

DESEMPENHO SOB IMPACTO CHARPY DE LAMINADOS COMPOSTOS CONVENCIONAIS E AVANÇADOS DA INDÚSTRIA AERONÁUTICA ¹

Maria Cristina Adami Gatti ²
José Ricardo Tarpani ³

Resumo

A tenacidade ao impacto translaminar do laminado híbrido metal-fibra avançado Titânio-Grafite (TiGra) foi comparada à de laminados tradicionais do sistema carbono-epóxi (C-Ep). Os ensaios foram conduzidos em um sistema Charpy instrumentado, em que se obtiveram as energias necessárias para a iniciação e a propagação de trinca. Em geral, o TiGra desempenhou muito melhor que os laminados convencionais, especialmente sob temperaturas mais elevadas, justificando seu grande potencial para aplicação em fuselagens de aeronaves supersônicas. Dos quatro laminados C-Ep destinados à construção de aeronaves subsônicas, o arranjo tape cruzado curado a 120°C geralmente exibiu os melhores resultados. A metodologia de impacto Charpy instrumentado mostrou-se bastante sensível, garantindo a diferenciação do comportamento de fratura dinâmica dos diversos laminados estudados.

Palavras-chave: Ensaio de impacto Charpy instrumentado; Fratura translaminar dinâmica; Laminado composto aeronáutico.

CHARPY IMPACT PERFORMANCE OF CONVENTIONAL AND ADVANCED AERONAUTICAL COMPOSITE LAMINATES

Abstract

Translaminar impact toughness of advanced TiGr hybrid fiber-metal laminate and traditional carbon-epoxy laminates have been determined and compared. Tests were carried out in an instrumented Charpy impact testing system, with crack initiation and propagation energy parcels being derived. TiGr laminate performed pretty better than conventional laminates well under high temperatures, so justifying its huge potential as candidate material for supersonic aircraft fuselages. In regard to the carbon-epoxy laminates widely used in the construction of subsonic airplanes, the cross-ply tape laminate cured at 120°C generally presented the best results. The Charpy impact methodology has shown to have enough sensitivity in order to differentiate de dynamic fracture behavior of the studied materials.

Key words: Aeronautical composite laminate; Charpy instrumented impact testing; Translaminar dynamic fracture.

¹ *Contribuição técnica ao 62º Congresso Anual da ABM – Internacional, 23 a 27 de julho de 2007, Vitória – ES, Brasil.*

² *Doutoranda em Engenharia e Ciência dos Materiais pelo Programa Interunidades em Ciência e Engenharia de Materiais, Universidade de São Paulo, Brasil*

³ *Professor do Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística, Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, Brasil, jrpan@sc.usp.br*

1 OBJETIVO

Objetiva-se neste trabalho prospectivo a comparação, numa base de propriedade mecânica absoluta, entre a tenacidade ao impacto translaminar de um laminado híbrido metal-fibra avançado e a de laminados convencionais carbono-epóxi, sob diversas taxas de carregamento, dentro de um amplo intervalo de temperaturas.

2 INTRODUÇÃO

Novas tecnologias requerem materiais com propriedades não usualmente satisfeitas pelas ligas metálicas convencionais, especialmente no setor aeronáutico onde são necessárias elevadas propriedades específicas (razão propriedade/densidade) de modo a se alcançar uma alta eficiência estrutural e, conseqüentemente, a maximização da carga paga transportada (*pay load*).^[1] Portanto, em especial neste setor da mobilidade, ocorre atualmente uma concentração cada vez maior de esforços em pesquisas e desenvolvimento na área dos materiais compostos.

Os já tradicionais laminados compostos do sistema Carbono-Epóxi (C-Ep), em que fibras de carbono fortalecem uma matriz epoxidilica essencialmente frágil, ainda satisfazem adequadamente os requisitos de projetos aeronáuticos subsônicos.

No entanto, em aeronaves comerciais supersônicas (e.g., High Speed Civil Transport Project),^[2] temperaturas tão altas quanto 180°C são previstas em vôo na fuselagem, impossibilitando o uso de laminados C-Ep bem como de ligas estruturais de alumínio.

De modo a superar esta limitação, a Companhia Aeroespacial Boeing, atuando em conjunto à Agência Espacial Americana (NASA), desenvolveu o laminado híbrido metal-fibra (LMF), batizado originalmente TiGr, e aqui denominado TiGra.^[3-6] Ele é composto por lâminas de titânio (Ti) e matriz polimérica termoplástica PEEK (poli-éter-éter-cetona) reforçada com fibras de carbono (Grafite). Tipicamente, os LMF atendem aos requisitos de elevado módulo de elasticidade (rigidez), superior resistência mecânica (em especial à fadiga), elevada tenacidade à fratura estática, além de boa capacidade de absorver energias de impacto transversal (*trans-thickness impact*), e uma alta resistência a chamas e à corrosão, características estas altamente desejáveis na indústria aeronáutica moderna.^[7,8]

Por outro lado, a tenacidade ao impacto translaminar destes materiais híbridos, na presença de defeitos tipo-entalhe ou trinca, ainda não foi adequadamente apreciada. Na última década, alguns estudos^[9-11] têm sido conduzidos de modo a caracterizar as propriedades dinâmicas de laminados estruturais compostos, em especial os tradicionais C-Ep, recorrendo-se aos ensaios Charpy instrumentados. Por exemplo, Zanetti^[9] realizou recentemente um amplo programa de avaliação da tenacidade Charpy sob velocidades de impacto de 1 a 5 m/s em diferentes tipos de laminados C-Ep fabricados e utilizados pela Embraer S/A. Os resultados por ele obtidos são reproduzidos no presente estudo visando uma comparação direta com o desempenho do TiGra. De fato, ao que se tem notícia, esta constitui uma iniciativa pioneira de caracterização da fratura translaminar dinâmica desta nova classe de materiais compostos híbridos. Dentro desta faixa de velocidades de impacto amostradas no ensaio Charpy, podem ser considerados de interesse os eventos de pouso (do operacional ao de emergência, ou forçado) das aeronaves,^[12] além dos eventuais choques involuntários denominados *tail-strike*, em que, na aterrissagem ou na decolagem, a cauda da aeronave colide com a pista de pouso, culminando, nos casos mais graves, até mesmo na perda subsequente da aeronave.^[13,14]

