

# PROPRIEDADES MECÂNICAS RESIDUAIS DE LAMINADOS HÍBRIDOS METAL-FIBRA SUBMETIDOS A IMPACTO ÚNICO E REPETIDO <sup>1</sup>

Alan Rodrigo Marinho Gualberto <sup>2</sup>  
José Ricardo Tarpani <sup>3</sup>

## Resumo

Laminados híbridos metal-fibra para uso aeronáutico estrutural foram submetidos à impacto único e repetido de baixa energia, e posteriormente tiveram mensuradas suas propriedades residuais em flexão. Concluiu-se que esferas com menor diâmetro causam danos altamente localizados, enquanto que as com diâmetro maior geram danos mais difusos. Sob impacto múltiplo, energias individuais de apenas 0,5 Joules já são suficientes para reduzir as propriedades residuais em até 30% relativamente à condição original do material. O módulo de Young é a propriedade mecânica mais valiosa para a monitoração do grau de integridade estrutural dos laminados previamente impactados.

**Palavras-chave:** Dano por impacto de baixa energia; Laminado metal-fibra; Material aeronáutico; Propriedade mecânica residual; Resistência e tolerância a dano.

## RESIDUAL MECHANICAL PROPERTIES OF HYBRID FIBER-METAL LAMINATES SUBJECTED TO SINGLE AND REPEATED IMPACT DAMAGE

## Abstract

Aeronautical grade fiber-metal laminates were subjected to single and multiple low-energy impact and subsequently their residual bending properties were evaluated. It has been concluded that spherical impactors with smaller diameters produce highly localized damage, whereas larger impactors generate widespread damage. Under repeated impact, individual energies as low as 0.5 J are enough to impair residual properties as much as 30% of those exhibited by the as-fabricated material. Young's modulus is the most reliable mechanical property to assess structural integrity of pre-impacted laminates.

**Key words:** Airframe material; Damage resistance and tolerance; Fiber-metal laminate; Low-energy impact; Residual mechanical property.

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

<sup>2</sup> Mestrando pelo Programa Interunidades em Ciência e Engenharia de Materiais, Universidade de São Paulo, Brasil.

<sup>3</sup> Professor do Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística, Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo (SMM-EESC-USP), Brasil, \*jrpan@sc.usp.br

## 1 OBJETIVO

Objetiva-se mensurar a resistência mecânica residual, em flexão 3 pontos de laminados híbridos metal-fibra (LMF) após carregamento dinâmico por impacto único e repetido de baixa energia. Intensiona-se também correlacionar as propriedades residuais à natureza dos laminados híbridos e a variáveis do ensaio de impacto tais como: história de carregamento seqüencial, energia total disponível no(s) impacto(s), número de impactos aplicados, dentre outras.

## 2 INTRODUÇÃO

Na última década, tem havido na indústria aeroespacial um crescente interesse pelos LMF, que são basicamente materiais compostos do tipo sanduíche, em que lâminas de uma liga metálica, em geral leve, são alternadamente justapostas a um pré-impregnado de fibras fortalecedoras cerâmicas ou poliméricas embebidas em resina polimérica termorrígida ou termoplástica. Os LMFs são caracterizados por elevadas propriedades específicas, além de apresentarem excepcional resistência ao crescimento de trincas de fadiga, como decorrência do mecanismo denominado *crack bridging*.<sup>[1]</sup>

O uso destes materiais em aeronaves civis pode levar a uma significativa redução de seu peso estrutural, com o conseqüente aumento da chamada carga paga (*payload*), redução de motorização, economia de combustível, extensão da autonomia de vôo, dentre outros ganhos operacionais. Prevêm-se também vantagens durante a manutenção das aeronaves, decorrentes do aumento no intervalo de tempo entre inspeções periódicas não-destrutivas consecutivas, bem como se espera uma expressiva extensão da vida útil destes veículos, os quais estão expostos a inúmeros eventos de impacto em condições normais de operação em serviço, ou mesmo fora dele.<sup>[2-4]</sup>

Não obstante os LMF tenham sido bem sucedidos em experimentos de impacto de alta energia, incluindo os balísticos que envolvem sua perfuração completa,<sup>[3,5,6]</sup> uma propriedade ainda não devidamente avaliada nestes materiais é a sua resistência a impactos únicos ou repetidos de baixa energia, da ordem de poucos Joules. Eventos de impacto de baixa energia a que estão sujeitas algumas estruturas aeronáuticas potencialmente confeccionadas em LMF (e.g. fuselagens, bordos de ataque, invólucros de contenção dos reatores, soalhos, *bulkheads*, divisórias e compartimentos cargo), seja em condições de vôo ou com a aeronave ainda no solo, incluem: fragmentos lançados pelo atrito dos pneus com o solo, queda de ferramentas durante operações rotineiras de manutenção, contato de saltos de sapatos e de rodas de sistemas de transporte de alimentos e de cargas, dentre outras possibilidades.<sup>[7-11]</sup>

Portanto, o estudo dos efeitos destes impactos ditos leves em estruturas e componentes confeccionados com LMF se faz necessário, visto que eles podem causar danos de difícil detecção através da simples inspeção visual (conceito de *barely visible impact damage - BVID*<sup>[12-14]</sup>) os quais, não obstante, têm o potencial de reduzir significativamente a sua resistência residual, afetando, conseqüentemente, a integridade estrutural global da aeronave.

No presente trabalho, vários LMFs são avaliados com relação aos requisitos de resistência e de tolerância a estes danos por impacto(s) ditos de baixa energia (i.e., < 10 Joules).

