelas ligas metálicas, pelos materiais cerâmicos e os poliméricos convencionais, os chamados materiais monolíticos. Várias estruturas dos setores aeronáutico, automobilístico e espacial necessitam possuir baixo peso, alta resistência, elevada rigidez, além de resistência à abrasão e ao impacto. O acelerado desenvolvimento de materiais compostos (ou compósito), associado à sua disponibilização em relativamente larga escala comercial tem propiciado aos projetistas novas alternativas para satisfazer esta demanda.

Callister (2003) define *composto* como um material multifásico, cujas fases constituintes são quimicamente diferentes entre si e separadas por uma interface

distinta e bem definida, exibindo propriedades otimizadas frente àquelas apresentadas pelas fases individualmente. Em termos mecânicos, essas fases são basicamente denominadas matriz e reforço.

Os compostos estruturais geralmente utilizam fibras como agentes de reforço podendo estar distribuídas de diferentes maneiras.

As fibras podem ser contínuas ou descontínuas (estas últimas sendo curtas ou longas), alinhadas em uma, duas ou mais orientações no componente, ou aleatoriamente dispostas no mesmo, podendo ser industrialmente obtidas em uma variedade de formas, tais como mantas e pré-formas têxteis de diferentes arquiteturas ou arranjos. Como componente matricial, os polímeros são os materiais mais utilizados, em especial na indústria aeronáutica, devido à sua leveza e fácil moldagem. Em relação ao peso, os materiais compostos poliméricos apresentam propriedades mecânicas específicas, ou seja, com relação à densidade (i.e., numa base de massa unitária), que podem exceder substancialmente às dos metais.

As maiores vantagens da utilização dos materiais compostos são além das propriedades mecânicas superiores a possibilidade de se obterem propriedades finais (mecânicas, ópticas, térmicas, elétricas) planejadas e projetadas para um uso específico.

Dentre as principais características obtidas por um componente ou estrutura confeccionada em composto destacam-se (MIDDLETON, 1990):

- Baixa densidade;
- Elevadas resistência e rigidez específicas;
- Possibilidade de se projetar e direcionar preferencialmente a resistência mecânica e de se preverem os modos de falha, via seleção do tipo e orientação dos elementos fortalecedores;
- Boa resistência à fadiga;
- Elevada resistência à corrosão em ambientes salinos;
- Grande estabilidade térmica e dimensional;
- Reduzida degradação pela ação ambiental (vida longa: às vezes indesejável por questões ambientais);
- Baixa flamabilidade, traduzida numa apreciável resistência à chama (auto-extinção, no caso de eventual ignição);

- Redução do número de peças e operações de usinagem e acabamento, devido aos diversos processos de fabricação que permitem a construção de geometrias complexas.

As funções mecânicas básicas da matriz em um material composto fibroso são as de posicionar e manter as fibras num posicionamento adequado, garantir o arranjo e o grau de estiramento/alinhamento apropriados das fibras de reforço, além de transferir a carga externamente aplicada para as fibras internalizadas. Ainda, a resina responde pelas propriedades elétricas, pelo comportamento químico e pelas aplicações sob elevadas temperaturas do laminado. Outra função da matriz é a de proteger as fibras contra danos superficiais como resultado da abrasão mecânica ou de reações químicas com o ambiente (corrosão/oxidação) já durante a fabricação e ao longo da vida em serviço do material composto. Tais interações podem introduzir defeitos na superfície das fibras, capazes de formar trincas as quais podem levar a falhas mesmo sob relativamente baixos níveis de tensão.

2.1.2 Materiais Compostos na Indústria Aeronáutica

Os esforços iniciais para o desenvolvimento de estruturas primárias em materiais compostos para aeronaves militares e comerciais foram limitados pela necessidade de se garantir resistência a danos (i.e., à introdução de um defeito no material durante um evento tal como impacto) bem como tolerância a danos (i.e., o desempenho mecânico residual da estrutura contendo aquele defeito previamente introduzido) (FORD, 1997). A primeira geração de materiais compostos, com sistemas de matriz termorrígida epóxi, em geral relativamente frágil, exibiam baixa resistência e alta susceptibilidade a danos transversais, particularmente delaminações, tais como as que ocorrem tipicamente nos eventos de impacto frontal em painéis estruturais. Esquemas estruturais foram desenvolvidos para melhorar a tolerância a danos e, conseqüentemente, a resistência residual após impactos de baixa velocidade. Isto incluía o emprego de painéis de laminados com baixa rigidez, para permitir certa flexibilidade estrutural num evento de carga dinâmica, associados ao uso de elementos reforçadores (*stiffners*) e pranchas duplas (*doublers*)

estrategicamente posicionadas na estrutura, de modo a garantir sua rigidez em termos globais. No entanto, o custo de manufatura e o peso da estrutura resultante transformaram esta concepção estrutural primária em material composto difícil de ser justificada para a aviação comercial. Isto conduziu à necessidade do desenvolvimento de sistemas compostos ditos tenacificados.

Melhor tenacidade em um sistema composto foi originalmente definida pela resistência residual após um evento de impacto. Trabalhos nesta área mostraram que a resistência do material composto à delaminação é uma propriedade-chave relacionada à sua capacidade estrutural. Tenacidade à fratura por delaminação mostrou-se então como uma propriedade fundamental para elevadas resistência à compressão *no-plano* após impacto *fora-do-plano*, e nas últimas décadas as indústrias aeronáutica e de materiais têm se devotado à melhora de ambas a resistência e tolerância a danos dos sistemas compostos e das estruturas confeccionadas com os mesmos.

Uma das grandes inovações decorrentes destes inúmeros estudos é a proposta de que a os materiais compostos devam ser otimizados não só com relação aos danos por delaminação, mais sim e também há de se garantir boa resistência a outras formas de fratura, tais como danos em fibras e trincas na matriz.

A Companhia Boeing catalizou os desenvolvimentos dos sistemas compostos tenacificados de grau aeronáutico e, já em 1982, os primeiros resultados foram atingidos com a disponibilização de especificações preliminares estabelecendo os requisitos necessários para materiais compostos destinados a estruturas primárias. A partir daí, os fornecedores se esmeraram em desenvolver materiais que pudessem satisfazer tais requisitos, em especial os relativos à resistência à delaminação. Uma abordagem assumida quando à tenacificação da matriz foi através da “aliagem” polimérica da resina matricial frágil via adição de termoplásticos mais tenazes e/ou de sistemas elastoméricos. Isto pode tomar a forma de blendas poliméricas com segundas fases discretas, IPN (*interpenetrating polymer networks*), ou então copolímeros em blocos ou randômicos (aleatórios).

Outra maneira proposta pela indústria para o aumento da resistência a certos tipos de danos por impacto é a de uma arquitetura personalizada do laminado. Um exemplo seria o uso de camadas de polímeros tenazes não-reforçados entre camadas de laminados compostos frágeis reforçados de alta resistência, de modo a aumentar a resistência à delaminação. Segundo Martin;

Evans (2000); NMNGCT (1996); MRAAAI (1993); ATTFC (1992), e esta abordagem foi utilizada em alguns dos sistemas compostos mais bem sucedidos a partir da década de 80.

A combinação de blendas e de camadas interdispersas alcançou as propriedades almejadas em termos de resistência a impactos e à temperatura. Os materiais resultantes utilizam partículas modificadoras tenazes, de tamanho controlado, que criam uma camada tenaz, rica em resina, posicionada intermediariamente às lâminas fortalecidas com fibras de alta resistência mecânica. Elas são atualmente aplicadas em estruturas tais como revestimentos de empenagens, reforçadores e longarinas bem como vigas de pisos na aeronave B777.

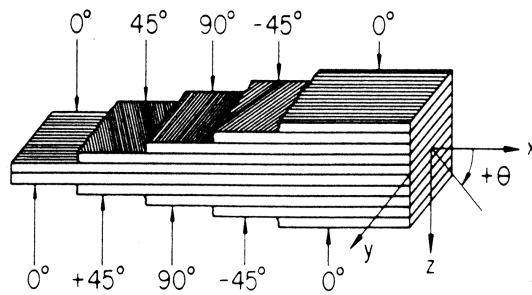
Recentemente tem havido um crescente interesse em materiais compostos de matriz termoplástica reforçada com fibras contínuas. Polímeros de alto desempenho provêm combinações de tenacidade e resistência à temperatura que não podem ser atingidas pela maioria dos sistemas de matriz termorrígida. Enquanto que a tenacidade das matrizes termoplásticas pode aumentar a resistência dos compostos à delaminação, as extraordinárias propriedades que dos termoplásticos de alto desempenho não tem sido traduzidas em melhores performances do material composto resultante. Por outro lado, os termoplásticos podem ser processados pelo simples aquecimento acima do ponto de fusão/amolecimento e aplicando-se pressão de moldagem. Eles também podem ser repetidamente aquecidos e reconsolidados sem significativa degradação das propriedades. Basicamente, as propriedades e características de processamento de termoplásticos de alto desempenho são resultantes de seu alto peso molecular e da estrutura molecular aromática. Tais materiais oferecem potenciais vantagens de manufatura sobre os concorrentes termofixos, incluindo rápidos tempos de ciclo, armazenagem virtualmente eterna da matéria-prima e a habilidade de ser reparado e reconsolidado. No entanto, sistemas termoplásticos são rígidos à temperatura ambiente, não possuem aderência, tem baixa capacidade de serem dobrados e corrugados para se adequar aos contornos e relevos do ferramental, dificultando assim a orientação múltipla das diversas lâminas (*plies*) que constituem o laminado final. Também, as altas temperaturas de fusão associadas à alta viscosidade do fundido impõem temperaturas de processamento por vezes superiores a 300°C, e pressões de moldagem significativamente maiores que as requeridas para os termorrígidos, limitando a configuração e o tamanho dos

componentes às dimensões e potência do equipamento (e do ferramental) utilizado. Grandes componentes têm sido produzidos principalmente em autoclaves, porém as vantagens de tempos mais curtos dos ciclos de fabricação dos termoplásticos são perdidas devido às limitações de transferência de calor em processos de autoclave.

Os compostos reforçados com fibras contínuas são os que apresentam o melhor desempenho mecânico, muito superior aos de fibras longas, e mais ainda relativamente aos de fibras curtas. Tal fato está intrinsecamente relacionado à capacidade de transferência de carga da matriz às fibras, e que cresce exponencialmente com o comprimento destas últimas (CALLISTER, 2003; FU *et al.*, 1999). Além disso, admi-se um maior número de extremidades de fibras presentes no material atue como concentrador de tensão, inserindo tensões cisalhantes na interface, sendo potenciais iniciadores de trincas (SILVA, 2003).

Desta forma, para aplicações estruturais de alta responsabilidade, tal como na indústria de construção aeronáutica, materiais compostos reforçados por fibras contínuas são, de longe, preferíveis às expensas daqueles reforçados com fibras curtas, ou mesmo longas, estes encontrando, entretanto, ampla aplicação na indústria automotiva.

O fortalecimento por fibras contínuas implica em alta resistência e rigidez na direção das fibras, porém um baixo desempenho na direção transversal às mesmas, sendo que, neste ultimo caso, a resistência e a rigidez são controladas basicamente pelas propriedades da matriz. Para resistir aos carregamentos biaxiais no plano, são geralmente utilizados compostos laminados, formados pela união de várias lâminas individuais com diferentes orientações preferenciais, em geral 0° , $\pm 45^\circ$ e 90° , onde 0° corresponderia, em princípio, à direção de carregamento mais crítico do componente em serviço, Figura 2.1.



Sequência de empilhamento das lâminas	0°	-45°	90°	45°	0°	0°	45°	90°	-45°	0°
Código	[0/-45/90/45/0]s									

Figura 2.1 - Codificação de um laminado composto (HOSKIN, 1986).

O desempenho destes componentes depende essencialmente do tipo de fibra e da matriz, do percentual volumétrico de fibra e da seqüência de empilhamento das lâminas individuais (*plies*). No caso de solicitação triaxial, no espaço tridimensional, há ainda a possibilidade de se trabalhar com os chamados “*braiding*” (fibras trançadas em configuração 3D), porém esta arquitetura ainda está mais restrita ao campo automotivo.

Materiais compostos (ou compósitos) vêm encontrando uma crescente aplicação na indústria aeroespacial, onde a conjugação de propriedades tais como baixa densidade e alta resistência mecânica e rigidez é de fundamental importância para maximização do desempenho da frota, proporcionando menor consumo de combustível, maior carga transportada, extensiva autonomia de vôo, dentre outras vantagens.

Na década de 80, após o início da comercialização mais extensiva das fibras de carbono, a aplicação de compostos foi finalmente difundida e mais amplamente aceita, inicialmente pela indústria aeronáutica militar, com a fabricação de estruturas e componentes de caças a jato, sendo seguida pela indústria aeronáutica civil ou comercial, com a confecção de pequenas aeronaves executivas (MIDDLETON, 1990).

De fato, são as indústrias de construção aeronáutica e espacial as principais beneficiárias e impulsionadoras da pesquisa, do desenvolvimento e da implementação dos materiais compostos avançados de grau estrutural. Nestas áreas, em particular, são amplamente aplicados os materiais compostos constituídos de fibras de alto desempenho, embebidas em uma matriz de resina polimérica.

Apenas como um exemplo, a resistência mecânica em tração de um composto tradicional carbono-epóxi fortalecido com 60% em volume de fibras é de 2 até 5 vezes superior, por unidade de massa, a mais resistente das ligas de alumínio tratadas termicamente (i.e., envelhecidas para um pico de resistência mecânica e dureza).

As aplicações pioneiras e mais comuns de materiais laminados compostos em estruturas aeronáuticas incluíam: revestimentos das asas, da cauda, das superfícies de controle, dos estabilizadores e do capô do motor, revestimentos e acabamentos internos (HOSKIN; BAKER, 1985).

Na Figura 2.2 é possível visualizar relativamente o grande número de aplicações dos materiais compostos na indústria aeronáutica nacional (Embraer S/A) em um projeto já bem estabelecido (EMB145), onde se destaca a aplicação de laminados carbono-epóxi em superfícies de controle tais como flapes, ailerons e freios aerodinâmicos (*spoilers*).

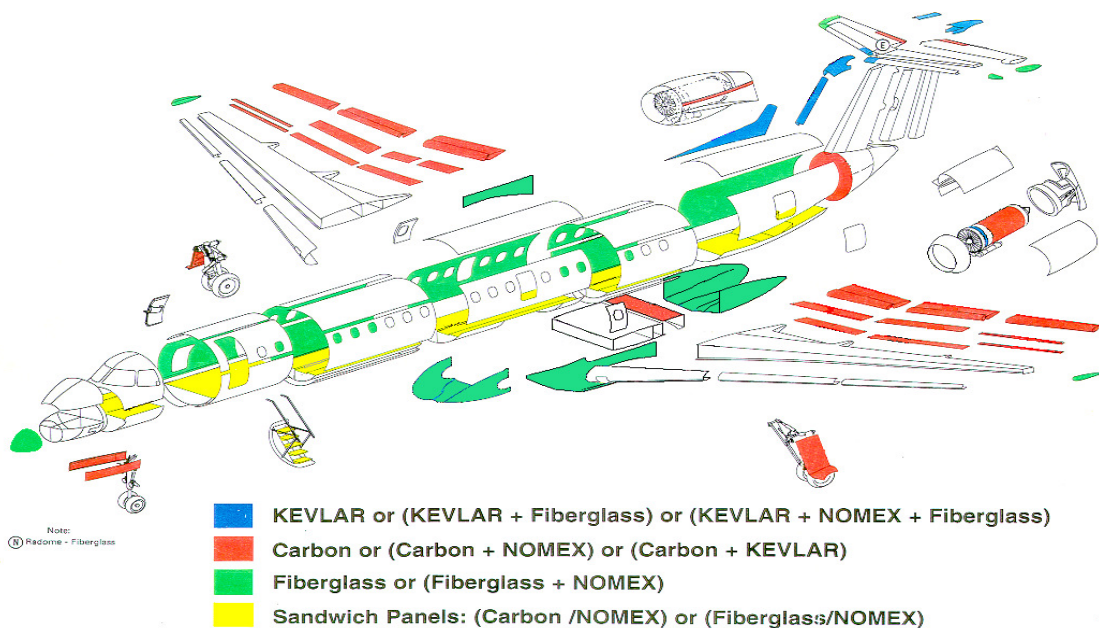


Figura 2.2 - Componentes da aeronave da Embraer EMB145 tipicamente confeccionados com materiais compostos (Figura cedida como cortesia pela Embraer S/A).

A Tabela 2.1 lista as causas de danos em serviço às estruturas aeronáuticas mais comuns em materiais compostos.

Tabela 2.1 - Causa mais comuns de danos em serviço, às estruturas aeronáuticas confeccionadas em materiais compostos.

Mecanismo de Dano	Componente Afetado
Dano Mecânico (em voo)	
Chuva de granizo	Radôme
	Entrada da turbina Asa superior e painéis fixos da empenagem Superfícies de controle de voo.
Choque com pássaro	Bocal da estrutura de contenção da turbina Radôme.
Desintegração da turbina	Estrutura de contenção da turbina
	Fuselagem Asa inferior e painéis fixos da empenagem.
Separação do protetor de pneus	Flapes
	Asa inferior e estruturas de acabamento aerodinâmico Portas do trem de pouso.
Dano Mecânico (no solo)	
Chuva de granizo	Todas as superfícies horizontais (painéis da asa, superfícies de controle, áreas superiores de contenção da turbina)
Equipamentos fixos e móveis de manutenção	Contenção da turbina
	Bordos de ataque e de fuga da asa e da empenagem Portas do trem de pouso.
Manuseio incorreto	Contenção da turbina Portas de acesso.
Sobrecarga devida à falha no sistema de atuadores	Superfícies de controle de voo
	Espóilers Reversores de potência.
Transporte e manuseio	Todos os componentes removíveis.
Raios / Descargas elétricas	Radôme
	Componentes de bordos de ataque e de fuga (ailerons, leme, profundores, acabamentos de bordos de ataque) Contenção da turbina.
Superaquecimento	Contenção da turbina
	Portas do trem de pouso (no caso de superaquecimento dos freios).
Erosão	Radôme
	Bocal da estrutura de contenção da turbina Acabamentos de bordos de ataque.
Contaminação Química	
Vazamento de fluidos hidráulicos (Skydrol)	Contenção da turbina
	Componentes atuadores (controles de voo, espóilers).
Arrancamento de tinta	Todos componentes pintados
Corrosão	Todas as colméias de alumínio com faces em material composto
	Suportes e dobradiças em alumínio isoladas inapropriadamente, etc.

Fonte: (MARTIN; EVANS, 2000; NMNGCT, 1996; MRAAAI, 1993; ATTCF, 1992).

2.1.3 Laminados Híbridos Metal-Fibra

Os laminados metal-fibra (LMF) foram originalmente concebidos na Universidade Delft na Holanda, na década de 50, em conjunto com a empresa Fokker, objetivando-se inicialmente, segundo conta a lenda, a economia de ligas metálicas que se tornaram escassas logo após a 2ª Guerra Mundial. Posteriormente, observou-se que este arranjo laminar “colado” proporcionava um aumento significativo das propriedades de fadiga e de impacto do material composto e do componente estrutural com ele confeccionado.

Tipicamente, estes laminados híbridos são composto por camadas de liga metálica (aço, ligas-Al, - Mg ou - Ti) intercaladas com camadas de fibras resistentes (vidro, aramida, carbono ou polipropileno) pré- ou semi-impregnadas com resina (termorrígida ou termoplástica), conforme exemplificado na Figura 2.3.

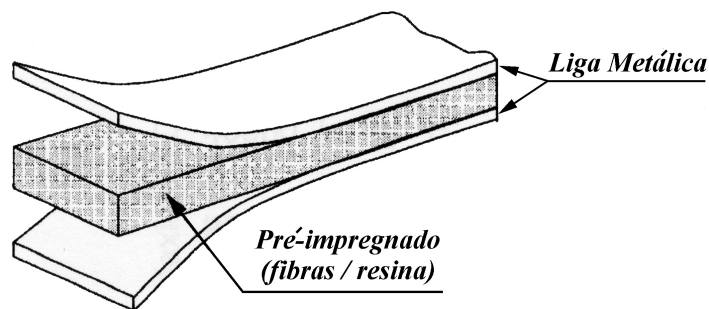


Figura 2.3 - Arranjo típico de fases em um laminado híbrido metal-fibra (BURIANEK; SPEARING, 2002).

Atualmente, tem havido um grande investimento nos LMF que utilizam resinas termoplásticas, ao invés das termorrígidas, em virtude da facilitação dos processos de fabricação (e.g., consolidação do LMF por simples compressão a quente), bem como devido às melhores possibilidades de reparo, reprocessamento, recuperação e reciclagem tipicamente exibidas pelos laminados termoplásticos. Além disso, estes materiais apresentam melhores características de resistência e de tolerância a danos que os LMF termorrígidos, mantendo-se ainda as vantagens originárias destes últimos.

A Tabela 2.2 realiza um confronto entre as características de uma e outra classe de matrizes poliméricas.

Tabela 2.2 - Confronto entre vantagens das matrizes poliméricas termorrígidas e termoplásticas.

Termorrígido	Termoplástico
Maior resistência a solventes	Temperaturas de serviço de até 280°C
Baixa temperatura de processamento	Fabricação altamente automatizável
Boa molhabilidade das fibras	Excelente capacidade de deformação
Conformação de partes complexas	Maior resistência à umidade
Baixa viscosidade	Vida infinita de armazenagem
Grande experiência de processamento e base de dados disponíveis	Não necessita refrigeração
Em média, menor custo	Ciclos curtos de processamento
---	Reparabilidade
---	Reciclabilidade
---	Soldabilidade
---	Reformabilidade / reprocessabilidade
---	Facilmente usinado e furado
---	Maiores resistência e tolerância a danos
---	Maior tenacidade

Fonte: (MARTIN; EVANS, 2000; NMNGCT, 1996; MRAAAI, 1993; ATTFC, 1992).

O TiGra (do original em inglês, TiGr[®]), material a ser avaliado no presente estudo, é o melhor representante desta nova geração de laminados híbridos metal-fibra, utilizando-se simultaneamente das três principais categorias de materiais de engenharia, a saber, metálico, cerâmico e polimérico. O TiGra foi desenvolvido pela Boeing Co. em parceria com a NASA, e sua origem decorreu basicamente da necessidade do uso dos LMF em aeronaves trans- e supersônicas, quando temperaturas relativamente elevadas são desenvolvidas na fuselagem e o alumínio e a resina epóxi, que compõem o Glare têm seu desempenho mecânico drasticamente reduzido. Por sua vez, o TiGra é composto por Titânio (*Ti*) e matriz polimérica PEEK (poli-eter-eter-cetona) fortalecida com fibras de carbono (ou Grafite), sendo visto esquematicamente na Figura 2.4.

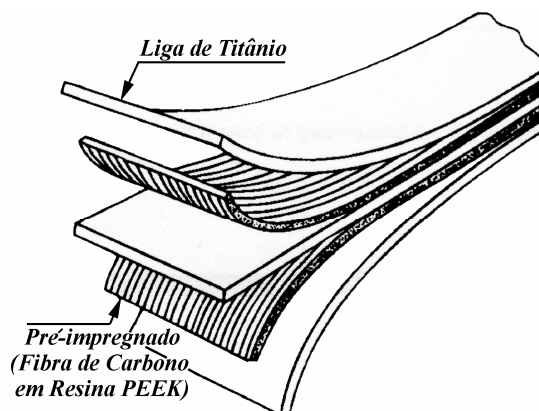


Figura 2.4 - Esquemático do arranjo entre as lâminas metálicas e as camadas ou bandas de pré-impregnado do LMF-TiGra com matriz termoplástica de PEEK (BURIANEK; SPEARING, 2001-2003; COBB; JOHNSON, 1999; LI; JOHNSON, 1998).

A Figura 2.5 mostra um esboço do projeto da aeronave civil supersônica transcontinental da Boeing Co. (HSCT - *High Speed Civil Transportation*), que pelo ano de 2015 poderá transportar cerca de 32% dos passageiros internacionais, algo em torno de 600.000 viajantes por dia. Na Figura 2.5 são especificadas as temperaturas previstas nos diversos pontos da sua superfície externa.

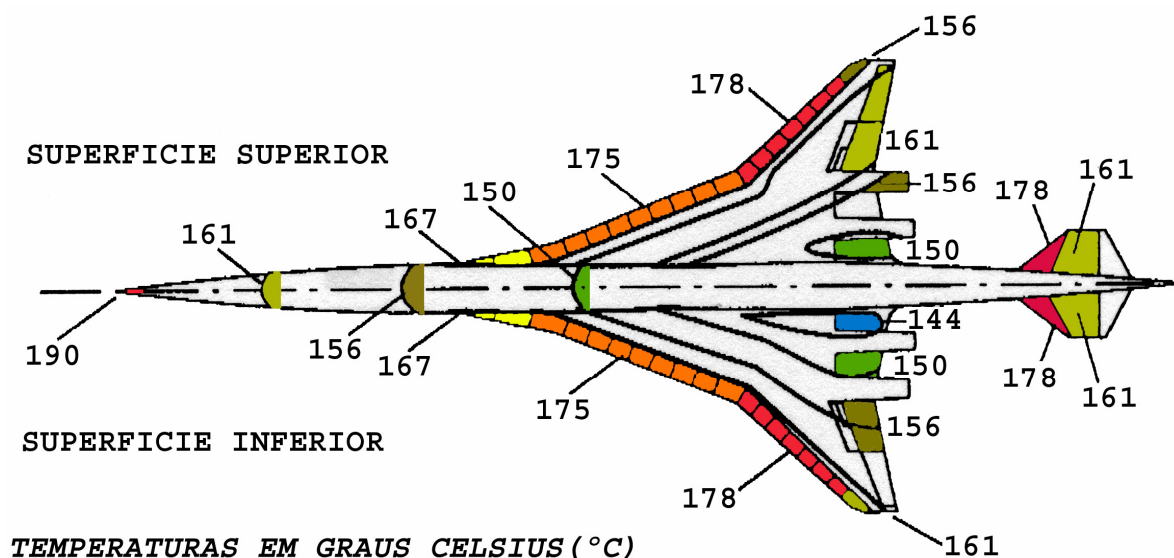


Figura 2.5 - Temperaturas de equilíbrio previstas na superfície externa (superior e inferior) da aeronave do projeto americano de transporte civil rápido - HSCT (MARTIN; EVANS, 2000; NMNGCT, 1996; MRAAAI, 1993; ATTCF, 1992).

Os requisitos de materiais para o HSCT são muito mais rigorosos do que para aeronaves subsônicas. Além disso, os requisitos operacionais mais extremos da aeronave HSCT também significam um espectro mais amplo de tecnologias

desenvolvidas e implementadas (e.g., compostos avançados de matriz polimérica, metálica e cerâmica, selantes, adesivos, recobrimentos e acabamentos).

Os requisitos de materiais estruturais para a aeronave HSCT, cuja velocidade estimada de cruzeiro é de 2,4 vezes a velocidade do som (Mach 2.4), demandam materiais que possam suportar operação de longa duração a temperaturas próximas de 165°C, e operação de curto prazo a 190°C. Para uma vida útil de 25 anos, estima-se que os materiais que compõem externamente a aeronave seriam submetidos à cerca de 35.000 ciclos térmicos.

Cabe ressaltar que a mais nova aeronave comercial da Boeing Co., qual seja, a 787 possui partes da estrutura de suas asas confeccionadas com laminados TiGra, conforme Figura 2.6.