Segundo Fernandez-Cantelli,^[10] as técnicas padrão utilizadas para caracterização de fratura dinâmica em metais monolíticos e suas ligas parecem ser perfeitamente aplicáveis para os materiais compostos. Portanto, assume-se como uma abordagem razoável a utilização das mesmas metodologias para os ensaios dinâmicos de ambas as classes de materiais, particularmente o ensaio de impacto Charpy instrumentado. Nestas circunstâncias, as incertezas geradas pelo ensaio dinâmico aplicado a materiais ditos monolíticos seriam também inerentes aos materiais compostos.

No presente trabalho, a tenacidade ao impacto dos laminados estruturais de uso aeronáutico TiGra e C-Ep é comparada em termos das parcelas de iniciação (E_i) e de propagação (E_p) de danos, as quais compõem a energia total ($E_t=E_i+E_p$) dependida no processo global de fratura dinâmica dos materiais.

3. MATERIAIS E CORPOS DE PROVA

3.1 Laminado Híbrido Metal-Fibra TiGra

Placas do laminado híbrido TiGra foram confeccionadas em laboratório na Universidade de Liverpool-UK. O laminado é basicamente 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 e constituída por sete lâminas de fibras unidirecionais fortalecedoras de grafite (ocupando nominalmente 60% em volume do composto) impregnadas com o polímero termoplástico, estas últimas com cerca de 0,14 mm de espessura cada, perfazendo assim um laminado metal-fibra com espessura total próxima de 5 mm. De acordo com a nomenclatura codificada e amplamente estabelecida para os LMF, o TiGra obedece o arranjo 3/2(0°)₇. A consolidação do produto final foi realizada por compressão a quente em molde fechado, seguida por resfriamento controlado. Fibras de carbono e lâminas de titânio foram dispostas em uma única orientação (0°), de forma a que o entalhe se posicionasse perpendicularmente à direção de máxima resistência mecânica do TiGra. Na Figura 1 é exibida a microestrutura final do laminado TiGra após a aplicação do ciclo de alívio de tensões residuais posteriormente à sua fabricação.

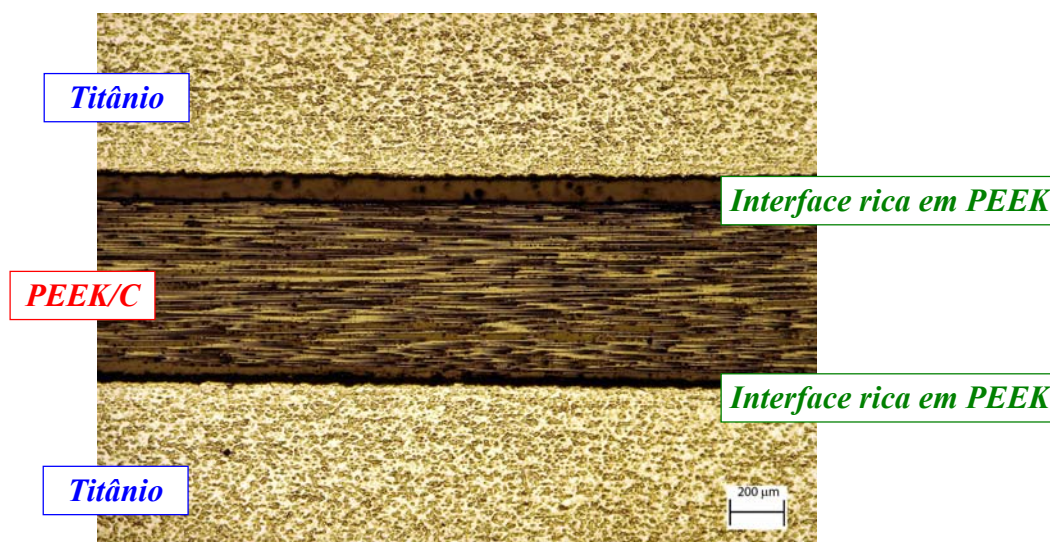


Figura 1 – Seção transversal de uma placa de LMF-TiGra em que se observa a microestrutura típica do material e seus constituintes.

3.2 Laminados Carbono-Epóxi

Foram ensaiados quatro laminados compostos do sistema carbono-epóxi supridos pela Embraer S/A. Dois laminados exibiam as fibras de carbono na configuração tape, onde vinte e oito camadas superpostas seguem um arranjo $[0/90^\circ]_{2s}$. Os dois outros laminados exibiam as fibras na configuração tecido, em que catorze lâminas HS8 (*harness satin*) foram montadas segundo um arranjo $[0/90^\circ]$,^[14] 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, identicamente ao TiGra. Duas diferentes classes de resina epóxi 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*). A Figura 2 mostra as microestruturas dos laminados C-Ep. A nomenclatura adotada para estes materiais foi como segue:

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

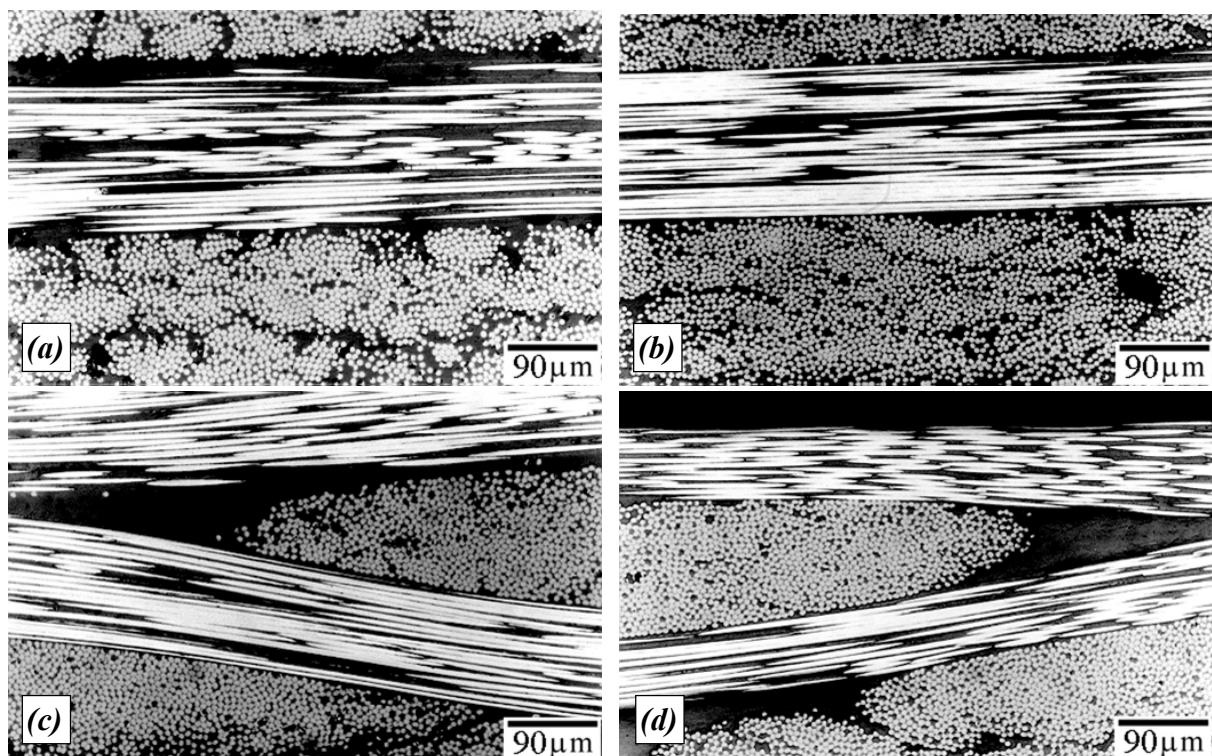


Figura 2 – Microestrutura dos laminados C-Ep: (a) TP120, (b) TP180, (c) TC120, e (d) TC180.

3.3 Corpos de Prova

Os espécimes de TiGra foram extraídos das placas originais por corte com jato d'água, enquanto que, no caso dos laminados C-Ep, os corpos de prova foram providos pela Embraer S/A já nas suas dimensões finais.

Os corpos de prova (cdps) ensaiados (Figura 3) possuíam as dimensões nominais de 5x10x55mm³. O entalhamento dos mesmos foi realizado com um disco diamantado, de espessura 0,5 mm, sob baixa velocidade de rotação e empregando-

se refrigeração aquosa. O posicionamento dos entalhes foi de tal modo a provocar a fratura translaminar dos laminados compostos, i.e., cdps com espessura integral.

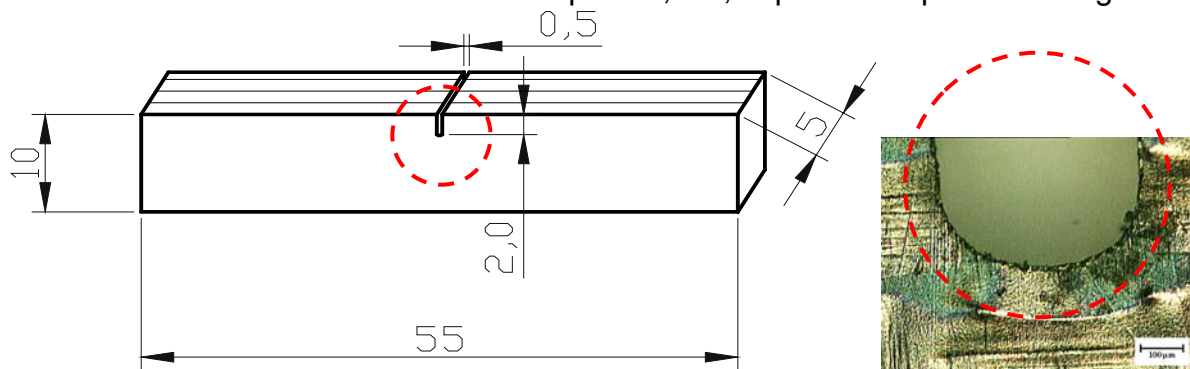


Figura 3 – Geometria do corpo de prova de impacto Charpy, de acordo com a norma ASTM D5045^[15] (dimensões em mm). No detalhe, o raio de curvatura da ponta do entalhe.

4 EXPERIMENTAL

Os ensaios de impacto Charpy instrumentado foram realizados em um sistema Instron-Wolpert[®] PW30 com fundo de escala máximo de 300 Joules, integrado a um microcomputador que opera com programas computacionais desenvolvidos pela Instron[®] e National Instruments[®], os quais são destinados à leitura e tratamento dos dados para interpretação dos resultados finais.

O sistema de impacto abrange a instrumentação do martelo por meio de extensômetros que registram o sinal de carga (P) em um osciloscópio, possibilitando a visualização da variação da carga com o tempo (t). O deslocamento, ou deflexão do espécime na linha de aplicação da carga (s), é monitorado por meio de um dispositivo baseado em raios infravermelhos (i.e., transdutor óptico).

