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

ALAN RODRIGO MARINHO GUALBERTO

METODOLOGIAS PARA A DETERMINAÇÃO DAS PROPRIEDADES DE IMPACTO DE BAIXA ENERGIA DE LAMINADOS METAL-FIBRA

São Carlos
2008

ALAN RODRIGO MARINHO GUALBERTO

METODOLOGIAS PARA A DETERMINAÇÃO DAS PROPRIEDADES DE IMPACTO DE BAIXA ENERGIA DE LAMINADOS METAL-FIBRA

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação Interunidades em Ciência e Engenharia de Materiais da Universidade de São Paulo para obtenção do título de Mestre em Ciência e Engenharia de Materiais

Área de Concentração: Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais
Orientador: Prof. Assoc. José Ricardo Tarpani

São Carlos
2008

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

Gualberto, Alan Rodrigo Marinho

Metodologias para a determinação das propriedades de impacto de baixa energia de laminados metal-fibra/ Alan Rodrigo Marinho Gualberto; orientador José Ricardo Tarpani.--São Carlos, 2008.

118p.

Dissertação (Mestrado – 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. Impacto. 2. Energia absorvida. 3. Glare®. I. Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO

Alan Rodrigo Marinho Gualberto

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Ciência e Engenharia de Materiais da Universidade de São Paulo para obtenção do título de Mestre em Ciência e Engenharia de Materiais.
Área de Concentração: Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais.

Aprovado em: 13/06/2008

Comissão Julgadora

Prof. Dr. José Ricardo Tarpani

Instituição: EESC/USP Assinatura_____

Profa. Dra. Mirabel Cerqueira Rezende

Instituição: IAE/CTA Assinatura_____

Prof. Dr. Waldek Wladimir Bose Filho

Instituição: EESC/USP Assinatura_____

Dedico esse trabalho especialmente a minha querida mãe, Dona Margarete (in memorian).

AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Dr. José Ricardo Tarpani, meu Orientador, pela dedicação, paciência e conhecimentos transmitidos. Por sua orientação de forma ímpar, sem a qual esse trabalho não teria atingido o ideal traçado.

Ao Programa Interunidades em Ciência e Engenharia de Materiais e, em especial, ao Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística da Universidade de São Paulo por ceder meu espaço de trabalho como pós-graduando.

À minha esposa por permitir minha ausência.

Aos meus professores de matemática do ensino fundamental: Arnaldo (*in memorian)* e Adonias (*in memorian*).

Ao Prof. Dr. Volnei Tita, SMM-EESC-USP, pelas conversas proveitosas e esclarecedoras.

Aos amigos Fausto, Danilo, Karla, Guilherme, Omar, Frederico, Maurício, Daniel, Ester, Roberto, Rosamel, Elki e Luciana pelo companheirismo.

À Maria Cristina pela imprescindível ajuda na correção do texto.

Aos técnicos Silvano, Eliezer e Pedro, do Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística, por me atenderem sempre que precisei.

Aos demais colegas pós-graduandos e aos professores da Interunidades em Ciência e Engenharia de Materiais.

RESUMO

GUALBERTO A.R.M. **Metodologias para determinar propriedades de impacto de baixa energia de laminados metal-fibra.** (2008) São Carlos/SP. 118p. Dissertação de Mestrado – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, Brasil.

Aplicações dos laminados híbridos metal-fibra incluem, além da indústria aeronáutica, as indústrias naval e automobilística. Diferentemente do setor aeronáutico, pesquisas sobre impactos mecânicos nas duas outras áreas da mobilidade são freqüentemente limitadas pela disponibilidade de equipamentos laboratoriais, de modo que é desejável o desenvolvimento de procedimentos de baixo custo para a determinação da resistência e tolerância a danos por impacto dos materiais de construção. Neste trabalho, a resistência a danos por impacto transversal do laminado híbrido metal-fibra Glare-5® foi determinada via três diferentes metodologias. A primeira utiliza um aparato sofisticado aparato *Laser-Doppler* para monitorar a aceleração e desaceleração de um impactador esférico de aço com 5 mm de diâmetro durante o evento do choque mecânico. O segundo método se baseia apenas nos valores de carga (força aplicada) *vs.* o tempo de impacto para a obtenção da energia absorvida pelo material. O terceiro considera somente os dados da velocidade do impactador, ou projétil, imediatamente antes e após o impacto. Concluiu-se que os valores de energia obtidos segundo as duas primeiras metodologias são similares, com o *Laser-Doppler* gerando resultados levemente não-conservadores, comprovando assim a possibilidade da derivação da resistência ao impacto do laminado através de um experimento simples e rápido, que utiliza apenas uma célula de carga digital para a monitoração da força aplicada em função do tempo. O terceiro método apresentou resultados substancialmente superiores às duas primeiras metodologias, sendo classificado como inadequado aos propósitos do projeto. Determinou-se que o laminado híbrido Glare-5 absorve entre 60% e 80% da energia disponibilizada em impactos ditos leves, no intervalo de 1 a 6 Joules. Por fim, comprovou-se que a rigidez do material (módulo de elasticidade) é a propriedade residual (numa base de tolerância a danos) mais clara e consistentemente degradada pelo impacto previamente aplicado ao material.

Palavras-chave: Impacto de baixa energia; Laminado metal-fibra; Resistência e tolerância a danos.

ABSTRACT

GUALBERTO A.R.M. **Methodologies to determine low-energy impact properties of fiber-metal laminates.** (2008) São Carlos/SP. 118p. Master of Science Dissertation – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, Brasil.

Applications of hybrid fiber-metal laminates include, besides aeronautical industry, the automotive and naval industries. Unlike aeronautical field, impact research activities in the former areas of mobility industry are frequently limited by available laboratory equipment, so that it would be desirable to develop low-cost procedures to determine impact resistance and tolerance properties of construction materials. In this work, the transversal (trans-thickness) impact resistance and tolerance of hybrid fiber-metal laminate Glare-5® have been determined via three different methodologies. The first one utilizes sophisticated apparatus comprising a Laser-Doppler device to monitor deceleration/re-acceleration of 5 mm-diameter steel-ball impactor during the mechanical shock event. The second approach merely relies on the force (applied load) *vs.* impact time for determining the absorbed energy during the dynamic process. The third methodology requires only impactor velocity data points, immediately before and after the impact. It has been concluded that the energy values obtained from Laser-Doppler and load cell methods are very similar, with the former method producing slightly non-conservative results, allowing one to rapidly derive the impact resistance of hybrid laminate materials through very simple experimental set-ups employing digital load cells only. The third method presented somewhat higher results as compared to the concurrent techniques, so that it has been considered as inadequate for the research purposes. This study has shown that the fibre-metal laminate Glare absorbs between 60% and 80% of the apported impact energy during light impact events (ranging from 1 to Joules). Last, but not the least, material's stiffness was the most clearly and consistently imparted residual mechanical property (in a damage tolerance basis) due to the previous applied impact loading.

Keywords: Damage resistance and tolerance; Fiber-metal laminate; Low-energy impact testing.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Arranjo típico de fases em um laminado híbrido metal-fibra..... 22

Figura 2 Laminado Glare-5 exibindo distribuição balanceada de fibras fortalecedoras de vidro, com idênticas quantidades dispostas nas direções 0° e 90°..... 22

Figura 3 Desempenho do Glare-5 em fadiga após a introdução de danos prévios por impacto..... 26

Figura 4 Curvas de resistência a chamas de dois materiais concorrentes da indústria de construção aeronáutica: Glare 4-3/2 *vs.* liga-Al 2024-T3. 27

Figura 5 (a) Corte transversal de chapas de Glare e de uma liga-Al concorrente; (b) Vista frontal de ataque corrosivo em lâminas metálicas externas de Glare; (c) Comparação de desempenho em ambiente corrosivo de componentes aeronáuticos confeccionados em Glare e em liga-Al monolítica..... 29

Figura 6 Conceito de *crack bridging*, extensivamente explorado nos laminados híbridos metal-fibra; (b) *Crack bridging* em experimento de fadiga com Glare® no SMM-EESC-USP; (c) Comparação de taxas de crescimento de trinca entre uma liga monolítica de alumínio 2024-T3 e duas variantes do LMF Glare..... 30