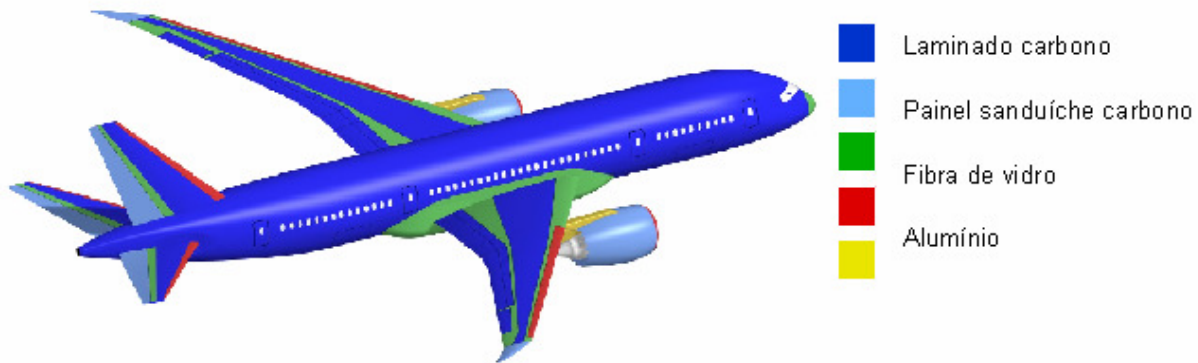


Figura 2.6 - Utilização de materiais compostos na aeronave Boeing 787.

Segundo COBB; JOHNSON (1999), em se tratando da aplicação dos LFM, em que lâminas de um metal ou liga metálica são intercaladas a uma mistura de fibras poliméricas, ou cerâmicas, embebidas numa matriz polimérica termoplástica ou termorrígida, as relativamente altas temperaturas a serem desenvolvidas nestas aeronaves demandarão o uso do titânio em lugar do alumínio, este último empregado na fabricação de Glare^R, além da substituição da resina polimérica (epóxi no Glare^R) por uma que resista a temperaturas em serviço mais altas e por períodos de tempo mais longos, por exemplo o poli-éter-éter-cetona (PEEK), poli-imida (PI), poli-éter-imida (PEI), poli-amida-imida (PAI), poli sulfeto de fenileno (PPS), bismaleimida (BMI), bem como o uso de fibras cujas propriedades sejam mais estáveis com a elevação da temperatura, por exemplo as de grafite ao invés das de vidro (que constituem o Glare^R).

De acordo com LI; JOHNSON (1998), o LFM mais recentemente desenvolvido, promissor e tecnologicamente avançado para tais propósitos de uso a elevadas temperaturas, é o laminado composto híbrido TiGra (Titânio-Grafite), que incorpora as reconhecidas vantagens das propriedades mecânicas e químicas dos seus antecessores, Glare^R e Arall^R (este ultimo utilizando fibras de aramida, ao invés das de vidro), porém estendendo-as potencialmente a temperaturas da ordem de até 250°C, em função do uso da resina termoplástica poli-éter-éter-cetona (PEEK), cuja temperatura de fusão é próxima de 350°C, além das inerentes vantagens proporcionadas pela possibilidade da reversibilidade de seu processamento termo-mecânico.

Não obstante o desenvolvimento acelerado dos processos de fabricação dos LFM, das técnicas de conformação das estruturas aeronáuticas confeccionadas com esta classe de materiais (conceito de emendas=*splice concept*, bastante destacado por VLOT et al, (2001), assim como das metodologias de sua caracterização mecânica (em especial fadiga), uma das propriedades ainda não devidamente avaliadas dos LFM é a de tenacidade à fratura translaminar sob condições de carregamento dinâmico sob baixas velocidades de impacto (tipicamente até 5 m/s). Esta propriedade pode ser colocada à prova, por exemplo, durante um evento de impacto da estrutura da aeronave com um veículo de manutenção da frota, ou então no evento de um choque entre aeronaves durante o taxiamento na pista, ou mesmo durante sua movimentação na etapa de manutenção no hangar. Tal como ocorre com os materiais monolíticos, a presença de detalhes geométricos construtivos, tais como furações e entalhes, em componentes e estruturas confeccionadas com materiais compostos, pode induzir um comportamento frágil sob um carregamento de impacto, o que é especialmente verificado nos materiais de natureza polimérica (CALLISTER, 2002), levando em última instância ao crescimento catastrófico de trincas a partir destas descontinuidades geométricas, comprometendo, portanto, a integridade estrutural da aeronave.

2.2 Mecânica da Fratura

A teoria da Mecânica da Fratura foi proposta inicialmente por Griffith por volta de 1920. Esta teoria assume que defeitos sempre existem em um corpo sólido, e que são suficientemente grandes se comparado com algumas dimensões características da microestrutura, como por exemplo, o tamanho de grão. Estas trincas, ou defeitos semelhantes a trincas agem como concentradores e intensificadores de tensões, em que, localmente, a tensão pode ser muito maior do que a tensão de fratura do material. A Figura 2.7 representa as três variáveis abordadas simultaneamente pela Mecânica da Fratura.



Figura 2.7 - Triângulo da Mecânica da Fratura (ANDERSON, 1995).

2.2.1 Fratura dos Materiais

Na análise de um corpo de prova contendo uma descontinuidade geométrica, tal qual um entalhe, uma trinca, ou qualquer outro defeito, intencionalmente ou não presente no material, que naturalmente concentra e intensifica tensões e deformações, existem três tipos básicos de carregamento mecânico, com os seguintes deslocamentos de abertura do defeito conforme descritos abaixo e ilustrados na Figura 2.8.

- Modo I – Carregamento em tração, com a direção de deslocamento das superfícies do defeito perpendicularmente a si mesmas;

- Modo II – Carregamento em cisalhamento frontal (escorregamento), com a direção de deslocamento das superfícies da trinca paralelamente a si mesmas e perpendicularmente à frente de propagação;
- Modo III – Carregamento de cisalhamento lateral (rasgamento), com a direção de deslocamento das superfícies das trincas paralelamente a si mesmas e à frente de propagação.

O modo I de carregamento é o principal, o mais crítico e o mais utilizado na maioria dos ensaios de tenacidade à fratura dos materiais, pois apresenta resultados mais representativos na estimativa da tenacidade, em suma, a energia requerida para a fratura dos materiais. Isto decorre basicamente do fato de que, neste tipo ou geometria de abertura do defeito, as tensões cisalhantes, responsáveis pelo fenômeno de escoamento (deformação plástica ou permanente) dos materiais, e que constitui o principal mecanismo de absorção ou consumo energético, são minimizadas. Neste contexto, entenda-se por fratura ambos os mecanismos seqüenciais de iniciação do trincamento e de propagação propriamente dita do defeito pré-existente no material.

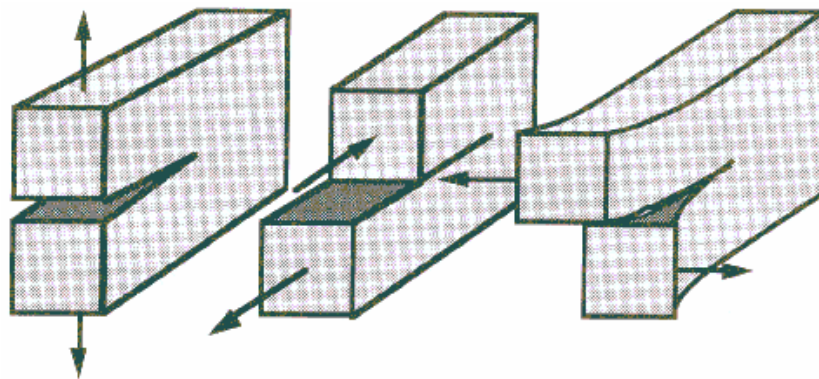


Figura 2.8 - Modos de carregamento para a abertura de um defeito tipo-trinca (ANDERSON, 1995).

Em teoria, o campo de tensões que atua na frente do defeito mecanicamente carregado em modo I de abertura tende a atingir valores extremamente altos (teoricamente infinitos) à medida que nos aproximamos da sua ponta, que, em princípio, corresponderia à zona de máxima concentração e intensificação de tensões elásticas lineares (i.e., tensões e deformações linearmente proporcionais entre si). Porém, na realidade, isto não ocorre, pois há, em maior ou menor intensidade e extensão, escoamento plástico na região, acompanhado do

relaxamento das tensões localmente desenvolvidas, as quais terão sempre um valor finito e, portanto, calculável (ANDERSON, 1995).

2.2.2 Fratura nos Laminados Híbridos Metal-Fibra

Os LMF são materiais híbridos, constituídos por uma fase metálica disposta alternadamente (intercalada) com um material composto, formando assim uma estrutura laminar, pode-se, com base nos tópicos anteriormente abordados, antever a grande dificuldade em caracterizar completamente seu processo de fratura. Contribui para isso o fato de que, nessa classe de laminados híbridos, estão intimamente integrados, em um mesmo corpo compacto, representantes dos três classes básicas dos materiais de engenharia, quais sejam: metálico, polimérico e cerâmico. Desta forma, são geradas as mais variadas interfaces (exceto metal/cerâmica) oriundas das diferentes combinações desses materiais monolíticos em uma estrutura final do tipo sanduíche. De fato é possível imaginar o processo de fratura dos LMF como, no mínimo, uma mistura complexa de todos os diversos macro- e micromecanismos operantes nos laminados compostos. A Figura 2.9 demonstra alguns dos modos de fratura que podem ocorrer em um laminado composto.

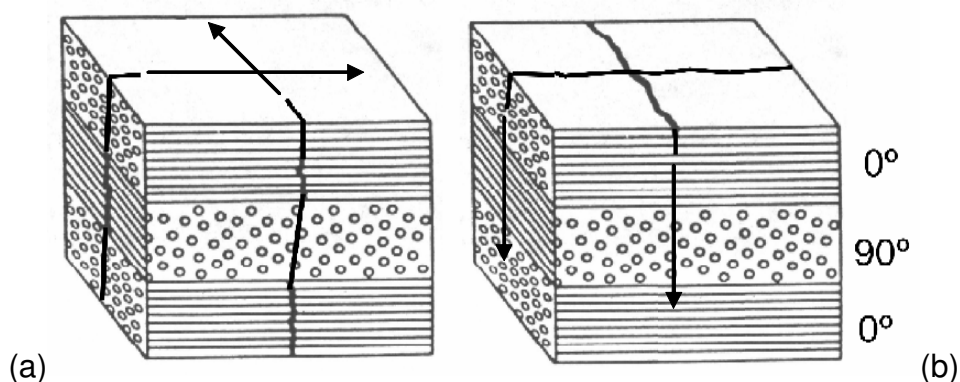


Figura 2.9 - Alguns modos de fratura em laminados compostos: translaminar (a) e transversal (b).

2.2.3 Mecânica da Fratura Elástica Linear

A Mecânica da Fratura Elástica Linear (MFEL) assume que a fratura de um corpo sólido ocorre a partir de um defeito pré-existente atuando como um intensificador e/ou concentrador de tensão, quando o campo de tensões elásticas na ponta da trinca atinge um determinado valor crítico. A Figura 2.10 mostra o sistema de coordenadas cartesianas e os estados de tensão em um elemento situado próximo à ponta da trinca.

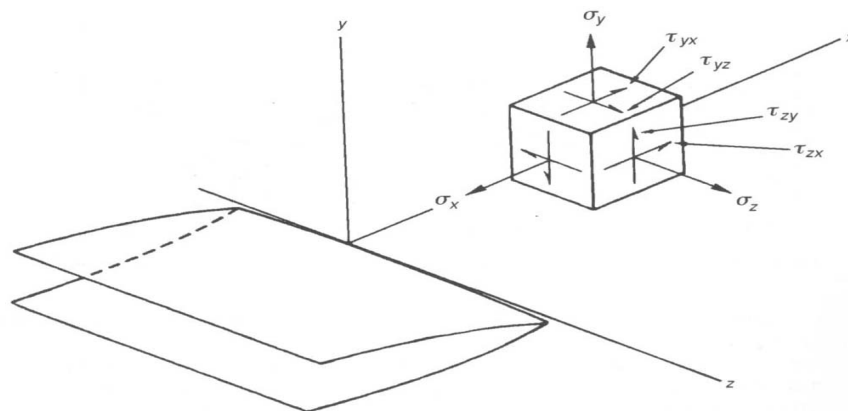


Figura 2.10 - Sistema de coordenadas e estado de tensões em um elemento de volume situado próximo à ponta da trinca (ANDERSON, 1995).

A intensidade do campo de tensões elásticas lineares à frente de uma trinca em um sólido frágil é função do fator de intensidade de tensão, K que especifica a distribuição das tensões elásticas ao redor do defeito tipo-trinca, conforme demonstrado na Figura 2.11. Portanto, o fator K é a força motriz da trinca e depende diretamente do fator geométrico do componente ou corpo de prova avaliado (Y), da tensão nominal aplicada (σ), e do comprimento da trinca (a).

$$K \equiv K(Y, \sigma, a) \quad (1)$$

O valor crítico de K , para o qual a trinca se propaga instável ou catastróficamente, é definido como tenacidade à fratura. Sob carregamento dinâmico, pode-se assumir que a iniciação dinâmica do defeito previamente existente ocorre quando $K=K_{id}$.

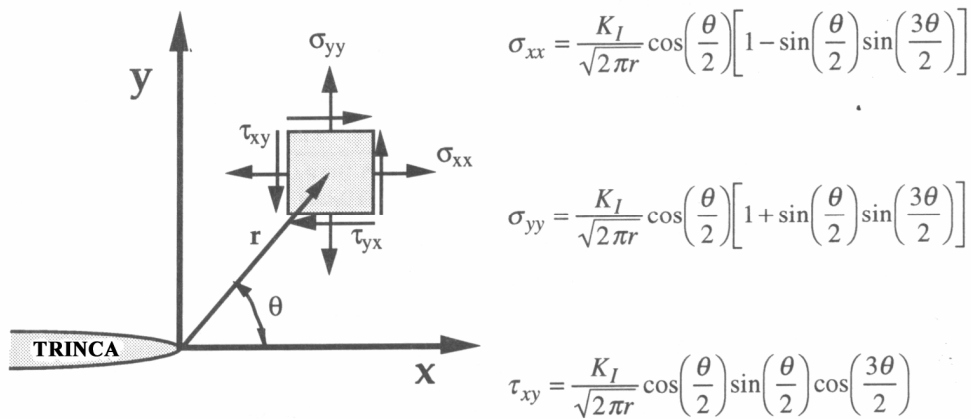


Figura 2.11 - Tensões nominais e cisalhantes próximas à frente de uma trinca em um sólido elástico (ANDERSON, 1995).

onde σ_{xx} : tensão paralela ao plano de propagação da trinca;

σ_{yy} : a tensão normal ao plano da trinca;

τ_{yx} , τ_{xy} : tensões cisalhantes no plano xy;

r: distância entre a ponta da trinca e o elemento de volume elástico avaliado;

θ : ângulo entre o plano da trinca, e o em que se encontra o elemento de volume.

No caso de corpos de prova com dimensões finitas, K apresenta a seguinte expressão:

$$K_I = Y \sigma (\pi \times a)^{1/2} \quad (2)$$

onde: σ : tensão remota aplicada;

Y: fator geométrico ou de forma, e pode ser representado por uma função da flexibilidade, $f(a/W)$;

a: comprimento da trinca.

De acordo com Anderson (1995) os valores do fator geométrico para várias geometrias e corpos de prova, podem ser encontrados na literatura.

O fator K_I descreve totalmente o estado de tensão e conseqüentemente de deformação na frente da trinca. Portanto, este parâmetro descreve inteiramente o

campo de tensão na frente da trinca e torna-se um dos mais importantes conceitos da Mecânica da Fratura Elástica Linear.

2.2.4 – Mecânica da Fratura Elásto-Plástica (MFEP)

Quando a tenacidade à fratura apresenta valores intermediários ocorre uma transição entre a fratura frágil e a dúctil. Se o material exibir a tenacidade à fratura em condições de carregamento aplicado relativamente baixa, a teoria da MFEL deve ser aplicada. Mas se for relativamente alta, a teoria da Mecânica da Fratura, com base na intensidade do campo de tensões elásticos (K), deve ser modificada considerando os efeitos da alta plasticidade a ponta da trinca, assim deve-se utilizar a teoria da MFEP.

Rice (1973) desenvolveu o conceito da integral- J , que caracteriza as relações tensão-deformação desenvolvidas num sólido elasto-plástico na presença de uma trinca.

A Figura 2.12 ilustra o comportamento elástico não linear e elasto-plástico de um corpo sólido.

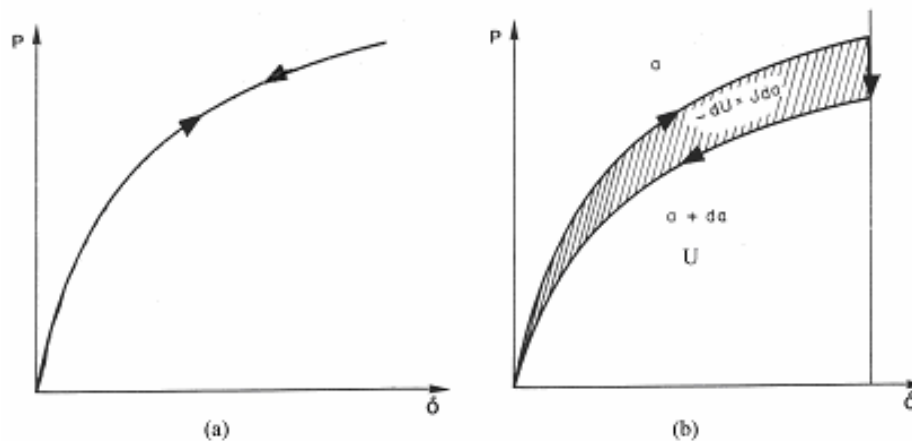


Figura 2.12 - Comportamento elástico não-linear de um corpo sólido (a) e integral- J idealizada para o comportamento elasto-plástico (b) (ANDERSON, 1995).

Portanto a integral-J pode ser definida em sólidos elasto-plásticos como a força motriz para o avanço da trinca, ou ainda como a taxa de liberação de energia para extensão da trinca.

$$J = - dU / da \quad [\delta \text{ ou } P \text{ constante}] \quad (3)$$

onde U: energia elástica armazenada durante o carregamento para a abertura da trinca;

a: comprimento da trinca;

δ : deslocamento aplicado a um corpo elástico não-linear;

P: carga aplicada.

Posteriormente a expressão originalmente elaborada por Rice et al. (1973) foi desenvolvida outra expressão sob regime quase-estático para determinar da tenacidade à fratura sob condições de carregamento dinâmico, conforme a Figura 2.13.

$$J = 2A / (W - a) \quad (4)$$

onde: A = área total do diagrama carga (P) versus deslocamento (δ), constituída por ambas as parcelas elástica e plástica;

W = é a largura do cdp;

a = comprimento da pré-trinca.

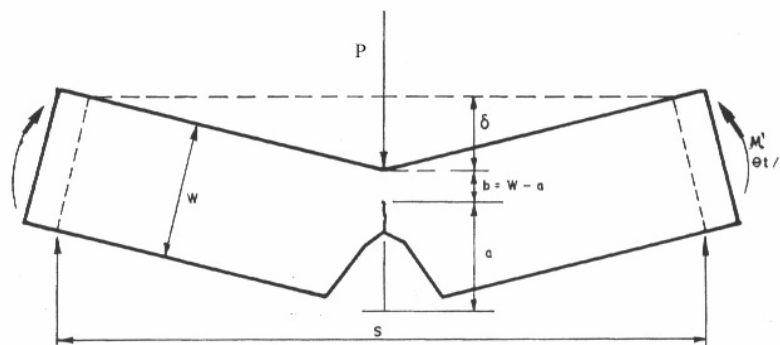


Figura 2.13 - Esquematização experimental para a definição básica da Integral-J em barras trincadas sob carregamento em flexão em três pontos (RICE, 1973).

Estudos realizados por Merkle; Corten (1974) propuseram dividir as parcelas de energia elástica e plástica no valor de J, de acordo com a Figura 2.14.

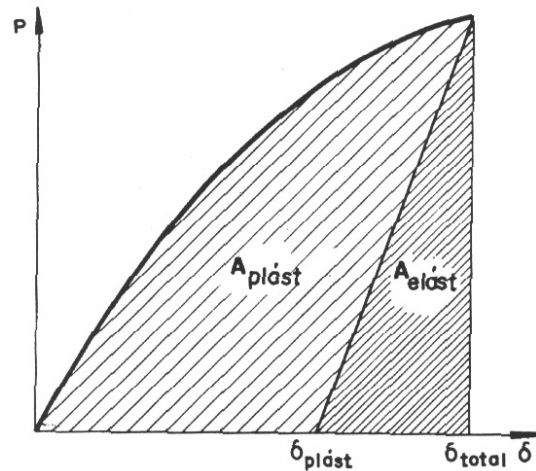


Figura 2.14 - A integral-J como função das áreas elástica e plástica (MERKLE; CORTEN, 1974).

O trabalho de ZANETTI; TARPANI (2005) fornece uma apreciação bastante fundamentada relativamente à aplicação dos conceitos da Mecânica da Fratura na caracterização de laminados compósitos em regime de carregamento dinâmico translaminar.

2.3 Metodologia de Impacto Charpy

Ensaio de impacto Charpy são tipicamente conduzidos em corpos de prova padrão, do tipo barra entalhada medindo $55 \times 10 \times 10 \text{ mm}^3$, com algumas variantes de corpo de prova miniaturizados relativamente à dimensão da espessura (7,5; 5,0 e 2,5mm são valores admitidos, quando são então realizadas normalizações relativamente à energia absorvida por unidade de área de fratura: ASTM E-23, 2005). Um entalhe em V, com 2 mm de profundidade e 0,25 mm de raio na raiz da ponta, é introduzido por fresamento ou eletro-erosão na face do corpo de prova oposta àquela que sofrera impacto. O corpo de prova é posicionado sob duplo engastamento com um vão entre os pontos de apoio de 40 mm. O corpo de prova é então impactado por um martelo pendular com uma determinada massa, sob uma velocidade (v) de 1 a 5,5 m/s, dependendo do comprimento do pêndulo (função do

fundo de escala da máquina) e da altura de liberação do martelo. Por exemplo, a energia total provida pelo martelo de impacto é de 300 J para uma massa de 20 kg liberada de uma altura de 1,65 m. Na versão original do ensaio, a energia para fraturar o corpo de prova por flexão rápida é simplesmente determinada pela diferença entre as alturas do martelo, antes e após o ensaio.

No ensaio de impacto Charpy ocorre o rápido carregamento de um concentrador de tensões triaxiais (um entalhe ou, alternativamente, uma trinca) originalmente estacionário, porém com o agente de transferência de energia (pêndulo contendo o martelo de impacto) já estando a uma velocidade considerável no momento do choque mecânico.

De maneira geral, em situações sob altas concentrações de tensão, taxas de deformação elevadas e baixas temperatura, o ensaio Charpy tem-se mostrado adequado às tarefas de seleção e qualificação de materiais metálicos (TOKIMATSU; FERREIRA, 1999).

O ensaio Charpy é utilizado mais como um ensaio comparativo, ou relativo, do que propriamente como um ensaio absoluto, ou definitivo. A comparação de resultados é significativa quando realizada com corpos de prova de formas e tamanhos compatíveis.

Como anteriormente referido, a norma ASTM E-23 (2005) destinada aos materiais metálicos admite a normalização de resultados de energia absorvida no impacto por corpos de prova com dimensões diversas, adotando-se como agente padronizador a área de fratura (ou do ligamento original) dos corpos de prova, obtendo-se como resultado final energia por unidade de área (e.g., Joules/mm²).

2.3.1 Ensaio Charpy Instrumentado

O ensaio de impacto Charpy instrumentado é uma modificação do ensaio de impacto Charpy clássico, ou não-instrumentado, objetivando-se a caracterização mais precisa e detalhada dos processos envolvidos na fratura dinâmica sob impacto (SHTERENLIKHT; HASHEMI, 2005). As modificações relacionadas ao equipamento convencional normalmente compreendem a instrumentação do pêndulo, ou martelo Charpy, por intermédio de extensômetros, transformando-o basicamente em uma

célula de carga, tendo em vista que, no regime elástico, carga (tensão) e deformação guardam uma relação linear. Desta forma, é possível determinar-se a força exercida pelo martelo incidindo sobre o corpo de prova. Esta força é registrada como uma função transiente do tempo e do deslocamento do martelo, sendo armazenada em um osciloscópio a partir do momento em que o martelo intercepta um feixe de luz direcionado a uma fotocélula o que ocorre imediatamente antes do evento de impacto. O uso de dispositivos ópticos com base em raios infravermelhos permite concomitantemente a monitoração da deflexão do corpo de prova na linha de carregamento, enquanto que a instrumentação eletrônica, incluindo sensores magnéticos, possibilita a acurada medição do tempo para a fratura do corpo de prova. Uma forma alternativa de determinação do deslocamento ou deflexão do corpo de prova Charpy, a partir da história de carregamento (força vs. tempo), envolve a aplicação da Lei de Newton, em que a formulação matemática final equaciona o deslocamento à integral da velocidade instantânea do martelo com relação ao tempo de impacto (KALTHOFF, 2004).

A porção inicial de uma típica curva de carregamento dinâmico Charpy (força vs. tempo), mostra o aumento da carga (ou força) com o incremento do tempo (tal fato é também observado no diagrama carga vs. deslocamento), porém oscilando a uma particular frequência que depende basicamente da geometria do corpo de prova e das propriedades do material. Portanto as curvas de carga versus deslocamento geradas no ensaio Charpy instrumentado geralmente apresentam oscilações resultantes da inércia do corpo de prova e da diferença de massa entre o corpo de prova e o martelo, sendo particularmente observadas em materiais que exibem níveis de tenacidade de baixa a intermediária relativamente à capacidade de impacto do martelo, tal como, o caso presentemente avaliado. Essas oscilações são eliminadas ou minimizadas utilizando-se o chamado método da média móvel (ANGAMUTHU, 1999; KOBAYASHI, 1987), levando à chamada filtragem ou polimento das curvas “história de carregamento” do corpo de prova.

De acordo com Kalthoff (2004), todo cuidado deve ser tomado em um sistema Charpy instrumentado para que a cadeia de medições, consistindo dos extensômetros, amplificador de sinais do extensômetro e da unidade de gravação de sinais, seja capaz de registrar tais sinais de carga de um modo suficientemente preciso.

Trabalhos conduzidos Tarpani (2006) indicam que um sistema de 1 MHz é suficientemente sensível e preciso para registrar a real função de carga mecânica que o corpo de prova experimenta, independentemente do material estrutural de engenharia avaliado (incluindo aí os materiais compostos), com as oscilações naturais de carga inerentes ao processo.

A Figura 2.15 ilustra as principais características de um sistema instrumentado Charpy, com potência de 300 J, fabricado pela Instron-Wolpert®.

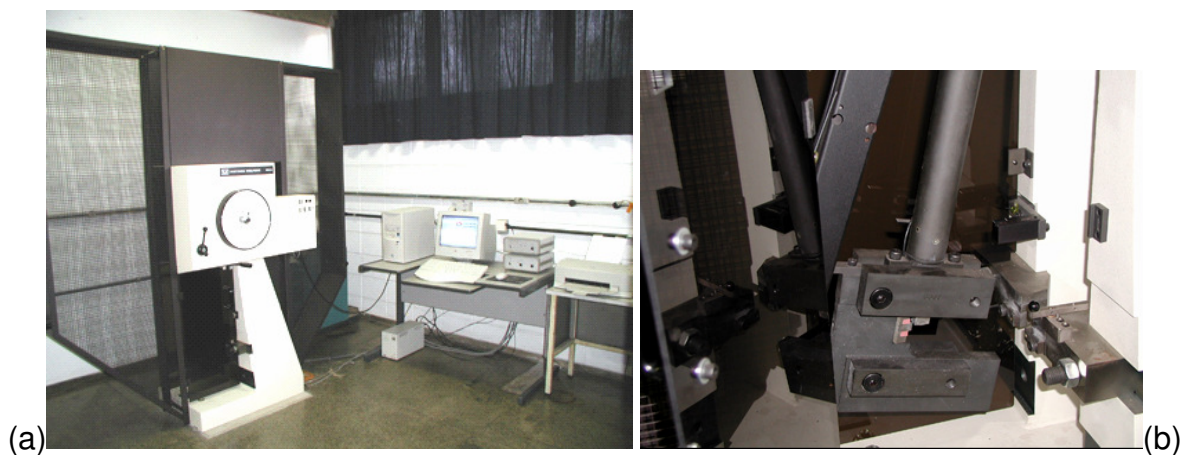


Figura 2.15 - Vista geral do sistema de ensaios de impacto Charpy instrumentado (a), detalhes da instrumentação do martelo de impacto (b).