Os gráficos P-t e P-s fornecem informações precisas sobre a carga de escoamento, carga máxima, início e freamento de trinca instável, dentre outros parâmetros.

As energias parciais absorvidas na iniciação (E_i) e na propagação (E_p) da trinca, respectivamente, durante o impacto, foram estimadas via integração da curva P-s, respectivamente até carga máxima, e após carga máxima, tal como ilustrado na Figura 4.

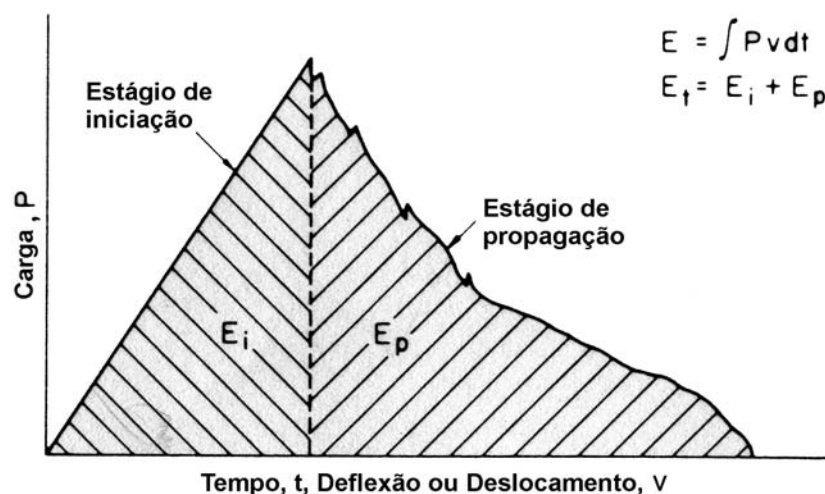


Figura 4 – Os dois estágios da curva de ensaio de impacto Charpy instrumentado.^[9]

Desta forma, a energia total despendida no processo completo de fratura (E_t) compreende as duas parcelas ($E_t = E_i + E_p$). Os valores foram automaticamente corrigidos para as perdas de energia decorrentes da fricção entre o corpo de prova e o suporte, do martelo com o ar, e do lançamento do corpo de prova já fraturado.

As oscilações originais dos sinais de carga foram filtradas para sua eliminação, ou minimização, por intermédio de uma rotina Matlab, via método da Média Móvel.

Os ensaios de impacto Charpy para o LMF-TiGra foram realizados às temperaturas de -196°C , -70°C , 23°C e 180°C , respectivamente, sob duas diferentes velocidades de impacto do martelo no corpo de prova, respectivamente de 2,25 m/s e 5,52 m/s. Já os ensaios dinâmicos dos laminados C-Ep foram realizados apenas às temperaturas de -70°C , 23°C e 100°C , e também sob as velocidades de impacto de 2,25 m/s e 5,52 m/s.

5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

A Figura 5 apresenta os gráficos de energia total absorvida (E_t) e de suas duas respectivas parcelas, de iniciação (E_i) e de propagação (E_p) de danos, considerando-se as várias temperaturas de ensaio e taxas de carregamento aplicadas. A partir da análise destes gráficos podem-se chegar às seguintes conclusões, que são separadas em vários tópicos visando simplificar a tarefa do leitor:

5.1 Comportamento Geral

5.1.1 Tenacidade global (E_t ; Figuras 5a e 5b)

- O TiGra é muito mais tenaz que os laminados C-Ep, provavelmente devido à presença das fases metálica e polimérica termoplástica, bem como em decorrência do completo alinhamento das fibras fortalecedoras de carbono na direção principal dos esforços aplicados em flexão (0°);
- Os C-Ep com arranjo de fibras na forma de tape (TP) são bem mais tenazes que os de configuração tecido (TC). Isto, em princípio, se deve ao muito maior número de interfaces passíveis de delaminação (27 para os TP, contra 13 dos TC), que constitui um poderoso mecanismo de tenacificação. A Figura 06 ilustra as notáveis diferenças existentes entre os aspectos macroscópicos de fratura dos espécimes TP e TC;
- A natureza da resina epóxi empregada afeta o comportamento mecânico dos C-Ep de modo relativamente discreto, e, aparentemente, a sua influência depende em alguma extensão do tipo de arranjo das fibras de reforço.

5.1.2 Tenacidade de iniciação (E_i ; Figuras 5c e 5d)

- Os laminados TiGra e TP120 apresentam valores próximo entre si e superiores aos demais C-Ep, em especial aos de arquitetura TC. Sob a taxa de carregamento de 5,52 m/s o laminado TP120 supera, de longe, o TiGra;
- Assim como no caso da tenacidade global, E_t , os laminados TC são os menos tenazes (ou os mais frágeis) no quesito de iniciação de crescimento de trinca (ou de danos);
- Na iniciação, o efeito da resina epóxi é bem mais significativo para os TP que para os TC. Assim como verificado para E_t , a resina não-tenacificada, curada a 120°C , parece afetar positivamente o desempenho dos TP, enquanto que a tenacificada com borracha, curada a 180°C , é mais benéfica aos TC. De

alguma forma, tal fato pode estar vinculado ao muito diferente número de interfaces presentes num e noutro tipo de laminado C-Ep.

