

# CARACTERIZAÇÃO DE DANOS POR IMPACTO REPETIDO EM LAMINADOS COMPOSTOS CARBONO-EPÓXI DE GRAU AERONÁUTICO <sup>1</sup>

*Carlos Eduardo Gomes de Castro* <sup>(2)</sup>

*Leandro Iezzi* <sup>(2)</sup>

*Waldek Wladimir Bose Filho* <sup>(3)</sup>

*\*José Ricardo Tarpani* <sup>(3)</sup>

## **Resumo**

O presente estudo objetivou a caracterização dos danos causados por impacto repetido (fadiga por impacto) em laminados carbono-epóxi, e a determinação de suas propriedades mecânicas residuais sob flexão três pontos. Energias de impacto no intervalo de 0,3 a 1 Joules foram aplicadas aos materiais, de modo a se introduzirem os chamados danos de difícil visualização. A quali- e quantificação de danos foram efetivadas em microscópio óptico de reflexão, por observação direta da seção transversal dos espécimes impactados. As propriedades mecânicas residuais avaliadas foram o módulo de elasticidade, a resistência máxima à flexão e a tenacidade de carga máxima. Concluiu-se que, dentre estas, o módulo de elasticidade é a propriedade mais insensível, e a tenacidade de carga máxima a mais sensível aos danos introduzidos por choque mecânico dos laminados. De modo geral, o laminado reforçado com fibras na configuração tecido, impregnadas com resina tenacificada com borracha, se mostrou o mais adequado para operar num ambiente de impactos repetidos de baixa energia a que estão invariavelmente expostas as estruturas e componentes aeronáuticos confeccionados com esta classe de materiais de engenharia.

**Palavras-chave:** Danos por impacto; Laminados carbono-epóxi; Propriedades mecânicas residuais.

<sup>1</sup> *Artigo apresentado no 60º CONGRESSO ANUAL INTERNACIONAL DA ABM BRASIL, Julho de 2005, Belo Horizonte-MG, Brasil*

<sup>2</sup> *Graduando em Engenharia Mecânica,*

<sup>3</sup> *Professor, \*jrpan@sc.usp.br*

## INTRODUÇÃO

A indústria de construção aeronáutica utiliza amplamente os laminados compostos (ou compósitos) estruturais constituídos de fibras longas ou contínuas de carbono embebidas em uma matriz de resina epóxi, visto exibirem elevada rigidez e resistência mecânica específicas, relativamente à densidade do material.

Reconhecidamente, o maior problema destes materiais está na sua relativamente baixa resistência a impactos, sejam eles únicos ou repetidos. Exemplos clássicos de eventos de impacto a que estão sujeitas as aeronaves, seja em vôo ou no solo, incluem: chuva de granizo, choque com pássaros, fragmentos lançados pelo atrito dos pneus com o solo, e queda de ferramentas durante a sua manutenção. Nos casos em que a energia de impacto é suficientemente baixa, o que inclui alguns casos anteriormente mencionados, a perda significativa da resistência residual do material não é acompanhada por danos facilmente detectados durante sua inspeção visual, denotando o conceito amplamente aceito de *barely visible impact damage*.

Neste sentido, o presente trabalho visa contribuir para uma melhor compreensão dos efeitos dos danos visualmente imperceptíveis, causados por múltiplos impactos, nas propriedades mecânicas residuais de 4 diferentes laminados de carbono-epóxi.

## ESTADO DA ARTE

AZOUAOU et al [1] observaram que, já os primeiros impactos de baixa energia, sequencialmente aplicados em laminados carbono-epóxi, produzem microtrincas na matriz, sem deixar sinais externamente visíveis, gerando também delaminações internas que causam a maior parte da perda da resistência mecânica do material. Eles notaram que, para um número suficientemente elevado de impactos, a grande densidade de delaminações geradas causa a opacificação do material.

KHAN et al [2] notaram que o aumento na fração de fibras de reforço resulta numa maior resistência e tolerância a danos por impactos múltiplos de baixa energia.

MITTELMAN [3] não constatou um parâmetro individual de análise dos efeitos dos impactos sobre laminados carbono-epóxi, porém encontrou uma relação bem definida entre a resistência mecânica residual à tração e o logaritmo do número de impactos aplicados multiplicado pela energia de cada impacto individual, ou seja, a energia disponibilizada pelo sistema e acumulada ao longo do ensaio.

JANG et al [4] observaram a existência de um limite de energia incidente, acima do qual há danos significativos por delaminação, mesmo já no primeiro impacto. Impactos subsequentes aumentariam a dimensão e número de delaminações.