A partir dos dados obtidos num ensaio de impacto Charpy instrumentado é possível se obterem muito mais informações sobre o processo e o comportamento de fratura dinâmica dos materiais, comparativamente à versão convencional, ou não-instrumentada do método (BROEK, 1997).

A Figura 2.16 ilustra um gráfico de carga contra o tempo obtido em um sistema Charpy instrumentado durante o ensaio de um corpo de prova de material metálico dúctil e tenaz. Pode-se verificar a grande quantidade de dados possíveis de serem extraídos quanto ao comportamento mecânico de um corpo de prova contendo um concentrador de tensão submetido a impacto. Por exemplo, a integração numérica da área sob o correspondente diagrama carga-deslocamento (P-s) permite a determinação da energia absorvida em qualquer momento durante o processo de fratura sob impacto. São também parâmetros importantes o limite de escoamento dinâmico, a carga máxima, o início de trincamento instável e seu correspondente freamento.

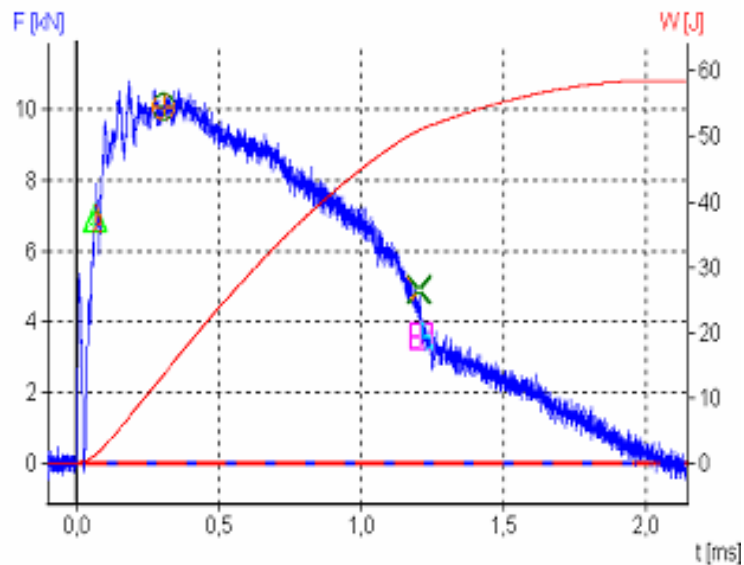


Figura 2.16 - Em azul a curva Charpy instrumentado de uma liga estrutural de alumínio. Em vermelho a curva de energia consumida ao longo do processo de impacto. Os pontos de maior interesse são: limite de escoamento (Δ), carga máxima (\oplus), início de trincamento frágil (\times), correspondente freamento (\oplus).

Além dos parâmetros e dados possíveis de serem determinados no ensaio Charpy instrumentado, tal como acima mencionados, é importante fazer referência a uma aproximação, com base em uma abordagem simplificadora, de que o início de trincamento (i.e., o limiar do processo de criação de uma trinca num corpo de prova simplesmente entalhado, ou, alternativamente, o limiar do movimento da trinca num corpo de prova previamente trincado) se estabelece na carga máxima experimentada pelo corpo de prova. Esta suposição tem sido adotada por diversos autores, donde se destacam Zhang; Shi (1996) e Mahmood et al (1990), trabalhando com materiais metálicos, Fernández-Canteli et al (2002) e Burzic et al (1990), estudando materiais compostos. Não obstante, a rigor, saiba-se que o início do processo de fratura se verifica anteriormente à carga máxima, tal como enfatiza ^{a,b,c}Kobayashi et al (1993, 1987, 1984), a referida abordagem simplificadora, adotada também no presente estudo, é considerada aplicável sob o ponto de vista de engenharia, que constitui uma abordagem eminentemente meso- ou macroscópica.

Considerar que a iniciação do trincamento se estabelece na carga máxima experimentada pelo corpo de prova impactado, possibilita um modo bastante prático para definir as energias tanto do processo de início da falha por fratura quanto do

processo complementar de propagação da trinca (ou dano). Desta forma, uma clara distinção entre as etapas de iniciação do crescimento da trinca (assumida, portanto, ocorrer no ponto de carga máxima suportada pelo corpo de prova), e de propagação da mesma (estágio pós-carga máxima) fica garantida de um modo simples, rápido e inequívoco.

A Figura 2.17 mostra em detalhes a definição dos estágios de fratura de um corpo de prova, considerando um diagrama carga vs. deslocamento (ou tempo) obtido num ensaio de impacto. Neste diagrama podem ser definidas as parcelas E_i (iniciação) e E_p (propagação), que compõem a energia total (E_t) associada ao processo global de fratura ($E_t = E_i + E_p$).

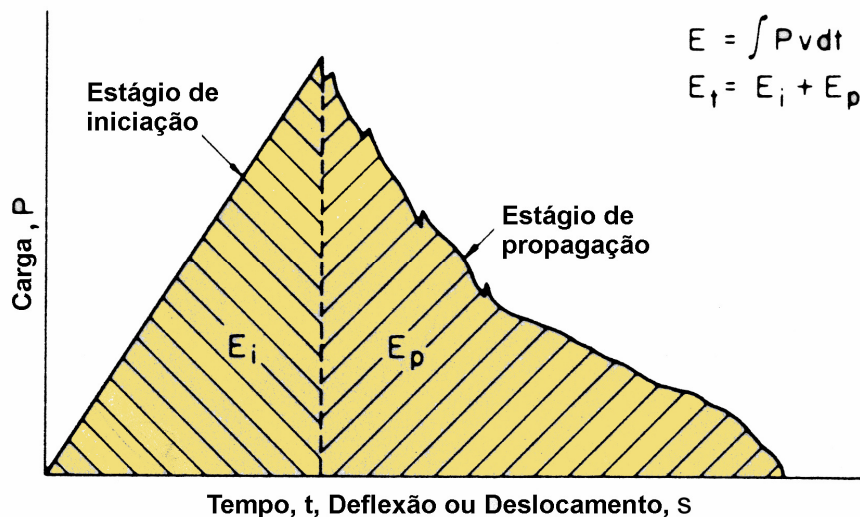


Figura 2.17 - Curva típica do ensaio de impacto Charpy instrumentado dividida entre os estágios de iniciação (E_i) e de propagação ou difusão de danos (E_p) (Adaptado de AGARWAL; BROUTMANN, 1990).

Finalmente, os resultados fornecidos pelos mais modernos sistemas de ensaio Charpy, os chamados sistemas instrumentados, geram dados e resultados que podem até mesmo ser aplicados diretamente à Teoria da Mecânica da Fratura, que considera a presença de defeitos agudos (trincas) e as conseqüentes tensões triaxiais desenvolvidas à frente destas discontinuidades geométricas (SMITH, 1998). Isto incluiria, por exemplo, os critérios denominados K_{ID} , da Mecânica da Fratura Elástica Linear, e J_{ID} , da Mecânica da Fratura Elasto-Plástica. Toti; Spinelli (2004), Gregui; Bose (2005) e Zanetti; Tarpani (2005) avaliam em detalhes estas abordagens da Tenacidade à Fratura Dinâmica aplicadas a alguns dos materiais.

2.4 Determinação e Validação da Tenacidade à Fratura Dinâmica

Segundo a Mecânica da Fratura Elasto-Plástica (MFEP), para determinar a Tenacidade à Fratura Dinâmica de um material estrutural apresentando considerável nível de escoamento na fratura, um ponto de início de propagação ou de crescimento de uma pré-trinca, ou defeito tipo-trinca originalmente presente no material, deve ser identificado no diagrama de carga versus deslocamento, (GRAVILLE; ROTHWELL, 1977). De fato, a localização do ponto real de iniciação de crescimento de trincas (ou danos), em um diagrama de carga versus deslocamento, é um dos pontos chaves para a determinação experimental da tenacidade à fratura dinâmica dos materiais de engenharia a partir de ensaios de impacto Charpy, e vários trabalhos têm sido publicados neste tema.

O ponto de início de propagação da trinca pode ser simplesmente assumido como sendo o de carga máxima suportada pelo corpo de prova. Entretanto, de modo mais complexo e preciso, o verdadeiro ponto de início de crescimento da trinca durante um ensaio de Mecânica da Fratura, pode ser detectado pelo método da taxa de variação da flexibilidade elástica.

Kobayashi (1984); Angamuthu (1999) adaptaram dois métodos para estimar os valores da tenacidade à fratura dinâmica, dos quais os materiais apresentam de maneira intrinsecamente dúctil (J) ou de maneira essencialmente frágil (K) dependendo do ponto de início de propagação da trinca.

2.4.1 Determinação do Ponto de Iniciação do Trincamento

“KOBAYASHI *et al* (1993) desenvolveram o Método da taxa de variação da flexibilidade elástica (“*Compliance change rate method*”) de um corpo de prova pré-trincado para a determinação do ponto de início de crescimento do defeito pré-existente. Em vista das dificuldades de se monitorarem os eventos de início e crescimento de trincas em experimentos laboratoriais, em especial sob relativamente elevadas taxas de carregamento, o método encontrou especial aceitação nos

ensaios dinâmicos, tal como o de impacto Charpy. A expressão básica que fundamenta o método de "KOBAYASHI *et al*" é dada por:

$$\frac{\Delta C}{C} = \frac{C - C_{el}}{C_{el}} \quad \dots(5)$$

onde $\Delta C/C$ é a taxa de mudança da flexibilidade elasto-plástica do corpo de prova (cdp), C é a secante da flexibilidade (mm/N) e C_{el} é a flexibilidade elástica (mm/N).

O método consiste em se registrar a carga e o deslocamento, ou deflexão, aplicados ao espécime e determinar o ponto em que ocorre uma súbita alteração da taxa de variação da flexibilidade do corpo de prova, que presumivelmente indica o ponto onde se inicia a propagação da trinca. O princípio que rege esta metodologia é estabelecido com base nas seguintes etapas de deformação do corpo de prova, ilustradas na Figura 2.18.

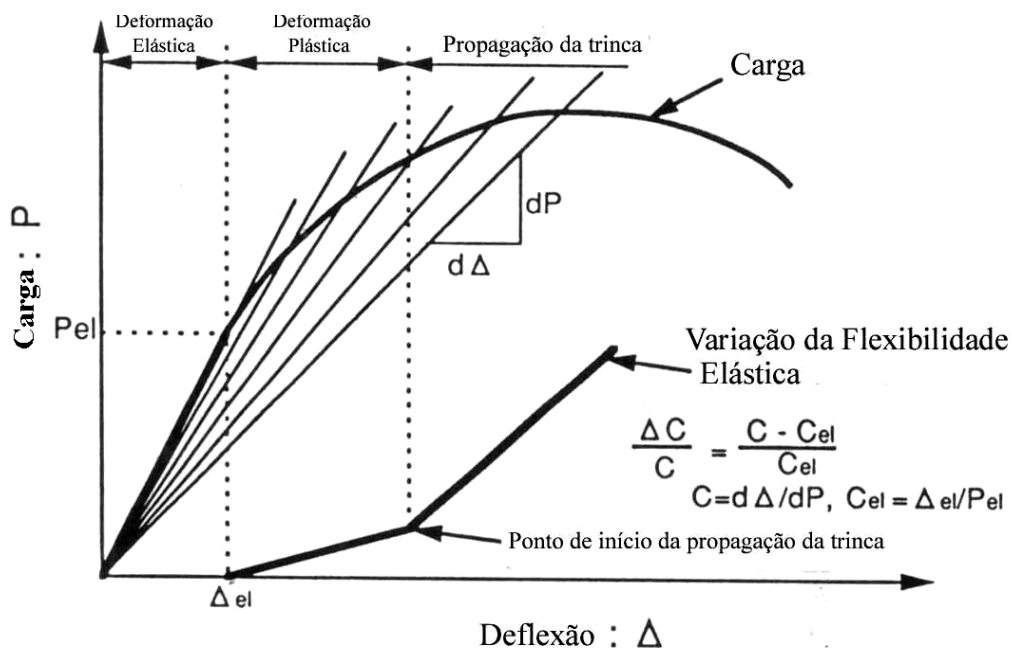


Figura 2.18 - Método da taxa de variação da flexibilidade elástica do corpo de prova (KOBAYASHI, 1984).

- I. Estágio de deformação elástica, onde a flexibilidade elástica é praticamente constante, e a taxa de variação é nula, ou seja, $\Delta C/C = 0$;

- II. Estágio de deformação permanente, quando $\Delta C/C$ aumenta de modo constante, e a sua taxa de crescimento depende da capacidade do material resistir à deformação imposta;
- III. Iniciado o crescimento da trinca, há um aumento brusco na taxa de variação da flexibilidade $\Delta C/C$, quando se observa uma diminuição da área resistente do corpo de prova.

2.4.2 Cálculo da Tenacidade à Fratura Dinâmica

Conforme anteriormente mencionado, Kobayashi; Angamuthu (1999) desenvolveram dois métodos para calcular os valores da tenacidade à fratura dinâmica.

1º método: o início da trinca ocorre antes do ponto de carga máxima, no escoamento generalizado do espécime, segundo KOBAYASHI (1984, 1993, 1999), a MFEP é utilizada para avaliar o valor de J_{Id} , observando-se portanto há ocorrência de uma fratura dúctil.

2º método: o início da trinca ocorre no pico de carga máxima, ou seja, na instabilidade, sem que se observe o escoamento generalizado, a MFEL é empregada para se estimar o valor de K_{Id} , portanto há ocorrência de uma fratura frágil.

- **J_{Id} :** A maioria dos pesquisadores (KOBAYASHI, 1984; ZHANG; SHI, 1996) utilizam a expressão originalmente elaborada por RICE (1973) para crescimento incipiente de trinca / danos sob regime quase-estático para a determinação da tenacidade à fratura sob condições de carregamento dinâmico, tendo-se como referência o ponto de iniciação do trincamento determinado de acordo com o item 2.4.1. A expressão de J_{Id} proposta pelos pesquisadores, posteriormente corrigida para trincas rasas (TRONSKAR *et al*, 2002; JIAN *et al.*, 2003), é a seguinte:

$$J_{id} = (1,46 \times E) / [B \times (W - a)] \quad (6)$$

onde: onde E_i é termo de absorção de energia de impacto no início do trincamento, dado pela integração do diagrama carga-deslocamento até o ponto de interesse, B a espessura do cdp, W a largura do mesmo, a o comprimento do entalhe, e $b = W - a$ o ligamento original do corpo de prova.

- K_{Jd} : O valor representando a tenacidade à fratura dinâmica segundo a MFEL pode ser derivado a partir de J_{id} através da seguinte relação (^bKOBAYASHI, 1984; ANGAMUTHU *et al*, 1999) para uma condição de deformação-plana à frente da descontinuidade geométrica:

$$K_{Jd} \equiv (E \times J_{id})^{1/2} \quad (7)$$

onde: onde E é o módulo de elasticidade do material.

- K_{id} : Quando os materiais apresentam um comportamento mecânico essencialmente frágil e o início do crescimento de danos tende a ocorrer próximo ao ponto de carga máxima a o valor K neste ponto é obtido por meio da expressão proposta por ^bKOBAYASHI (1984):

$$K_{id} = [(6 \times F \times a^{1/2}) / (B \times W)] \times f(a/W) \quad (8)$$

$$f(a/W) = 1,93 - 3,07 \times (a/W) + 14,53 \times (a/W)^2 - 25,11 \times (a/W)^3 + 25,8 \times (a/W)^4 \quad (9)$$

onde P é a carga suportada pelo corpo de prova no respectivo ponto de cálculo e $f(a/W)$ é a função flexibilidade do espécime.

2.4.3 Cálculo da Tenacidade na Carga Máxima

- J_{md} : Zhang; Shi (1996), com base no trabalho pioneiro de TOWERS; GARWOOD (1980) propuseram uma simplificação do cálculo de da tenacidade à fratura dinâmica dos materiais, assumindo que a trinca inicia seu crescimento na carga máxima suportada pelo corpo de prova. Isto deu origem ao critério J_{md} , determinado a partir da Exp.6, porém utilizando-se o valor de energia de carga máxima.

A Figura 2.19 ilustra esquematicamente as posições de real início de trinca (segundo o método de "KOBAYASHI *et al*,1993) e de carga máxima suportada pelo espécime (aproximação da iniciação segundo ZHANG; SHI, 1996).

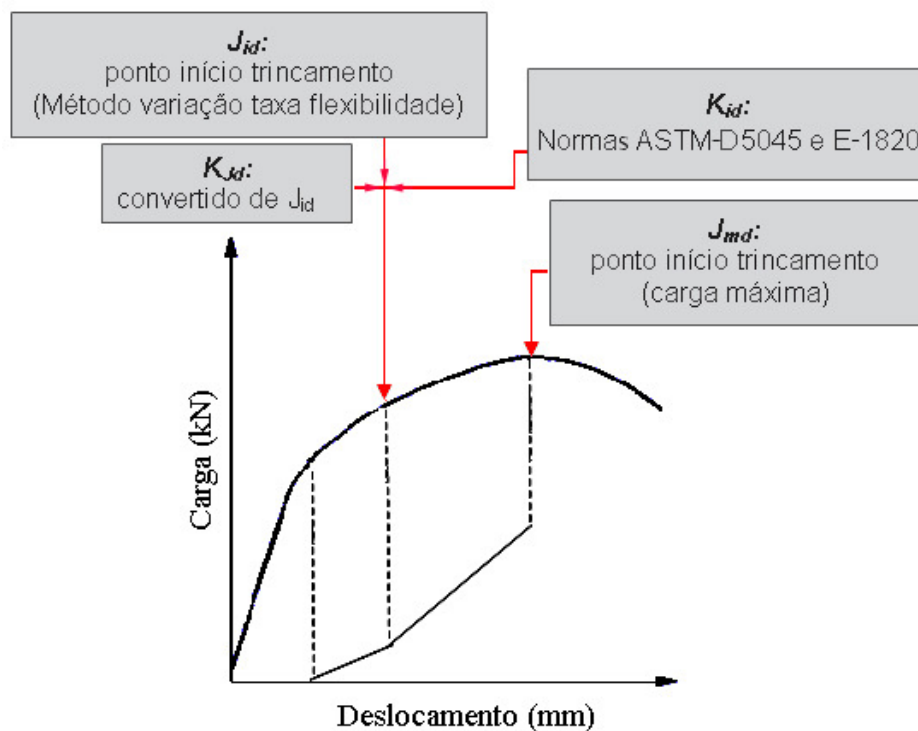


Figura 2.19 - Esquemático de curva carga-deslocamento indicando-se as posições em que são determinados os vários critérios de tenacidade à fratura dinâmica.

2.5 Método Computacional para Cálculo da Tenacidade à Fratura

Conforme anteriormente mencionado, um programa computacional desenvolvido em plataforma Matlab, e baseado no método proposto por Angamuthu et al. (1999), foi utilizado para o cálculo dos parâmetros de tenacidade à fratura dinâmica K_{id} e J_{id} (MFEP), a partir dos dados originalmente obtidos pelo sistema de impacto Charpy instrumentado. O programa possibilita também a determinação da validade, ou não, dos resultados de tenacidade à fratura segundo os conceitos da Mecânica da Fratura Elástica Linear (MFEL) e da Mecânica da Fratura Elasto-Plástica (MFEP) ou Mecânica da Fratura Não Linear (MFENL), respectivamente aplicado aos critérios K_{id} e J_{id} , de acordo com a Figura 2.20.

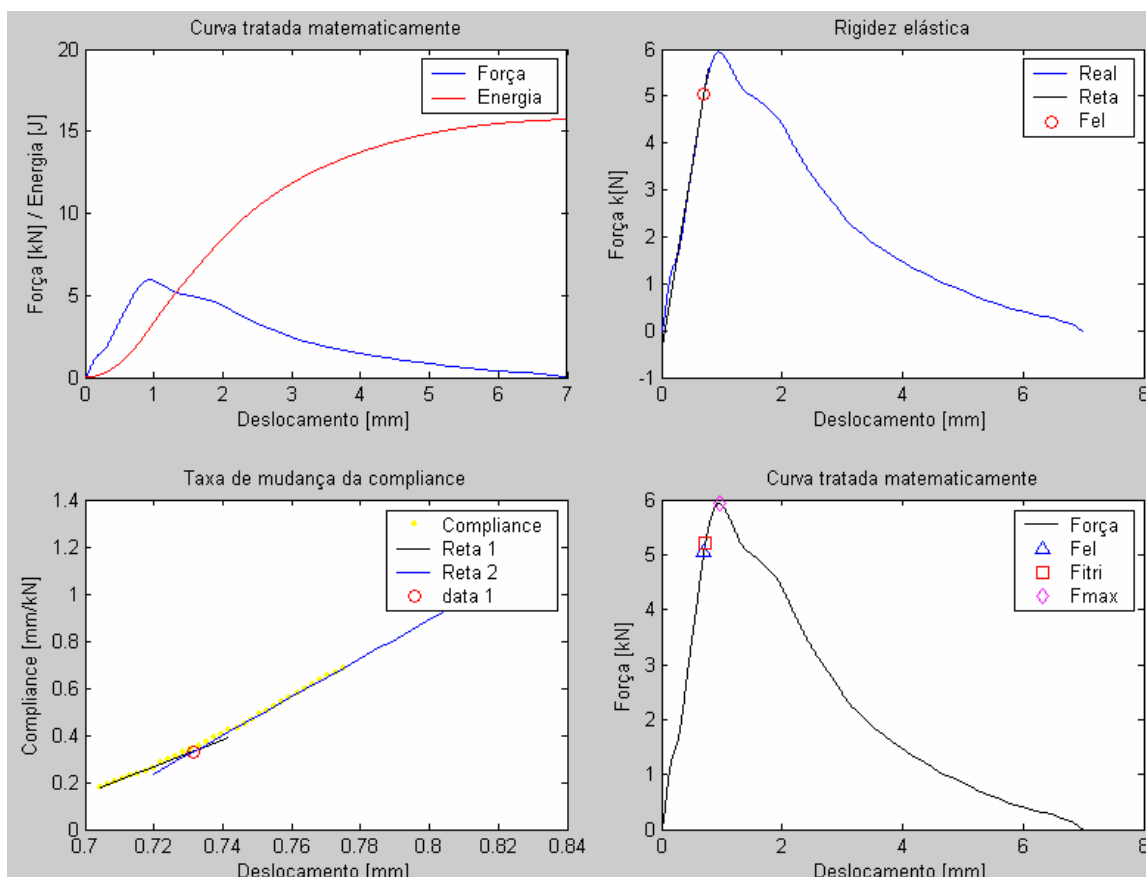


Figura 2.20 - Exemplo de saída do programa, com detalhe para o gráfico da compliance (amarelo).

Segundo a MFEP, para determinar a tenacidade à fratura dinâmica de um material estrutural apresentando considerável nível de escoamento na fratura, um ponto de início de propagação ou de crescimento de uma pré-trinca, ou defeito tipo-trinca originalmente presente no material, deve ser identificado no diagrama de carga versus deslocamento, (GRAVILLE; ROTHWELL, 1977). A propósito, a localização do ponto real de iniciação de crescimento de trincas (ou danos), em um diagrama de carga versus deslocamento, é um dos pontos primordiais para a determinação experimental da tenacidade à fratura dinâmica dos materiais de engenharia a partir de ensaios de impacto Charpy. Nesta vasta e recente área vários trabalhos têm sido publicados.

2.6 Validação dos Valores de Tenacidade

Para se determinar a validade, ou não, dos resultados de tenacidade à fratura elasto-plástica e elástica linear, de forma a que esta possa ser considerada uma propriedade intrínseca do material, a norma ASTM-E1820 impõe as seguintes condições:

- Para a Mecânica da Fratura Elasto-Plástica, *MFEP*:

$$B, W, a, b > 25 \times (J / \sigma_{ed}) \quad (10)$$

- Para a Mecânica da Fratura Linear, *MFEL*:

$$B, W, a, b > 2,5 \times (K_{ID} / \sigma_D)^2 \quad (11)$$

onde, para um carregamento rápido:

$$\sigma_D = (2,85 \times F_E \times W) / (B \times b^2) \quad (12)$$

é o limite de escoamento dinâmico (SERVER, 1978), e P_{ed} é a carga de escoamento correspondente, automaticamente reconhecida pelo sistema Charpy instrumentado.

No presente trabalho, todos os procedimentos analíticos e matemáticos acima descritos, os quais foram originalmente desenvolvidos para ligas metálicas monolíticas, são empregados na caracterização mecânica de laminados compósitos fortalecidos com fibras contínuas. Um programa computacional, incluindo as formulações providas nas Exps 1 a 8, foi especificamente elaborado para a tarefa, utilizando-se ferramentas de Matlab[®], possibilitando assim o polimento das curvas originais P- δ , o cálculo imediato e a validação (ou não) dos valores de tenacidades K e J, segundo as diversas abordagens empregadas no estudo, nos pontos de iniciação do trincamento e de carga máxima.

3. MATERIAL E MÉTODOS

3.1 Laminado Metal-Fibra (LMF-TiGra)

Foi ensaiado neste trabalho um laminado híbrido metal-fibra confeccionado em escala de laboratório, na Universidade de Liverpool - UK, por meio da superposição de *tapes* (fitas) unidirecionais de fibras de carbono, pré-impregnadas com um polímero termoplástico PEEK (poli-éter-éter-cetona), conjugados a lâminas de titânio comercialmente puro, tal como ilustrado na Figura 3.1.

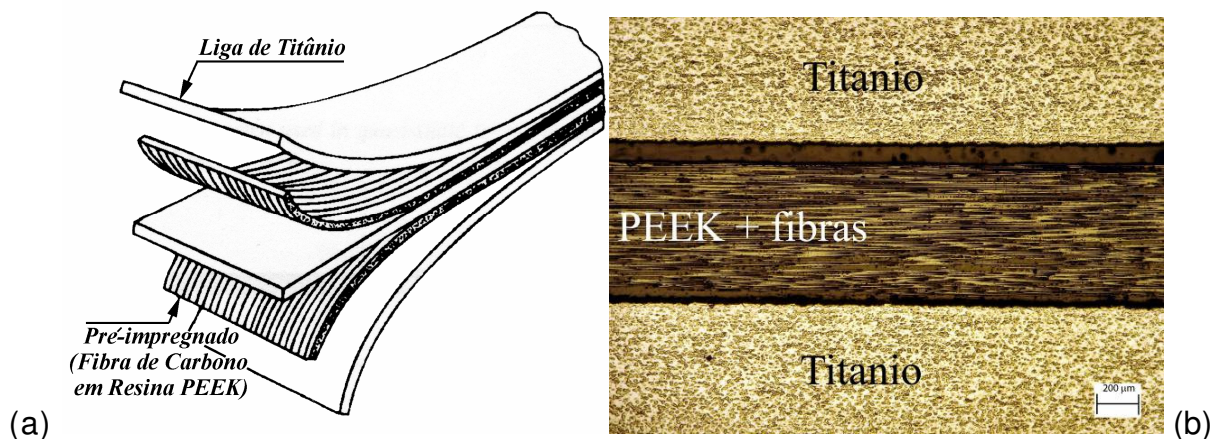


Figura 3.1 - Esquemático do arranjo entre as lâminas metálicas e as camadas (e bandas) de pré-impregnado do LMF Titânio-Grafite com matriz termoplástica PEEK (BURIANEK; SPEARING, 2002; COBB; JOHNSON, 1999; LI; JOHNSON, 1998) (a), Microestrutura típica do laminado projetado para aplicação estrutural aeronáutica de alto desempenho (~180°C) (b).