### 3 MATERIAIS E CORPOS DE PROVA

Foram avaliados os seguintes LMF, todos obedecendo à configuração 2/1 em que duas lâminas de liga-Al 2024-T3 envolvem um composto polimérico fortalecido com fibras contínuas:

- 1) Glare-5<sup>®</sup>, fabricado pela empresa Comtek Advanced Structures (CAN) na forma de chapas com espessura integral de 1,57 mm, com lâminas metálicas com 0,65 mm de espessura cada envolvendo 4 camadas de tape de fibras de vidro impregnadas com resina termorrígida epóxi, originando um arranjo de laminado do tipo 2/(0°/90°)<sub>s</sub>, com a fase metálica perfazendo 82% em volume do laminado;
- 2) Laminados Curv<sup>®</sup>, em que as lâminas metálicas com 0,80 mm de espessura cada envolvem 2 camadas de tecido bi-direcional de fibras de polipropileno impregnadas com resina termoplástica polipropileno (fabricadas pela Amoco - British Petroleum - UK) gerando um arranjo de laminado do tipo 2/(0/90)<sub>2</sub>, obtidos por um dos autores (JRT) em escala laboratorial na Universidade de Liverpool (UK) via consolidação a quente, para uma espessura final do laminado de 2,43 mm, com a fase metálica presente na proporção de 65% em volume;
- 3) Laminados PPG, em que as lâminas metálicas com 0,80 mm de espessura cada envolvem 1 camada de tecido bi-direcional de fibras de vidro impregnadas com resina termoplástica polipropileno (Twintex<sup>®</sup> da Saint Gobain) originando um arranjo de laminado do tipo 2/(0/90), também fabricados em escala laboratorial na Universidade de Liverpool (UK) por consolidação a quente, para uma espessura final do laminado de 2,18 mm, com a fase metálica presente na proporção de 73% em volume.

Além deles, foram ensaiados também dois materiais chamados de controle ou referência, quais sejam:

- 1) Chapa formada por duas lâminas de liga-Al 2024-T3 (0,80 mm de espessura cada) unidas por resina termoplástica polipropileno, também fabricada em escala laboratorial na Universidade de Liverpool (UK) por consolidação a quente, para uma espessura final do laminado do laminado de 1,84 mm, com a fase metálica presente na proporção de 87% em volume;
- 2) Chapa laminada de liga-Al 2024-T3 com espessura idêntica a de Glare-5, doada pela Embraer S/A.

Os corpos de prova do tipo tablete possuíam dimensões no plano de 27,5 x 65 mm<sup>2</sup>.

### 4 EXPERIMENTAL

Ensaio de impacto único e repetido foram conduzidos em um sistema Charpy especialmente adaptado (Figura 1a), que fornece diretamente a energia absorvida pelo LMF no(s) evento(s) de choque mecânico (Figura 1b).

Ensaio de flexão lenta e monotônica em 3 pontos (F3P) para determinação das propriedades residuais dos LMFs previamente impactados foram conduzidos também à temperatura ambiente, recorrendo-se a um sistema universal EMIC<sup>®</sup> e aplicando-se uma taxa constante de deslocamento do travessão de 1 mm/min. Foram determinadas as seguintes propriedades mecânicas: resistência máxima (RM<sub>f</sub>), módulo de elasticidade (ou rigidez, E<sub>f</sub>) e tenacidade na carga máxima (TCM<sub>f</sub>), esta última obtida a partir da integração da área sob a curva de carregamento em flexão, até a máxima carga suportada.

Os resultados fornecidos sempre correspondem à média aritmética de três ensaios.

Os valores nulos (zero) nos gráficos de resultados significam que aquele material não foi ensaiado sob aquela condição específica.

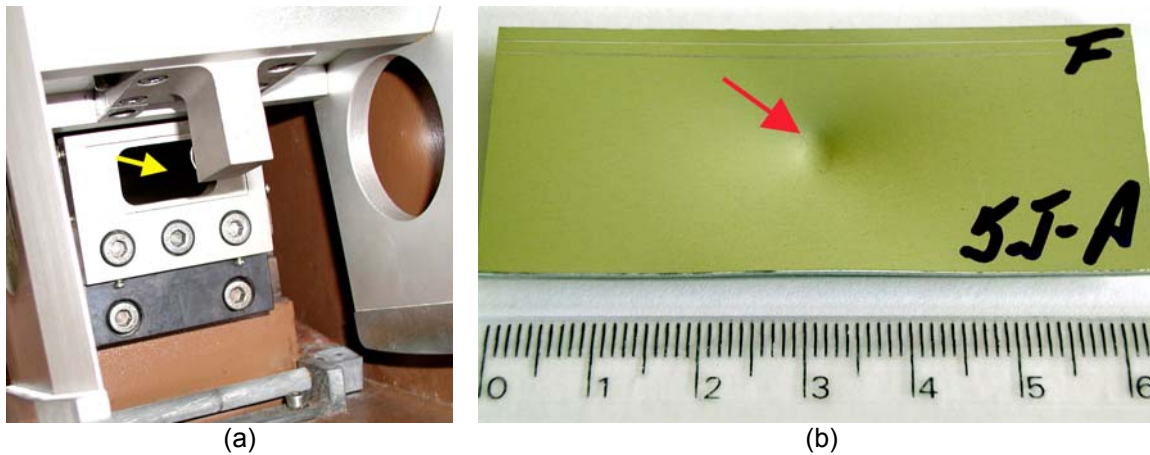


Figura 1 – (a) Sistema adaptado Charpy do SMM-EESC-USP; (b) Amostra já impactada.