WYRICK & ADAMS [5] constataram a predominância do papel da energia de impacto e do número destes na perda de resistência do laminado, perda essa que, segundo os autores, ficaria restrita à região próxima do defeito.

BOLL et al [6] variou a rigidez da resina epóxi, e observou que uma maior rigidez da matriz, objetivando-se reduzir a ocorrência de delaminações, causa a concentração de energia sobre a área impactada, o que, por sua vez, levaria ao rompimento das fibras de carbono. Ele concluiu que a resistência da fibra é um fator muito importante quando se trabalha com resinas mais rígidas, as quais reduzem a área de danos por um fator de 4 a 5, frente a resinas menos rígidas.

HONG & LIU [7] concluíram por uma relação linear entre a área de delaminação e a energia total ou acumulada disponibilizada nos impactos. Além disso, observaram que o comportamento do material sob cargas de impacto de baixa velocidade assemelhasse ao de um carregamento em flexão.

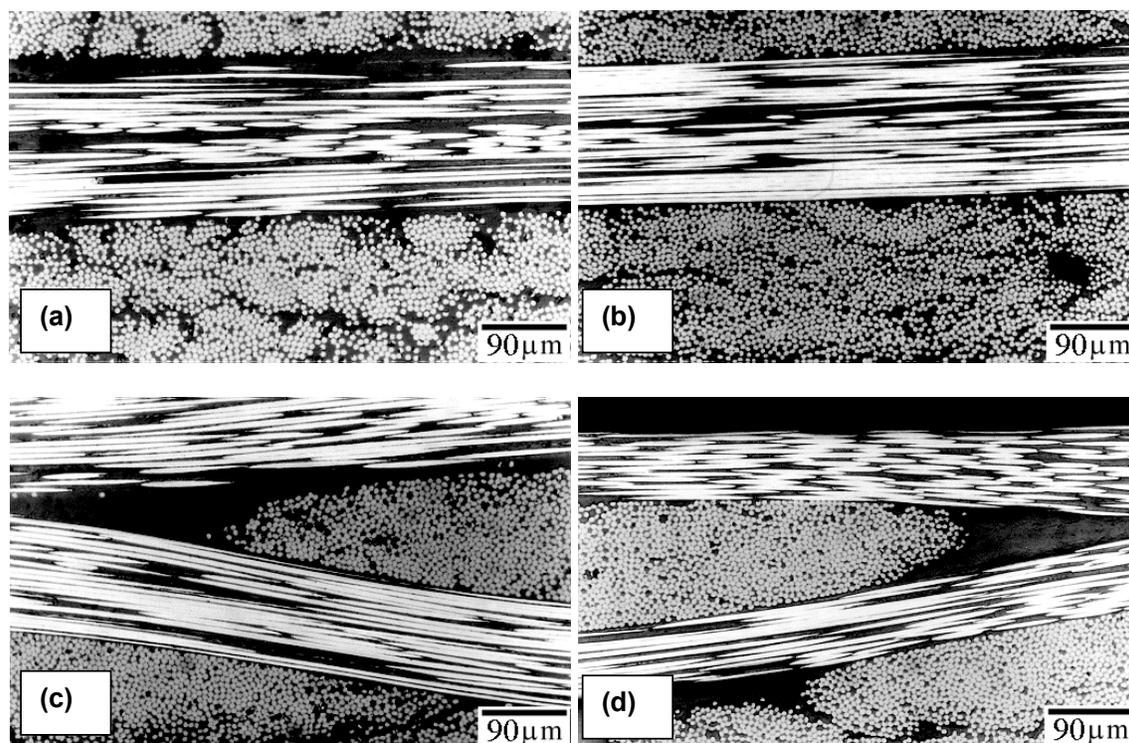
## MATERIAIS E CORPOS DE PROVA

Foram ensaiados quatro diferentes laminados compostos do sistema carbono-epóxi, fornecidos já no estado de polymerizados e curados em autoclave, na forma de corpos de prova semi-acabados do tipo-tablete (dimensões no plano de 27,5 x 65 mm<sup>2</sup>). Os materiais incluem as configurações tape, com as fibras de carbono nas orientações alternadas 0/90°, num total de 08 camadas, [0/90°]<sub>2s</sub>, e tecido 0/90°, em 04 camadas, [0/90°]<sub>4</sub>, levando a uma espessura final nominal dos laminados de 1,5 mm. Foram utilizadas duas diferentes classes de resina epóxi, com temperaturas/pressão de cura de 120°C/420kPa e 180°C/700kPa, respectivamente, sendo a última tenacificada pela adição de partículas elastoméricas (*rubber toughened*). A Tabela 1 lista alguns dados sobre os laminados avaliados.