O laminado é constituído por três lâminas de Titânio comercialmente puro (cada uma com 0,85 mm de espessura) intercaladas com duas bandas de composto PEEK/C, cada qual com aproximadamente 1,10 mm de espessura formada por sete lâminas de pré-impregnado PEEK/C (*ICI Corp.*), estas com cerca de 0,14 mm de espessura cada, perfazendo assim um laminado metal-fibra TiGra com espessura total de 4,8 mm. De acordo com a nomenclatura codificada para os LMFs, a configuração ou arranjo metal-fibra do TiGra utilizado pode ser assim descrita: 3/2 (0°)₇.

O processo de fabricação do TiGra está atualmente sob sigilo, porém um esquemático de ciclo térmico aplicado durante sua conformação por consolidação a quente pode ser apreciado na Figura 3.2.

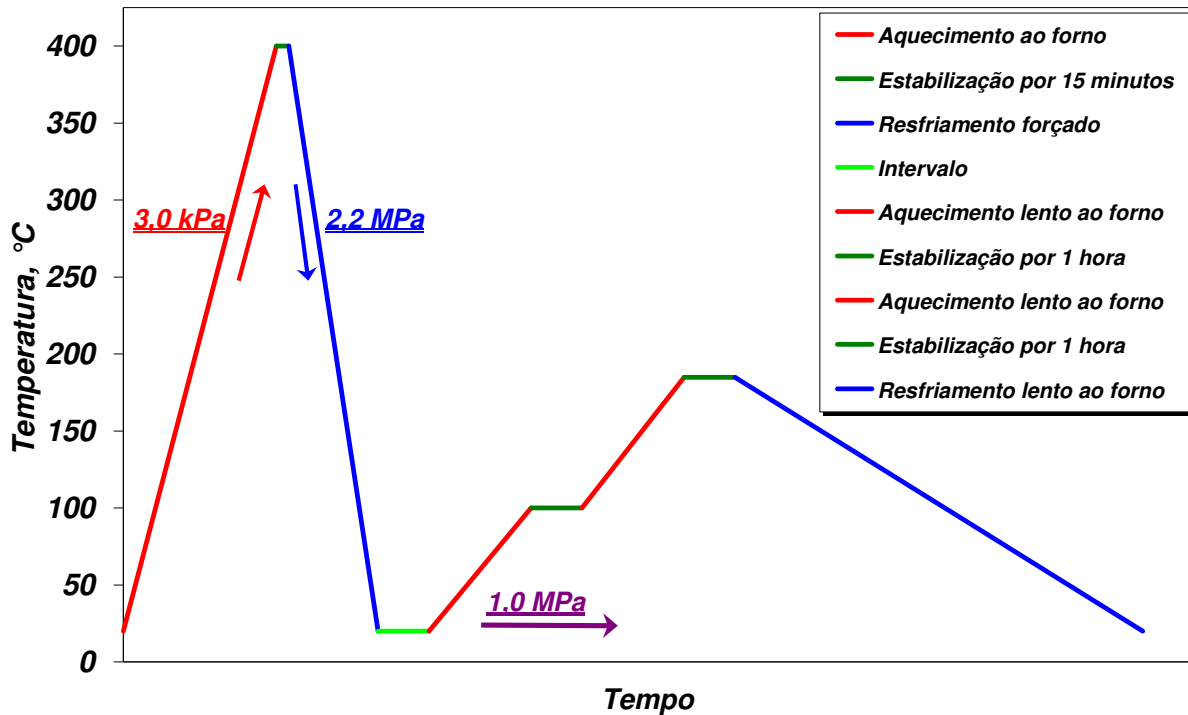


Figura 3.2 - Ciclos térmicos de fabricação (moldagem por compressão a quente) e de alívio de tensões residuais aplicado ao LMF-TiGra (as pressões de moldagem e de relaxação de tensões são indicadas).

3.2 Caracterização Microestrutural

Caracterizando microestruturalmente o material em estudo, nota-se a complexidade do mesmo, sendo que a sua eficiência está intimamente relacionada com os processos de fabricação. A Figura 3.3 apresenta a interface fibra-metal do laminado híbrido, onde se observa rugosidade na superfície metálica induzida por jateamento de areia durante o processo de preparo das lâminas de titânio, com o intuito de gerar uma região rugosa que possibilitasse boa adesão do polímero ao metal através de grande quantidade de pontos de ancoramento mecânico. Ainda, é possível notar a orientação unidirecional das fibras de carbono e o seu grau de empacotamento, bem como a presença de uma faixa intermediária entre o composto

C/PEEK e o metal, constituída apenas de polímero PEEK puro propositalmente alocado para garantir melhor adesão ao metal no processo de consolidação a quente.

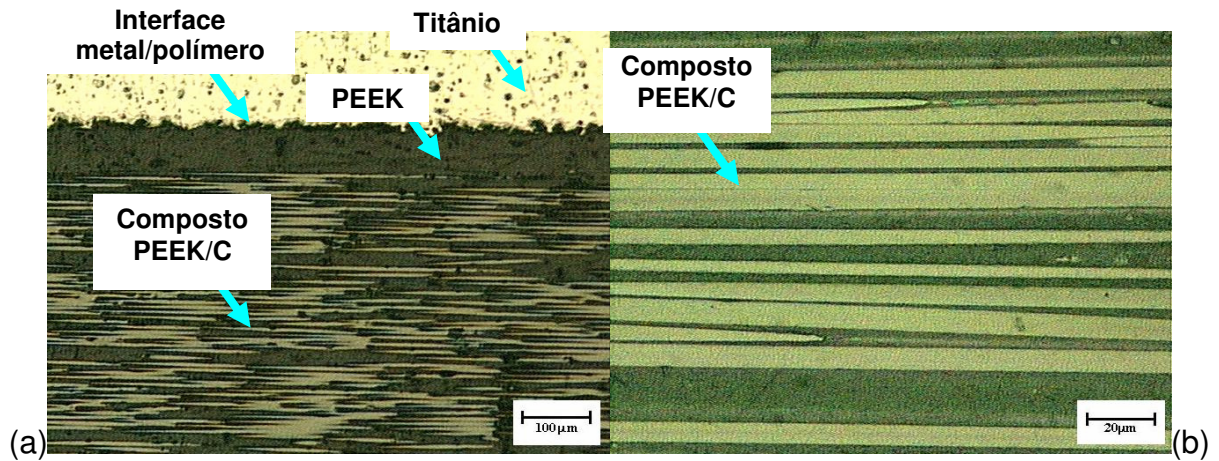


Figura 3.3 - Foto de titânio original com detalhe da interface fibra-metal (a); e detalhe das fibras de carbono (b).

A Figura 3.4 representa fotos mais detalhadas do material (pós ataque químico com Kroll), das quais é possível identificar claramente os contornos dos grãos e as fases presentes.

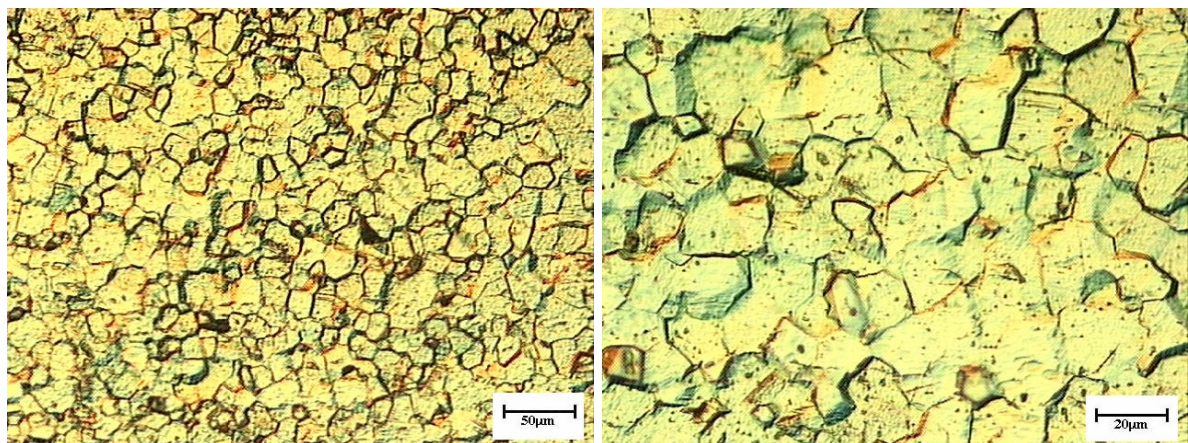


Figura 3.4 - Titânio atacado com Kroll; visualização dos contornos dos grãos.

3.3 Microdureza Vickers e Tamanho do Grão do Titânio

O titânio apresenta microdureza com valor médio de $164,9 \pm 2,3$ HV (carga de 1000 g - estrutura essencialmente monofásica), e a microdureza do polímero PEEK é de $16,3$ HV $\pm 2,09$.

Verificou-se que o tamanho médio dos grãos do titânio comercialmente puro utilizado na confecção do material ensaiado é de 0,0262 mm (26,2 μm) com desvio padrão de 0,00436 mm (4,36 μm), conforme Figura 3.5.

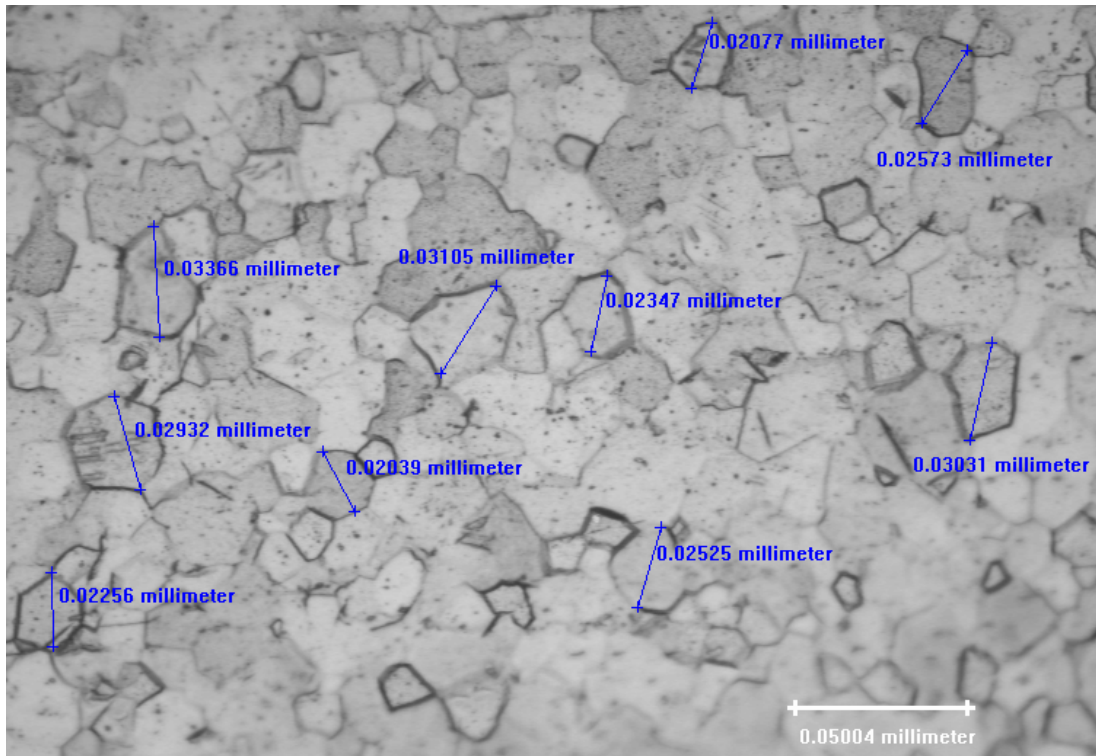


Figura 3.5 - Imagem utilizada para análise qualitativa dos grãos de titânio.

3.4 Corpos de prova

Por intermédio de corte com jato d'água, foram extraídos corpos de prova (cdps) com dimensões no plano de 10x55 mm², com espessura integral (~ 4,8 mm). A maioria dos corpos de prova foi usinado na orientação longitudinal (maior dimensão do corpo de prova paralelo às fibras de reforço de carbono), e uns poucos na direção transversal, Figura 3.6.



Figura 3.6 - Chapa de TiGra após usinagem dos corpos de prova tipo Charpy.

O entalhamento dos corpos de prova de materiais compostos foi realizado com um disco diamantado, com espessura nominal de 0,5 mm, sob baixa velocidade de rotação e com refrigeração aquosa a fim de evitar danos térmicos e mecânicos às fibras e à matriz (ASTM-D6110, 2005; FERNÁNDEZ-CANTELI *et al*, 2002; ABDUSSALAM; AYARI, 1998), e produzir um raio de curvatura (R) da ordem de 0,25 mm na base do entalhe, conforme recomendado nas normas ASTM-E23 (2005) e D6110 (2005), as quais são orientadas a ensaios de impacto Charpy, respectivamente, de materiais metálicos monolíticos e de materiais poliméricos monolíticos e de seus compostos reforçados com fibras. A Figura 3.7 representa as dimensões dos corpos de prova empregados no estudo.

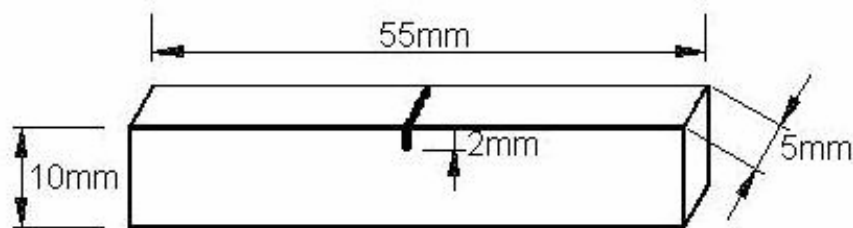


Figura 3.7 - Croqui do corpo de prova tipo padrão Charpy.

A Figura 3.8 ilustra em detalhes os defeitos tipo entalhe intencionalmente introduzido nos corpos de prova para atuar como concentradores de tensão e induzir um caminho preferencial para a fratura dinâmica.

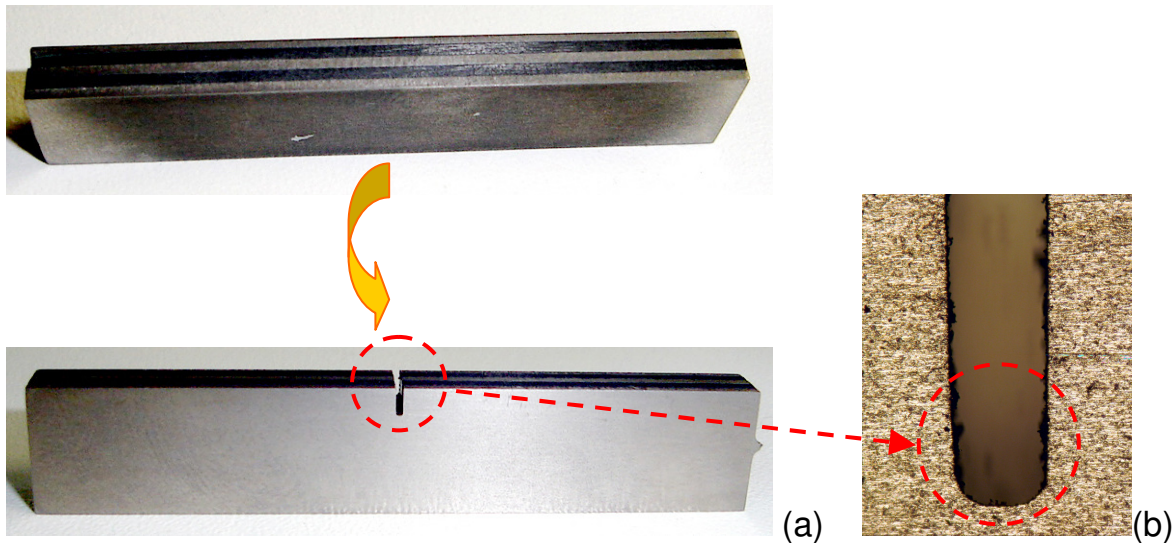


Figura 3.8 - Vista frontal do corpo de prova entalhado (a); detalhe do raio de curvatura do entalhe (b).

3.5 Outros Materiais

Como originalmente estabelecido no projeto, comparou-se em bases absoluta e específica a densidade dos materiais aos parâmetros de tenacidade à fratura do laminado híbrido metal-fibra Titânio-Grafite (TiGra) com diferentes materiais empregados na indústria aeronáutica, no caso laminados carbono-epóxi.

3.5.1 Laminados Carbono-Epóxi

Foram ensaiados por ZANETTI; TARPANI (2005) quatro (04) laminados compósitos do sistema carbono-epóxi supridos pela Embraer S/A. Dois (02) laminados exibiam as fibras de carbono na configuração tecido, em que catorze lâminas HS (*harness satin*) 8 foram montadas segundo um arranjo $[0/90^\circ]_{14}$, enquanto os dois (02) outros laminados exibiam as fibras na configuração *tape*, onde vinte e oito camadas superpostas seguiam um arranjo $[0/90^\circ]_{28}$ de modo a haver a maior simetria e compatibilidade possível com os laminados *tape*. Em ambos os casos, a espessura final dos laminados foi de 5 mm, praticamente idêntico ao TiGra.

Duas diferentes classes de resina epoxi foram utilizadas na impregnação das fibras de reforço, curadas a 120°C e 180°C, respectivamente, sendo esta última tenacificada com borracha (*rubber toughened resin*).

- TP120 = Tape curado a 120°C
- TP180 = Tape curado a 180°C
- TC120 = Tecido curado a 120°C
- TC180 = Tecido curado a 180°C

A Tabela 3.1 apresenta os valores relativos à densidade específica (*specific gravity*) dos laminados do sistema C-Ep utilizados para comparação com o laminado TiGra.

Tabela 3.1 - Densidade relativa dos diversos laminados.

Laminado	Densidade específica (relativo à água)
TiGra	3,095
TP120	1,492
TP180	1,460
TC120	1,472
TC180	1,442

3.6 Experimental

3.6.1 Ensaio de Impacto Charpy Instrumentado

Os ensaios de impacto instrumentado foram realizados num sistema Instron-Wolpert® PW30 Charpy Impact Testing Machine (Figura 2.15), com fundo de escala máximo de 300 Joules, e que está integrado a um microcomputador que opera com programas computacionais (Instron® e National Instruments®), os quais são destinados à leitura e tratamento dos dados para geração dos resultados finais.

O sistema de impacto Charpy opera com uma frequência de resposta de 1 MHz, sendo suficientemente sensível e preciso, portanto, para registrar a real

função de carga mecânica que o corpo de prova experimenta durante a fratura dinâmica, conforme relatado no Capítulo 2.

Conforme anteriormente mencionado, as curvas carga ou força versus tempo, força versus deslocamento, energia de impacto versus deslocamento, deslocamento versus tempo e velocidade de impacto versus tempo, além dos índices de força, deslocamento e tempo nos eventos de trincamento, geradas no ensaio Charpy instrumentado. Estas curvas apresentam oscilações serrilhadas (Figura 3.9), as quais foram eliminadas ou minimizadas (filtradas) utilizando-se o método da média móvel em intervalos regulares de 10 termos (COSTA *et al.*, 2004) de acordo com Kobayashi (1984) e Angamuthu *et al.* (1999).

A Figura 3.9 ilustra um exemplo de curva de impacto Charpy originalmente obtida nos ensaios, e uma curva original comparada com a curva filtrada pelo programa em plataforma Matlab especialmente desenvolvido para esta tarefa pelo Prof. Dr. Alessandro Roger Rodrigues do Departamento de Engenharia Mecânica da Unesp-Ilha Solteira.

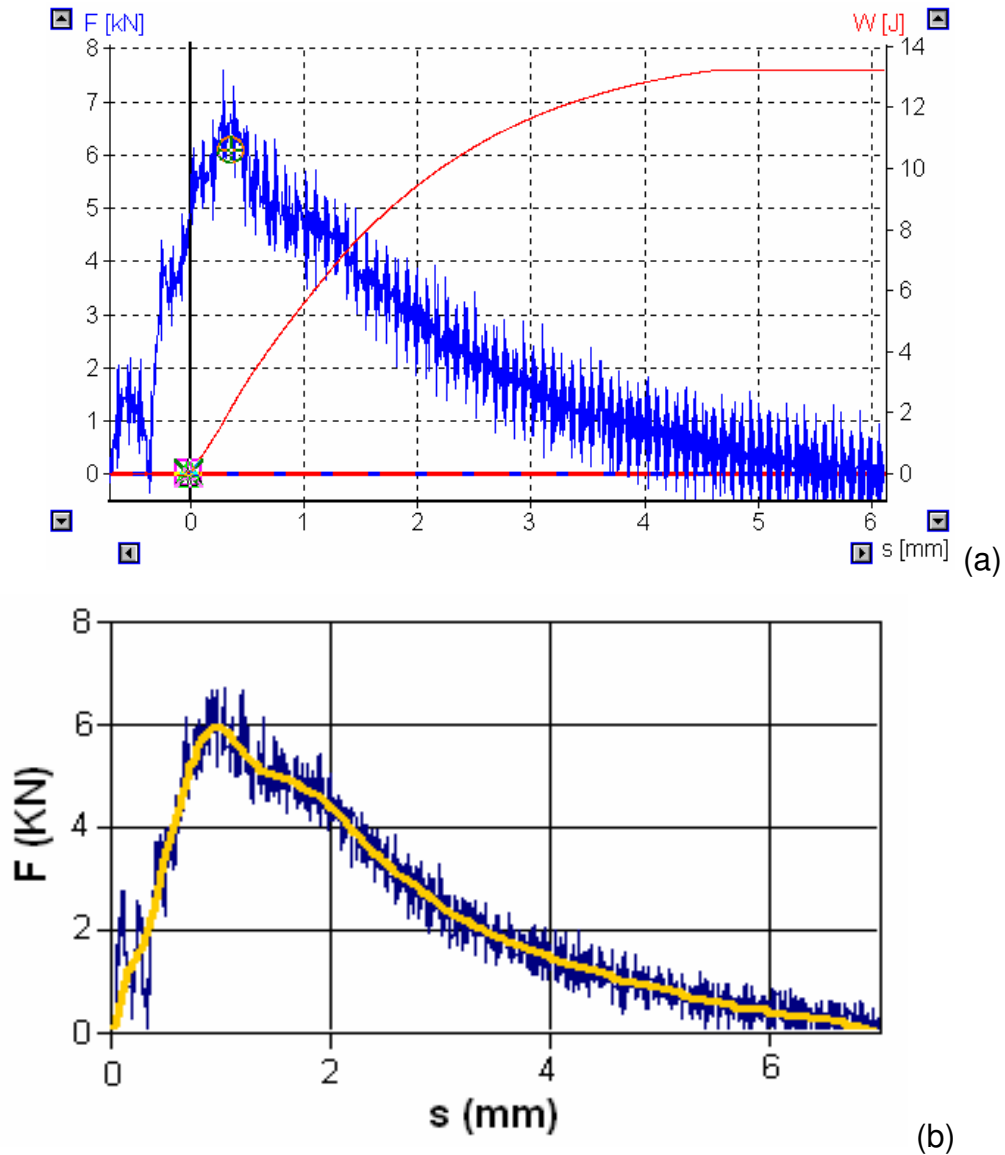


Figura 3.9 - Exemplo de diagrama Carga versus Deslocamento versus Energia absorvida no impacto Charpy (a), e comparação entre uma curva original versus a curva polida por intermédio do método dos mínimos quadrados, a qual foi utilizada para os cálculos de tenacidade à fratura translaminar dinâmica via programa rotina Matlab (b) (CP01, $v=5.52\text{m/s}$, L , $T=23^\circ\text{C}$).

3.7 Analítica

3.7.1 Método Computacional para o Cálculo da Tenacidade à Fratura

O programa computacional foi desenvolvido especialmente para o cálculo dos parâmetros de tenacidade à fratura dinâmica K_{Id} e J_{Id} , a partir dos dados originalmente gerados pelo sistema Charpy instrumentado, assim como para validação dos resultados segundo conceitos da MFEL e da MFEP, respectivamente aplicados aos critérios K_{Id} e J_{Id} .

Resumidamente, os passos seqüencialmente realizados pelo operador e pelo programa computacional são:

1. Os pontos de dados de carga (P) versus deslocamento (s) originalmente registrados pelo programa Instron na forma de planilha Excel[®], são transformados para o formato de arquivo txt;
2. O arquivo txt é inserido no programa Matlab[®], que abre a primeira janela solicitando a seleção do arquivo correspondente;
3. O programa abre a segunda janela na qual devem ser inseridos os dados correspondentes às dimensões do corpo de prova, às propriedades mecânicas do material, e o número desejado de filtrações a ser aplicado para o polimento da curva;
4. Após o término das filtrações estipuladas, abre-se uma terceira janela questionando se há necessidade de mais filtrações.

De modo a realizar uma filtração adequada dos dados originais, houve, portanto, a necessidade de estabelecerem limites quanto ao número máximo de filtrações, de forma que um critério de diferença máxima entre valores de carga de pico das curvas inicial e final não fosse violada. Para isso, foram realizados alguns testes e análises visuais comparativas entre as curvas originais e aquelas resultantes do processo de polimento. Concluiu-se que 31 filtrações possibilitavam o polimento necessário para a aplicação da metodologia empregada no programa computacional de análise de dados, sem que ocorresse significativa influência nos dados originais. Estabeleceu-se, como regra geral, que o processo global de

polimento não haveria de alterar (invariavelmente reduzir) a carga máxima por mais de 5% com relação àquela original.

Condições de Ensaio

Nos laminados híbridos TiGra foram ensaiados no mínimo quatro (04) corpos de prova nas diferentes temperaturas empregadas, respectivamente -196°C , -70°C , ambiente e $+180^{\circ}\text{C}$, amostrando, portanto, toda a faixa de temperaturas a que o revestimento externo de uma aeronave hipersônica possa estar submetida em serviço.

Para o aquecimento dos corpos de prova foi utilizada uma estufa da marca Isotemp[®] modelo 285^a e após 20 minutos de estabilização da temperatura dos corpos de prova no patamar almejado foram iniciados e conduzidos os ensaios. Basicamente, o corpo de prova foi retirado da estufa, utilizando-se uma pinça metálica apropriada, e colocando-se rapidamente sobre os pontos de apoio do equipamento Charpy, dentro de um tempo máximo de 5 segundos conforme estabelece a norma ASTM E23 (2005). Já para o resfriamento dos corpos de prova ensaiados a -70°C foi utilizada uma mistura de álcool anidro e nitrogênio líquido, submergindo-se os corpos de prova e aguardando-se um tempo entre 20 e 30 minutos para a estabilização da temperatura naquele patamar. Novamente, o corpo de prova era retirado do recipiente e imediatamente impactado, respeitando-se o tempo máximo de transferência do espécime conforme citado anteriormente. Vale mencionar que, antes de imergir os corpos de prova na mistura de álcool e nitrogênio, foi realizado um teste para verificar a possibilidade de absorção do líquido resultante pelos laminados, bem como da eventual dissolução da resina polimérica no material. Neste teste, amostras do laminado híbrido permaneceram imersas em álcool por cerca de 15 horas, sendo a massa de cada amostra medida antes e após a sua imersão e secagem ao ar livre.