## 5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

### 5.1 Ensaios Mecânicos

#### 5.1.1 Efeito da história de carregamento

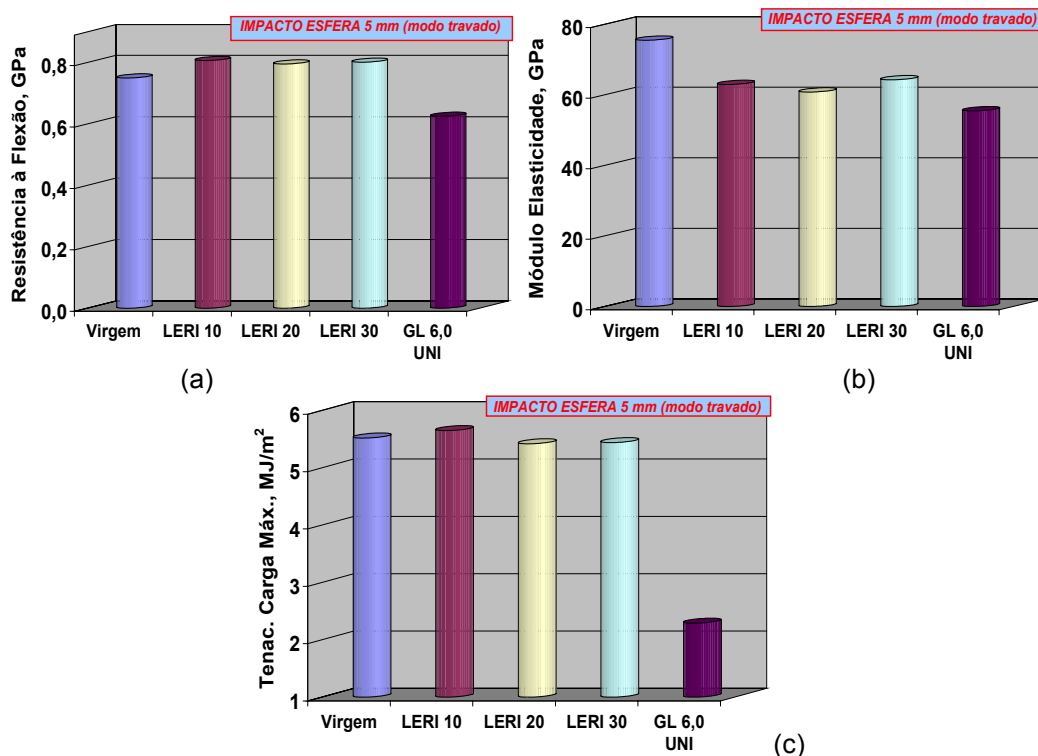
A Tabela 1 lista a nomenclatura adotada para os diferentes ensaios de impacto repetido realizados somente em Glare, sempre totalizando uma energia acumulada (disponível para a fratura) de 6 Joules.

**Tabela 1** – Nomenclatura relacionada aos ensaios de impacto em Glare nos quais se determinaram os efeitos da história de carregamento.

Identificação dos corpos de prova	Energia de impacto acumulada (disponível), Joules	Número total de impactos aplicados no espécime	Tipo de carregamento por impacto
LERI* 10	06	10	Múltiplo c/ energia constante
LERI 20	06	10	Múltiplo c/ energia sempre crescente
LERI 30	06	10	Múltiplo c/ energia sempre decrescente
GL 6,0 UNI	06	01	Impacto único

*LERI: Low Energy Repeated Impact*

Foram utilizados nestas seqüências de ensaios impactadores esféricos de aço com 5 mm de diâmetro, sempre acionando-se o sistema de travamento (*clamping*) dos espécimes, o qual restringe a deformação lateral dos corpos de prova durante o(s) evento(s) de impacto, constituindo assim, em principio, uma solicitação mais severa dos materiais híbridos relativamente à não adoção do dispositivo de travamento. Os resultados experimentais deste programa são fornecidos nas Figuras 2-4.



**Figura 2** – (a) Resistência máxima ( $RM_f$ ), (b) Módulo de elasticidade ( $E_f$ ), e (c) Tenacidade de carga máxima ( $TCM_f$ ) residuais de Glare após impacto único e repetido com carregamentos, respectivamente, constante, crescente, decrescente. As propriedades do material na condição virgem são plotadas para fins de comparação.