Figura 7 (a) Princípios de construção de fuselagem de aeronave com Glare® por intermédio do conceito de emendas e autoclave; (b) Esquemático de moldagem de placas planas de LMF em escala de laboratório..... 31

Figura 8 Airbus A380: (a) Projeto conceitual; (b) Construção de fuselagem superior com Glare®..... 32

Figura 9 Potenciais aplicações de Glare® em aeronaves civis: (a) Containeres de carga; (b) Bordos de ataque; (c) Estrutura de contenção de reatores..... 34

Figura 10 Possíveis aplicações de Glare® em aeronaves comerciais..... 34

Figura 11 (a) Registro fotográfico do momento exato em que ocorre a perfuração do LMF-Glare 4-3/2 por um projétil com energia de 28 J;

(b) Vista posterior (face traseira) do laminado Glare-5 após ensaio balístico em que um projétil esférico de aço com massa de 5 g é acelerado até 350 m/s..... 36

Figura 12 (a) Cenário de choque entre um bando pássaros e uma aeronave comercial, (b-e) Efeitos do impacto de chuva de granizo contra o radôme e o bordo de ataque de asa de aeronaves em pleno vôo..... 39

Figura 13 (a,b) Danos causados por impacto, e visíveis na face posterior de um LMF Glare 4-3/2, decorrentes de projéteis com distintas geometrias possuindo idêntica energia cinética..... 40

Figura 14 (a,b) Danos internamente causados por impacto de relativamente baixa energia em LMF Glare 4-3/2; (c) Detalhe do trincamento causado por cisalhamento do laminado composto epóxi-fibras de vidro durante o choque mecânico..... 41

Figura 15 Perda de resistência mecânica em tração devida a impactos prévios em dois materiais concorrentes da indústria aeronáutica..... 42

Figura 16 (a) Fratura intralaminar; (b) Fratura interlaminar; (c) Fratura translaminar; (d) Fratura transversal de laminados compostos impactados..... 43

Figura 17 Esquemático do efeito *Doppler* sonoro..... 44

Figura 18 Velocidade do impactador em função do tempo de contato entre projétil e alvo para uma energia de impacto de 9,50 J..... 45

Figura 19 Deslocamento do impactador em função do tempo de impacto para uma energia total disponibilizada de 9,50 J..... 46

Figura 20 Arquitetura do LMF Glare® classificação 5, que exibe um arranjo simétrico de fases $2/(0/90)_S$..... 49

Figura 21 Placas de Glare-5 fabricadas pela *Comtek (CAN)*, e doadas ao SMM-EESC-USP pela empresa *Aviation Equipments (CA-USA)*..... 50

Figura 22 Duas ampliações das microestruturas: (a) Liga de alumínio 2024-T3, (b) Fibras fortalecedoras de vidro S2 embebidas em resina epóxi. A direção longitudinal (0°), referente ao processo de laminação do Al-2024, corresponde à largura da página..... 50

Figura 23 Esboço dos tabletes ensaiados em impacto transversal e flexão

residual. Dimensões em mm..... 51
Figura 24 Esquemático do dispositivo de ensaio de impacto por queda de peso. 52
Figura 25 Fluxograma detalhado dos Métodos LD e CC..... 53
Figura 26 Fluxograma detalhado do Método MR..... 54
Figura 27 Dispositivo de ensaio de F3P..... 54
Figura 28 (a) Diagrama de tensão fletiva *vs.* deflexão central do espécime em ensaio F3P, (b) Região linear do correspondente diagrama original de carga *vs.* deflexão..... 56
Figura 29 Diagrama de velocidade do impactador em função do tempo de impacto em metodologia LD..... 57
Figura 30 Diagrama deslocamento do impactador em função de tempo de contato com o alvo (LMF) segundo a metodologia LD..... 58
Figura 31 Diagramas de carga em função do deslocamento para diversas energias de impacto do LMF Glare-5..... 59
Figura 32 Energias de impacto e correspondentes parcelas de energias absorvida e recuperada (elástica), estimadas segundo o Método LD. A energia absorvida é também fornecida numericamente, em termos percentuais, relativamente à energia total impressa ao espécime pelo impactador..... 59
Figura 33 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)..... 60
Figura 34 Esquemático da geometria de impressão deixada pelo impacto de uma esfera na superfície frontal do laminado..... 61
Figura 35 Comparação entre valores de profundidade da calota frontal obtidos a partir de três diferentes abordagens..... 63
Figura 36 Gráfico de energias absorvida (E_a) e restituída (E_r) contra o tempo, obtido em experimento de impacto a 4,10 Joules via Método CC..... 64

Figura 37 Energias de impacto e correspondentes parcelas de energias absorvida e recuperada (elástica), estimadas segundo o Método CC. A energia absorvida é também fornecida numericamente, em termos percentuais, relativamente à energia total impressa ao espécime pelo impactador..... 65

Figura 38 Comparação entre as estimativas da energia E_a, em Joules, segundo os métodos LD e CC. Observa-se que o ponto de dados referente à energia de impacto de 0,96 J não consta no gráfico, o que decorre de limitações inerentes ao Método CC em estimar energia absorvidas a partir de baixos valores de energia aplicada no ensaio..... 66

Figura 39 (a) Ataque do impactador durante sua queda livre contra o alvo; (b) Vetor de rebote após o choque em decorrência de deformações não simétricas da superfície do alvo..... 66

Figura 40 Energias de impacto e correspondentes parcelas de energias absorvida e recuperada (elástica), estimadas segundo o Método MR. A energia absorvida é também fornecida numericamente, em termos percentuais, relativamente à energia total impressa ao espécime pelo impactador..... 67

Figura 41 Comparação entre as estimativas da energia E_a, em Joules, segundo os métodos MR e LD..... 68

Figura 42 Comparação entre as estimativas da energia E_a, em Joules, segundo os métodos MR e CC. Nota-se que o ponto de dados referente à energia de impacto de 0,96 J não está plotado, como decorrência de limitações do Método CC para cálculos de baixos valores de energia. 69

Figura 43 Desempenho do laminado metal-fibra Glare®, no quesito de módulo de elasticidade, após impacto único sob vários níveis de energia. A resistência do material na condição virgem é plotada para fins de comparação..... 70

Figura 44 Comparação entre o desempenho do laminado metal-fibra Glare®, no quesito de resistência máxima à flexão (RF), após impacto único sob vários níveis de energia. A resistência do material na condição virgem é plotada para fins de comparação..... 71

Figura 45 Comparação entre o desempenho do laminado metal-fibra Glare®, no quesito de energia absorvida até a carga máxima em flexão, após impacto único sob vários níveis de energia. A resistência do material na condição virgem é plotada para fins de comparação..... *71*

Figura 46 Vista em corte da seção longitudinal de um espécime de Glare-5® impactado com projétil esférico com uma energia de 6,00 Joules..... *72*

Figura 47 Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 0,96 Joules, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro..... *73*

Figura 48 Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 1,90 J, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro..... *74*

Figura 49 Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 2,66 Joules, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro..... *75*

Figura 50 Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 4,10 Joules, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro..... *76*

Figura 51 Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 5,00 Joules, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro..... *77*

Figura 52 Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 6,00 Joules, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro; (c) Detalhe da trinca gerada por impacto na calota traseira dos espécime, tal como indicada por circulo vermelho tracejado em (b)..... *79*

Figura 53 Vistas geral e localizadas da região de impacto do laminado Glare-5, submetido a impacto único de energia 6 J por intermédio de uma esfera de aço com 5 mm de diâmetro..... *81*

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 Características das diversas variações dos laminados híbridos Glare®..... 23

Tabela 2 Propriedades mecânicas em tração a temperatura ambiente das diversas versões do laminado híbrido Glare®..... 24

Tabela 3 Ganhos parcial e global de peso devido ao uso de laminados híbridos Glare® em substituição às ligas-Al monolíticas tradicionais concorrentes na indústria aeronáutica..... 25

Tabela 4 Algumas das causas mais comuns de danos por impacto em vôo de estruturas aeronáuticas confeccionadas em materiais compostos..... 37

Tabela 5 Tipos mais comuns de impacto em aeronave. Alguns dados originais foram levemente alterados com base em informações da Embraer S/A..... 37

Tabela 6 Energia de impacto e a correspondente massa do impactador..... 53

Tabela 7 Dados da análise dimensional dos danos macroscópicos externos causados por impacto no LMF Glare-5..... 62