**Tabela 1.** Quadro-resumo dos materiais ensaiados.

CÓDIGO DO MATERIAL	ARRANJO	CURA (°C/kPa)	ESPESSURA (mm)
TP120 (Fig 1a)	TAPE	120/420	1,61-1,65
TP180 (Fig 1b)	TAPE	180/700	1,51-1,52
TC120 (Fig 1c)	TECIDO	120/420	1,53-1,54
TC180 (Fig 1d)	TECIDO	180/700	1,46-1,47

Na Figura 1 são apresentadas micrografias referentes à seção transversal dos laminados ensaiados, tal como visualizadas em um microscópio óptico de reflexão.



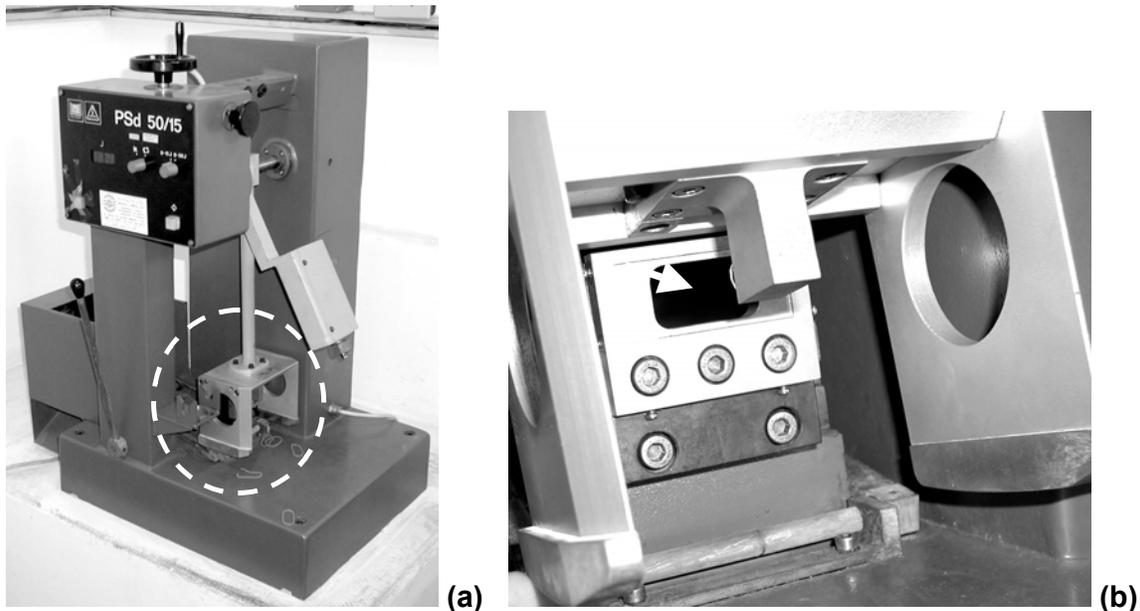
**Figura 1.** Microestrutura dos laminados compostos: (a) TP120, (b) TP180, (c) TC120 e (d) TC180. O diâmetro das fibras de carbono é tipicamente de 7 μm.

## EXPERIMENTAL

Os ensaios de impacto repetido foram realizados à temperatura ambiente em um sistema de impacto Charpy PSd 50/15 semi-instrumentado, especialmente adaptado, conforme mostra a Figura 2. Um número máximo de 500 impactos foi aplicado aos corpos de prova, com níveis individuais de energia de 0,3, 0,5 e 1 Joule, respectivamente, por intermédio de um impactador esférico de aço com 12,7 mm de diâmetro. Tipicamente, três corpos de prova foram ensaiados para cada condição.

A quali- e a quantificação de danos impingidos aos materiais previamente impactados foram realizadas por observação da seção transversal dos espécimes, na região central de máxima danificação, em um microscópio óptico de reflexão acoplado a um analisador computadorizado de imagens.

Os ensaios de resistência residual sob flexão em três pontos foram também realizados à temperatura ambiente, a uma taxa de carregamento de 01 mm/min, em um sistema automatizado EMIC<sup>R</sup>, com a distância entre os pontos de apoio dos espécimes fixada em 40 mm. As propriedades mecânicas determinadas incluem o módulo de elasticidade, a resistência máxima e a tenacidade de carga máxima, esta última obtida por integração numérica da área sob a curva de ensaio de flexão.