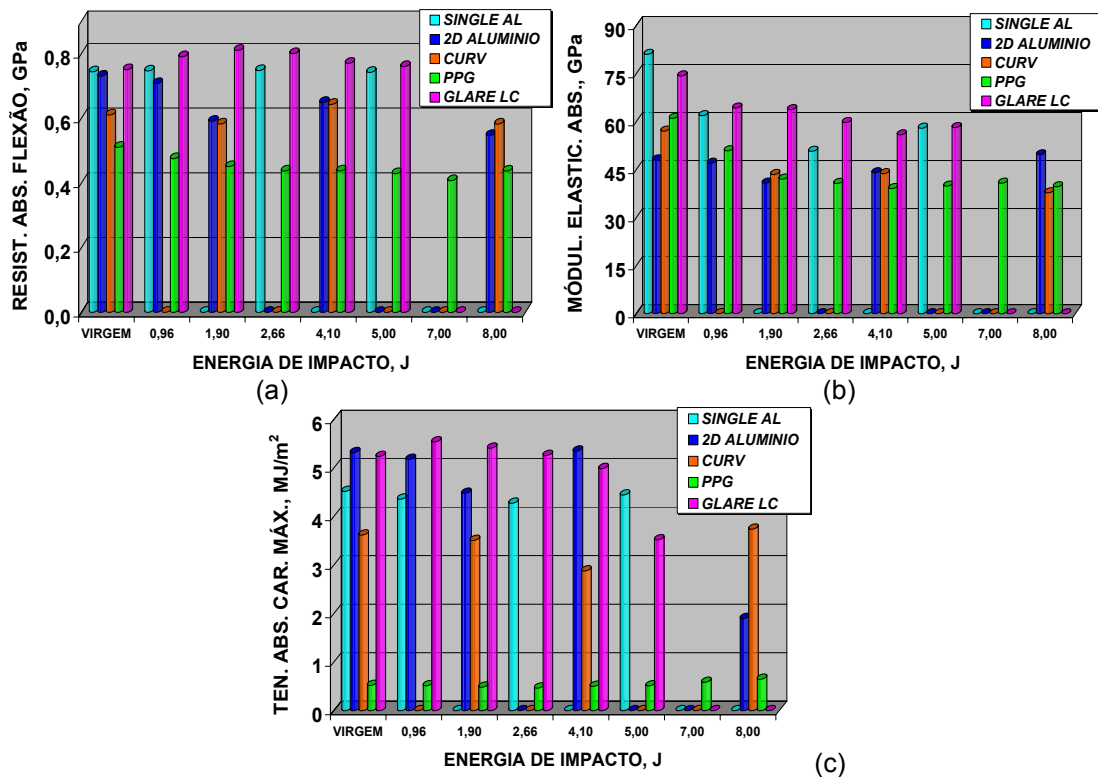
Pode-se inferir destas figuras que o módulo de elasticidade residual em flexão (Figura 2b) é a propriedade mecânica que reflete de modo mais consistente as esperadas perdas de propriedades mecânicas do material. Observa-se, por outro lado, que a resistência residual máxima em flexão (Figura 2a) apresenta um comportamento algo conflitante, indicando a possibilidade de o material ter sido mesmo fortalecido pelo(s) impacto(s) previamente aplicado(s). Pode-se, no entanto, especular que os aumentos observados na resistência à flexão advenham de alterações na geometria, e, conseqüentemente, na rigidez estrutural dos laminados impactados, como, por exemplo, graças a geração de calotas na superfície dos espécimes.

### 5.1.2 Efeitos da natureza dos LMF e da energia de impacto único

As propriedades residuais em flexão dos diversos LMF após a aplicação prévia de impacto único no intervalo de energias de 0,96 a 8,0 Joules, utilizando-se esfera com diâmetro de 5 mm e sempre acionando-se o sistema de travamento dos espécimes, são apresentadas na Figura 3. Os resultados são fornecidos em termos absolutos, sem considerar-se, portanto, a chamada densidade areal (em unidades de  $\text{Kg/m}^2$ ) dos materiais ensaiados.

Observa-se, em geral, uma superioridade do laminado Glare, seguido da liga monolítica de alumínio 2024-T3 na forma de chapa única e fina, tipicamente aplicada no campo da construção aeronáutica. Porém, no quesito de  $TCM_f$ , a chapa dupla de liga-Al 2024-T3, cujas lâminas são unidas por compressão a quente utilizando-se polipropileno como adesivo, apresentou resultados melhores do que a chapa simples de Al para os níveis de energia testados, chegando mesmo a competir diretamente com o Glare. Possivelmente, este comportamento decorreu da presença

da fase polimérica que une as placas de alumínio, visto ela se deformar bastante, absorvendo assim relativamente grandes quantidades de energia. Para todas as propriedades mecânicas presentemente avaliadas, as amostras de Curv e PPG mostraram-se inferiores ao Glare.



**Figura 3** – Desempenho dos diversos laminados metal-fibra nos quesitos (a)  $RM_f$ , (b)  $E_f$ , e (c)  $TCM_f$ , após impacto único sob vários níveis de energia.

Vale, entretanto, lembrar que o laminado Glare foi fabricado industrialmente, enquanto que os demais materiais foram confeccionados em escala de laboratório. Portanto, um dos fatores que possa ter implicado no melhor desempenho do Glare perante todos os seus concorrentes seriam, provavelmente, as práticas mais elaboradas, padronizadas e amplamente estabelecidas empregadas no seu processo de fabricação em larga escala.