LISTA DE SÍMBOLOS

a	*Velocidade do som*
a,b	*Extremos de intervalo de números reais*
A	*Área projetada da endentação no plano do laminado*
Arall	*Aramid Reinforced ALuminum Laminate*
BMI	*BisMaleImida*
BVID	*Barely Visible Impact Damage*
Carall	*Carbon Reinforced ALuminum Laminate*
CC	Célula de Carga
CDP	Corpo de Prova
d	Diâmetro da calota frontal de impacto no laminado
D	Diâmetro da ponta esférica do impactador
E	Energia transferida ao espécime por impacto
E_a	Energia de impacto absorvida pelo espécime
E_C	Módulo de elasticidade (rigidez) em compressão
E_f	Módulo de elasticidade (rigidez) em flexão
E_r	Energia de rebote ou recuperada
E_T	Módulo de elasticidade (rigidez) em tração
f	Freqüência real da onda sonora, ou fonte sonora
F_a	Freqüência da onda sonora na aproximação da fonte
F_I	Freqüência da onda sonora no afastamento da fonte
$f(x)$	Função matemática genérica
$f'(x)$, $f''(x)$	Primeira e segunda derivadas da função genérica $f(x)$
F	Força de impacto aplicada ao espécime
F3P	Flexão sob três pontos
H	Altura da calota impressa no laminado
I	Momento de inércia, ou comprimento de onda sonora
k	Valor assumido por x no teste de derivadas $f'(x)$ e $f''(x)$
L, LT	Orientações espaciais de corpos de prova
LD	*Laser-Doppler*
LMF	Laminado Metal-Fibra
m	Massa do impactador, ou número de camadas de liga metálica

MR	Método do Rebote
n	Número de camadas de pré-impregnado composto
P	Profundidade da calota impressa no laminado
PEEK	Poli-éter-éter-cetona
PEI	Poli-éter-imida
PPS	Poli-sulfeto-de-fenileno
r	Coordenada radial em um eixo
R	Raio da ponta esférica do impactador
R^2	Coeficiente de determinação
RF	Resistência máxima à flexão
s	Deslocamento do impactador
S	Vão entre pontos de apoio no ensaio F3P
S2	Classe de fibras de vidro de alta resistência mecânica
T	Espessura do laminado híbrido
TCM_f	Tenacidade de Carga Máxima em flexão
U	Velocidade de movimento da fonte sonora, ou diferença de potencial
v	Velocidade do impactador
V	Volume
v_r	Vetor deslocamento lateral do impactador no estágio de rebote
v_i	Velocidade do impactador no limiar do choque com o alvo
v_r	Velocidade de rebote do impactador
W	Largura do corpo de prova
x,y,z	Coordenadas cartesianas
$\%a_R$	Alongamento percentual
$\varnothing$	Diâmetro de uma pedra de granizo
ρ	Densidade do material
$\sigma_{LE}(C)$	Tensão Limite de Escoamento em Compressão
$\sigma_{LE}(T)$	Tensão Limite de Escoamento em Tração
σ_R	Tensão limite de Resistência em tração
ψ	Coeficiente angular da curva carga x deflexão em F3P

SUMÁRIO

AGRADECIMENTOS

RESUMO

ABSTRACT

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE SÍMBOLOS

1. INTRODUÇÃO..... 19

1.1 – Motivação..... 19

1.2 – Objetivo..... 19

1.3 – Organização e Conteúdo do Trabalho..... 20

2. REVISÃO DA LITERATURA..... 21

2.1. – Laminados Híbridos Metal-Fibra..... 21

2.2 – Propriedades Atrativas de Glare®..... 25

2.3 – Fabricação e Aplicações..... 31

2.4 – Danos por Impacto..... 35

2.5 – Efeito Doppler..... 44

2.6 – Método Laser-Doppler (LD)..... 45

2.7 – Método de Célula de Carga (CC)..... 47

2.8 – Método do Rebote (MR)..... 48

3. MATERIAIS E MÉTODOS..... 49

3.1 – Material..... 49

3.2 – Preparação dos Corpos de Prova..... 51

3.3 – Ensaios Mecânicos..... 51

3.3.1 – Ensaio de Queda de Peso..... 51

3.3.2 – Ensaio de Flexão em 3 Pontos (F3P)..... 54

3.3.2.1 Processamento dos Dados..... 55

4. RESULTADOS E DISCUSSÃO..... 57

4.1 – Método Laser-Doppler (LD)..... 57
4.1.2 – Profundidade da calota impressa pelo impactador..... 60
4.2 – Método de Célula de Carga (CC)..... 64
4.2.1 – Comparação entre os métodos LD e CC..... 65
4.3 – Método de Rebote (MR)..... 67
4.3.1 – Comparação entre os métodos MR/LD e MR/CC..... 68
4.4 – Resistência Mecânica Residual..... 69
4.5 – Danos Macro- e Microscópicos..... 72

5. CONCLUSÕES..... 82

6. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS..... 84

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS..... 85

APÊNDICES..... 92
APÊNDICE A..... 92
APÊNDICE B..... 95
APÊNDICE C..... 103
APÊNDICE D..... 106
APÊNDICE E..... 109
APÊNDICE F..... 112
APÊNDICE G..... 115
APÊNDICE H..... 118

1 – INTRODUÇÃO

1.1 – Motivação

Laminados Metal-Fibra (LMF) são uma classe de materiais compostos (ou compósitos), denominados híbridos, que possuem propriedades mecânicas, químicas e térmicas muito atraentes para a indústria aeronáutica, em especial por possibilitar uma substancial redução no peso das aeronaves (e.g., economia de cerca de 1 tonelada no caso do Airbus A380).

Aeronaves civis estão particularmente sujeitas a uma variedade de eventos de choque mecânicos, o que inclui também os de baixa energia (tipicamente abaixo de 10 Joules). Este fato é visto como uma motivação natural ao estudo de metodologias para a determinação das propriedades desta classe de materiais quando submetida a impactos ditos leves.

Novas aplicações potenciais dos laminados metal-fibra incluem as indústrias naval e automobilística. Pesquisas de eventos de impacto nestes dois setores da mobilidade são muito freqüentemente limitadas pela disponibilidade de equipamentos de laboratório, se comparados ao setor aeronáutico, e, desta forma, seria desejável desenvolver procedimentos alternativos, de baixo custo e facilidade de condução, para a determinação da resistência e tolerância a danos destes novos materiais de construção mecânica.

1.2 – Objetivo

Objetiva-se neste estudo a determinação da energia absorvida pelo LMF Glare-5® durante impactos de baixa energia (até 6 Joules), calculada por intermédio de três (03) diferentes metodologias, da mais simples à mais sofisticada, e, em seguida, a avaliação da resistência residual do material previamente impactado. Os resultados poderão constituir importantes subsídios para, por exemplo, a certificação da resistência e da tolerância a danos de estruturas, peças ou componentes confeccionados com esta classe de materiais. Recorre-se

no presente trabalho a experimentos de impacto por queda livre de peso (*drop-weight test*), em que a força aplicada é monitorada por uma célula de carga digital e o deslocamento do impactador é mensurado por um sofisticado sistema *Laser-Doppler*, além de ensaios de flexão sob três pontos para a caracterização das propriedades mecânicas residuais do material previamente danificado.

1.3 – Organização e Conteúdo do Trabalho

No Capitulo 1 discute-se brevemente o conceito de Laminados Híbridos Metal-Fibra, enfatizando-se, de maneira sucinta, as suas vantagens em relação aos materiais concorrentes utilizados na indústria aeronáutica e espacial, quais sejam, as ligas monolíticas de alumínio. Destacam-se também neste primeiro capítulo a importância do tema e os objetivos principais da pesquisa.

No Capítulo 2 realiza-se a revisão da literatura sobre os LMF, citando-se as possíveis aplicações desta classe de materiais, em especial no campo aeronáutico. Discutem-se também os procedimentos experimentais e analíticos empregados na determinação da energia absorvida pelo material durante eventos de impacto sem penetração.

No Capítulo 3 detalha-se o material utilizado no estudo, descreve-se a geometria dos corpos de prova empregados nos ensaios de impacto e de flexão residual, e se estabelecem os procedimentos experimental e analítico relacionados aos ensaios mecânicos e à derivação de seus resultados.