Concluiu-se dos resultados do teste preliminar que, para fins práticos, os materiais não são susceptíveis aos efeitos da mistura de álcool e nitrogênio, podendo então ser nela imersos para o ensaio de temperatura controlada a -70°C . Já para a realização dos ensaios à -196°C utilizou-se nitrogênio líquido puro para o resfriamento dos espécimes.

Em vista da natureza híbrida do laminado Titânio-Grafite, adotou-se preferencialmente as normas ASTM-E23 (2005) e E6110 (2005) para a condução dos ensaios dinâmicos, visto que somente estas referências relativas ao impacto Charpy de materiais metálicos e plásticos (poliméricos) puros e reforçados com fibras, respectivamente, estarem atualmente disponíveis na literatura aberta.

4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 Ensaio de Flexão

Com o intuito de se determinar o módulo de elasticidade do material, para posterior análise dos resultados e determinação dos parâmetros de tenacidade à fratura, foram realizados ensaios de flexão em três condições diferentes, quais sejam: ensaios com os corpos com orientação longitudinal das fibras (curva azul), com os corpos com orientação transversal das fibras (curva vermelha) e com os corpos com orientação longitudinal das fibras, porém ensaiados transversalmente.

Os gráficos de tensão fletiva versus deflexão e de tensão fletiva versus deformação são exemplificados na Figura 4.1.

Com esses ensaios, foram obtidos os valores dos módulos de elasticidade do material, sendo que para o ensaio na condição translaminar obteve-se o valor de $51,7 \pm 4,8$ GPa para os corpos com orientação longitudinal das fibras e de $37,3 \pm 1,2$ GPa para os corpos com orientação transversal das mesmas, que constituem os valores interessantes ao desenvolvimento do projeto. Tais resultados foram aplicados nos dados de entrada do programa utilizado para realizar o polimento das curvas e determinação dos parâmetros de tenacidade à fratura.

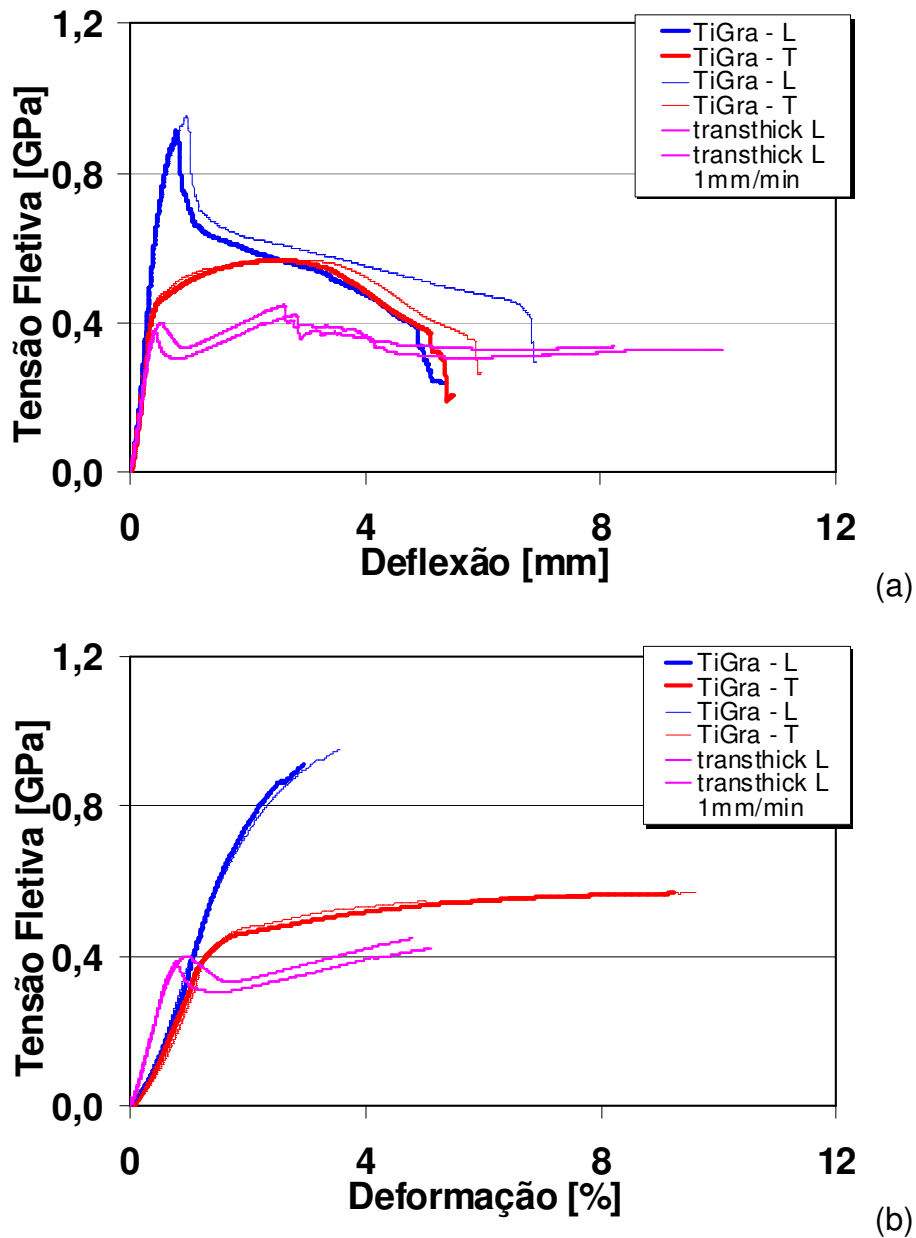


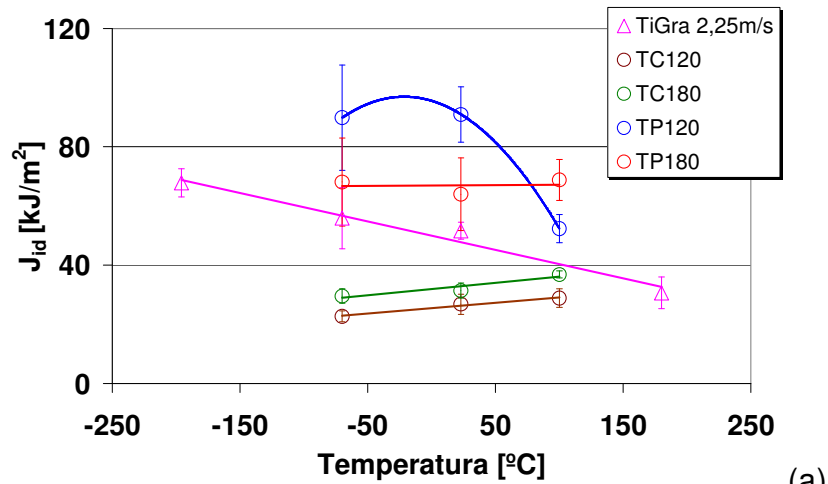
Figura 4.1 - Gráfico de tensão fletiva versus deflexão (a); e tensão fletiva versus deformação (b).

4.2 Tenacidade à Fratura Absoluta

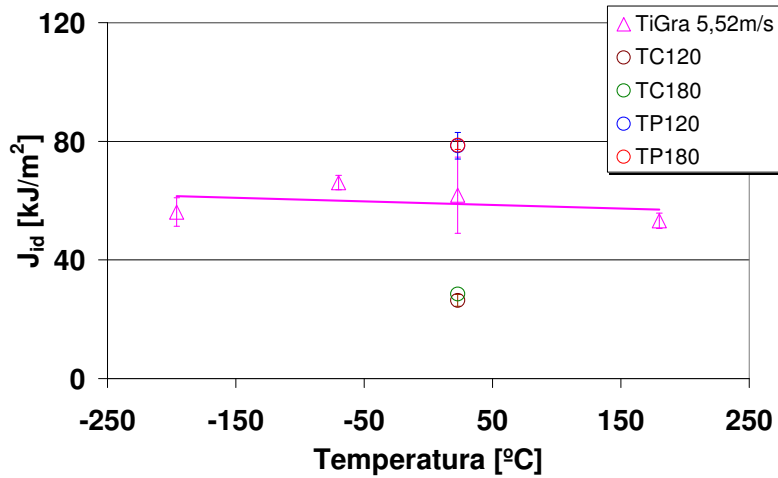
O Apêndice I apresenta todas as equações das retas relacionadas a cada material nos gráficos relacionados à tenacidade a fratura.

A Figura 4.2 apresenta os gráficos das tenacidades J_{id} , K_{Jd} , K_{id} e J_{md} , considerando-se as várias temperaturas de ensaio e taxas de carregamento

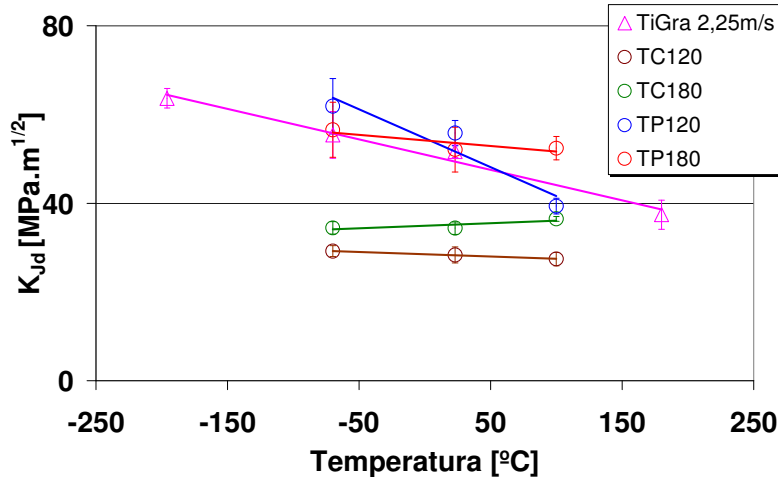
aplicadas nos espécimes. Os valores plotados correspondem à média dos pontos de dados coletados para cada condição de ensaio, com os respectivos desvios-padrão sendo fornecidos na forma de barras. A partir da análise destes gráficos podem-se chegar às seguintes conclusões, que são separadas em vários tópicos visando simplificar a tarefa do leitor:



(a)



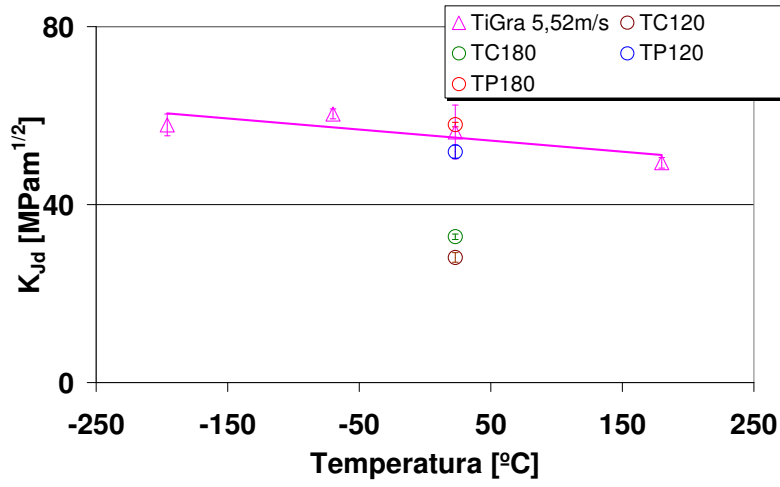
(b)



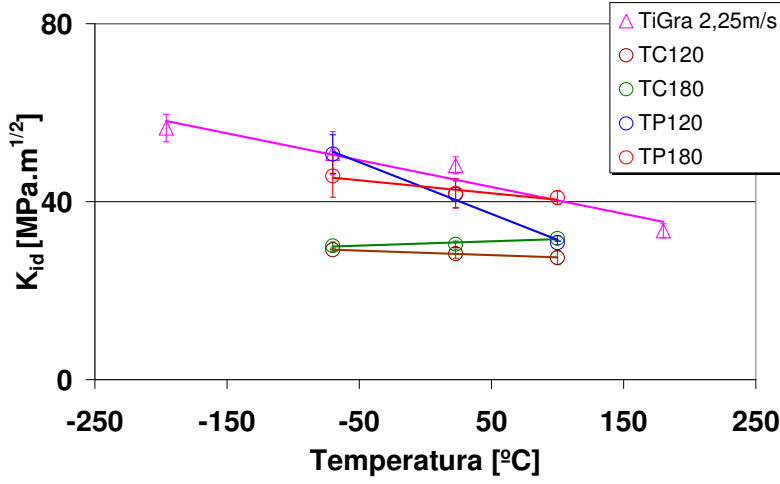
(c)

Continua

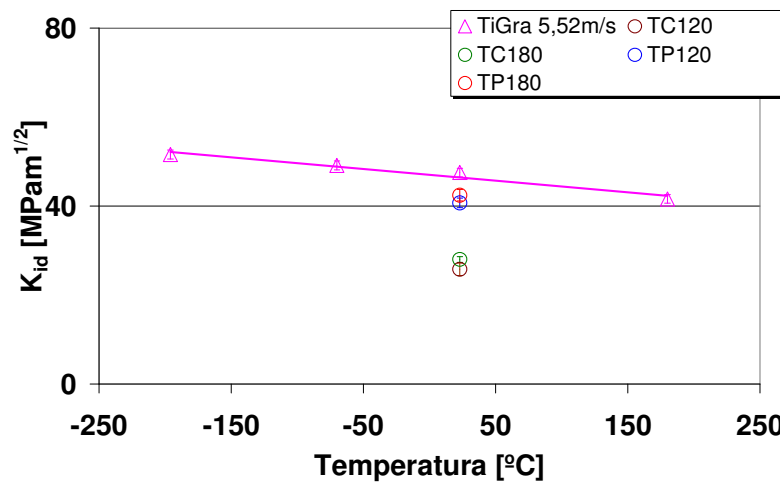
Continuação



(d)



(e)



(f)

Continua

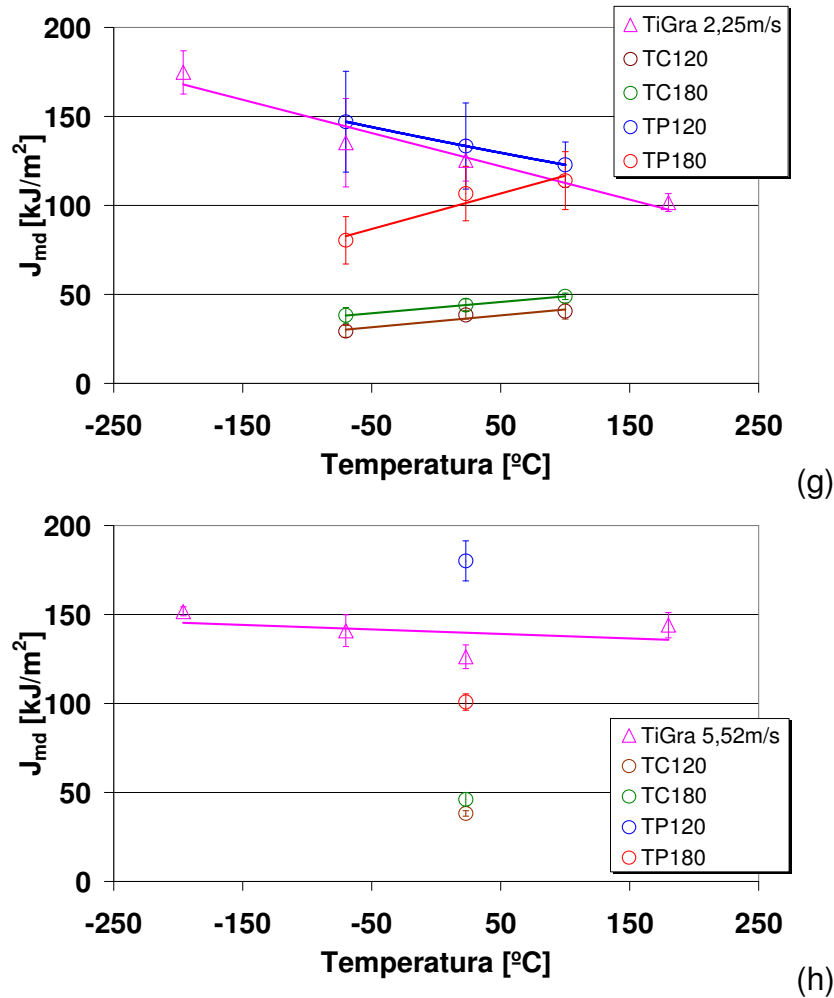


Figura 4.2 - Resultados de J_{id} , K_{Jd} , K_{id} e J_{md} sob diferentes velocidades de impacto e temperaturas (a) J_{id} a 2,25m/s; (b) J_{id} a 5,52m/s; (c) K_{Jd} a 2,25m/s; (d) K_{Jd} a 5,52m/s; (e) K_{id} a 2,25m/s; (f) K_{id} a 5,52m/s, (g) J_{md} a 2,25m/s e (h) J_{md} a 5,52m/s. O ajuste de dados visa simplesmente facilitar a visualização e interpretação dos resultados.

4.2.1 Comportamento Geral

- J_{id} (Figs 4.2a e b): Os laminados C-Ep com arranjo de fibras na forma de fita ou *tape* (TP) apresentam valores de tenacidade substancialmente superiores ao laminado TiGra e este, por sua vez, aos C-Ep com arranjo de fibra tecidas (TC). A superior tenacidade dos C-Ep TP provavelmente se deva ao maior número de interfaces passíveis de delaminação (27 para os TP, contra 13 dos TC e apenas 4 interfaces metal/compósito do TiGra), visto este constituir um mecanismo de

tenacificação para trincamentos translaminares. Esta hipótese, corroborada pela Figura 4.3a que mostra o padrão de fratura de um espécime C-Ep TP, implicaria necessariamente na iniciação simultânea das fraturas trans- e interlaminar (i.e., delaminações). Especificamente com relação ao TiGra, contribuem para a tenacidade à fratura, além das delaminações (Figura 4.3b), a reconhecida ductilidade das fases polimérica e metálica que compõem o laminado híbrido.

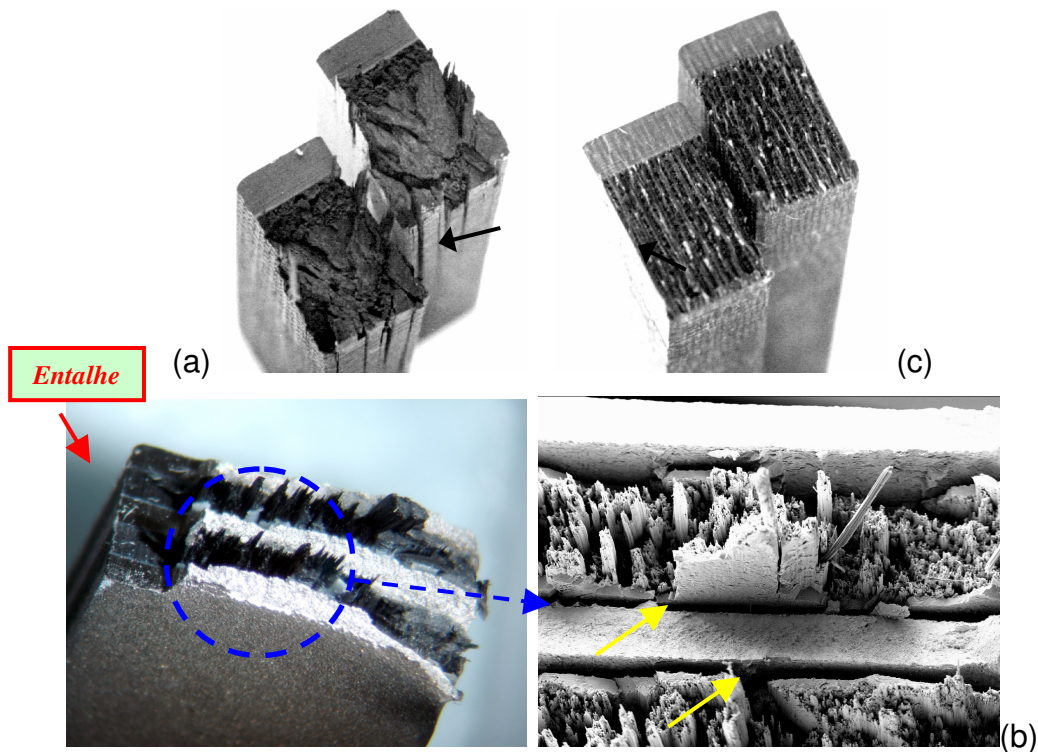


Figura 4.3 - Aspecto de fratura do espécime: C-Ep TP120 ensaiado a -70°C (a), TiGra (b), e C-Ep TC (c).

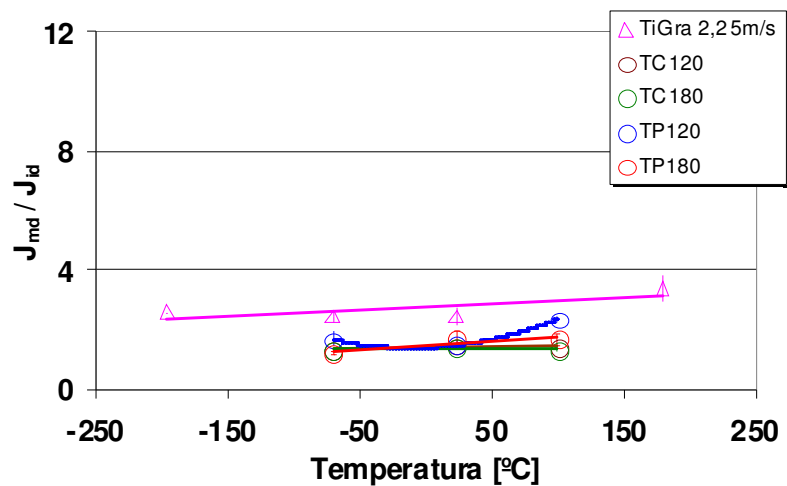
- K_{Jd} (Figs 4.2c e d): Considerando que os valores de K_{Jd} foram obtidos via conversão de J_{Id} , utilizando-se o módulo de elasticidade E dos materiais, obtido por intermédio de ensaios monotônicos quase-estáticos de flexão, este parâmetro tem forte influência nos resultados finais de K_{Jd} . De modo geral pode-se observar que há um colapsamento das curvas relativas ao TiGra e aos laminados C-Ep TP, sendo que estes materiais que permanecem com desempenho superior aos C-Ep TC. O mesmo comportamento é observado indistintamente para as duas taxas de carregamento impostas nos ensaios de impacto.

- K_{Id} (Figs 4.2e&f): Pode-se verificar que a distribuição espacial e os valores numéricos dos pontos de dados experimentalmente obtidos segundo este

critério de tenacidade à fratura, aproximam-se claramente dos determinados segundo a abordagem K_{Jd} anteriormente avaliada. A análise da relação K_{Jd} / K_{Id} permitirá, com maior precisão, verificar o grau de conservadorismo ou liberalismo de uma e outra abordagem-K.

- J_{md} (Figs 4.2g e h): Os laminados compósitos TiGra e C-Ep TP120 apresentam os maiores valores J_{md} quando comparados aos demais laminados. De fato, J_{md} já computa em si uma boa parcela da tenacidade à propagação de danos nos materiais estudados, indicando que ambos laminados TiGra e TP já atingem um estágio de evolução considerável de danos na carga máxima, enquanto que os C-Ep TC, provavelmente, não. O aspecto de fratura mais tenaz (i.e., com maior consumo de energia) do TiGra e do TP120 é mostrado nas Figuras 4.3a,b, respectivamente, enquanto que a maior fragilidade do laminado C-Ep TC é nitidamente denunciada na Figura 4.3c, corroborando os baixos valores de J_{Id} e J_{md} desta última classe de materiais.

Na Figura 4.4 são plotados todos os pontos de dados referentes às relações K_{Jd} / K_{Id} e J_{md} / J_{Id} .



(a)

Continua

Continuação

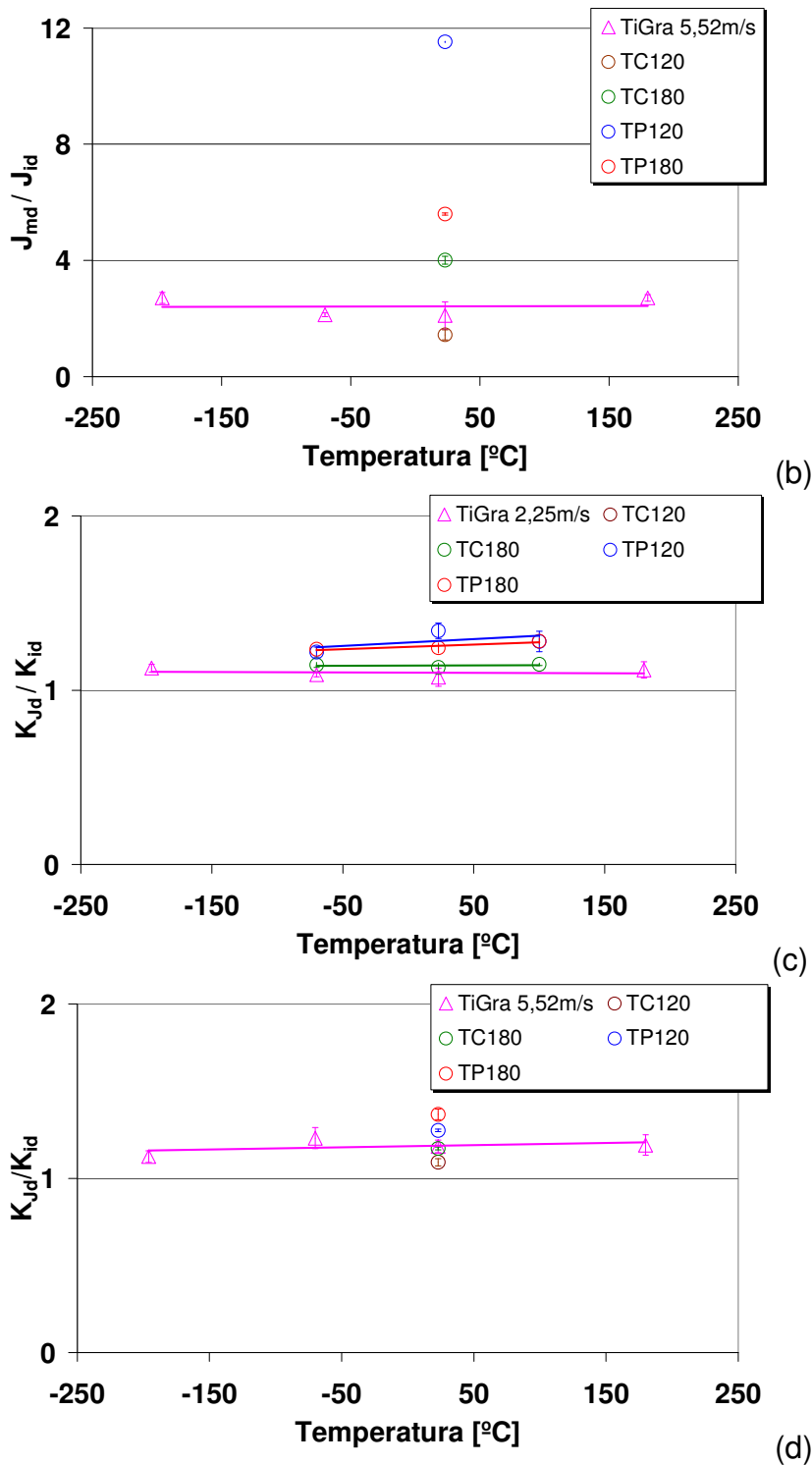


Figura 4.4 - Razões: (a) J_{md} / J_{id} a 2,25m/s; (b) J_{md} / J_{id} a 5,52m/s; (c) K_{Jd} / K_{id} , a 2,25m/s e (d) K_{Jd} / K_{id} a 5,52m/s, sob diferentes temperaturas.