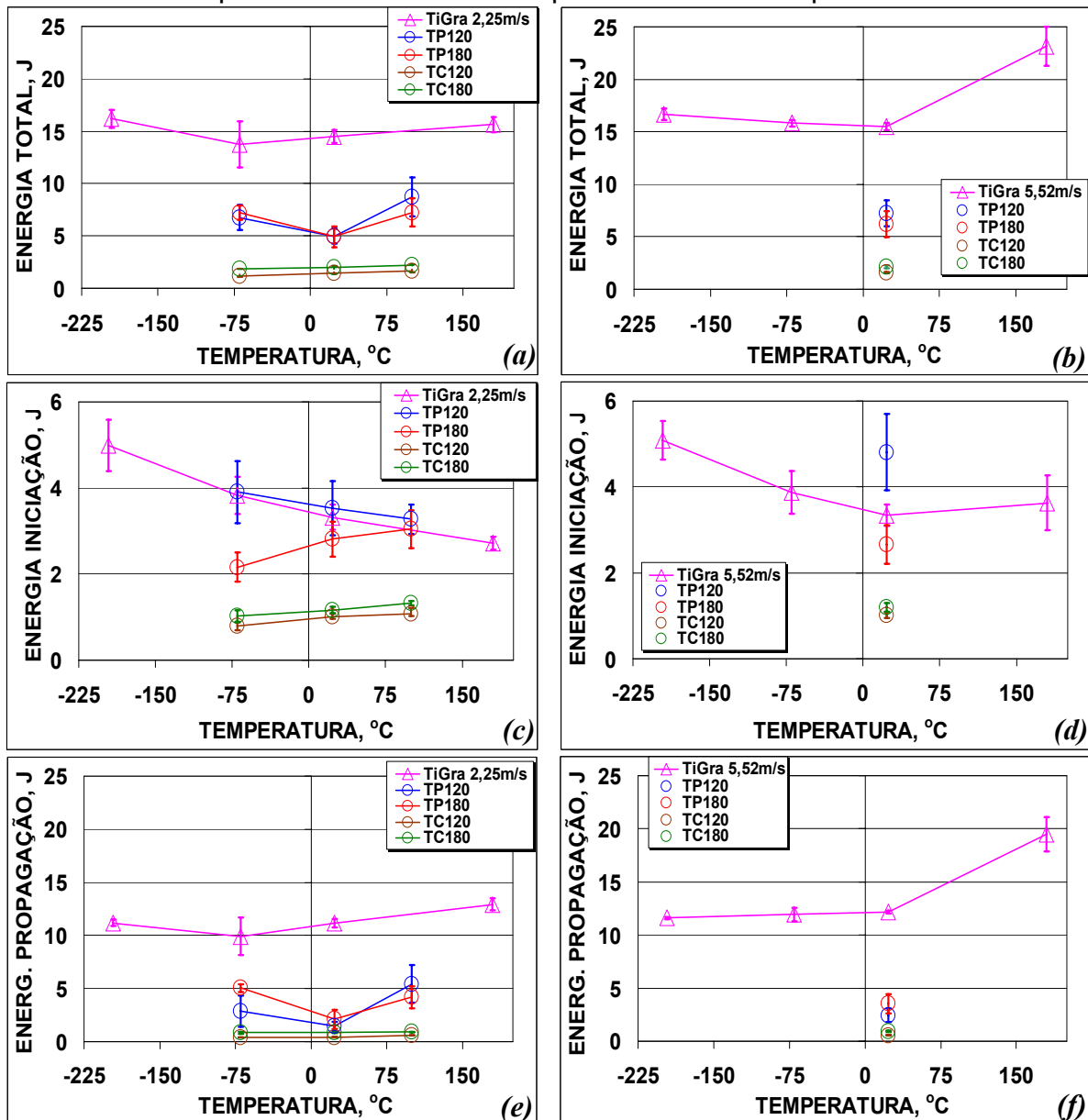


Figura 5 – Resultados dos ensaios conduzidos sob diferentes temperaturas de ensaio e distintas taxas de carregamento aplicada para os diversos laminados estudados: (a) e (b) Energia total absorvida na fratura - E_t ; (c) e (d) Energia para iniciação da fratura - E_i ; (e) e (f) Energia para propagação da fratura - E_p .

5.1.3 Tenacidade de propagação (E_p : Figuras 5e e 5f)

- A energia de propagação de trinca do TiGra é sempre superior à sua energia de iniciação, enquanto que, para os laminados C-Ep, não há uma regra bem determinada quanto a proporção entre as parcelas E_i e E_p ;
- A energia de propagação de trincas no TiGra é muito superior à dos C-Ep. No caso do TiGra, dada à similaridade do formato e da ordem de grandeza entre as variáveis E_p (com $E_p \gg E_i$) e E_t , pode-se afirmar que o estágio de propagação controla a tenacidade global do laminado híbrido, às expensas da etapa de iniciação de trinca. Tal fato é comumente verificado nos metais e

ligas dúcteis, indicando que a presença do titânio e do polímero termoplástico sejam os principais responsáveis por tal comportamento do TiGra;

- Em termos absolutos, o efeito da resina epóxi empregada nos laminados C-Ep é pequeno no caso dos TC, enquanto ele é bem mais notável nos TP;
- Os arranjos TP apresentam um desempenho superior ao dos TC, novamente, e muito provavelmente, devido ao seu maior potencial para delaminação. De fato, conforme bem mostra a Figura 7, há de considerar também a surpreendente habilidade dos laminados TP em eventualmente fraturarem ao longo de planos translaminares orientados perpendicularmente ao do entalhe originalmente introduzido nos espécimes, absorvendo, para isso, grandes quantidades de energia.