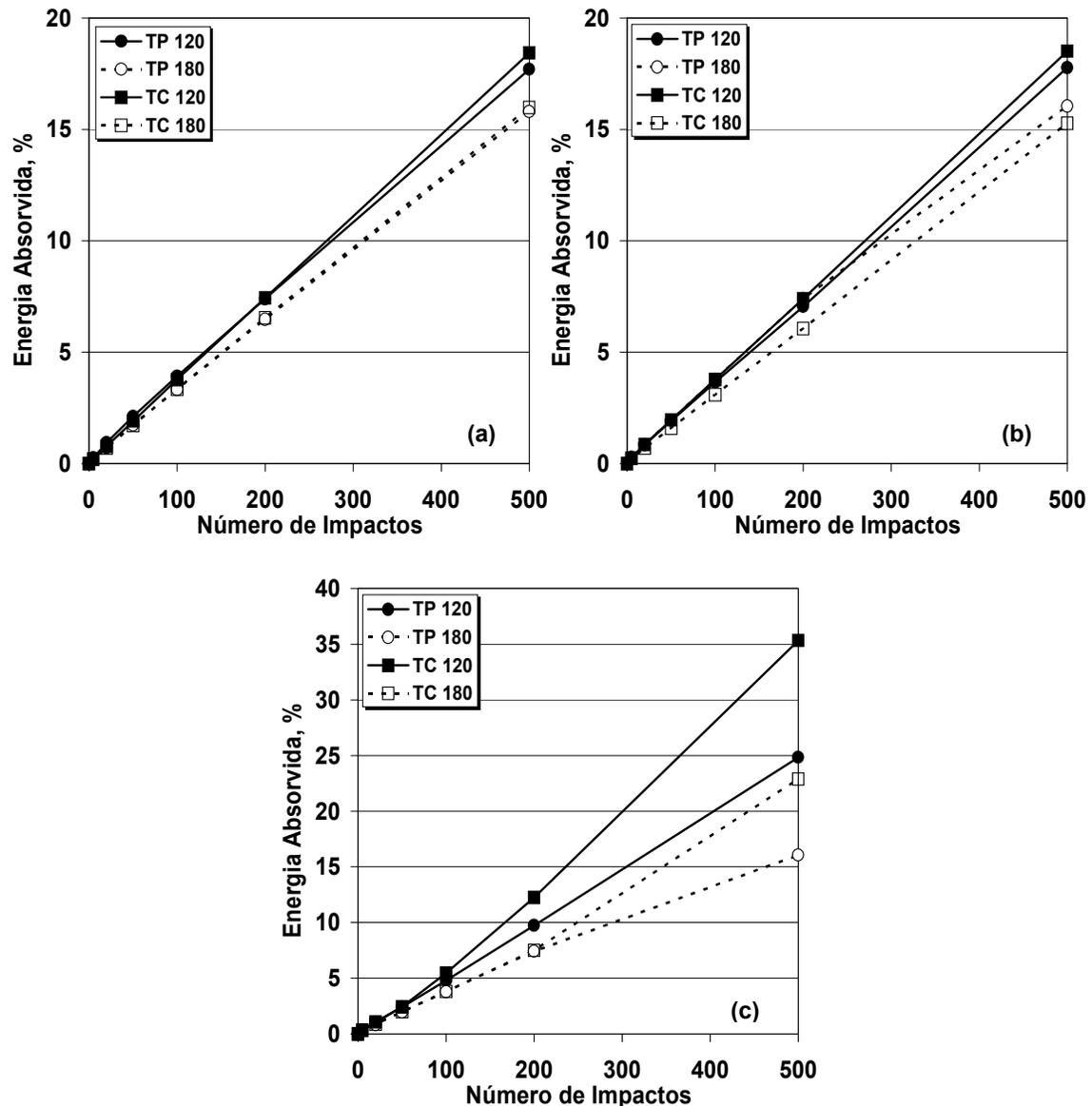


**Figura 2.** (a) Dispositivo de impacto Charpy adaptado para o presente estudo; (b) Detalhe do impactador e da janela-alvo que acomodou os espécimes laminados.