- J_{md} / J_{id} (Figs 4.4a e b): A relação J_{md} / J_{id} é sempre superior à unidade, visto que a iniciação ocorre invariavelmente antes da carga máxima ser alcançada durante o impacto do espécime, ocasião em que J_{md} é estimado. Entretanto,

observa-se que o TiGra tende a apresentar uma razão J_{md} / J_{id} sensivelmente superior à dos laminados C-Ep, denotando assim sua maior capacidade de absorver energia durante o estágio de difusão de danos, comparativamente à sua habilidade em consumir energia de impacto na etapa de iniciação dos danos a partir da descontinuidade geométrica previamente e intencionalmente introduzida no espécime. Tal fato é particularmente verificado sob a velocidade mais reduzida de impacto, 2,25m/s, e sugere que o TiGra se enquadra melhor numa filosofia de projeto tolerante à propagação de danos por impacto do que em uma abordagem que prioriza sua resistência à iniciação.

- K_{Jd} / K_{id} (Figs 4.4c e d): A relação K_{Jd} / K_{id} sempre supera a unidade, decorrendo este fato das maiores restrições imposta pela MFEL às deformações permanentes desenvolvidas à frente da descontinuidade geométrica (entalhe no caso dos materiais compósitos) do espécime impactado. Desta forma, fica comprovada a margem de conservadorismo da MFEL sobre a MFEP.

4.2.2 Efeito da Temperatura de Ensaio

4.2.2.1 Taxa de velocidade de 2,25m/s

- J_{id} e J_{md} (Figs 4.2a e 4.2g): Observa-se para o LMF-TiGra, bem como para o TP120, um decréscimo das tenacidades J_{id} e J_{md} com o aumento da temperatura. Isto indica um enfraquecimento do mecanismo de tenacificação destes materiais em decorrência do seu aquecimento. A Figura 4.3 fornece indícios de que o mecanismo de tenacificação afetado é o de delaminação. A baixas temperaturas (-70°C no caso da Fig.4.3a), pode-se hipotetizar que tensões residuais substanciais surjam entre lâminas individuais justapostas e que possuam orientações de fibra ortogonais entre si (0/90). Estas tensões interlaminares resultariam de variações dimensionais diferenciais de origem térmica, e favoreceriam a delaminação. Esta promoção (tenacificando o material) seria muito provavelmente suprimida à medida que a temperatura é incrementada. Pode-se argüir que o mesmo fenômeno esteja

ocorrendo com o TiGra; visto que todas as fibras fortalecedoras de carbono estão orientadas em uma única direção no laminado (0°), diferenças entre variações dimensionais térmicas seriam maximizadas nas interfaces metal/compósito, já que a fase metálica expande/contrai termicamente muito mais do que as fibras de reforço. Avaliações mais criteriosas deverão ser conduzidas para confirmar, ou não, tal hipótese. Por outro lado, a presença de uma resina tenacificada com borracha no laminado TP180, assim como a existência de interfaces em menor número nos TC, provavelmente inibam naturalmente o desenvolvimento de delaminações nestes materiais, de sorte que sua tenacidade não seria controlada por este mecanismo; o incremento da tenacidade destes laminado à medida em que são aquecidos poderia, por exemplo, derivar do amolecimento da matriz resinosa. Verifica-se que todos os laminados exibem, em maior ou maior extensão, uma tendência ao acréscimo da razão J_{md} / J_{id} com o aumento da temperatura. Em princípio, isto sinalizaria o favorecimento do estágio de propagação de danos a expensas da iniciação à medida que os materiais são termicamente excitados.

- K_{Jd} e K_{id} (Figs 4.2c e 4.2e): Em geral, observa-se para todos os laminados praticamente o mesmo comportamento verificado anteriormente para as tenacidades J_{id} e J_{md} com o aumento da temperatura. Similarmente ao acima verificado para a relação J_{md} / J_{id} , nota-se claramente que todos os laminados exibem, em maior ou maior grau, uma tendência ao crescimento da razão K_{Jd} / K_{id} com o acréscimo da temperatura. No caso específico do laminado híbrido TiGra, isto poderia ser explicado pelo crescente potencial de plasticidade (incorporada no termo K_{Jd}) das fases metálica e polimérica termoplástica com o incremento da temperatura de ensaio. No caso dos laminados C-Ep, a maior “plasticidade” (aspas empregadas visto se tratarem de resinas termorrígidas) sob mais elevadas temperaturas poderia ser interpretada como a maior movimentação dos segmentos de cadeia polimérica, ainda que sensivelmente restringida pela massiva presença de ligações cruzadas.

4.2.2.2 Taxa de velocidade de 5,52m/s

- J_{id} e J_{md} (Figs 4.2b + 4.2h): Em ambos os quesitos, o laminado TiGra pode ser considerado, para fins práticos, termicamente insensível (em especial

quanto a J_{md}) dentro da faixa de temperaturas prevista para operação em serviço de fuselagens de aeronaves supersônicas (até 180°C). O TiGra concorre com os laminados TP à temperatura ambiente, sendo, porém, superado pelo TP120 em ambos os quesitos J_{id} e J_{md} . Os poucos dados experimentalmente coletados não permitem nenhuma especulação quanto ao comportamento da razão J_{md} / J_{id} dos C-Ep com a temperatura de ensaio. No caso específico do TiGra, em termos gerais a relação J_{md} / J_{id} parece não variar com a temperatura, diferentemente do que foi observado na taxa de carregamento mais lenta sob impacto.

- **K_{Jd} e K_{id} (Figs 4.2d + 4.2f):** Basicamente, observa-se para o TiGra um efeito negativo nas tenacidades-K em virtude do aumento da temperatura. O laminado híbrido metal-fibra compete literalmente com os laminados TP à temperatura ambiente, e, assim como no caso das tenacidades-J, todos eles superam de longe os laminados C-Ep tecidos. No caso do TiGra, a relação K_{Jd} / K_{id} incrementa na medida em que aumenta a temperatura de ensaio, cabendo, portanto, idêntica explicação ao fenômeno tal como fornecida para a taxa mais lenta de carregamento dinâmico. Os poucos dados obtidos para os laminados C-Ep, não permitem qualquer comentário quanto ao comportamento da razão K_{Jd} / K_{id} destes.

4.2.3 Efeito da Taxa de Velocidade

- **J_{id} (Figs 4.2a e b):** É notável o efeito benéfico do aumento da taxa de carregamento na tenacidade à fratura J_{id} do TiGra. Tal comportamento é típico dos materiais metálicos de natureza dúctil, cujo processo de fratura é controlado por deformação. Este fato é concordante à presença extensiva do titânio (55% em massa), bem como do polímero termoplástico PEEK (20% em massa) na composição do laminado híbrido metal-fibra. Verifica-se também que o efeito da resina epoxi nos laminados C-Ep é bem mais significativo para os TP do que para os TC. Neste sentido, a resina não-tenacificada curada a 120°C parece afetar negativamente o desempenho dos TP, enquanto que a tenacificada com borracha, curada a 180°C é mais benéfica a este arranjo geométrico de fibras. Os C-Ep TC

são praticamente insensíveis, em termos de valores absolutos da propriedade avaliada, à variação na taxa de deformação imposta no ensaio de impacto.

- K_{Jd} e K_{id} (Figs 4.2c e d + 4.2e e f): Em todos os laminados avaliados observa-se que os materiais são praticamente insensíveis a variação da taxa de carregamento.

- J_{md} (Figs 4.2g e h): O TiGra apresenta claramente uma sensibilidade positiva quanto à taxa de carregamento, com a tenacidade J_{md} sendo favorecida por uma maior velocidade de impacto em praticamente todo o intervalo de temperaturas amostrado. Quanto aos laminados C-Ep, à exceção do TP120, todos os outros materiais compósitos são insensíveis à taxa de carregamento. De fato, o TP120 apresenta significativa tenacificação por aumento na velocidade de impacto. Esta similaridade de comportamentos de fratura entre os laminados TiGra e TP120 versando sobre o efeito da temperatura de ensaio, quando se inferiu a possibilidade de as delaminações controlarem o mecanismo de fratura de ambos os materiais. Desta forma, o efeito da taxa de carregamento em seus comportamentos mecânicos eventualmente possa também ser explicado, por exemplo, na facilitação de delaminação sob mais elevadas velocidades de impacto.

- J_{md} / J_{id} e K_{Jd} / K_{id} (Figs 4.4a e b e 4.4c e d): Basicamente, pouca evidência clara e inequívoca é observada quanto ao efeito da taxa de deformação nas razões J_{md} / J_{id} e K_{Jd} / K_{id} dos laminados, e colabora para isso o número restrito de ensaios dos C-Ep sob velocidade de impacto de 5,52m/s. Entretanto, pode-se notar para os laminados TP a tendência ao acréscimo de J_{md} / J_{id} , com aumento da taxa de deformação aplicada.

4.3 Ranque dos Materiais quanto à Tenacidade à Fratura Absoluta

É importante observar que o *ranking* de classificação em ordem decrescente de desempenho dos materiais compósitos laminados em termos de J_{id} é:

TP 120 › TP180 › TiGra › TC180 › TC120 (taxa de 2,25m/s)^(*)

TP120 = TP180 › TiGra › TC180 › TC120 (taxa de 5,52m/s)

^(*) *Considerando-se a maior faixa / intervalo de temperaturas em que um material prevalece sobre os outros.*

enquanto que o estabelecido por J_{md} é:

TP120 › TP180 › TiGra › TC180 › TC120 (taxa de 2,25m/s)

TP120 › TP180 › TiGra › TC180 › TC120 (taxa de 5,52m/s)

Desta forma, parece não haver nenhuma diferença em selecionarem-se os materiais empregando-se uma ou outra abordagem da MFEP, quais sejam, J_{id} e J_{md} , não obstante seja fundamental lembrar que a abordagem J_{md} é menos conservadora que J_{id} , conforme cabalmente demonstrado pela análise da relação J_{md} / J_{id} . Visto que a segunda abordagem J_{md} é muito mais simples (critério de carga máxima), haveria clara vantagem no emprego do procedimento em termos de economia de tempo e custos, tal como realizado por TOWERS; GARWOOD (1980), MAHMOOD *et al* (1990), ZHANG; SHI (1996), BURZIC (2001) e FERNÁNDEZ-CANTELI *et.al* (2002).

Cabe também mencionar que o ranking de classificação em ordem decrescente de desempenho dos materiais em termos de K_{Jd} é:

TP120 = TP180 › TiGra › TC180 › TC120 (taxa de 2,25m/s)

TP180 › TiGra › TP120 › TC 180 › TC120 (taxa de 5,52m/s)

enquanto que o estabelecido por K_{id} é:

TiGra › TP180 = TP120 › TC180 › TC120 (taxa de 2,25m/s)

TiGra › TP180 › TP120 › TC180 › TC120 (taxa de 5,52m/s)

Neste caso, observa-se que o emprego de uma ou outra abordagem da MFEL tem óbvia influência para fins de seleção do material de construção aeronáutica, exceção feita aos laminados TC, sempre os menos desejáveis. Caberia neste caso uma análise mais aprofundada sobre os efeitos de se empregar K_{Jd} ou

K_{id} durante o projeto do componente estrutural, enfatizando que o primeiro critério é menos conservador que o segundo, conforme amplamente discutido no texto por intermédio da análise da razão K_{Jd} / K_{id} .

4.4 Validação dos Resultados de Tenacidade Absoluta

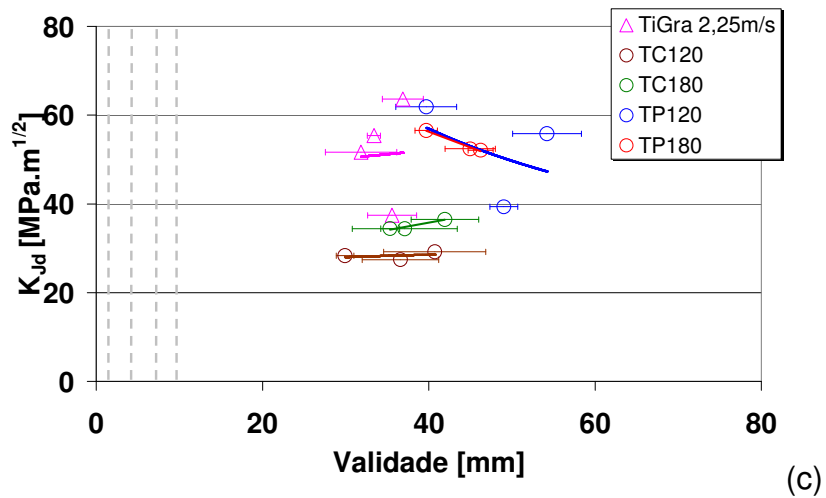
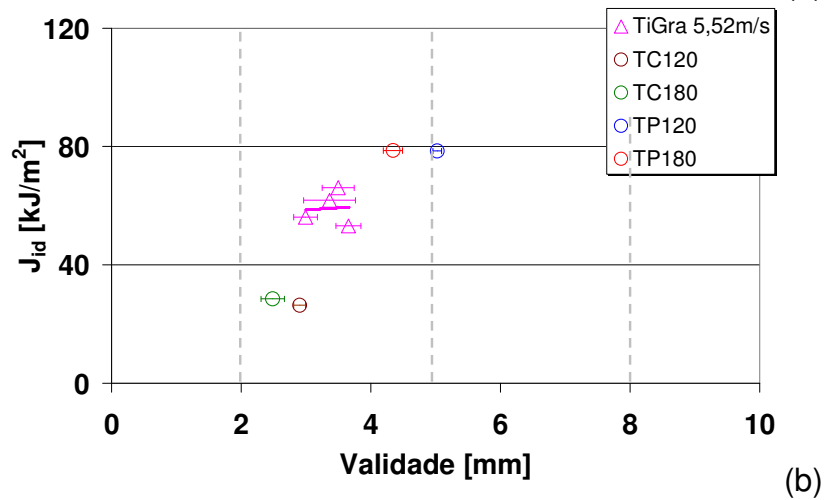
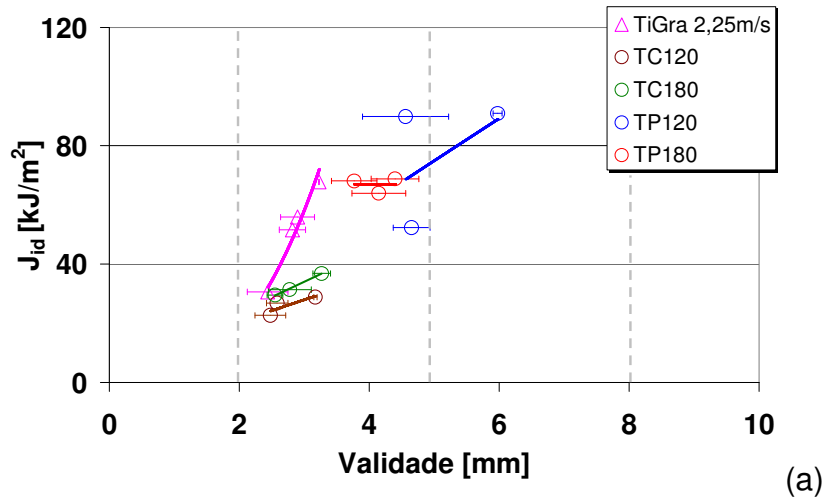
A Figura 4.5 apresenta os resultados de verificação de validação das tenacidades à fratura J_{id} , K_{Jd} , K_{id} e J_{md} segundo as Exps 6-8. A análise dos gráficos permite as seguintes considerações:

- **J_{id} (Figs 4.5a e b):** Observa-se que, à exceção do comprimento de trinca ($a=2$ mm), os laminados TiGra e C-Ep satisfazem em maior ou menor extensão praticamente todos os critérios estabelecidos em termos de dimensões mínimas necessárias do corpo de prova para o desenvolvimento de uma condição de deformação predominantemente plana à frente do entalhe. Desta forma, a espessura ($B=5$ mm), o ligamento ($b=W-a=8$ mm) e a largura do cdp ($W=10$ mm) são suficientemente extensos para garantir J_{id} como uma verdadeira propriedade do material. Nestas circunstâncias, J_{id} passa a assumir a denominação J_{ID} . A bem da verdade, dentre todos os materiais presentemente avaliados, somente o laminado TP120 tende, em algumas ocasiões, ultrapassar os limites estabelecidos de validade da tenacidade-J à fratura.

- **J_{md} (Figs 4.5g e h):** Tal como esperado, os valores J_{md} , por embutirem certa parcela do estágio de crescimento de danos e, conseqüentemente, estar associado a uma zona de processos fratura mais ampla se comparadas àquelas vinculadas ao critério J_{id} , tendem a violar em maior freqüência e extensão os critérios de validade impostos em termos de dimensões dos espécimes Charpy ensaiados.

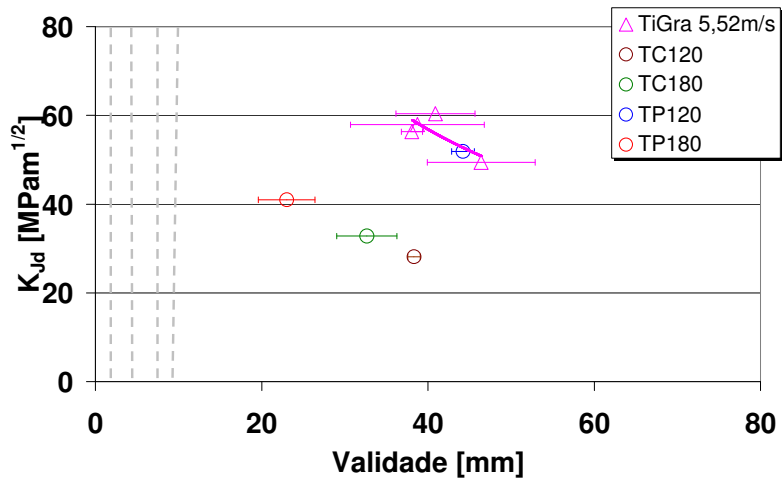
- **K_{Jd} e K_{id} (Figs 4.5c e d + 4.5e e f):** Diferentemente da validação quase que completa alcançada pelos valores de tenacidade à fratura elasto-plástica J_{id} , a tenacidade elástica linear K_{Jd} e K_{id} , estão longe em satisfazer os mais rigorosos critérios de predominância de deformação plana estabelecidas pela Mecânica da

Fratura Elástica Linear, as quais são muito mais restritivas que os da correspondente MFEP, ou seja, a MFEL exige corpos de prova muito mais robustos para a definição de K_{Jd} e K_{Id} como uma verdadeira propriedade do material. Neste último caso, se a validação é bem sucedida, K_{Id} passa a assumir a denominação K_{ID} .

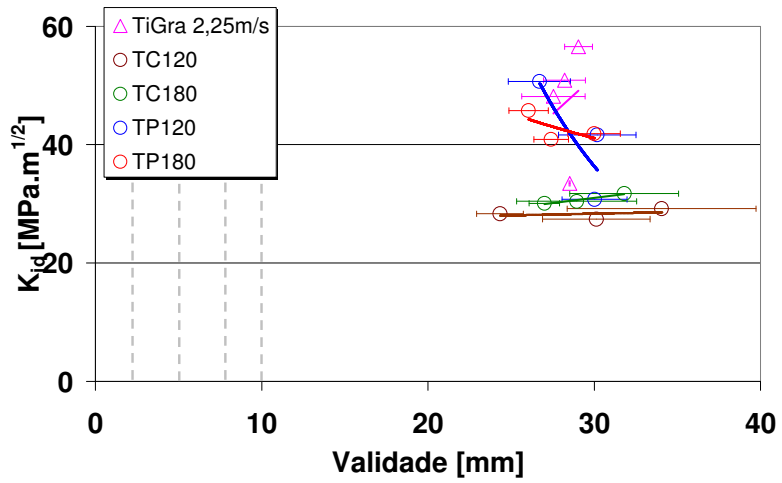


Continua

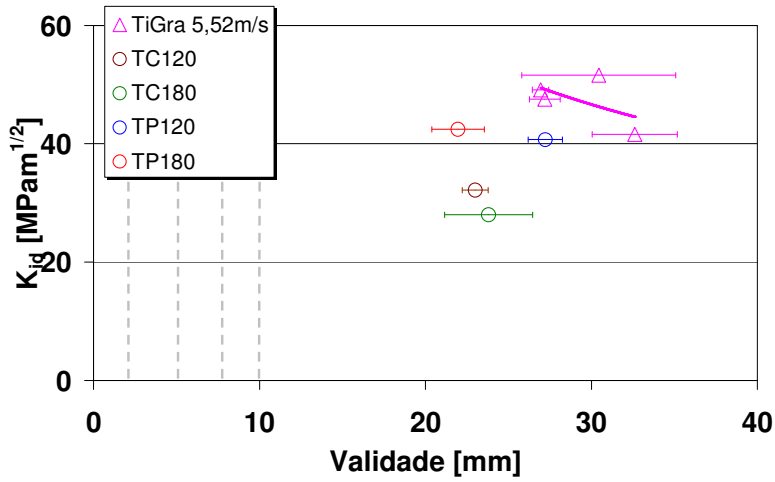
Continuação



(d)



(e)



(f)

Continua

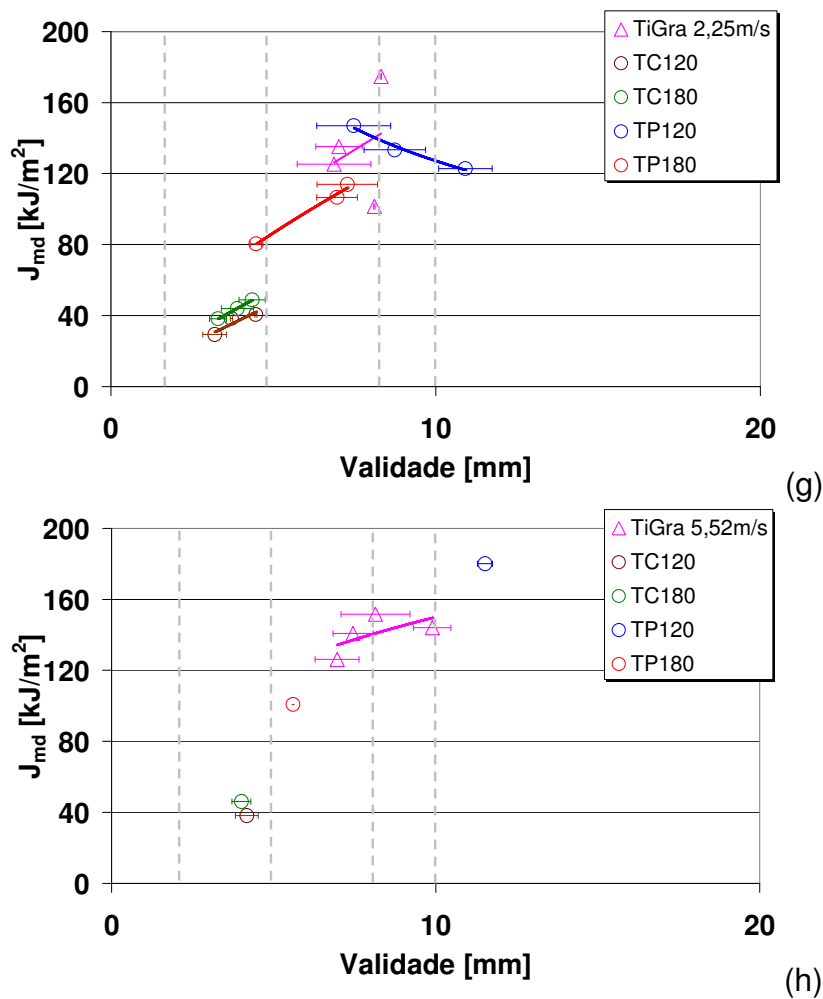
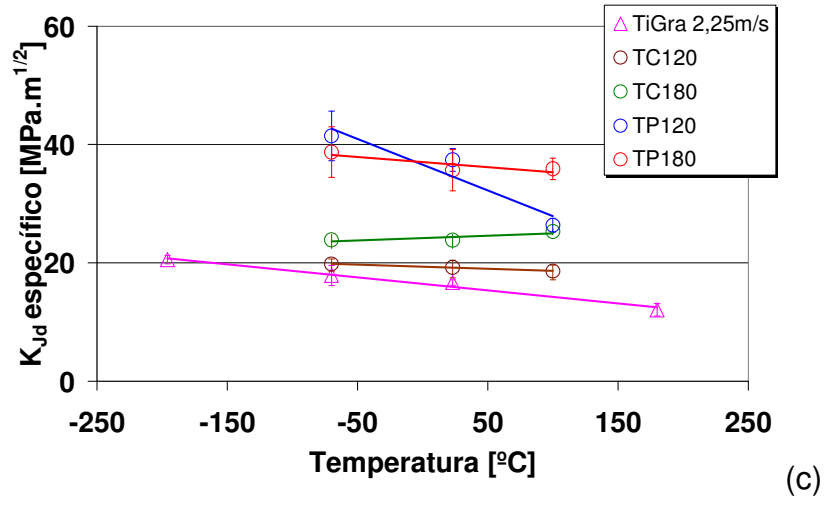
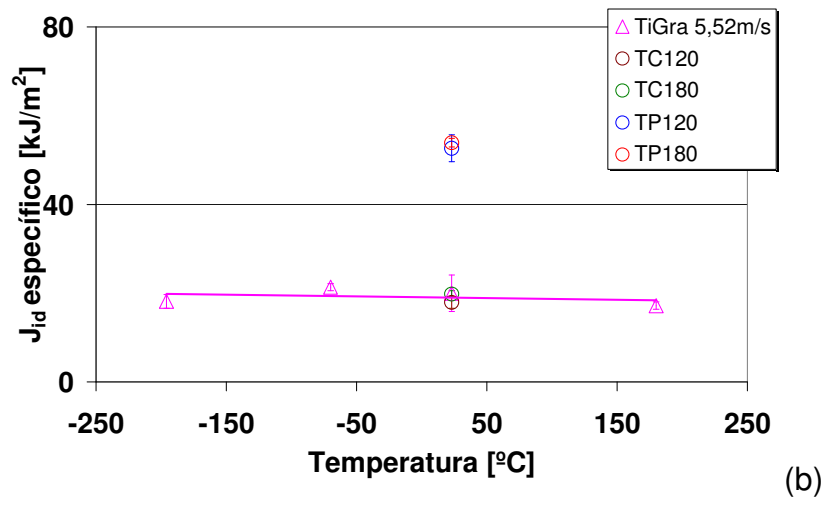
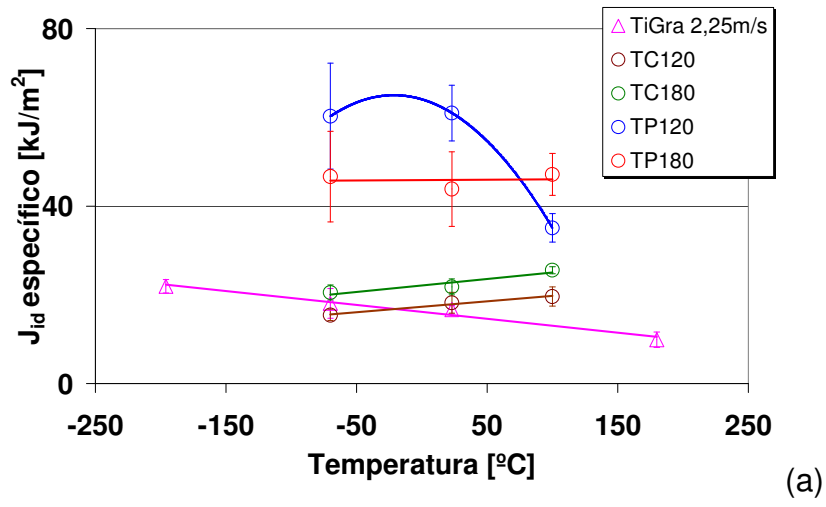


Figura 4.5 - Critérios de validade das tenacidades J_{id} , K_{Jd} , K_{id} e J_{md} : (a) J_{id} a 2,25m/s; (b) J_{id} a 5,52m/s; (c) K_{Jd} a 2,25m/s; (d) K_{Jd} a 5,52m/s; (e) K_{id} a 2,25m/s; (f) K_{id} a 5,52m/s; (g) J_{md} a 2,25m/s e (h) J_{md} a 5,52m/s. O ajuste linear de dados visa simplesmente facilitar a interpretação dos resultados. $a=2\text{mm}$, $W=10\text{mm}$, $b=W-a=8\text{mm}$, $B=5\text{mm}$.