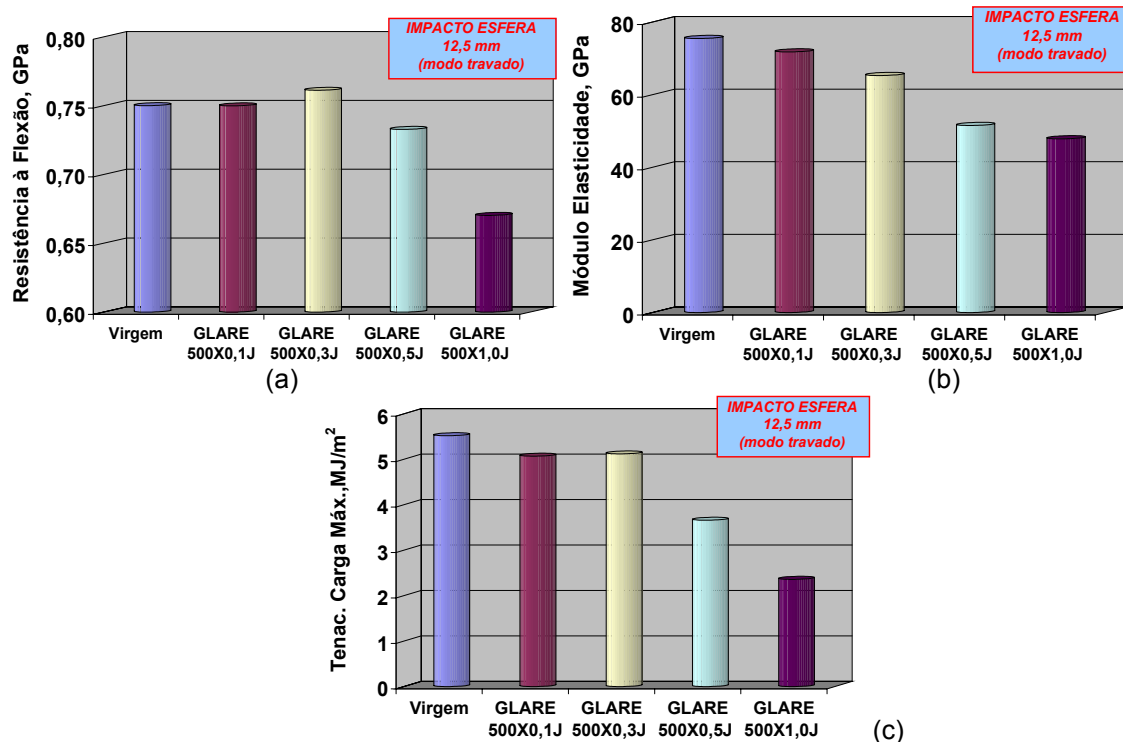
Novamente, tal como observado no item anterior (5.1.1), nota-se que o módulo de elasticidade (Figura 3b) é a propriedade mecânica que reage do modo mais consistente, aos diferentes níveis de energia de impacto prévio aplicado, aos vários materiais ensaiados, apresentando uma tendência ao decréscimo com o aumento do nível de energia de impacto único aplicado, tal como seria realmente de se esperar devido os danos impingidos.

### 5.1.3 Efeito da energia de impacto repetido

As propriedades residuais em flexão do laminado Glare após a aplicação prévia de impactos múltiplos (500 impactos sequenciais) com níveis constantes de energia de, respectivamente, 0,1; 0,3; 0,5; e 1 J (i.e., energias totais acumuladas e disponíveis de, respectivamente, 50, 150, 250 e 500 J), utilizando-se uma esfera de aço com 12,5 mm de diâmetro são apresentadas na Figura 4.

Como era de se esperar, observa-se, salvo uma ou outra exceção, uma queda consistente das propriedades mecânicas residuais com o aumento da energia

aplicada em cada impacto individual, e, conseqüentemente, na energia total acumulada e disponível para fratura do espécime. Ratificando os resultados anteriores, o módulo de elasticidade,  $E_f$  (Figura 4b), se mostra uma propriedade mecânica bastante sensível aos danos introduzidos, exibindo uma seqüência mais consistente de queda do comportamento mecânico residual do Glare.

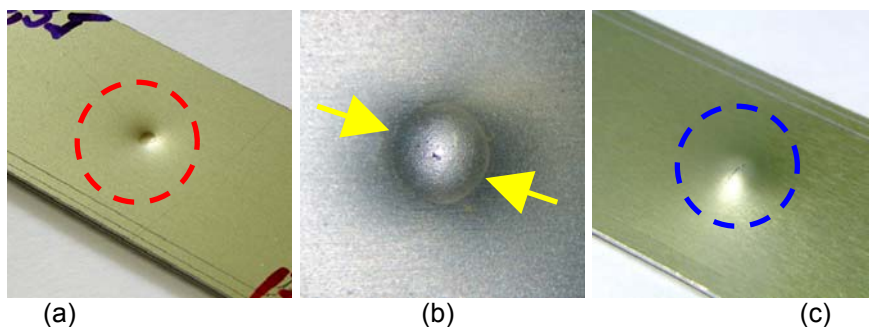


**Figura 4** – (a) Resistência máxima, (b) Rigidez, e (c) Tenacidade residual em flexão de Glare submetido a múltiplos impactos com diferentes energias individuais.

Cabe enfatizar, novamente, que os desempenhos são presentemente avaliados numa escala absoluta, sem contabilizar os efeitos da diferença entre as densidades dos diversos materiais ensaiados. Certamente, o ranqueamento entre os laminados deverá ser modificado caso se considerem todos os desempenhos numa base de massa unitária.

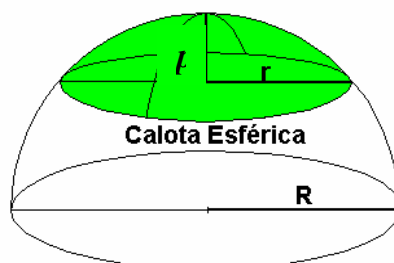
## 5.2 Severidade de Danos Externos

Com base nas dimensões das impressões deixadas pelos impactadores esféricos de aço (5 e 12,5 mm de diâmetro, respectivamente) sobre as superfícies metálicas frontal e traseira dos LMF no evento do choque mecânico (Figura 5), quatro parâmetros de severidade de danos externamente visíveis foram derivados dentro de uma perspectiva macroscópica (i.e., passível de fácil mensuração durante um evento de manutenção estrutural). Visto que, no caso em questão, a impressão na face de impacto (destaque em vermelho na Figura 5a) pode ser definida como uma calota esférica, a sua dimensão mais facilmente mensurável (primeiro parâmetro de dano) seria o diâmetro ( $d$ ), e seria o parâmetro mais acessível no caso de se considerar, por exemplo, a inspeção da fuselagem danificada de uma aeronave.



**Figura 5** – Impressões deixadas pelo impactador esférico de aço nas superfícies (a) Face frontal, (b) Detalhe (parâmetro de dano  $d$ ), e (c) Face posterior de um LMF (levando neste caso inclusive ao trincamento da lâmina metálica traseira).