No Capítulo 4 apresentam-se e discutem-se os resultados obtidos, utilizando-se os princípios e conceitos abordados no Capítulo 2 de revisão da literatura.

O Capítulo 5 apresenta as conclusões finais do estudo, enquanto que no Capítulo 6 são sugeridos possíveis trabalhos futuros no tema em questão.

No Capítulo 7 são citadas as fontes bibliográficas efetivamente consultadas para a confecção desta Dissertação de Mestrado.

2. – REVISÃO DA LITERATURA

2.1. – Laminados Híbridos Metal-Fibra

Os LMF foram originalmente concebidos na Universidade Delft na Holanda, na década de 50, em conjunto com a empresa aeronáutica holandesa *Fokker*, objetivando-se inicialmente, segundo conta a lenda, a economia de ligas-metálicas que se tornaram escassas logo após a 2ª Guerra Mundial ([a]VLOT, 2001; VOGELSANG, 1999; [a,b]VERMEEREN, 2003, 2002). 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. Desde então, os LMF passaram a ser fortes candidatos a material de construção de fuselagens de aeronaves por demonstrar ótimas propriedades de resistência, em especial à fadiga, aliada a uma baixa densidade, relativamente às liga de alumínio (ROEBROEKS, 2002; GUNNINK, 2002; VOGELSANG, 2000).

Tipicamente, estes laminados híbridos são compostos por camadas de liga metálica (e.g., aço, ligas-Al, -Mg ou -Ti) intercaladas com camadas de fibras resistentes (e.g., vidro, aramida, carbono ou polipropileno) pré-impregnadas com resina (termorrígida ou termoplástica), conforme esquematizado na Figura 1.

O Glare® (*Gl*ass *Reinforced Fiber-Metal Laminate*), formado por lâminas de liga-Al interdispersas com mantas de fibras fortalecedoras de vidro imersas em resina epóxi, é atualmente o laminado híbrido de maior potencial aplicativo na indústria aeronáutica ([a]BEUMLER, 2006; BOTELHO, 2006; [a,b]VERMEEREN, 2003, 2002; ROEBROEKS, 2002; LALIBERTÉ, 2000; VOGELESANG, 2000).

Contrariamente aos seus predecessores que empregavam fibras de aramida (*Arall*®) ou carbono (*Carall*®), os quais exibiam tensões residuais trativas, no Glare surgem, ou podem ser introduzidas durante seu processo de fabricação, desejáveis tensões residuais levemente compressivas que auxiliam na resistência a cargas trativas (estáticas ou dinâmicas) impostas durante a operação em serviço dos componentes estruturais.

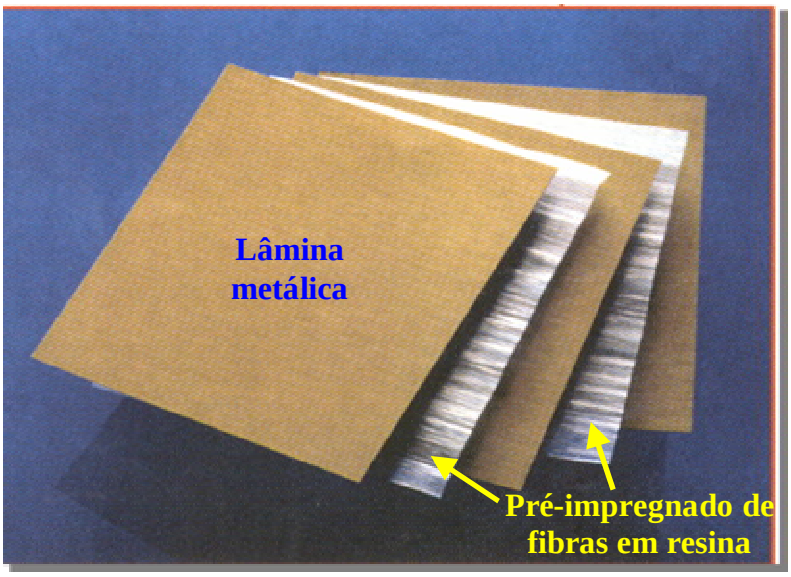


Figura 1 – Arranjo típico de fases em um laminado híbrido metal-fibra (*STORK-FOKKER*, 2007).

O Glare-5®, laminado hibrido metal-fibra estudado no presente texto, consiste em lâminas da liga de alumínio 2024-T3 de alta resistência que ensanduicham camadas de fibras de vidro S2 de alta resistência mecânica biaxialmente orientadas no plano do laminado, tal como esquematizado na Figura 2.

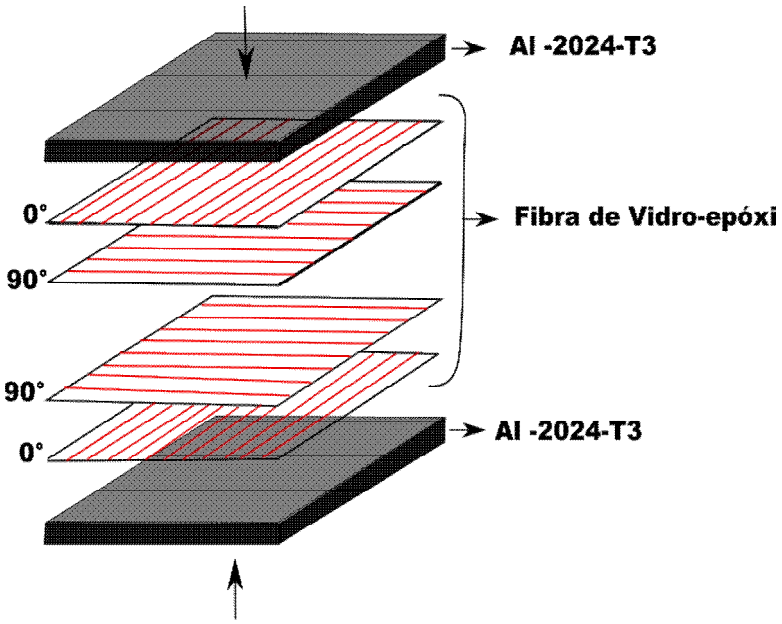


Figura 2 – Laminado Glare-5 exibindo distribuição balanceada de fibras fortalecedoras de vidro, com iguais quantidades dispostas nas direções 0°/90° (WU, 2004; ASKELAND, 1994).

Nos LMF, a seqüência de empilhamento é sempre designada por uma nomenclatura do tipo *m*/*n*, onde *n* indica o número de camadas de pré-impregnado (sendo que uma camada individual pode conter mais do que uma única orientação de fibras) intercaladas com *m* camadas de liga de alumínio. Nestes materiais tem-se sempre $m = n + 1$ (ASKELAND, 1994). Por exemplo, no Glare-5 tem-se $n = 1$ e $m = 2$, daí a especificação Glare-5 2/1. O Glare-5 é, de fato, o resultado de um esforço focado na obtenção de um LMF otimizado para suportar cargas de impacto (o que é provido principalmente pela fase metálica) sem comprometer significativamente sua resistência à propagação de trincas por fadiga, esta proporcionada essencialmente pela fase fibrosa.

As características constitucionais (i.e., as fases presentes e as correspondentes disposições espaciais) e as propriedades mecânicas de tração à temperatura ambiente de vários *grades* da classe dos LMF são listadas, respectivamente, nas Tabelas 1 e 2.

Tabela 1 – Características das diversas variações dos laminados híbridos Glare® (Apud CASTRO, 2005).