## RESULTADOS E DISCUSSÃO

### Absorção de Energia nos Impactos Repetidos

A Figura 3 mostra resultados de energia (acumulada) percentual absorvida pelos corpos de prova, plotada contra o número de impactos a eles aplicados, para três níveis de energia de impacto. Observa-se que os padrões de absorção percentual de energia são bastante semelhantes, com os laminados confeccionados com resina epóxi não-tenacificada, curada a 120°C, assim como a configuração tecido (TC), exibindo geralmente uma maior tenacidade aparente.

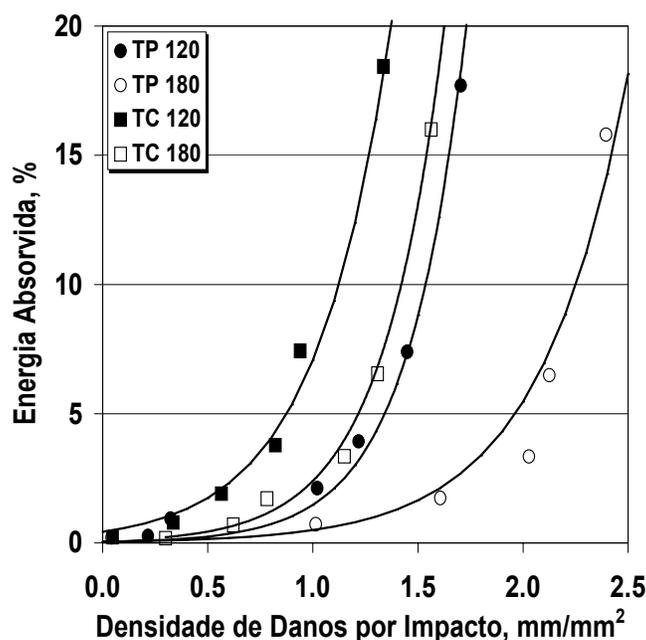


**Figura 3.** Energia (acumulada) percentual absorvida vs. número de impactos aplicados: (a) 0,3 Joules, (b) 0,5 Joules e (c) 1 Joule aplicados a cada impacto.

### Quantificação de Danos

Neste trabalho, o termo “danos por impacto” incorpora indistintamente os dois principais tipos de falha por fratura observáveis ao microscópio óptico, quais sejam, as trincas intra- e interlaminares (delaminações). A Figura 4 plota a densidade de danos impingidos aos laminados em função da energia relativa absorvida pelos espécimes multiplamente impactados. Observa-se que que o arranjo tecido de fibras apresenta uma menor densidade de danos, provavelmente devido ao menor número de interfaces entre as lâminas (3 contra 7 da configuração tape), disponibilizando, portanto, menos sítios de delaminações. Nota-se também a tendência dos laminados confeccionados com a resina tenacificada, curada a 180°C, apresentar maior quantidade de danos que os impregnados com a não-tenacificada, 120°C, o que pode ser explicado possivelmente pela priorização da fratura interlaminar às expensas da intra-laminar, esta última essencialmente dependente da tenacidade da

matriz polimérica. Deste modo, uma matriz tenacificada restringe o desenvolvimento das trincas no interior das lâminas, deslocando o mecanismo de alívio de tensões para a interface entre as lâminas do material composto. Infere-se, portanto, que as delaminações sejam um mecanismo de fratura menos energético que o intratrincamento laminar, o que explicaria as observações experimentais de que o laminado TP180, apresentando grande número de interfaces entre lâminas e contendo a resina tenacificada com elastômero, exibe a máxima densidade de danos e absorve percentualmente a mínima quantidade de energia dos impactos (Figuras 3 e 4). Inversamente, e também corroborando esta tese, as Figuras 3 e 4 mostram que o laminado TC120, que exibe um pequeno número de interfaces para delaminação e é confeccionada com a resina menos tenaz, apresenta simultaneamente a máxima absorção de energia e a mínima densidade de danos por impactos.



**Figura 4.** Diagrama de energia percentual absorvida vs. danos totais por impactos múltiplos (0,3 Joules).

### Desempenho Residual sob Flexão em 3 Pontos

As Figura 5, 6 e 7 exibem os resultados de propriedades mecânicas residuais obtidas a partir de ensaios de flexão monotônica em três pontos, após a aplicação de 500 impactos, sob os três distintos níveis de energia de impacto individual, quais sejam, 0,3, 0,5 e 1 Joules.

Assim como destacado em estudo similar conduzido por Cantwell et al [8], não se observaram tendências claras no gradiente de perda de propriedades mecânicas quando estas eram avaliadas periodicamente ao longo do processo de aplicação dos carregamento dinâmicos. Porém, para um número suficientemente elevado de impactos, pôde-se claramente observar as perdas impingidas aos materiais pela repetida aplicação de cargas de choque mecânico de baixa energia.