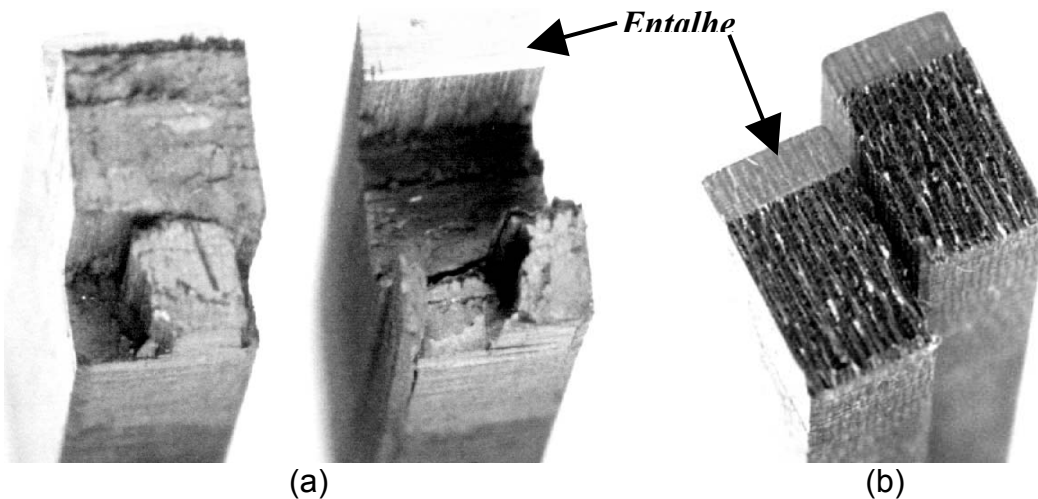


Figura 6 – Superfícies de fratura de laminados C-Ep na forma de tape (a) e tecido (b) ensaiados sob idênticas condições. Note a topologia muito mais plana de (b), indicando baixa capacidade de absorção de energia de fratura, se comparada à (a).

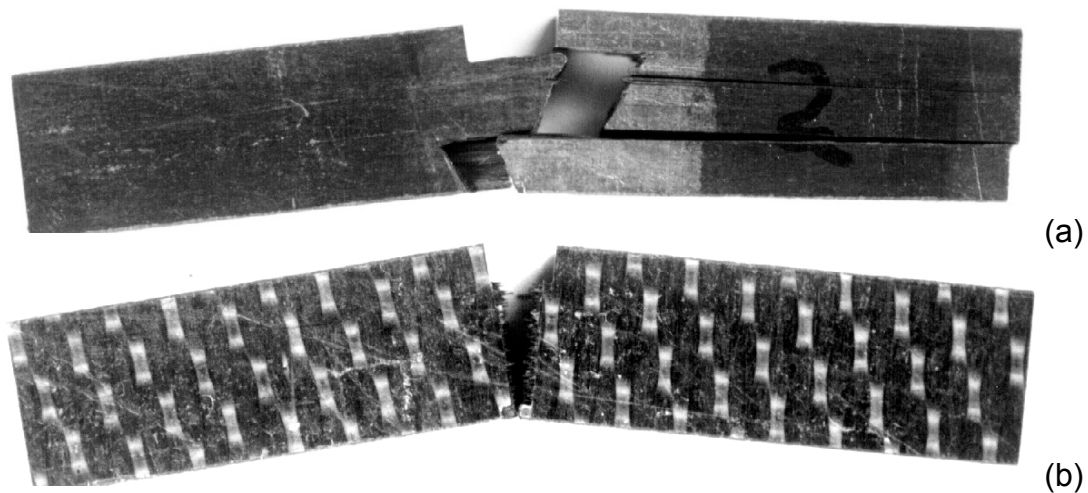


Figura 7 – Laminados TP120 (a) e TC120 (b) ensaiados sob idênticas condições e exibindo padrões de trincamento excepcionalmente distintos entre si.

5.2 Efeito da Temperatura de Ensaio

5.2.1 Taxa de carregamento de 2,25 m/s

5.2.1.1 Tenacidade total (E_t ; Figura 5a)

- Neste quesito, o laminado TiGra pode ser considerado praticamente insensível à variação da temperatura dentro da faixa prevista para seu uso em condições de operação em serviço;
- Da mesma forma, os laminados TC parecem ser muito pouco afetados por esta variável;
- Já os laminados TP exibem um comportamento atípico, em que, nas temperaturas de -70°C e de 100°C , a tenacidade global é superior à da temperatura intermediária de 25°C . Pode-se supor que a -70°C as contrações térmicas diferenciais, existente entre lâminas adjacentes de fibras e com orientações ortogonais entre si, originem tensões facilitadoras do processo de delaminação, incrementando, portanto, a capacidade de absorção de energia pelo material. Isto pode ser confirmado através da Figura 08. Por outro lado, a 100°C , pode-se argüir que o mecanismo de tenacificação esteja associado ao amolecimento das resinas, em especial aquela curada a 120°C , promovendo assim certa ductilidade aos materiais compostos.

5.2.1.2 Tenacidade de iniciação (E_i ; Figura 5c)

- Com a elevação da temperatura, a energia absorvida no processo de início de crescimento de trinca decresce em idênticas medida e proporção para os laminados TiGra e TP120, enquanto que, para os outros laminados C-Ep, existe uma clara tendência ao incremento desta propriedade. Fica difícil, neste estágio do trabalho, inferir as razões pelas quais estes comportamentos se manifestam. Esforços devem, portanto, ser empreendidos nesta direção.

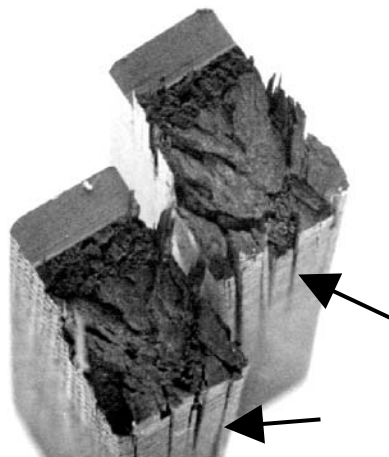


Figura 8 – Superfícies de fratura do laminado TP180 ensaiado à -70°C , onde se observam numerosas delaminações induzidas por tensões térmicas diferenciais.