Laminado	Liga de Al	Espessura do metal	Constituintes do Prepreg	Orientação do Prepreg	Espessura do Prepreg
GLARE-1	7475-T76	0,3 – 0,4 mm	Epóxi – Fibras de vidro	Unidirecional	0,25 mm
GLARE-2	2024-T3	0,2 – 0,4 mm	Epóxi – Fibras de vidro	Unidirecional	0,25 mm
GLARE-3	2024-T3	0,2 – 0,4 mm	Epóxi – Fibras de vidro	Cruzado	0,25 mm
GLARE-4	2024-T3	0,2 – 0,4 mm	Epóxi – Fibras de vidro	Cruzado	0,375 mm
GLARE-5	2024-T3	0,51 mm	Epóxi – Fibras de vidro	Cruzado	0,51 mm

Em virtude da arquitetura da construção do Glare, é possível alcançar uma redução de até 30% do peso estrutural de um componente, o que pode gerar um significativo acréscimo na chamada carga paga (*pay load*) e/ou do numero de passageiros transportados, fatores estes que constituem a força motriz da indústria da mobilidade, em especial da aeronáutica comercial. Eventualmente, há neste caso também a possibilidade, devida à economia de peso proporcionada pelo uso de Glare, de uma redução da motorização da aeronave, da simples economia de combustível, ou mesmo da extensão de autonomia de vôo, dentre outras benesses. Considerando-se ainda que as propriedades do laminado Glare são, numa base de espessura do material, muito superiores às das ligas monolíticas concorrentes de alumínio,

uma redução na espessura das chapas utilizadas em serviço, com a conseqüente redução adicional de peso da estrutura, podem levar a economias de peso, e demais vantagens associadas, ainda maiores ([a,b]VERMEEREN, 2003, 2002; [a,b]ALDERLIESTEN, 2006, 2003). Isto é mostrado na Tabela 3, em que são especificados os ganhos parciais de peso da estrutura, respectivamente como decorrência da menor densidade do Glare e da menor espessura de chapa requerida (*downgaging*), e a conseqüente economia global de peso proporcionada pela consideração simultânea destes dois fatores.

Tabela 2 – Propriedades mecânicas em tração a temperatura ambiente das diversas versões do laminado híbrido Glare® (Apud CASTRO, 2005).

		GLARE-1		GLARE-2		GLARE-3		GLARE-4		GLARE-5
Empilhamento		2/1	3/2	2/1	3/2	2/1	3/2	2/1	3/2	2/1
σ_R [MPa]	L	1077	1282	992	1214	662	717	843	1027	683
	LT	436	352	331	317	653	716	554	607	681
σ_{LE} (T) [MPa]	L	525	545	347	360	315	305	321	352	297
	LT	342	333	244	228	287	283	250	255	275
E_T [GPa]	L	66	65	67	65	60	58	60	57	59
	LT	54	50	55	50	60	58	54	50	59
a_R [%]	L	4,2	4,2	4,7	4,7	4,7	4,7	4,7	4,7	4,7
	LT	7,7	7,7	10,8	10,8	4,7	4,7	4,7	4,7	4,7
σ_{LE} (C) [MPa]	L	447	424	390	414	319	309	349	365	283
	LT	427	403	253	236	318	306	299	285	280
E_C [GPa]	L	63	67	69	67	63	60	62	60	61
	LT	56	51	56	52	62	60	57	54	61

A aposta da indústria aeronáutica é, certamente, a de que a significativa redução de peso da aeronave, além do grande potencial para a redução dos custos de manufatura de estruturas e componentes, assim como a minimização dos gastos de manutenção do veículo proporcionados pelo Glare, tal como anteriormente discutidas, mais do que compensarão, no curto e médio prazos, o alto investimento inicialmente realizado na adoção deste novo tipo de material de construção.

Tabela 3 – Ganhos parcial e global de peso devido ao uso de laminados híbridos Glare® em substituição às ligas-Al monolíticas tradicionais concorrentes na indústria aeronáutica (Apud CASTRO, 2005).

Espessura das Chapas de Alumínio [mm]	Configuração do LFM	Espessura do LFM [mm]	Redução de Peso (densidade) (%)	Redução de Peso (downgaging) (%)	Redução total de peso (%)
1,02	GLARE-3, 2/1	0,86	10	15	23,5
1,27	GLARE-3, 3/2	1,12	16	12	26,1
1,60	GLARE-5, 2/1	1,52	12	5	16,0
2,03	GLARE-5, 3/2	1,73	9	15	22,6
2,54	GLARE-3, 4/3	1,98	13	22	32,1
3,81	GLARE-3, 6/5	3,10	15	18	30,3
5,08	GLARE-3, 7/6	4,37	15	14	26,9

O emprego dos LMF pode ser vislumbrado, no médio e longo prazos, também nas indústrias automotiva e naval. De acordo com MARTIN (2000), NMNGCT (1996), MRAAAI (1993) e ATTFC (1992), não obstante os diversos atrativos do material, o lado negativo dos LMF ainda é o seu alto custo de aquisição, um fator que tem um impacto muito mais acentuado nas indústrias naval e automotiva, se comparadas à aeronáutica. TENNEY (1992) cita que Glare chega a custar tipicamente entre 7 a 10 vezes mais que uma chapa de liga-Al concorrente com idênticas dimensões. E.g., um (1) m^2 de Glare-5 foi cotado no mercado internacional, no ano de 2001, em cerca de U$ 2,000.00.

2.2 – Propriedades Atrativas de Glare®

A Figura 3 ilustra o comportamento do laminado Glare sob fadiga, após a introdução de um dano por impacto. A vantagem proporcionada pelo uso deste material nestas condições está no fato de que o trincamento sob carregamento cíclico se desenvolve exclusivamente na lâmina metálica externa de Glare, que sofreu o impacto e na qual se desenvolvem tensões trativas (+) durante o carregamento em fadiga subseqüente. Obviamente, isto teria importância fundamental durante procedimentos de inspeção periódica de aeronaves, mesmo aquelas verificações realizadas por métodos puramente visuais (*walkaround*), que prontamente indicariam a presença do dano ou trinca crítica na superfície externa do veículo, com a garantia de que, na face posterior da chapa, interna à aeronave, uma condição menos severa de dano é estabelecida.

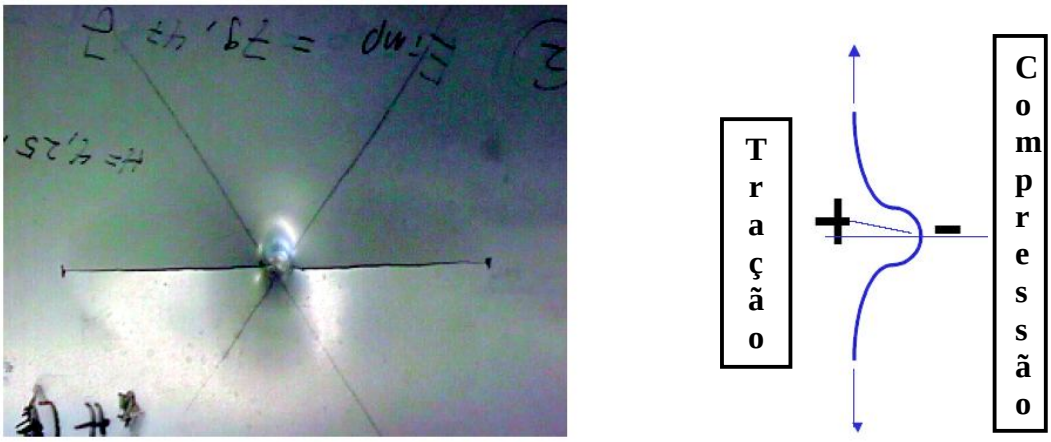
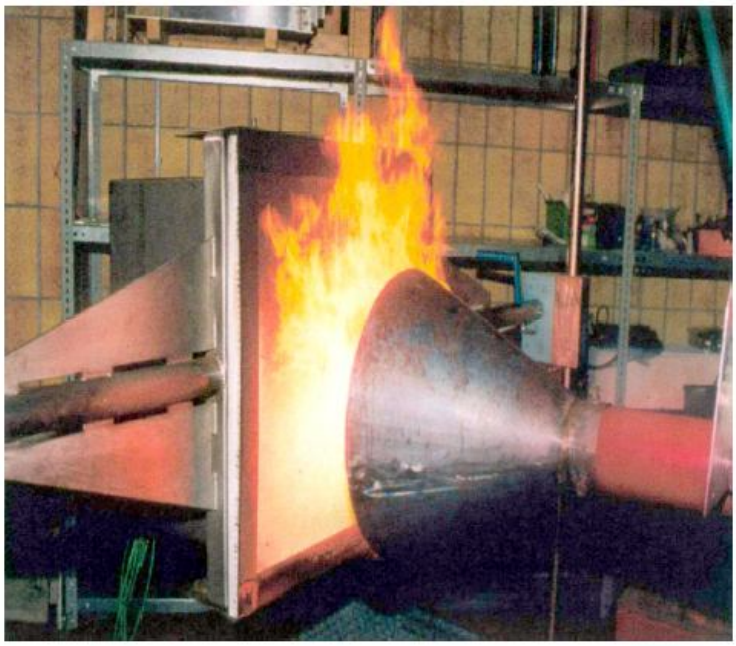


Figura 3 – Desempenho do Glare-5 em fadiga após a introdução de danos prévios por impacto (ROOIJEN, 2004; ROEBROEKS, 2002; [a]VLOT, 2001).