Através de relações geométricas bastante conhecidas (Figura 6), é possível estimar, por intermédio dos diâmetros da impressão ( $d=2r$ ) e do impactador esférico ( $D=2R$ ), a correspondente profundidade da depressão ( $p$ ) gerada na face frontal do laminado (que seria o segundo parâmetro de dano).



**Figura 6** – Esquemático da geometria de impressão deixada pelo impacto de uma esfera na superfície frontal do laminado ( $p = R - \sqrt{R^2 - r^2}$ ;  $A = 2 \cdot \pi \cdot R \cdot p$ ).

Cabe enfatizar que a profundidade estimada da calota frontal ( $p$ ) não corresponde àquela efetivamente gerada no laminado, mas é apenas uma fração desta. Em especial se o espécime está numa condição de não-travamento, o LMF se deforma permanentemente para uma extensão, normal à superfície de impacto, bem além daquela exatamente proporcionada pelo íntimo contato entre laminado e impactador. No entanto, a escolha pelo diâmetro  $d$  se dá em face da facilidade de sua medição, tendo em vista a sua perfeita e inequívoca definição, tal como mostra a Figura 5b.

Um terceiro parâmetro de dano externo macroscópico seria a altura ( $H$ ) da calota gerada na face posterior do espécime (destaque em azul na Figura 5c). Em vista dos processos específicos de fratura ocorrendo no material composto envolvido pelas duas lâminas metálicas do LMF, seria inócua qualquer tentativa de se determinar o valor de  $H$  na lâmina metálica posterior com base exclusivamente nas dimensões do dano tal como, medidas na lâmina frontal do espécime impactado. Não seria improvável, por exemplo, que uma razoável deformação na superfície frontal fosse acompanhada por nenhuma deformação da face posterior do laminado, em virtude de suficiente deformação permanente do recheio polimérico, por assim dizer, existente entre as lâminas metálicas.

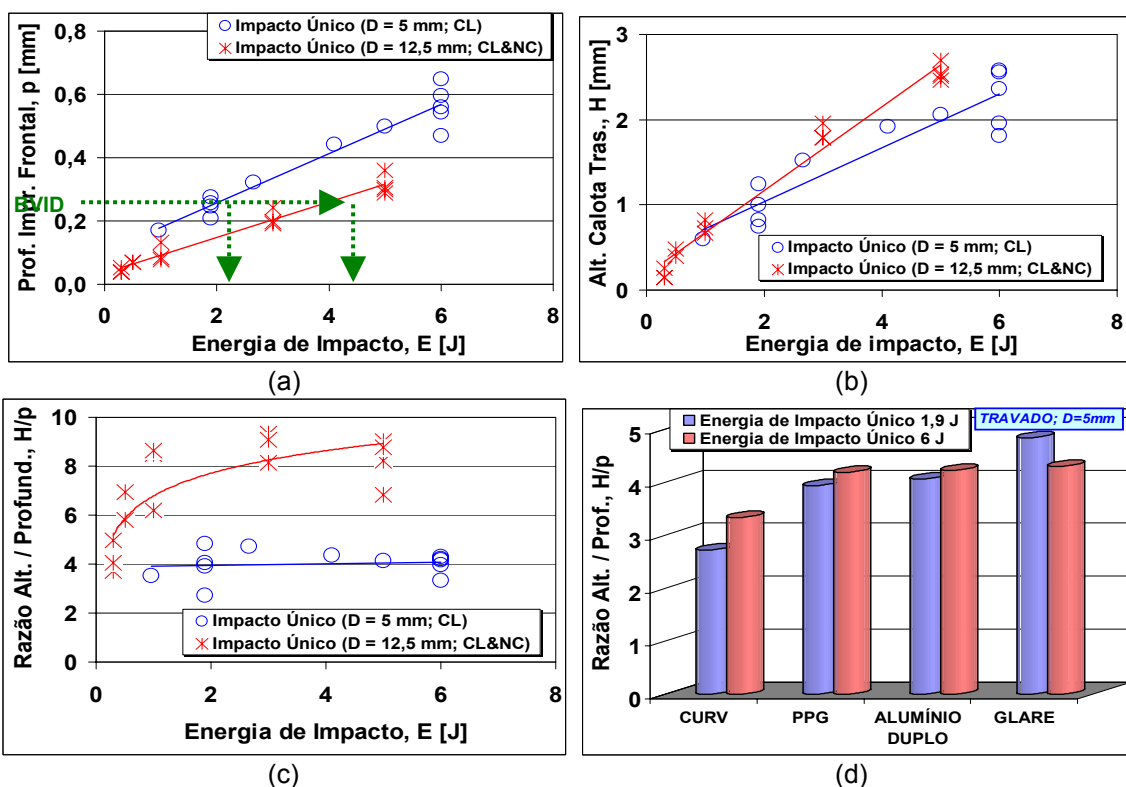
Desta forma, uma medida experimental de  $H$  se faz necessária. Embora em termos laboratoriais ela seja bem mais prática e simples que a mensuração do parâmetro  $p$ , em campo a mensuração de  $H$  seria problemática, já que haveria de se ter acesso irrestrito à superfície interna, por exemplo, de uma fuselagem, o que é sempre um problema nas inspeções destas, e de outras estruturas aeronáuticas. De qualquer forma, o valor  $H$  tem o significado de, quando comparado a  $p$ , indicar o comportamento do laminado no que se refere à capacidade do mesmo se deformar



através da espessura sob a ação de um projétil. Além disso, os parâmetros  $p$  e  $H$  estão intrinsecamente associados à questão de detectabilidade de danos, e, por conseguinte, ao conceito de BVID, citado ao início do texto e, por definição, correspondente a uma indentação por impacto com profundidade ( $p$ ) de 0,3 mm.<sup>[15]</sup> Os parâmetros  $p$ ,  $H$  e a razão  $H/p$  são plotados contra a energia de impacto(s) na Figura 7.