5.2.1.3 Tenacidade de propagação (E_p ; Figura 5e)

- Para o TiGra, existe uma nítida tendência ao aumento da energia consumida no estágio de propagação com o aumento da temperatura, contrariamente ao verificado para a energia de iniciação. Isto indica que, no caso do laminado metal-fibra, estas duas etapas do processo de fratura são governados por mecanismos distintos;

- Para os laminados C-Ep, em face da grande semelhança entre os formatos das curvas de tenacidades E_p (Figura 5e) e E_t (Figura 5a), pode-se, em certa extensão, inferir que, assim como no caso do TiGra, a etapa de propagação exerça maior controle da tenacidade global do que o faz a etapa de iniciação. Neste sentido, o raciocínio anteriormente elaborado para tentar explicar o fato de a tenacidade global (E_t) dos laminados TP atingir um pico de mínimo à temperatura ambiente, comparativamente aos valores obtidos a -70°C e 100°C , respectivamente, parece ser também plenamente válido para E_p .

5.2.2 Taxa de carregamento de 5,52 m/s

5.2.2.1 Tenacidade total (E_t : Figura 5b)

- A tenacidade global do TiGra é praticamente independente da temperatura até cerca de 25°C , quando ocorre um abrupto incremento desta variável até os 180°C , temperatura máxima prevista para sua aplicação em condições de serviço.

5.2.2.2 Tenacidade de iniciação (E_i : Figura 5d)

- Observa-se, para o LMF TiGra, um decréscimo da energia de iniciação de trincamento com o aumento da temperatura até que a temperatura ambiente é atingida, a partir da qual ocorre uma estabilização de E_i .

5.2.2.3 Tenacidade de propagação (E_p : Figura 5f)

- A energia de propagação do TiGra segue a mesma tendência observada para a energia total (E_t), vista na Figura 5b. Esta similaridade entre os formatos das curvas E_p e E_t já foi anteriormente relacionada à dominância do estágio de propagação de trinca no processo global de fratura dinâmica do laminado híbrido metal-fibra;
- Para ambas as taxas de carregamento avaliadas, nota-se que a razão E_p/E_i do TiGra varia de aproximadamente 2,5 até 5 à medida em que a temperatura percorre a ampla faixa de valores amostrados. No caso dos laminados C-Ep, esta relação é, mais frequentemente, menor que a unidade, com o estágio de iniciação vigorando durante o processo de fratura rápida. Porém, na medida em que a temperatura aproxima-se dos 100°C , a etapa de propagação passa a dominá-la, e a razão E_p/E_i passa a assumir valores maiores que, porém próximos a 1.

5.3 Efeito da Taxa de Carregamento

5.3.1 Tenacidade global (E_t : Figuras 5a e 5b)

- O TiGra apresenta claramente uma sensibilidade quanto à taxa de carregamento imposta durante o ensaio de impacto, sob temperaturas acima da ambiente, quando acréscimos significativos de E_t são observados. Este comportamento é típico dos materiais dúcteis, cujo processo de fratura é controlado por deformação, em concordância com a presença do titânio e do termoplástico PEEK na composição do híbrido metal-fibra;
- Quanto aos laminados C-Ep, nenhuma afirmação pode ser feita quanto à influência da taxa de deformação aplicada, visto a proximidade entre os valores obtidos à temperatura ambiente nas duas velocidades de impacto empregadas nos diversos ensaios realizados.

5.3.2 Tenacidade de iniciação (E_i ; Figuras 5c e 5d)

- Para o TiGra, verifica-se novamente, assim como em E_t (Figuras 5a e 5b), um efeito benéfico do aumento da taxa de carregamento na tenacidade em temperaturas acima da ambiente;
- No caso dos laminados C-Ep, somente o TP120, o qual, como anteriormente mencionado, guarda surpreendente similaridade ao TiGra no quesito E_i , chegando mesmo a superá-lo em certas ocasiões, apresenta-se sensível à taxa de carregamento. Também, assim como verificado para o TiGra, o efeito do aumento da velocidade de impacto na tenacidade de iniciação do TP120 é positivo. A Figura 9 ilustra um padrão típico de descolamento e arrancamento de fibras (*fiber debonding and pullout*) junto à raiz do entalhe num espécime TP, que pode, em certa extensão, explicar a elevada tenacidade de iniciação de trincamento dinâmico deste arranjo de fibras.

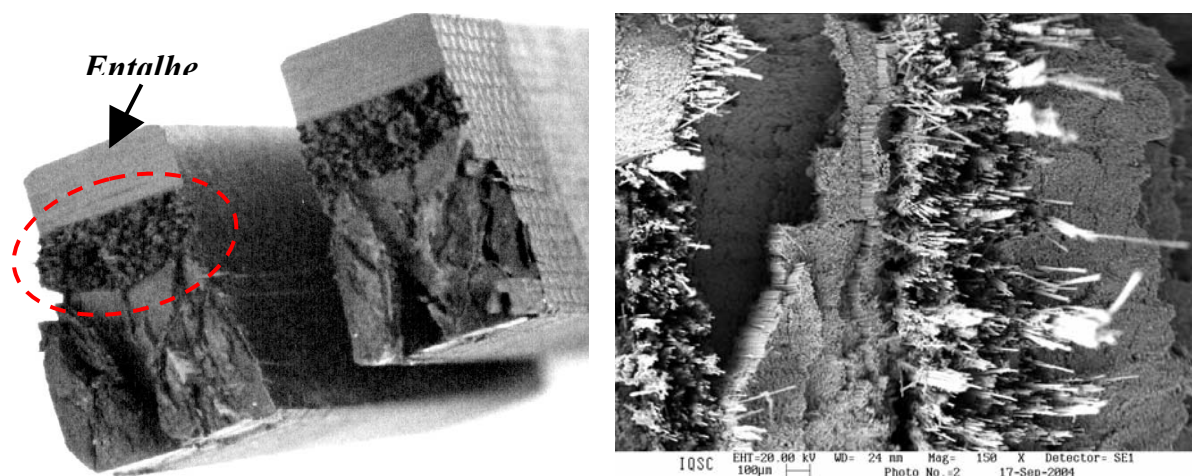


Figura 9 – Superfícies de fratura do laminado TP180 ensaiado à 100°C: (a) Vista macroscópica; (b) Observação local em microscópio eletrônico de varredura.