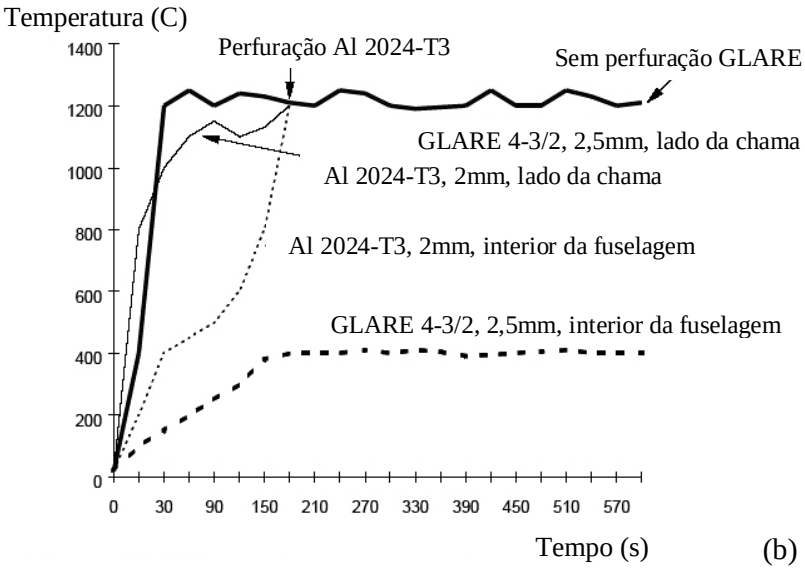
Na Figura 4, um ensaio de flamabilidade revela que o Glare resiste por longos tempos à ação destrutiva de chamas típicas de um incêndio de grandes proporções, como resultado direto da massiva presença de fibras de vidro S2 de alto ponto de fusão em sua composição. O gráfico anexo indica que Glare suporta o fogo por tempos até 5 vezes superiores àqueles necessários para que as chamas atravessem uma chapa de liga-Al 2024-T3 monolítica, material que concorre diretamente como o Glare na confecção da fuselagem de aeronaves. Além disso, os dados mostram que, sob o fogo externo intenso, a temperatura no interior da aeronave é significativamente mais baixa quando se utiliza Glare como barreira, se comparado à liga-Al 2024-T3, dadas às boas propriedades de isolamento térmico do laminado híbrido e que são essencialmente providas pela fase cerâmica na forma de fibras, que, em adição, ainda fortalecem mecanicamente o Glare. São óbvias as vantagens desta maior resistência ao fogo exibida pelo Glare frente à liga-Al monolítica, tendo em vista que, na maioria dos casos de incêndio em aeronaves, a combustão ocorre externamente à cabine que abriga os passageiros e a tripulação. Desta forma, o emprego do LMF como material de construção aeronáutica proporcionaria um tempo extra bastante significativo, comparado àquele muito mais curto permitido pela liga-Al, para se efetuarem operações bem-sucedidas de resgate dos ocupantes da cabine durante uma situação de emergência, seja em eventos de pouso ou decolagem da aeronave.

A Figura 5 ilustra vários exemplos que denotam as boas propriedades de resistência à corrosão do LMF Glare. Embora as lâminas metálicas externas, confeccionadas em ligas de alumínio, exibam taxas de corrosão similares às das ligas-Al tradicionalmente empregadas na indústria da construção aeronáutica, a presença de camadas internas constituídas de materiais

quimicamente inertes, ou com baixo potencial de corrosão, tal como o a resina polimérica termorrígida epóxi e as fibras de vidro nela embebidas, tendem a frear o ataque corrosivo entre camadas subseqüentes de material metálico, ou seja, impedem a perfuração do LMF.



(a)

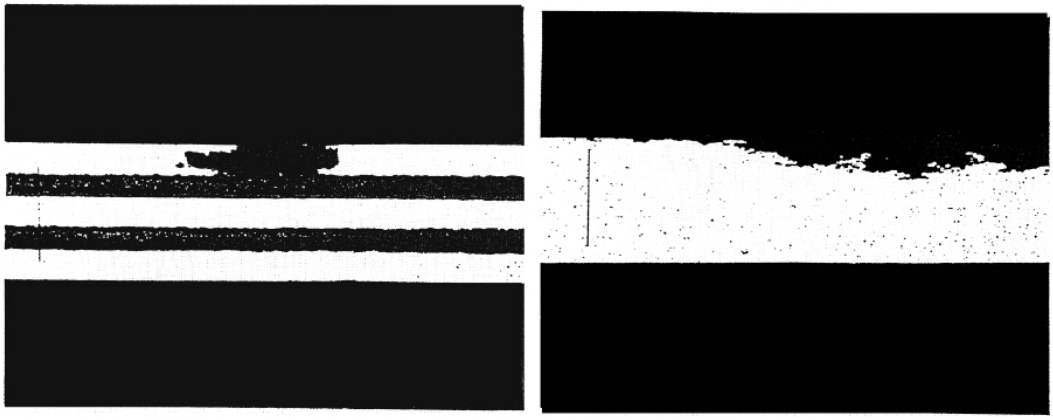


(b)

Figura 4 – Curvas de resistência a chamas de dois materiais concorrentes da indústria de construção aeronáutica: Glare 4-3/2 *vs.* liga-Al 2024-T3 (ROOIJEN, 2004; ROEBROEKS, 2002; [a]VLOT, 2001).

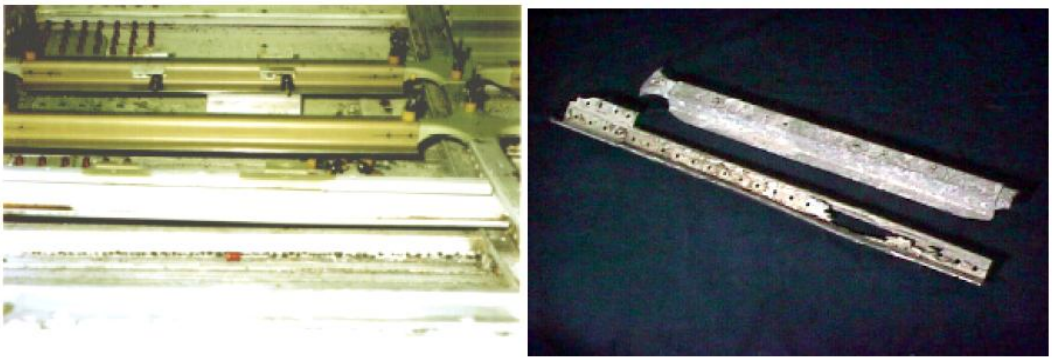
Certamente, isto tem impacto notável tanto na maior durabilidade da aeronave pelo uso do Glare, como na economia proporcionada por intervalos mais longos entre inspeções periódicas sucessivas para a garantia da integridade estrutural global do veículo.