Infere-se das Figuras 7a-c que a esfera de impacto de 12,5 mm deixa marcas impressas relativamente pouco profundas na superfície impactada, as quais, por outro lado, causam um dano de grande monta na face posterior dos espécimes (a chamada calota posterior, ou traseira), resultando assim em elevadas razões  $H/p$ , seja para uma condição assumida de travamento perimetral, ou não, do espécime impactado.

Conclui-se da Figura 7a que, para uma dada energia de impacto, o dano causado pelo menor projétil seria mais prontamente identificado na face impactada. Tal fato está implícito na constatação (na mesma Figura 7a) de que a energia de BVID da esfera de 5 mm (2,5 J) é praticamente metade da do impactador com diâmetro de 12,5 mm (4,5 J). No entanto, as Figs.7b,c indicam que, em havendo acesso à face posterior do laminado danificado, os impactos do projétil mais robusto estariam mais propensos a uma pronta identificação. Da Figura 7d, conclui-se que o Glare seria o laminado em que a inspeção visual da face posterior poderia trazer os melhores resultados de indicação de danos ocorridos por impacto.



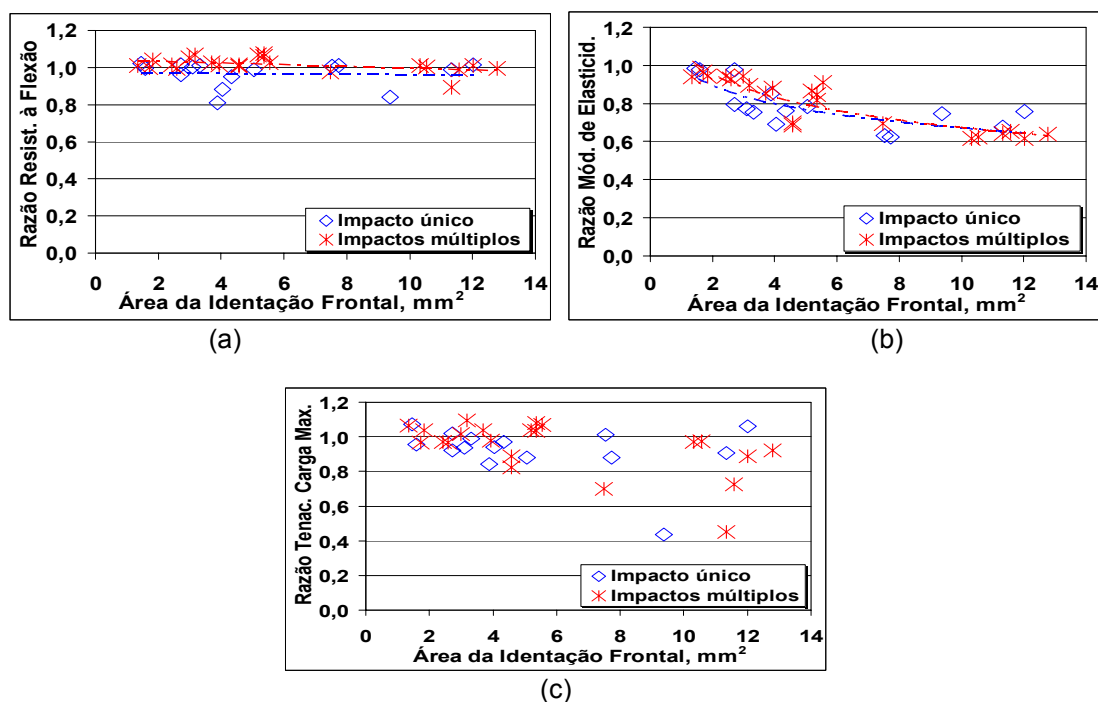
**Figura 7** – (a) e (b) Correlações entre os parâmetros de danos macroscópicos estimados para a calota frontal ( $p$ ) ou mensurados na calota posterior/traseira ( $H$ ), respectivamente, e a energia de impacto único em diversos LMF. Em (c), tem-se a razão entre as dimensões  $H/p$ . Ajustes, linear e de potência de dados. Em (d), a razão  $H/p$  é apresentada identificando-se vários materiais estudados, e considerando-se duas distintas energias de impacto único.

### 5.3. Danos Externos vs Resistência Residual

Correlações empíricas entre os parâmetros de severidade de danos externos macroscópicos e o desempenho mecânico residual dos laminados foram testadas. Entretanto, ao invés de recorrer-se aos parâmetros de danos anteriormente definidos (i.e.,  $d$ ,  $p$ , e  $H$ ) que, guardadas as devidas limitações, são dimensões operacionalizáveis num ambiente de serviço em campo, optou-se desta feita por se utilizar uma dimensão mais elaborada, qual seja, a área superficial da indentação deixada pelo impactador na face frontal dos espécimes,  $A$  (área hachurada em verde na Figura 6), que, no entanto, é obtida diretamente dos parâmetros acima citados (vide as expressões na chamada da Figura 6).

A Figura 8 plota simultaneamente todos os resultados obtidos para os diversos materiais presentemente avaliados, em ambas as condições de impacto único e repetido, incluindo indistintamente os 2 tipos de impactadores esféricos utilizados nos experimentos.