As propriedades mecânicas dos laminados na condição como-recebidos (fornecidas como barras mais escuras nas figuras abaixo) foram obtidas por Tarpani et al [9,10].

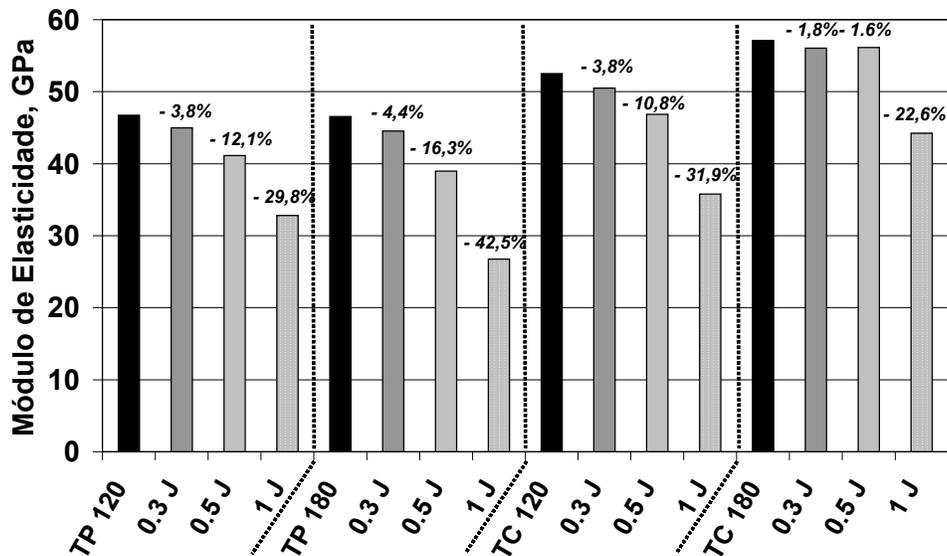


Figura 5. Módulo de elasticidade vs. severidade de carregamento (500 impactos).

As principais conclusões quanto ao efeito dos impacto repetido no módulo de elasticidade (Figura 5) são:

- Os laminados com arranjo tecido das fibras de carbono apresentaram, antes e após a aplicação das cargas dinâmicas, um desempenho significativamente superior aos de configuração tape;
- O desempenho mecânico do arranjo tecido impregnado com a resina epóxi tenacificada pela adição de borracha, TC180, é o melhor dentre todos os laminados avaliados, seja em termos de propriedades absolutas, bem como quando se consideram as baixas perdas relativas de propriedade após os 500 impactos múltiplos, independentemente do nível de energia dos mesmos;
- Inversamente, o pior desempenho é exibido pelo arranjo tape impregnado com a resina tenacificada, qual seja, TP180.

Quanto ao efeito dos impacto repetido na resistência máxima dos laminados carbono-epóxi (Figura 6), as seguintes inferências são possíveis:

- Não obstante a relativamente grande perda percentual de propriedade devido aos impactos de 0,3 Joules, comparado aos tapes, o desempenho mecânico do arranjo tecido impregnado com a resina epóxi tenacificada pela adição de borracha, TC180, pode ser considerado como o melhor dentre os laminados avaliados, seja em termos de propriedades absolutas, bem como quando se consideram as baixas perdas relativas de propriedade após os 500 impactos sequencialmente aplicados, excessão já feita à energia de 0,3 Joules;
- De um modo geral, se comparados ao desempenho exibido pelo laminado TC180, todos os outros três laminados compostos poderiam ser considerados inábeis para operarem num ambiente de impactos repetidos de baixa energia. No entanto, o laminado TC120 mostra-se especialmente inadequado a esta tarefa, em vista as grandes perdas relativas de propriedade, independentemente do nível de energia aplicada em cada impacto individual.