4.5 Tenacidade à Fratura Relativa

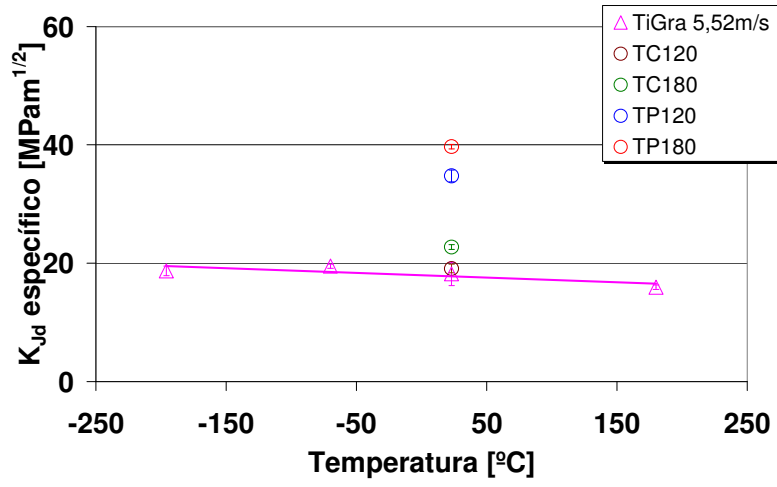
A Figura 4.6 apresenta os gráficos das tenacidades específicas J_{id} , K_{Jd} , K_{id} e J_{md} , considerando-se as várias temperaturas de ensaio e taxas de carregamento aplicadas aos espécimes. Os valores plotados correspondem à média dos pontos de dados coletados para cada condição de ensaio, com os respectivos desvios-padrão sendo fornecidos na forma de barras. A partir da análise destes gráficos podem-se

chegar às seguintes conclusões, que são separadas em vários tópicos visando novamente simplificar a tarefa do leitor:

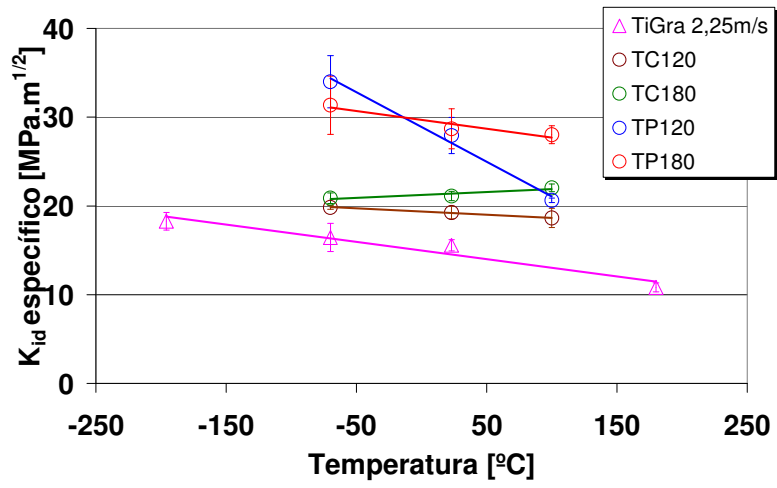


Continua

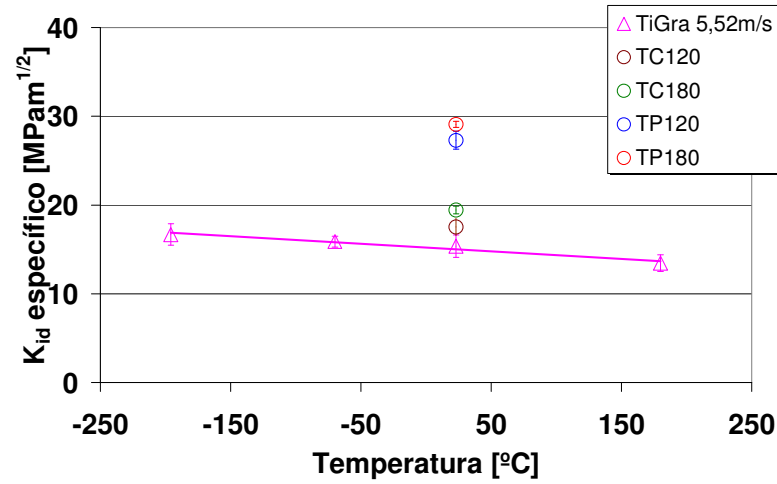
Continuação



(d)



(e)



(f)

Continua

Continuação

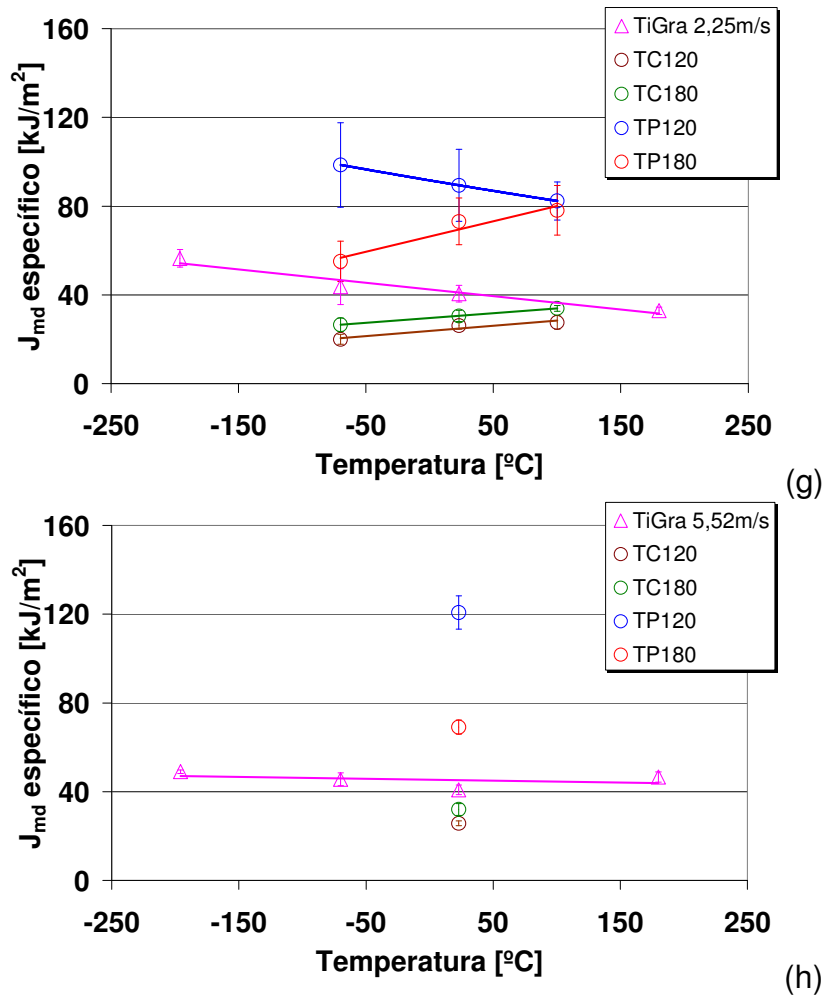


Figura 4.6 - Resultados de J_{id} , K_{Jd} , K_{id} e J_{md} específicos sob diferentes velocidades de impacto e temperaturas: (a) J_{id} a 2,25m/s; (b) J_{id} a 5,52m/s; (c) K_{Jd} a 2,25m/s; (d) K_{Jd} a 5,52m/s; (e) K_{id} a 2,25m/s, (f) K_{id} a 5,52m/s, (g) J_{md} a 2,25m/s e (h) J_{md} 5,52m/s.

4.5.1 Comportamento Geral

- J_{id} (Figs 4.6a e b): Os laminados com arranjo de fibras na forma TP apresentam valores de tenacidade superiores aos laminados com arranjo de fibras TC, e este, por sua vez, apresentam valores bastante próximos ao do laminado TiGra.

- K_{Jd} (Figs 4.6c e d): Assim como J_{id} , os laminados TP apresentam valores de tenacidade K_{Jd} superiores aos TC, e este, por sua vez, ao TiGra.

- K_{id} (Figs 4.6e e f): De modo geral, os valores de tenacidade a fratura aproximam-se dos determinados segundo a abordagem K_{Jd} anteriormente avaliada.
- J_{md} (Figs 4.6g e h): Os laminados TP apresentam valores de tenacidade superiores ao laminado TiGra e este, por sua vez, aos C-Ep com arranjo de fibra tecidas (TC).

Visto que os valores de tenacidade relativa são obtidos da tenacidade absoluta por intermédio da divisão desta última por uma constante (densidade do material), não são esperadas modificações com relação aos efeitos da temperatura e da taxa de carregamento entre uma e outra abordagem.

No mesmo sentido, é interessante notar que as razões K_{Jd} / K_{id} e J_{md} / J_{Id} calculadas para as tenacidades específicas são idênticas àquelas derivadas das tenacidades absolutas, visto que ambos o numerador e o denominador são divididos pela mesma constante, qual seja, a densidade específica do material.

Desta forma, permanecem válidas para a tenacidade relativa as discussões e conclusões estabelecidas nos itens 4.2.2 e 4.2.3.

4.6 Ranque dos Materiais quanto à Tenacidade à Fratura Específica

O *ranking* de classificação em ordem decrescente de desempenho dos materiais em termos de J_{id} específico, ou seja, considerando-se a propriedade mecânica em uma base de massa unitária, é:

TP120 > TP180 > TC180 > TC120 > TiGra (taxa de 2,25m/s)

TP180 > TP120 > TiGra = TC180 = TC120 (taxa de 5,52m/s)

enquanto que o estabelecido por J_{md} específico é dado por:

TP120 > TP180 > TiGra > TC 180 > TC120 (taxa de 2,25m/s)

TP120 > TP180 > TiGra > TC180 > TC120 (taxa de 5,52m/s)

Observa-se algum efeito em se selecionar o material ideal, em termos de tenacidade à fratura para um projeto otimizado quanto ao peso da estrutura (i.e., estrutura mais leve), empregando-se J_{id} ou J_{md} . Neste caso, nota-se que o emprego de uma ou outra abordagem da MFEL tem óbvia influência para fins de seleção do material de construção aeronáutica, exceção feita aos laminados TC, sempre os menos desejáveis no quesito tenacidade à fratura dinâmica. Vale novamente relembrar o liberalismo do critério J_{md} sobre J_{id} .

Cabe também mencionar que o ranking de classificação em ordem decrescente de desempenho dos materiais em termos de K_{Jd} específico é:

TP120 = TP180 > TC180 > TC120 > TiGra (taxa de 2,25m/s)

TP180 > TP120 > TC180 > TC120 > TiGra (taxa de 5,52m/s)

enquanto que o estabelecido por K_{id} específico é:

TP180 = TP120 > TC180 > TC120 > TiGra (taxa de 2,25m/s)

TP180 > TP 120 > TC 180 > TC120 > TiGra (taxa de 5,52m/s)

Neste caso, observa-se que o emprego de uma ou outra abordagem da MFEL mantém alguma influência para fins de seleção do material de construção aeronáutica. Entretanto, chama mais a atenção o fato de que o TiGra é, segundo a MFEL, sempre o material menos qualificado para um projeto de construção de uma estrutura leve contra fratura frágil sob impacto translaminar.

A comparação deste último *ranking* (desempenho por unidade de massa) com aquele anteriormente estabelecido em termos de propriedade mecânica (tenacidade à fratura) absoluta (i.e., por unidade de volume do material), permite montar a Tabela 4.1 mostrando as modificações, i.e. melhora (↑), piora (↓), ou indiferença (=) experimentada pelos vários critérios estudados quando se passa de uma para outra abordagem.

Tabela 4.1 - Variação do critério de tenacidade quando trasladado da abordagem de propriedade absoluta (por unidade de volume) para a de propriedade relativa (por unidade de massa)^(*).

Material	Velocidade de impacto (m/s)	J_{id}	J_{md}	K_{Jd}	K_{id}
TP120	2,25	=	=	=	↑
TP180	2,25	=	↑	=	↑
TC120	2,25	↑	=	↑	↑
TC180	2,25	↑	=	↑	↑
TiGra	2,25	↓	↓	↓	↓
TP120	5,52	=	=	=	↑
TP180	5,52	=	↑	=	↑
TC120	5,52	↑	=	↑	↑
TC180	5,52	↑	=	↑	↑
TiGra	5,52	↓	↓	↓	↓

^(*) Considerando-se a maior faixa ou intervalo de temperaturas em que um material prevalece sobre os outros.

Fica absolutamente claro da tabela acima que o laminado híbrido TiGra é o mais penalizado quando se adota um critério de classificação com base na densidade dos materiais.

4.7 Validação dos Resultados de Tenacidade Relativa

Concernentemente à validação, ou não, dos valores de tenacidade obtidos a partir da relativização das propriedades em termos da densidade dos materiais (obtendo-se desta forma as chamadas propriedades específicas), cabe ressaltar que o procedimento de normalização não interfere nos critérios de validação, prevalecendo, portanto, os mesmos preceitos descritos e resultados apresentados no item 4.4.

4.8 Análise Fratográfica

A Figura 4.7 mostra algumas superfícies de fratura obtidas durante os ensaios, onde as setas indicam a posição do entalhe dos cdps, e em que se identificam claramente as cinco camadas do laminado: 2 de C/PEEK e 3 de Ti.

A Figura 4.8 ilustra as superfícies de fratura nas condições ensaiadas, de modo a prover melhor compreensão do comportamento da fratura do material.

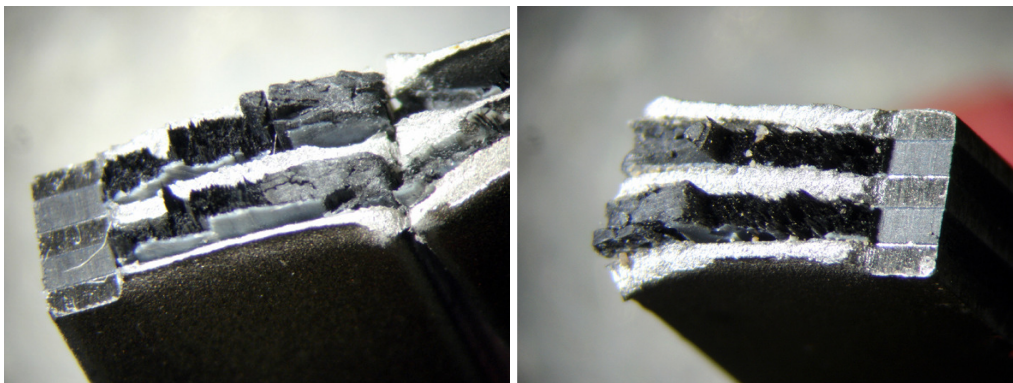


Figura 4.7 – Detalhe das superfícies de fratura e da composição do laminado.

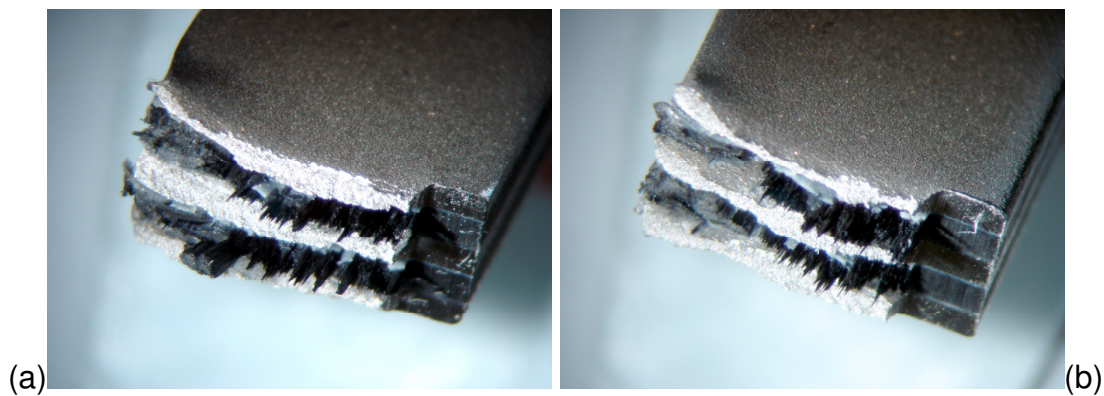


Figura 4.8 – Superfícies de fratura de corpos ensaiados à temperatura ambiente: 5,52 m/s (a) e à 2,25 m/s (b).

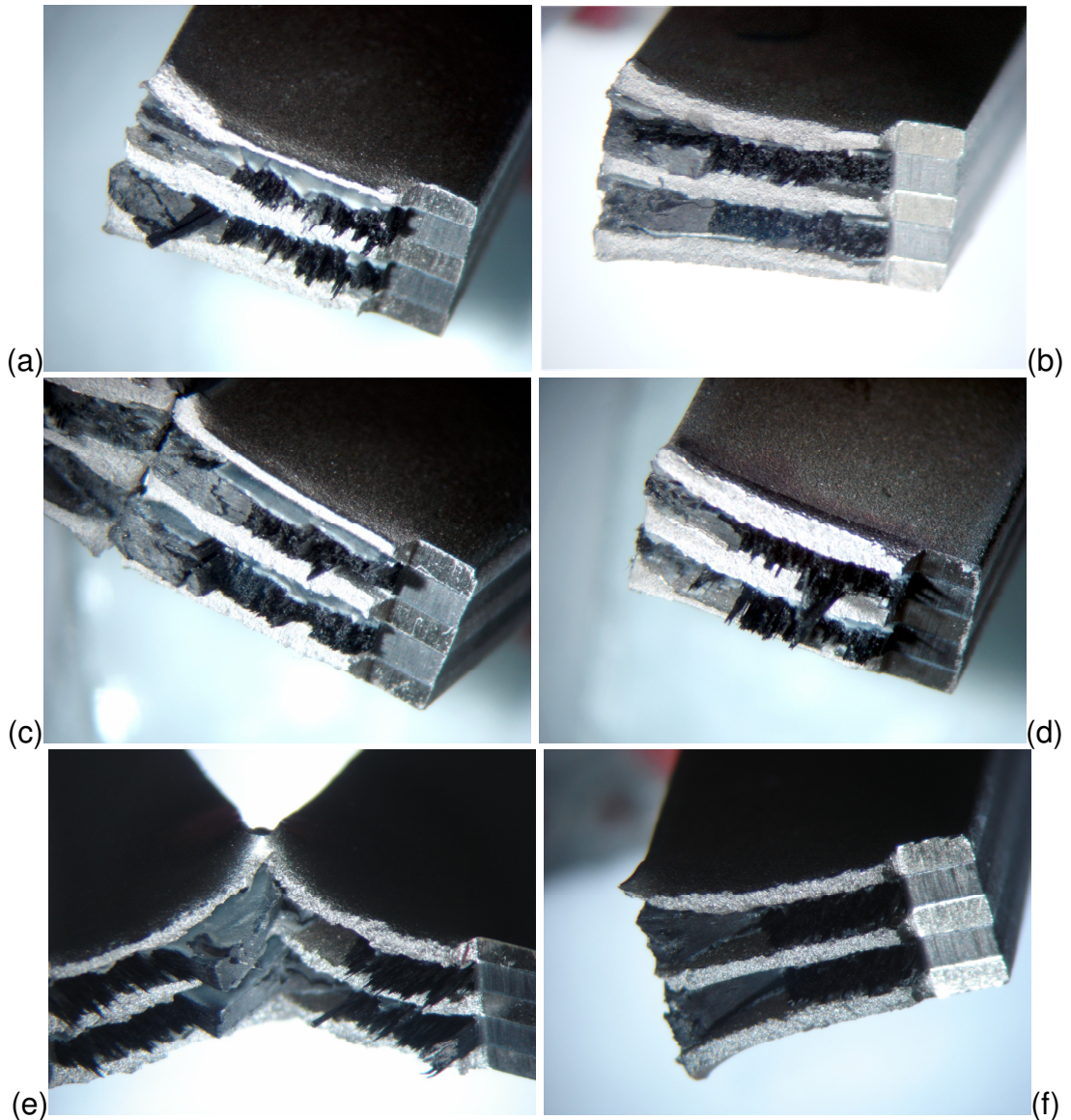


Figura 4.9 – Superfícies de fratura dos corpos ensaiados em diferentes temperaturas: -70°C a $5,52\text{ m/s}$ (a); -70°C a $2,25\text{ m/s}$ (b); -196°C a $5,52\text{ m/s}$ (c); -196°C a $2,25\text{ m/s}$ (d); 180°C a $5,52\text{ m/s}$ (e) e 180°C a $2,25\text{ m/s}$ (f).

Por meio das fotos da Figura 4.9, é possível notar a atuação das fibras no processo de fratura do material, explicitando os micromecanismos de fratura (arrancamento e ruptura das fibras), bem como o caminho de propagação da trinca. Percebe-se também que quando à -196°C (e) e (f), as fibras se comportam de maneira diferente, ficando mais compactas e rasas após a fratura. As superfícies de fratura dos corpos ensaiados à $2,25\text{ m/s}$ apresentam uma superfície de fratura mais suave, decorrente dos menores esforços envolvidos.

No entanto, para uma análise sob os aspectos da Mecânica da Fratura, onde a energia de iniciação é o parâmetro mais importante, as análises das

superfícies de fratura têm um caráter qualitativo dos ensaios realizados. Assim como a análise em microscópio eletrônico de varredura, os quais agregam fatores para melhor compreensão do comportamento em fratura, porém não se mostra conclusivo sobre as energias de iniciação.

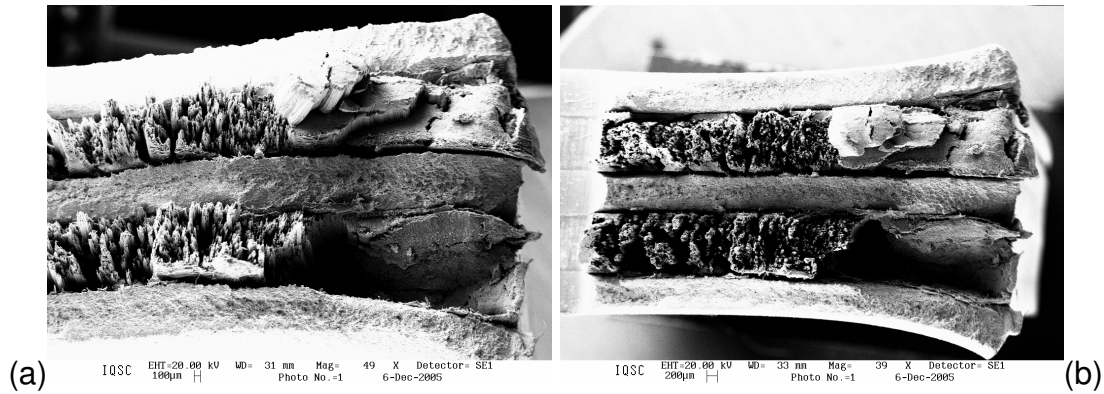


Figura 4.10 – Visualização do comportamento das fibras, matriz polimérica e do metal na fratura, por meio de análise fratográfica das superfícies de fratura dos corpos ensaiados à temperatura ambiente: 2,25 m/s (a) e 5,52 m/s (b).

A Figura 4.11 apresenta as análises realizadas por meio de microscopia eletrônica de varredura nos corpos ensaiados à -196°C nas diferentes velocidades de impacto.

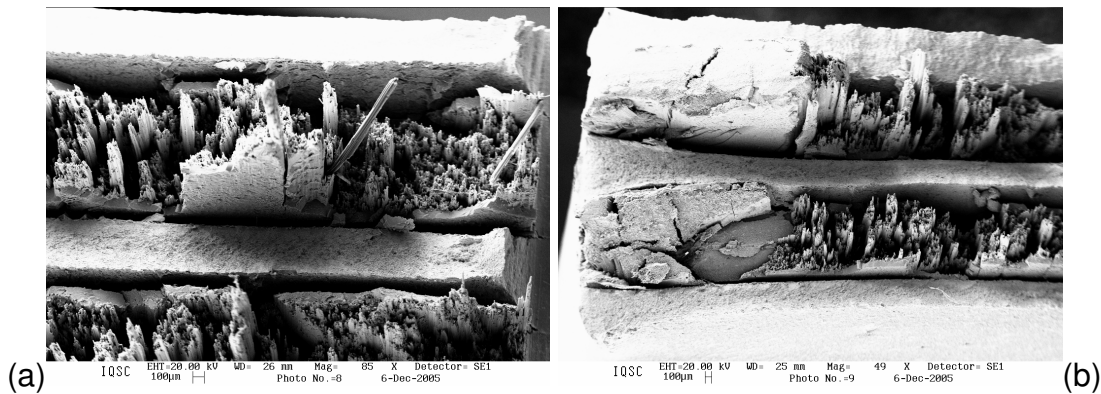


Figura 4.11 – Análise das superfícies de fratura dos corpos ensaiados à -196°C e 2,25 m/s, nas quais nota-se o processo de delaminação e propagação da trinca.

Na Figura 4.12, tem-se as análises dos corpos ensaiados à 180°C na velocidade de impacto de 2,25 m/s.

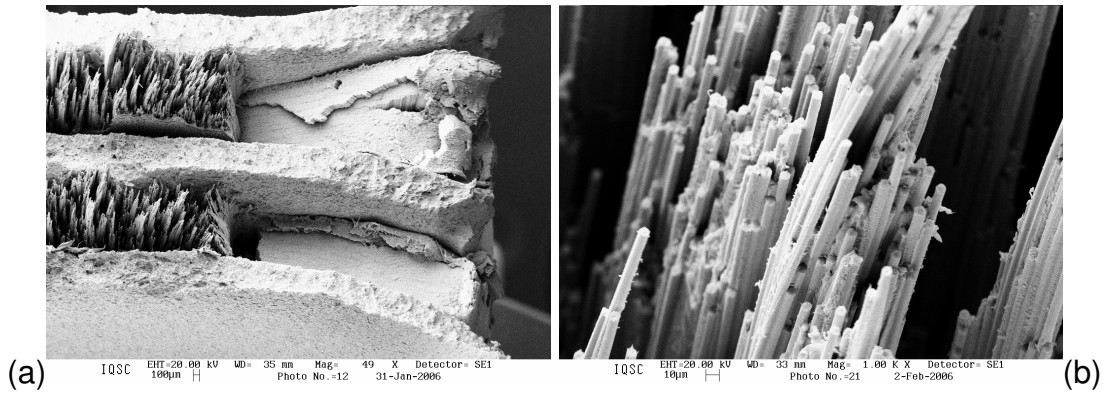


Figura 4.12 – Corpos de prova ensaiados à 180 °C e à 2,25 m/s, onde se nota a propagação da trinca na região do entalhe (a); e o detalhe das fibras de carbono fraturadas (b).

Completando a análise, observa-se na Figura 4.13 os espécimes ensaiados à -70 °C na velocidade de impacto de 2,25m/s.