A Figura 6 ilustra talvez a mais notável, reconhecida e valorizada das propriedades mecânicas exibidas pela classe dos LMF, qual seja, a sua excepcional resistência ao crescimento de trincas por fadiga. Esta resistência é basicamente proporcionada pelo ancoramento de trincas (*crack bridging*), que se desenvolvem exclusivamente nas lâminas metálicas de Glare, através da ação constritora à abertura de trincas exercida pelas fibras de vidro de alta resistência à tração, mesmo que estas fibras estejam parcialmente destacadas da matriz polimérica. Entretanto, cabe ressaltar que, a despeito da excepcional resistência dos LMF à propagação de trincas de fadiga, a sua resistência ao estágio de iniciação de trincas é bastante pobre, e muito inferior à de ligas-Al para chapas de idêntica espessura submetidas a uma mesma tensão remota. A razão básica para este fato amplamente reconhecido na literatura científica ([a,b]BEUMLER, 2007, 2006; PELLENKOFT, 2007; [b]VERMEEREN, 2003; GUNNINK, 2002; VASEK, 1997; SENATOROVA, 1996) é que, sob estas circunstâncias, a tensão se concentra essencialmente na fase metálica, e, nos Glare, o número de posições de cantos metálicos (*corner positions* em furações, por exemplo), onde as tensões trativas tendem a se concentrar, é um múltiplo do número de cantos na chapa de liga-Al concorrente. Exemplificando, no Glare-5 2/1, onde uma chapa de espessura aproximada de 1,6 mm contém duas laminas (externas) de liga-Al 2024-T3, o número de cantos propícios para a nucleação de uma trinca em uma furação de rebite seria de 4, contra apenas 2 na chapa de liga-Al monolítica. Além disso, pode-se postular que, para uma mesma tensão aplicada remotamente e idênticas espessuras de chapa destes materiais concorrentes, a tensão média nas lâminas metálica de Glare seria superior àquela desenvolvida na chapa de liga-Al monolítica, dada a maior seção transversal metálica desta última, assumindo-se, como anteriormente citado, que o metal é o elemento mais tensionado no laminado híbrido. Esta grande facilidade de nucleação de trincas no LMF Glare é intensificada se o laminado é empregado na forma de juntas mecânicas sobrepostas, haja vista que o efeito de frete (*fretting*) acelera sobremaneira, por mecanismos de desgaste-corrosão, a nucleação dos defeitos ([a,b]BEUMLER, 2007, 2006; PELLENKOFT, 2007; [a]TARPANI, 2006; AHMED, 2006; [b]VERMEEREN, 2003; GUNNINK, 2002; VASEK, 1997; SENATOROVA, 1996).



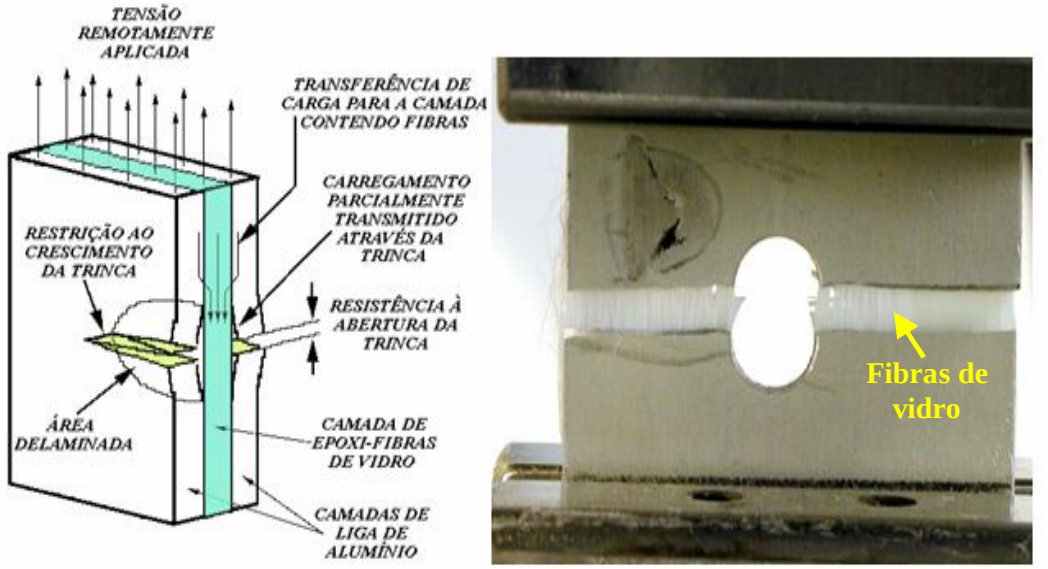
(a)

(b)

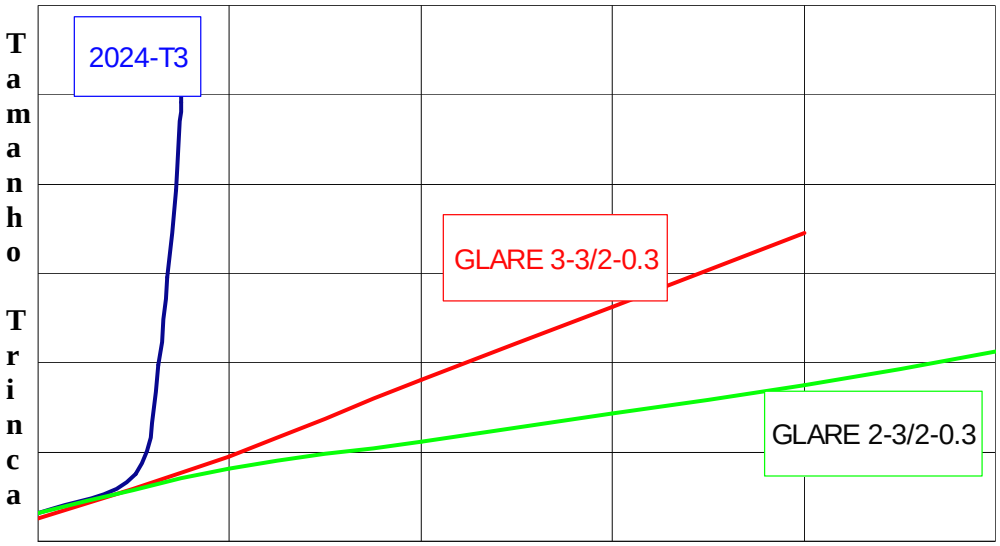


(c)

Figura 5 – (a) Corte transversal de chapas de Glare e de uma liga-Al concorrente; (b) Vista frontal de ataque corrosivo em lâminas metálicas externas de Glare; (c) Comparação de desempenho em ambiente corrosivo de componentes aeronáuticos confeccionados em Glare e em liga-Al monolítica (ROOIJEN, 2004; ROEBROEKS, 2002; [a]VLOT, 2001).



(a) (b)



(c)

Figura 6 – (a) Conceito de *crack bridging*, extensivamente explorado nos laminados híbridos metal-fibra; (b) *Crack bridging* em experimento de fadiga com Glare® no SMM-EESC-USP ([b]TARPANI, 2003); (c) Comparação de taxas de crescimento de trinca entre uma liga monolítica de alumínio 2024-T3 e duas variantes do LMF Glare (ensaios realizados sob uma tensão nominal máxima de 120 MPa, R = 0,05 e freqüência de 10 Hz) (ROOIJEN, 2004; [a,b]VERMEEREN, 2003, 2002; ROEBROEKS, 2002; [a]VLOT, 2001).

2.3 – Fabricação e Aplicações

Em geral, é postulado que o emprego de Glare® na fabricação de componentes e estruturas aeronáutica implique em uma substancial redução dos custos de manufatura da aeronave. Tal previsão se dá em face da possibilidade de uma ampla integração de elementos construtivos em uma única etapa de fabricação, por intermédio do chamado conceito de emendas (*splice concept*) (Figura 7a).