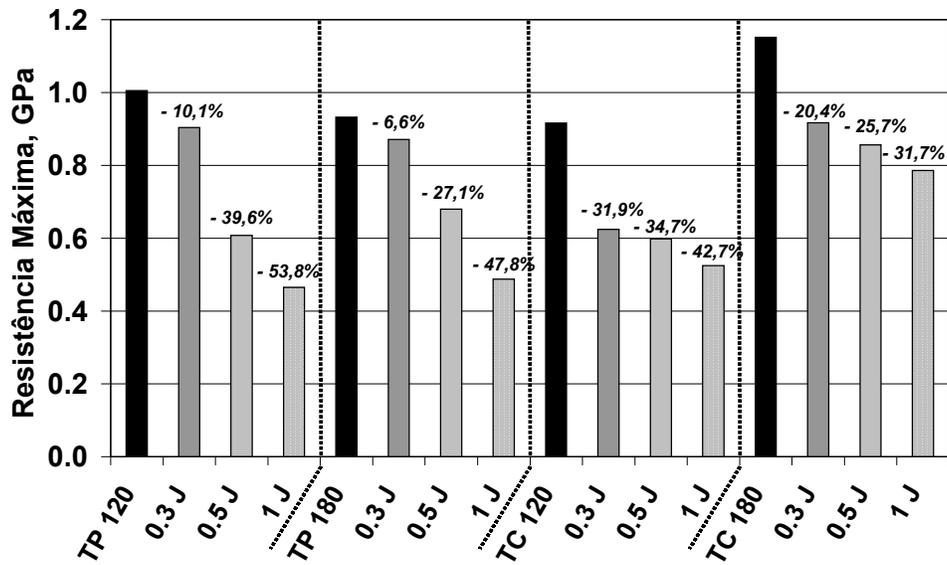


Figura 6. Resistência máxima vs. severidade de carregamento (500 impactos).

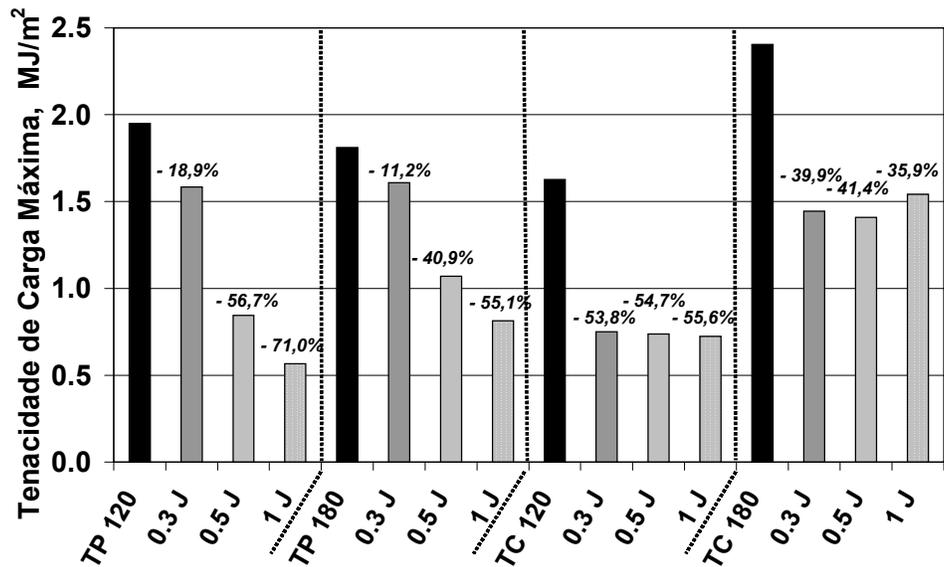


Figura 7. Tenacidade carga máxima vs. severidade de carregamento (500 impactos).

Com relação ao efeito dos impactos múltiplos na tenacidade de carga máxima, Figura 7, pode-se concluir que:

- Perdas significativas desta propriedade são observadas para todos os laminados ensaiados, mostrando ser esta, ao contrário do módulo de elasticidade, a propriedade mais sensível à fadiga por impacto dentre aquelas presentemente avaliadas;
- O laminados de fibras na configuração tape, quais sejam, TP120 e TP180, seriam possivelmente os mais adequados para uso sob impactos de energia individual de 0,3 Joules, visto que suas propriedades absolutas, nesta condição específica, supera substancialmente às dos arranjos tecidos;
- Para as duas outras energias de impacto individual, 0,5 e 1 Joules, o laminado TC180 se mostra o mais adequado;
- Nestas energias de 0,5 e 1 Joules, todos os outros três laminados compostos poderiam ser novamente considerados inábeis para operarem num ambiente

de impactos repetidos. Porém, e mais uma vez, o laminado TC120 mostra-se especialmente inadequado a esta tarefa, em vista as grandes perdas relativas de propriedade, independente da energia de impacto aplicada, bem como, e assim como na propriedade de resistência máxima, devido seu mínimo desempenho no estado de como-fornecido pelo fabricante.

## CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste estudo, foram determinadas a energia percentual absorvida, os danos impingidos e as propriedades mecânicas residuais de 4 diferentes laminados compostos do sistema carbono-epóxi, resultantes da aplicação de impactos múltiplos de baixa energia. Observou-se que, dentre as três propriedades mecânicas avaliadas, o módulo de elasticidade é a mais insensível e a tenacidade de carga máxima a mais sensível aos danos introduzidos por choque mecânico dos laminados. De modo geral, o laminado reforçado com fibras na configuração tecido, impregnadas com resina tenacificada com borracha, se mostrou a mais adequado para operar no ambiente de impactos repetidos de baixa energia a que estão invariavelmente expostas as estruturas e componentes aeronáuticos confeccionados com esta classe de materiais de engenharia. Tais conclusões suportam trabalhos prévios conduzidos por Cantwell et al [8].

## Agradecimentos

À Embraer S/A pelo suprimento dos laminados carbono-epóxi, e à FIPAI pela bolsa de estudos do aluno C.E.G. de Castro. A colaboração do aluno Guilherme Fernandes na condução do trabalho é também apreciada.

## REFERÊNCIAS

1. K. AZOUAOUI et al, *Modelling of damage and failure of glass/epoxy composite plates subject to impact*, International Journal of Fatigue, v.23, 2001, p.877-885.
2. B. KHAN et al, *Low velocity impact fatigue studies on glass epoxy composite laminates*, Journal Reinforced Plastics & Composites, v.14, 1995, p.1150-1159.
3. A. MITTELMAN, *Low-energy repetitive impact in carbon-epoxy composite*, Journal Materials Science., v.27, 1992, p.2458-2462.
4. B.P. JANG et al, *Repeated impact failure of continuous fiber reinforced thermoplastic and thermoset*, Journal Comp. Materials, v.25, 1991, p.1171-1203.
5. D.A. WYRICK; D.F. ADAMS, *Residual strength of a carbon/epoxy composite material subject to repeated*, Journal Comp. Materials, v.22, 1988, p. 749-765.
6. D.J. BOLL et al, *A microscopy study of impact damage of epoxy-matrix carbon-fibre composites*, Journal Materials Science., v.21, 1986, p.2667-2677.
7. S. HONG; D LIU, *On the relationship between impact energy and delamination area*, Experimental Mechanics, v.122, 1989, p.115-120.
8. W.J. CANTWELL et al, *Impact and subsequent fatigue damage growth in carbon fibre laminates*, International Journal Fatigue, v.6, 1984, p.113-118.
9. J.R. TARPANI et al, *Desempenho mecânico de laminados compostos carbono-epóxi para uso aeronáutico - Parte I*, Anais do ABM-58, 2003, pp.1786-1795.
10. J.R. TARPANI et al, *Parte II (ibid)*, pp.1796-1805.

# CHARACTERIZATION OF REPETITIVE IMPACT DAMAGE IN AERONAUTICAL GRADE CARBON-EPOXY LAMINATES <sup>1</sup>

*Carlos Eduardo Gomes de Castro* <sup>(2)</sup>

*Leandro Iezzi* <sup>(2)</sup>

*Waldek Wladimir Bose Filho* <sup>(3)</sup>

*\*José Ricardo Tarpani* <sup>(3)</sup>

## **Abstract**

The main aim of this study was to characterize the multiple impact (impact-fatigue) damage in carbon-epoxy laminates, and determine their residual mechanical properties under three-point-bend loading. Impact energies ranging from 0.3 to 1 Joules were applied to the materials in order to induce the so-called barely visible impact damage. The quali- and quantification of the impinged damage were accomplished through direct observation of transversal cross-section of the impacted specimens. Residual mechanical properties evaluated included the modulus of elasticity, flexural strength and toughness at maximum load. It has been concluded that among those properties, the Young modulus is the most insensitive and the toughness at maximum load is the most sensitive one to the damage level. In general, the laminate reinforced with the fabric fiber array and impregnated with the rubber toughness epoxy resin has been shown the most appropriate to operate in the low-energy multiple impact environments in which composite aircraft structures and components are typically exposed during in-service conditions.

**Key-words:** Carbon-epoxy laminates; Impact damage; Residual mechanical properties.

<sup>1</sup> *Paper presented at the 60<sup>th</sup> ANNUAL CONGRESS OF ABM BRASIL, July 2005, Belo Horizonte - MG, Brazil*

<sup>2</sup> *Undergraduate in Mechanical Engineering,*

<sup>3</sup> *Professor, \*jrpan@sc.usp.br*