Verifica-se nas figuras acima que, enquanto a resistência residual máxima relativa em flexão varia pouco com a área da impressão do impactador, um elevado espalhamento de dados é obtido para a tenacidade relativa em carga máxima. Por outro lado, o módulo de elasticidade relativo (Figura 8b) se correlaciona muito bem, e de modo notadamente consistente, à área de indentação do impactador para ambos os tipos de carregamento de impacto, único e repetido. Isto corrobora resultados expostos anteriormente no presente texto, e que qualificam esta propriedade mecânica,  $E_f$ , como aquela mais valiosa, útil e confiável na tarefa de monitoração do grau de integridade estrutural desta recentemente desenvolvida classe dos laminados metal-fibra. Os resultados apresentados na Figura 8 suscitam, portanto, a possibilidade de se estimar o grau de tolerância a danos de uma estrutura confeccionada em LMFs com base exclusivamente em medidas relativamente fáceis de serem executadas para a quantificação de danos externos macroscópicos gerados por impacto(s).



**Figura 8** – Correlações entre (a) Resistência residual máxima à flexão, (b) Módulo elástico residual sob flexão, e (c) Tenacidade residual em carga máxima, relativamente às propriedades do material no estado virgem, e a área superficial  $A$  (quarto parâmetro de danos) da indentação frontal gerada por impacto(s).

## 6 CONCLUSÕES

Os resultados experimentais obtidos no presente estudo permitem concluir que:

1. Para uma mesma energia total acumulada (disponível), o evento de impacto único é mais crítico que qualquer combinação de choques mecânicos múltiplos;
2. Sob impacto múltiplo, energias individuais de apenas 0,5 J já são suficientes para reduzir as propriedades residuais em até 30% daquelas originalmente exibidas;
3. O módulo de elasticidade é a propriedade mecânica mais valiosa, útil e confiável para a monitoração do grau de integridade estrutural dos LMFs submetidos previamente a impacto único ou repetido;
4. Esferas impactadoras com menor diâmetro causam danos altamente localizados nos laminados, enquanto que esferas com maior diâmetro geram danos mais difusos;
5. Para uma dada energia de impacto(s), danos causados por esferas menores são mais facilmente detectados na face frontal do laminado, enquanto que os gerados pelas maiores têm melhores chances de identificação na face posterior do laminado;
6. Glare é o laminado híbrido menos resistente a introdução de danos por impacto(s), porém é o mais tolerante à presença destes danos, retendo suas propriedades mecânicas em patamares superiores aos dos laminados concorrentes;
7. Foi verificada a possibilidade de se estimar o grau de tolerância a danos (i.e., resistência residual) de uma estrutura confeccionada em LMFs, com base exclusivamente nos diversos parâmetros geométricos de quantificação de danos macroscópicos gerados por impacto(s).

## Agradecimentos

Ao Prof. J.W. Cantwell da Univ. de Liverpool (UK), à empresa Aviation Equipments (CA-USA), e ao graduando Roberto Ormastroni da EESC/USP.

## REFERÊNCIAS

- 1 VLOT A., VOGELANG L.B., de VRIES T.J. (2001) Towards application of fiber-metal laminates in large aircraft, <www.glareconference.com>.
- 2 HSCT, HIGH SPEED CIVIL TRANSPORT Project. *NASA Report*, 2004.
- 3 VLOT A., KROON E., LA ROCCA G., Impact response of fiber metal laminates. *Key Engng Mater.*, v.141-143, p.235-276, 1998.
- 4 SUN C.T., DICKEN A., HU H.F., Characterization of impact damage in Arall laminates. *Compos. Sci. Tech.*, v.49, p.139-144, 1993.
- 5 FATT M.S.H., LIN C., REVILOCK D.M., HOPKINS D.A., Ballistic impact of Glare fiber-metal laminates. *Compos. Struct.*, v.61, p.73-88, 2003.
- 6 HEBUR M.G., NOEBE R.D., REVILOCK D.M., Impact resistance of lightweight hybrid structures. *J. Mater. Engng Perf.*, v.12, p.470-479, 2003.
- 7 DATTA S., KRISHNA A.V., RAO R.M.V.G.K., Low velocity impact damage tolerance studies. *J. Reinf. Plast. Comp.*, v.23, p.327-345, 2004.
- 8 GWEON S.Y., BASCOM W.D., Damage in carbon-fibre composites due to repetitive low-velocity impact loads. *J. Mater. Sci.*, v.27, p.2035-2047, 1992.

- 9 JANG B.P., HUANG C.T., HSIEH C.Y., KOWBELI W., JANG B.Z., Repeated impact failure of composites. *J. Compos. Mater.*, v.25, p.1171-1203, 1991.
- 10 BOLL D.J., BASCOM W.D., WEIDNER J.C., MURRI W.J., A microscopy study of impact damage. *J. Mater. Sci.*, v.21, p.2667-2677, 1986.
- 11 CAPRINO G., Residual strength prediction of impacted CFRP laminates. *J. Compos. Mater.*, v.18, p.509-518, 1984.
- 12 SUGUN B.S., RAO R.M.V.G.K., Low velocity impact characterization of composites. *J. Reinf. Plast. Comp.*, v.23, p.1583-1599, 2004.
- 13 MORAIS W.A., ALMEIDA J.R.M., GODEFROID L.B., Efeito de impactos em compositos pultrudados. *J. Braz. Soc. Mech. Sci. Engng*, v.25, p.325-328, 2003.
- 14 MITTELMAN A., Low-energy repetitive impact in carbon-epoxy composite. *J. Mater. Sci.*, v.27, p.2458-2462, 1992.
- 15 FREITAS M., REIS L., Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact. *Compos. Struct.*, v.42. p.365-373, 1998.