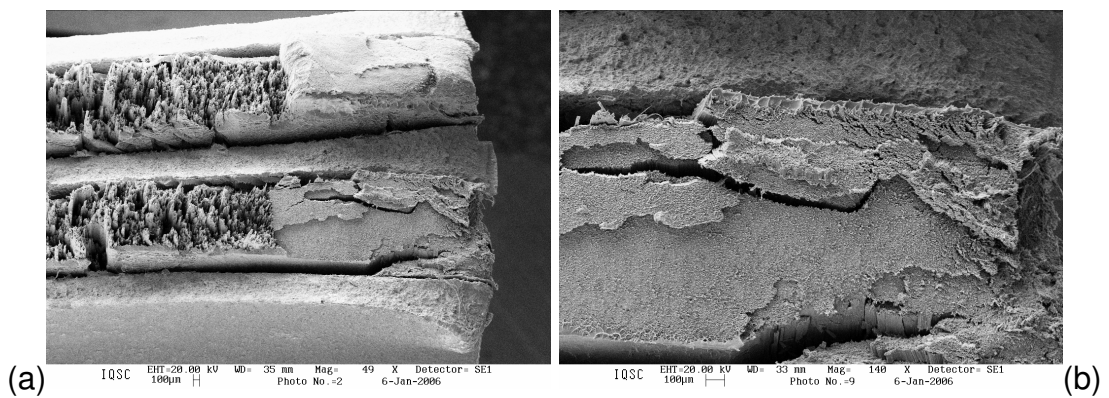


Figura 4.13 – Corpos ensaiados à -70 °C e 2,25 m/s (a) e detalhe do caminho de propagação da trinca (b).

5. CONCLUSÕES

A tenacidade à fratura dinâmica do laminado híbrido metal-fibra Titânio-Grafite (TiGra) foi comparada à de laminados convencionais do sistema carbono-epóxi (C-Ep). De forma geral e sob observação macroscópica, pode-se afirmar que os laminados com arranjo tecido (TC) exibiram fratura com comportamento “mais frágil”, enquanto que os laminados com arranjo tape (TP) e o TiGra de caráter “mais tenaz”.

Em geral, maiores velocidades de impacto causaram um efeito benéfico na tenacidade à fratura dos materiais. Isto foi especialmente verificado para o laminado TiGra em decorrência da presença massiva de fases metálica e polimérica dúcteis.

Os laminados TiGra e TP120 se mostraram influenciados de modo similar pelas variáveis temperatura e taxa de carregamento, indicando que o mecanismo de fratura é controlado pelo favorecimento, ou pela supressão de delaminações.

Um aspecto interessante do estudo é que o laminado TP120, que exibiu máximo desempenho nas condições impostas no estudo, constitui-se no mais barato dos materiais ensaiados.

O critério J_{id} , avaliado no ponto de real iniciação do trincamento a partir de formulações tradicionais da Mecânica da Fratura Elasto-Plástica, mostrou que o laminado TiGra é menos tenaz que os C-Ep TP. Este fato é confirmado pelos critérios de K_{Jd} avaliados.

Já o critério J_{md} , derivado na carga máxima suportada pelo corpo de prova, indicou que o potencial de uso do TiGra deve ser justificado não na sua resistência à iniciação de danos, mas sim na resistência à difusão dos mesmos sob cargas dinâmicas. No caso dos laminados C-Ep verifica-se o inverso o material é mais resistente a danos sendo comprovados pelos mais elevados valores K_{id} , derivados próximo ao valor de carga máxima.

Foi verificado que o parâmetro J, com base na energia absorvida associada à carga máxima suportada pelos corpos de prova, discrimina mais apropriadamente o comportamento de tenacidade à fratura dos materiais que o parâmetro K, o qual é basicamente proporcional ao valor da carga máxima.

Pode-se afirmar que a metodologia Charpy para avaliação da tenacidade à fratura integral-J é adequada na diferenciação do comportamento dinâmico dos diversos laminados compostos estudados, podendo ser útil na seleção de materiais estruturais para os quais a resistência ao impacto seja um critério determinante do projeto aeronáutico. Tal resultado corrobora estudos prévios realizados recentemente por Fernandez-Canteli *et al.* (2002) e Kalthoff (2004) empregando metodologia Charpy, porém em Mecânica da Fratura Elástica Linear (fator-K).

Por fim, o TiGra desempenhou muito melhor que os laminados C-Ep convencionais, especialmente sob as temperaturas mais elevadas, justificando seu imenso potencial para a construção de fuselagens de futuras aeronaves supersônicas, em que temperaturas aproximando os 200°C são previstas. Dentre os quatro laminados C-Ep amplamente utilizados atualmente na fabricação de estruturas primárias e secundárias (exceto asas e fuselagens) de aeronaves subsônicas, o arranjo tape cruzado curado a 120°C geralmente exibiu os melhores resultados.

6. SUGESTÕES PARA FUTUROS TRABALHOS

Durante a condução do presente projeto de pesquisa, diversas sugestões surgiram no sentido de complementar a pesquisa. Dentre elas, podem ser destacadas as seguintes sugestões de trabalhos futuros:

- ✓ Realização de uma análise fractográfica mais aprofundada e detalhada quanto aos micromecanismos de fratura envolvidos;
- ✓ Processamento de espécimes constituídos das fases individuais do laminado híbrido, ou seja, metálica - Ti e compósita PEEK/C, e comparação experimental e analítica ao comportamento mecânico translaminar, sob carregamento quase estático e dinâmico do laminado metal-fibra TiGra;
- ✓ Avaliação do efeito da temperatura e da taxa de carregamento nos critérios de validade de tenacidade à fratura.

REFERÊNCIAS

ABDUSSALAM, S. R.; AYARI, M. L. Experimental study of fracture toughness and energy in composite materials. *Mechanical of Composite Materials*, v.34, n.13, p.243-249, 1998.

ACHCAR, J. A.; RODRIGUES, J. *Introdução à estatística para ciência e tecnologia*. São Paulo: Editora USP, 2000.

COMMITTEE ON AERONAUTICAL TECHNOLOGIES. Aeronautics and Space Engineering Board. Commission on Engineering and Technical Systems. National Research Council. *Aeronautical technologies for the twenty-first century – ATTFC*. Washington, D.C : National Academy Press, 1992. p.314. ISBN: 978-0-309-04732-6. Disponível em: <<http://books.nap.edu/books/0309047323/html>>. Acesso em: 28 jul. 2009.

AGARWAL, B. D.; BROUTMAN, L. J. *Analysis and performance of fiber composites*. 2nd ed. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons Inc., 1990. p.578.

AK Steels: Disponível em: <http://www.aksteel.com/markets_products/stainless.asp>. Acesso em: Maio 2008.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. *ASTM International Designation ASTM D5045-99 - Standard test methods for plane-strain fracture toughness and strain energy release rate of plastic materials*. West Conshohocken: United States. 2005.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. *ASTM International Designation ASTM D6110-04 - Standard test method for determining the Charpy impact resistance of notched specimens of plastics*. West Conshohocken: United States. 2005.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. *ASTM International Designation ASTM E23-04 - Standard test methods for notched bar impact testing of metallic materials*. West Conshohocken: United States. 2005.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. *ASTM International Designation ASTM E1820 - Standard test methods for measurement of fracture toughness*. West Conshohocken: United States. 2005.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. ASTM International *Designation ASTM E1922-04 - Standard test method for translaminar fracture toughness of laminated and pultruded polymer matrix composite materials*. West Conshohocken: United States. 2005.

ANDERSON, T. L. *Fracture mechanics: fundamentals and application*. 2nd ed. Boca Raton, FL, USA: CRC Press., 1995. p.688.

ANGAMUTHU, K.; GUHA, B.; ACHAR, D. R. G. Investigation of dynamic fracture toughness (J_{Id}) behavior of strength mismatched Q & T steel weldments using instrumented Charpy impact testing. *Engineering Fracture Mechanics*, v.64, n.4, p.417-432, 1999.

ASKELAND, D. R. *The science and engineering of materials*. 3rd ed. Boston, MA, USA: PWS Publishing Company., 1994. p.12.

BOEING Co.: Disponível em: <<http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero>>. Acesso em: Jan. 2007.

BROEK, D. *Elementary engineering fracture mechanics*. 4th revised ed. Netherlands: Kluwer Academic Publishers Group, 1997. p.544.

BURIANEK, D. A.; SPEARING, S. M. Modeling of facesheet crack growth in titanium-graphite hybrid laminates. Part II: Experimental results. *Engineering Fracture Mechanics*, v.70, n.6, p.799-812, 2003.

BURIANEK, D. A.; SPEARING, S. M. Fatigue damage in titanium-graphite hybrid laminates. *Composite Science & Technology*, v.62, n.5, p.607-617, 2002.

BURIANEK, D. A.; SPEARING, S. M. Delamination growth from face sheet seams in cross-ply titanium/graphite hybrid laminates. *Composite Science & Technology*, v.61, n.2, p.261-269, 2001.

BURZIC, Z. *The effect of fiber orientation on impact toughness and fracture properties of carbon fiber-epoxy composite*, In: CHARPY CENTENARY CONFERENCE, 2001, Poitiers, France. Proceedings... v.2, 2003. p.53-59.

CALLISTER, W. D. *Materials science and engineering: an introduction*. 5th ed. New York, NY, USA: John Wiley & Sons Inc., 2002. p.702.

CASTRODEZA, E. M.; IPINA, J. E. P.; BASTIAN, F. L. Experimental techniques for fracture instability toughness determination of unidirectional fiber metal laminates. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, v.25, n.11, p.999-1008, 2002.

COBB, T. Q. et al. Optimization of surface treatment and adhesion selection for bond durability in Ti-15-3 laminates. *Journal of Adhesion*, v.71, n.2-3, p.115-141, 1999.

CORTÉS, P.; CANTWELL, W. J. Interfacial Fracture Properties of Carbon Fiber Reinforced PEEK/Titanium Fiber-Metal Laminates. *Journal of Materials Science Letters*, v.21, n.23, p.1819-1823, 2002.

COSTA, A. F. B.; EPPRECHT, E. K.; CARPINETTI, L. C. R. *Controle estatístico de qualidade*. São Paulo: Editora Atlas, 2004, 34p.

COSTA NETO, P. L. de O. *Estatística*. São Paulo: Edgar Blucher, 1977, 264p.

DROP Tower: Disponível em: <<http://www.mpmtechnologies.com/Drop-Tower.htm>>. Acesso em: Dez. 2007.

FAA: Disponível em: <<http://www.faa.gov>>. Acesso em: Abr. 2007.

FERNÁNDEZ-CANTELI, A. et al. Dynamic fracture toughness measurements in composites by instrumented Charpy testing: influence of aging. *Composite Science & Technology*, v.62, n.10-11, p.1315-1325, 2002.

FORD, T. Aerospace composites. *Aircraft Engineering & Aerospace Technology*, v.69, n.4, p.334-342, 1997.

FU, S. Y. et al. Fracture resistance of short-carbon-fiber-reinforced polypropylene under Charpy impact load and its dependence on processing. *Journal of Materials Processing Technology*, v.89-90, p.501-507, 1999.

GRAVILLE, B. A.; ROTHWELL, A. B. Effect of Niobium on HAZ toughness using the instrumented Charpy test. *Metal Construction*, p.455-456, Oct. 1977.

HIGH SPEED CIVIL TRANSPORT. *Project NASA Report*. January, p.23, 2004.

HOSKIN, B. C.; BAKER, A. A. Composite materials for aircraft structures. Local: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986. 630p. (Education Series).

JIAN, F.; FULIAN, D.; CHENGZHONG, W. Experimental study on the material dynamic fracture properties by instrumented Charpy impact test with single specimen method. *Journal Physique IV*, France, v.110, n.1, p. 551-557, 2003.

KALTHOFF, J. F. Characterization of the dynamic failure behaviour of a glass-fiber/vinyl-ester at different temperatures by means of instrumented Charpy impact testing. *Composites Part B*, v.35, n.6-8, p.657-663, 2004.

KOBAYASHI, T.; YAMAMOTO, I.; NIINOMI, M. Introduction of a new dynamic fracture toughness evaluation system. *Journal of Testing & Evaluation*, v.21, n.3, p.145-153, 1993.

KOBAYASHI, T.; YAMAMOTO, I.; NIINOMI, M. On the accuracy of measurement of dynamic elastic-plastic fracture toughness parameters by the instrumented Charpy test. *Engineering Fracture Mechanics*, v.26, n.1, p.83-94, 1987.

KOBAYASHI, T. Analysis of impact properties of A533 steel for nuclear reactor pressure vessel by instrumented Charpy test. *Engineering Fracture Mechanics*, v.19, n.1, p.49-65, 1984.

LEVAY, I. The effect of the testing conditions on the fracture mechanics characteristics of short glass fiber reinforced polyamide. *Journal of Materials & Processing Technology*, v.133, n.1-2, p.123-131, 2003.

LI, E.; JOHNSON, W. S. An investigation into the fatigue of a hybrid titanium composite laminate. *Journal of Composites & Technological Research*, v.20, n.1, p.3-12, 1998.

MAHMOOD, T. T. Dynamic strain-aging and neutron irradiation effects on mechanical and fracture properties of A533B class 1 PV steel and 2.25Cr-1Mo steel. *Journal of Testing & Evaluation*, v.18, n.5, p.332-337, 1990.

MARTIN R, EVANS D. Reducing costs in aircraft: the metals affordability initiative consortium. *Journal of the Minerals, Metals and Materials - JOM*, v.52, n.3, p.24-28, 2000.

COMMITTEE ON AERONAUTICAL TECHNOLOGIES. Aeronautics and Space Engineering Board. Commission on Engineering and Technical Systems Materials Research Agenda for the Automotive and Aircraft Industries – MRAAAI - *National Materials Advisory Board*. National Research Council, Washington, D.C.: National Academy Press, 1993. p.84. ISBN: 978-0-309-04985-6. Disponível em: <http://books.nap.edu/openbook.php?record_id=2244&page=R1>. Acesso em: Agosto 2008.

MATERIALS solutions: Disponível em: <<http://www.materialssolutions.info/>>. Acesso em: Nov. 2007.

MIDDLETON, D. H. *Composites materials in aircraft structures*. 3rd ed. London, UK: Longman Group UK Ltd, 1990, p.688.

MORITA, S.; HOSOI, K.; KOBAYASHI, T. *Instrumented impact testing load of polymers*. Department of Production Systems Engineering, Toyohashi University of Technology, Japan, 2002. p.441-8580.

MSPC: Disponível em: <http://www.mspc.eng.br/ciemat/cie_mat1A.asp#ens_impact>. Acesso em: Nov. 2007.

COMMITTEE ON NEW MATERIALS FOR ADVANCED CIVIL AIRCRAFT. National Materials Advisory Board: Commission on Engineering and Technical Systems. *New materials for next-generation commercial transports* – NMNGCT. Washington, D.C.: National Research Council, 1996. p.88. Disponível em: <<http://books.nap.edu/books/0309053900/html/p.88>>. Acesso em: Ago. 2007.

RICE, J. R. A Path independent Integral and the approximate analysis of strain concentration by notches and cracks. *Journal of Applied Mechanics*, v.5, p.379-386, 1973.

ROB photos: Disponível em: <<http://w1.rob.com/pix/oops?page=1-1000>>. Acesso em: Nov. 2007.

SEATTLE times: Disponível em: <<http://seattletimes.nwsources.com/html/business/technology>>. Acesso em: Out. 2007.

SERVER, W. L. General yielding of charpy v-notch and pre-cracked charpy specimens. *Journal of Engineering Materials and Technology*, v.100, p.183-188, 1978.

SILVA, R. V. *Compósito de resina de poliuretano derivada de óleo de mamona e fibras vegetais*. 2003. 157p. Tese (Doutorado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Instituto de Física de São Carlos, Instituto de Química de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2003.

SMITH, W. F. *Princípios de ciência e engenharia de materiais*. 3ª ed. Rio de Janeiro, RJ: Mc Graw Hill Books Co., 1998. p.422.

SPIEGEL, M. R. *Estatística*. São Paulo: Editora Mc Graw Hill do Brasil Ltda, 1970.

STORK-FORK-FOKKER: Disponível em: <<http://www.storkaerospace.com/fokker/page.html?ch=DEF&id=5801>>. Acesso em: Out.2007.

TARPANI, J. R. et al. Mechanical performance of carbon-epoxy laminates - part I: quasi-static and impact bending properties. *Materials Research*, v.9, n.2, p.119-124, 2006.

TOKIMATSU, R. C.; FERREIRA, I. Ensaio Charpy - limitações e campo de aplicação. In: CONGRESSO DA ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE METALURGIA E MATERIAIS, 54. 1999, São Paulo, SP. *Anais...*São Paulo: ABM, 1999.

TRONSKAR, J. P. Measurement of fracture initiation toughness and crack resistance. *Engineering Fracture Mechanics*, v.69, n.3, p.321-338, 2002.

TOTI, F. A. *Tenacidade à fratura dinâmica em uma liga de alumínio de alta resistência AMS 7475 T7351*. 2004. 159p. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Instituto de Física de São Carlos, Instituto de Química de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2004.

VLOT, A.; VOGELANG, L. B.; VRIES, T. J. de. *Towards application of fiber-metal laminates in large aircraft*. www.glareconference.com, Sept. 2001. Disponível em: <<http://en.wikipedia.org/wiki/Crashworthiness>>. Acesso em: Sept. 2007.

ZANETTI, D.S. *Tenacidade à fratura translaminar dinâmica de laminados compostos carbono-epóxi de grau aeronáutico*. 2005. 219 p. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Instituto de Física de São Carlos, Instituto de Química de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2005.

ZHANG, X. P.; SHI, Y. W. Comparative studies of several methods to determine the dynamic fracture toughness of a nuclear pressure vessel steel A508-CL3 with Charpy-size specimen. *International Journal of Fracture*, v.81, n.3, p.195-204, 1996.

APENDICE A

As Tabelas A.1-A.4 apresentam todas as equações das retas a cada material nos gráficos relacionados à tenacidade a fratura submetida a diferentes temperaturas e velocidades de impacto em valores absolutos.

Tabela A.1 - Resultado dos valores relativos ao ajuste linear (exceção TP120) dos dados no J_{id} .

Laminado	Equação	
Velocidade: 2,25m/s	J_{id} em base absoluta	
TiGra	$y = -0,1x + 50$	$R^2 = 0,97$
TC120	$y = 0,04x + 26$	$R^2 = 0,98$
TC180	$y = 0,04x + 32$	$R^2 = 0,89$
TP120	$y = -0,003x^2 - 0,1x + 96$	$R^2 = 1,00$
TP180	$y = 0,003x + 67$	$R^2 = 0,01$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = -0,01x + 59$	$R^2 = 0,11$
Velocidade: 2,25m/s	J_{id} em base específica	
TiGra	$y = -0,03x + 16$	$R^2 = 0,97$
TC120	$y = 0,03x + 17$	$R^2 = 0,98$
TC180	$y = 0,03x + 22$	$R^2 = 0,89$
TP120	$y = -0,002x^2 - 0,1x + 64$	$R^2 = 1,00$
TP180	$y = 0,002x + 46$	$R^2 = 0,01$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = -0,004x + 19$	$R^2 = 0,11$

Tabela A.2 – Resultado dos valores relativos ao ajuste linear dos dados no K_{Jd} .

Laminado	Equação	
Velocidade: 2,25m/s	K_{Jd} em base absoluta	
TiGra	$y = -0,07x + 51$	$R^2 = 0,98$
TC120	$y = -0,01x + 29$	$R^2 = 0,99$
TC180	$y = 0,01x + 35$	$R^2 = 0,68$
TP120	$y = -0,13x + 55$	$R^2 = 0,90$
TP180	$y = -0,03x + 54$	$R^2 = 0,74$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = -0,03x + 56$	$R^2 = 0,69$
Velocidade: 2,25m/s	K_{Jd} em base específica	
TiGra	$y = -0,020x + 16$	$R^2 = 0,98$
TC120	$y = -0,007x + 19$	$R^2 = 0,99$
TC180	$y = 0,008x + 24$	$R^2 = 0,68$
TP120	$y = -0,09x + 37$	$R^2 = 0,90$
TP180	$y = -0,017x + 37$	$R^2 = 0,74$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = -0,01x + 18$	$R^2 = 0,69$

Tabela A.3 – Resultado dos valores relativos ao ajuste linear dos dados no K_{id} .

Laminado	Equação	
Velocidade: 2,25m/s		
K _{id} em base absoluta		
TiGra	$y = -0,06x + 46$	$R^2 = 0,94$
TC120	$y = -0,01x + 29$	$R^2 = 0,99$
TC180	$y = 0,01x + 31$	$R^2 = 0,86$
TP120	$y = -0,12x + 43$	$R^2 = 0,99$
TP180	$y = -0,03x + 43$	$R^2 = 0,92$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = -0,03x + 47$	$R^2 = 0,96$
Velocidade: 2,25m/s		
K _{id} em base específica		
TiGra	$y = -0,02x + 15$	$R^2 = 0,94$
TC120	$y = -0,01x + 18$	$R^2 = 0,99$
TC180	$y = 0,01x + 21$	$R^2 = 0,86$
TP120	$y = -0,08x + 29$	$R^2 = 0,99$
TP180	$y = -0,02x + 30$	$R^2 = 0,92$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = -0,01x + 15$	$R^2 = 0,96$

Tabela A.4 – Resultado dos valores relativos ao ajuste linear dos dados J_{md} .

Laminado	Equação	
Velocidade: 2,25m/s		
J_{md} em base absoluta		
TiGra	$y = -0,19x + 131$	$R^2 = 0,95$
TC120	$y = 0,07x + 35$	$R^2 = 0,92$
TC180	$y = 0,06x + 42$	$R^2 = 0,99$
TP120	$y = -0,14x + 137$	$R^2 = 0,99$
TP180	$y = 0,20x + 97$	$R^2 = 0,93$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = -0,03x + 140$	$R^2 = 0,14$
Velocidade: 2,25m/s		
J_{md} em base específica		
TiGra	$y = -0,06x + 42$	$R^2 = 0,95$
TC120	$y = 0,05x + 24$	$R^2 = 0,92$
TC180	$y = 0,04x + 30$	$R^2 = 0,99$
TP120	$y = -0,10x + 92$	$R^2 = 0,99$
TP180	$y = 0,14x + 66$	$R^2 = 0,93$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = -0,01x + 45$	$R^2 = 0,14$

As Tabelas A.5-A.8 apresentam todas as equações das retas relacionadas a cada material nos gráficos relacionados aos critérios de validação ou não, da tenacidade a fratura submetida a diferentes temperaturas e velocidades de impacto em valores específicos.

Tabela A.5 – Resultados dos valores relativos ao ajuste dos dados no J_{id} pela Lei de Potência.

Laminado	Equação	
Velocidade: 2,25m/s		
J_{id} em base absoluta		
TiGra	$y = 2,5x^{2,87}$	$R^2 = 0,96$
TC120	$y = 11,9x^{0,77}$	$R^2 = 0,69$
TC180	$y = 12,7x^{0,90}$	$R^2 = 0,99$
TP120	$y = 16,1x^{0,96}$	$R^2 = 0,21$
TP180	$y = 67,3x^{-0,004}$	$R^2 = 7E^{-05}$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = 54,3x^{0,07}$	$R^2 = 0,004$
Velocidade: 2,25m/s		
J_{id} em base específica		
TiGra	$y = 0,8x^{2,87}$	$R^2 = 0,96$
TC120	$y = 8,1x^{0,77}$	$R^2 = 0,69$
TC180	$y = 8,8x^{0,90}$	$R^2 = 0,99$
TP120	$y = 10,8x^{0,96}$	$R^2 = 0,21$
TP180	$y = 46,1x^{-0,004}$	$R^2 = 7E^{-05}$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = 17,6x^{0,07}$	$R^2 = 0,004$

Tabela A.6 – Resultado dos valores relativos ao ajuste dos dados obtidos no K_{Jd} pela Lei de Potência.

Laminado	Equação	
Velocidade: 2,25m/s		
K_{Jd} em base absoluta		
TiGra	$y = 33,8x^{0,12}$	$R^2 = 0,001$
TC120	$y = 22,5x^{0,06}$	$R^2 = 0,10$
TC180	$y = 9,4x^{0,36}$	$R^2 = 0,91$
TP120	$y = 535,9x^{-0,61}$	$R^2 = 0,17$
TP180	$y = 442,3x^{-0,56}$	$R^2 = 0,99$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = 904,1x^{-0,75}$	$R^2 = 0,60$
Velocidade: 2,25m/s		
K_{Jd} em base específica		
TiGra	$y = 10,9x^{0,12}$	$R^2 = 0,001$
TC120	$y = 15,3x^{0,06}$	$R^2 = 0,10$
TC180	$y = 6,5x^{0,36}$	$R^2 = 0,91$
TP120	$y = 359,2x^{-0,61}$	$R^2 = 0,17$
TP180	$y = 302,9x^{-0,56}$	$R^2 = 0,99$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = 292,1x^{-0,75}$	$R^2 = 0,60$

Tabela A.7 – Resultado dos valores relativos ao ajuste dos dados obtidos no K_{id} pela Lei de Potência.

Laminado	Equação	
Velocidade: 2,25m/s	K_{id} em base absoluta	
TiGra	$y = 1,9x^{0,95}$	$R^2 = 0,01$
TC120	$y = 18,2x^{0,10}$	$R^2 = 0,25$
TC180	$y = 9,9x^{0,34}$	$R^2 = 0,94$
TP120	$y = 534554x^{-2,82}$	$R^2 = 0,60$
TP180	$y = 247,4x^{-0,53}$	$R^2 = 0,41$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = 299x^{-0,55}$	$R^2 = 0,30$
Velocidade: 2,25m/s	K_{id} em base específica	
TiGra	$y = 0,62x^{0,95}$	$R^2 = 0,01$
TC120	$y = 12,4x^{0,10}$	$R^2 = 0,25$
TC180	$y = 6,9x^{0,34}$	$R^2 = 0,94$
TP120	$y = 358280x^{-2,82}$	$R^2 = 0,60$
TP180	$y = 169,5x^{-0,53}$	$R^2 = 0,41$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = 96,6x^{-0,55}$	$R^2 = 0,30$

Tabela A.8 – Resultado dos valores relativos ao ajuste dos dados no J_{md} pela Lei de Potência.

Laminado	Equação	
Velocidade: 2,25m/s	J_{md} em base absoluta	
TiGra	$y = 57,8x^{0,41}$	$R^2 = 0,03$
TC120	$y = 10,2x^{0,95}$	$R^2 = 0,83$
TC180	$y = 13,3x^{0,88}$	$R^2 = 0,99$
TP120	$y = 374,2x^{-0,47}$	$R^2 = 0,98$
TP180	$y = 28,9x^{0,68}$	$R^2 = 0,99$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = 74,3x^{0,30}$	$R^2 = 0,37$
Velocidade: 2,25m/s	J_{md} em base específica	
TiGra	$y = 18,6x^{0,41}$	$R^2 = 0,03$
TC120	$y = 6,9x^{0,95}$	$R^2 = 0,83$
TC180	$y = 9,2x^{0,88}$	$R^2 = 0,99$
TP120	$y = 250,8x^{-0,47}$	$R^2 = 0,98$
TP180	$y = 19,8x^{0,68}$	$R^2 = 0,99$
Velocidade: 5,52m/s		
TiGra	$y = 24,0x^{0,30}$	$R^2 = 0,37$

Livros Grátis

(<http://www.livrosgratis.com.br>)

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)
[Baixar livros de Matemática](#)
[Baixar livros de Medicina](#)
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)
[Baixar livros de Meteorologia](#)
[Baixar Monografias e TCC](#)
[Baixar livros Multidisciplinar](#)
[Baixar livros de Música](#)
[Baixar livros de Psicologia](#)
[Baixar livros de Química](#)
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)
[Baixar livros de Serviço Social](#)
[Baixar livros de Sociologia](#)
[Baixar livros de Teologia](#)
[Baixar livros de Trabalho](#)
[Baixar livros de Turismo](#)