5.3.3 Tenacidade de propagação (E_p ; Figuras 5e e 5f)

- Para o TiGra, verifica-se novamente, assim como em ambos os casos de E_t (Figuras 5a e 5b) e de E_i (Figuras 5c e 5d), um efeito benéfico do aumento da taxa de carregamento na tenacidade em temperaturas acima da ambiente;
- Para os laminados C-Ep, não é possível fazer qualquer afirmação quanto ao efeito da velocidade de impacto na capacidade dos materiais absorverem energia no estágio de crescimento de trincas /danos, dados os baixos valores absolutos de E_p , bem como suas pequenas mudanças relativas decorrente das alterações da taxa de deformação.

6 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste trabalho prospectivo foi comparada, numa base de propriedade mecânica absoluta, a tenacidade ao impacto Charpy translaminar de um laminado híbrido metal-fibra avançado (TiGra) e a de laminados convencionais carbono-epóxi (C-Ep), ensaiados sob diversas taxas de carregamento em um amplo intervalo de temperaturas.

Em geral, 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. É interessante observar que este arranjo de fibras e o tipo de resina utilizada, não-tenacificada com borracha, compõem o mais barato dos laminados C-Ep presentemente avaliados.

Em geral, foi observada uma tendência ao aumento da tenacidade ao impacto com o acréscimo da temperatura e da taxa de carregamento, comportamento este compatível com a maioria dos materiais estruturais de engenharia.

A metodologia de impacto Charpy instrumentado mostrou-se bastante adequada na diferenciação do comportamento dinâmico dos diversos laminados estudados, segundo diversos parâmetros de tenacidade avaliados (i.e., iniciação, propagação, e a correspondente somatória global), podendo ser útil na seleção de materiais compostos estruturais para os quais a resistência ao impacto seja um critério determinante do projeto aeronáutico.

Agradecimentos

A Capes pela bolsa de estudos de Doutorado de M.C.A.G., à Embraer S/A pelo suprimento dos laminados carbono-epóxi, ao Prof. James Wesley Cantwell pelas facilidades disponibilizadas para a confecção do laminado metal-fibra TiGra no Laboratório de Materiais Compostos da Universidade de Liverpool (UK), e ao auxílio prestado pelo graduando Guilherme A. Teti do Curso de Engenharia Aeronáutica do SMM-EESC-USP.

REFERÊNCIAS

- 1 NIU M.C.Y. (1992) *Composite Airframe Structures*, Hong Kong Conmilit Press Ltd.
- 2 HIGH SPEED CIVIL TRANSPORT (HSCT) Project (2004) *NASA Report*.
- 3 BURIANEK D.A., GIANNAKOPOULOS A.E., SPEARING S.M. (2003) *Modeling of facesheet crack growth in titanium-graphite hybrid laminates - part II: experimental results*, Engng Fract. Mech., v.70, p.799-812.
- 4 RHYMER D.W., JOHNSON W.S. (2002) *Fatigue damage mechanisms in advanced hybrid titanium composite laminates*, Int. J. Fat., v.24, p.995-1001.
- 5 CORTÉS P., CANTWELL W.J. (2002) *Interfacial fracture properties of carbon fiber reinforced PEEK/titanium fiber-metal laminates*, J. Mater. Sci. Lett., v.21, p.1819-1823.
- 6 LI E., JOHNSON W.S. (1998) *An investigation into the fatigue of a hybrid titanium composite laminate*, J. Comp. Tech. Res., v.20, p.3-12.
- 7 VLOT A., VOGELANG L.B., de VRIES T.J. (2001) *Towards application of fiber-metal laminates in large aircraft*, <www.glareconference.com>.
- 8 VLOT A., KROON E., LA ROCCA G. (1998) *Impact response of fiber metal laminates*, Key Engng Mater., v.141-143, p.235-276.
- 9 ZANETTI D. (2005), *Tenacidade à fratura translaminar dinâmica de laminados compostos carbono-epóxi de grau aeronáutico*. Dissertação de Mestrado. Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.
- 10 FERNANDEZ-CANTELLI A., ARGÜELES A., VIÑA J., RAMULU M., KOBAYASHI A.S. (2002) *Dynamic fracture toughness measurements in composites by*

- instrumented Charpy testing: influence of aging*, Comp. Sci. Tech., v.62, p.1315-1325.
- 11 BURZIC Z. (2001) *The effect of fiber orientation on impact toughness and fracture properties of carbon fiber-epoxy composite*, In: Charpy Centenary Conference, Poitiers, France.
 - 12 ALVES M., BIRCH R. (2003) *Impact on aircraft*, Relatório interno Embraer S/A.
 - 13 <http://aviation-safety.net/database/record.php?id=19850812-1>.
 - 14 <http://aviation-safety.net/database/record.php?id=20020525-0>.
 - 15 ASTM D5045-96 (2001) *Standard Test Methods for Plane-Strain Fracture Toughness and Strain Energy Release Rate of Plastic Materials*, American Society for Testing and Materials Handbook.