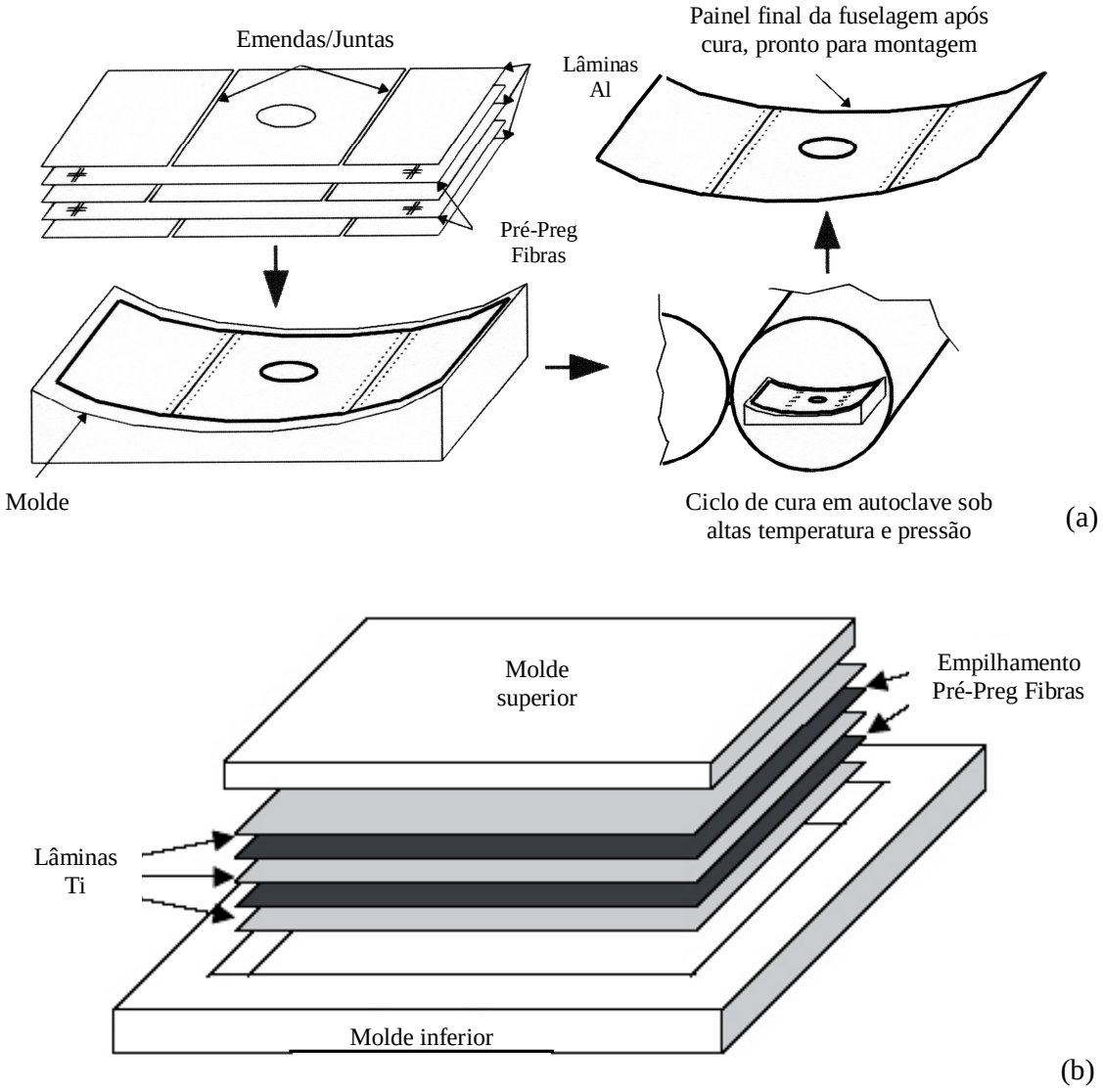
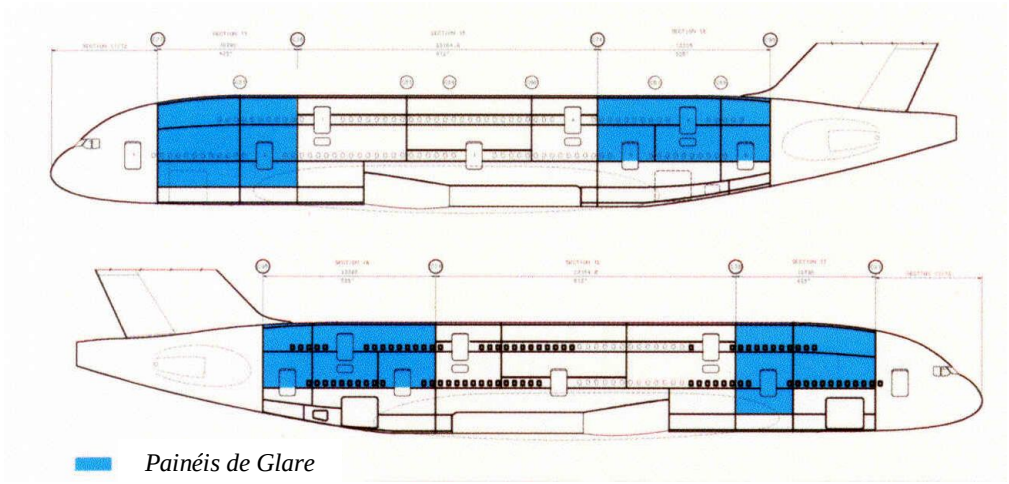


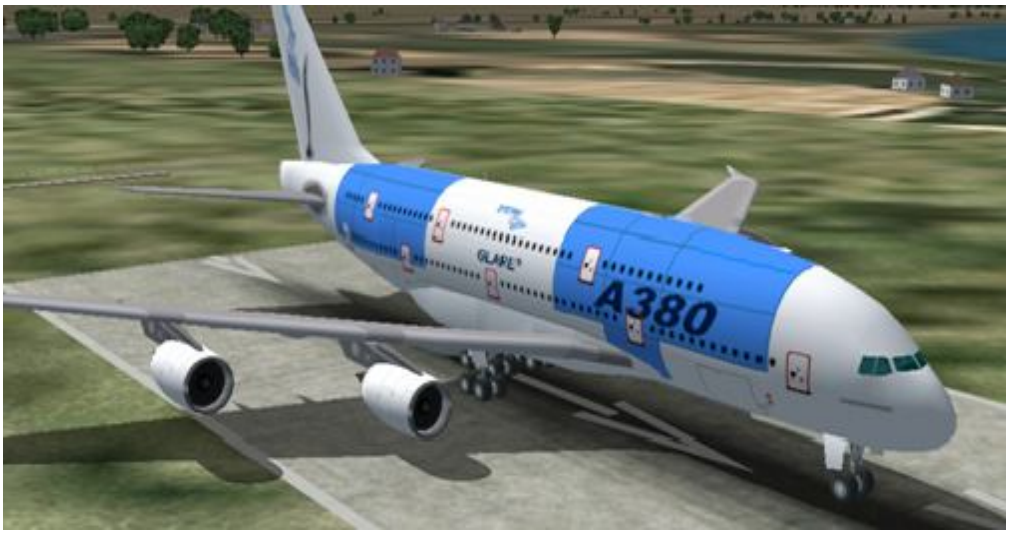
Figura 7 – (a) Princípios de construção de fuselagem de aeronave com Glare® por intermédio do conceito de emendas e autoclave (ROOIJEN, 2004; ROEBROEKS, 2002; [a]VLOT, 2001); (b) Esquemático de moldagem de placas planas de LMF em escala de laboratório (CORTÉS, 2006).

Em adição, operações de inspeção, manutenção e reparo das estruturas aeronáuticas confeccionadas em Glare são previstas serem, ou se tornarem significativamente mais baratas em relação às tradicionais estruturas em ligas-Al monolíticas, basicamente em função da elevada resistência à propagação de trincas de fadiga do LMF ([a]VLOT, 2001; [a,b]VERMEEREN, 2003, 2002).

Em nível de laboratório, é pratica relativamente comum a confecção de placas planas de LMF por intermédio de prensagem a quente (Figura 7b), onde ocorre a cura da resina termorrígida (e.g., epóxi, BMI), ou a fusão/amolecimento da resina termoplástica (e.g., PPS. PEI, PEEK), com sua posterior solidificação no resfriamento, para a consolidação final do laminado.



(a)



(b)

Figura 8 – Airbus A380: (a) Projeto conceitual; (b) Construção de fuselagem superior com Glare® (*STORK-FOKKER*, 2007).

Sabe-se que mais de 500 m^2 deste material estão sendo atualmente empregados em cada nova aeronave super-jumbo Airbus A380, a maior parte na confecção da fuselagem superior (Figura 8). A substituição das ligas-Al tradicionais por Glare é justificada pela sua ótima resistência mecânica, em especial aos esforços de fadiga, aliada a uma baixa densidade, não obstante o material híbrido ainda apresente as limitações inerentes às ligas leves com relação à temperatura de serviço (BERNHARDT, 2007; [a,b]WU, 2005)

Na Figura 9 são mostradas outras potenciais aplicações de Glare na indústria aeronáutica, desta feita como resultado de suas atraentes propriedades de resistência ao impacto transversal sob alta energia/velocidade do projétil, resultantes da presença de uma fase metálica tenaz (tipicamente liga-Al 2024 ou 7475) no laminado híbrido.

(a)

(b)

Chamada na próxima página.

(c)

Figura 9 – Potenciais aplicações de Glare® em aeronaves civis: (a) Containeres de carga; (b) Bordos de ataque; (c) Estrutura de contenção de reatores (*STORK-FOKKER*, 2007).

Na Figura 10 são ilustradas todas as aplicações de Glare® vislumbradas até o momento na indústria aeronáutica.

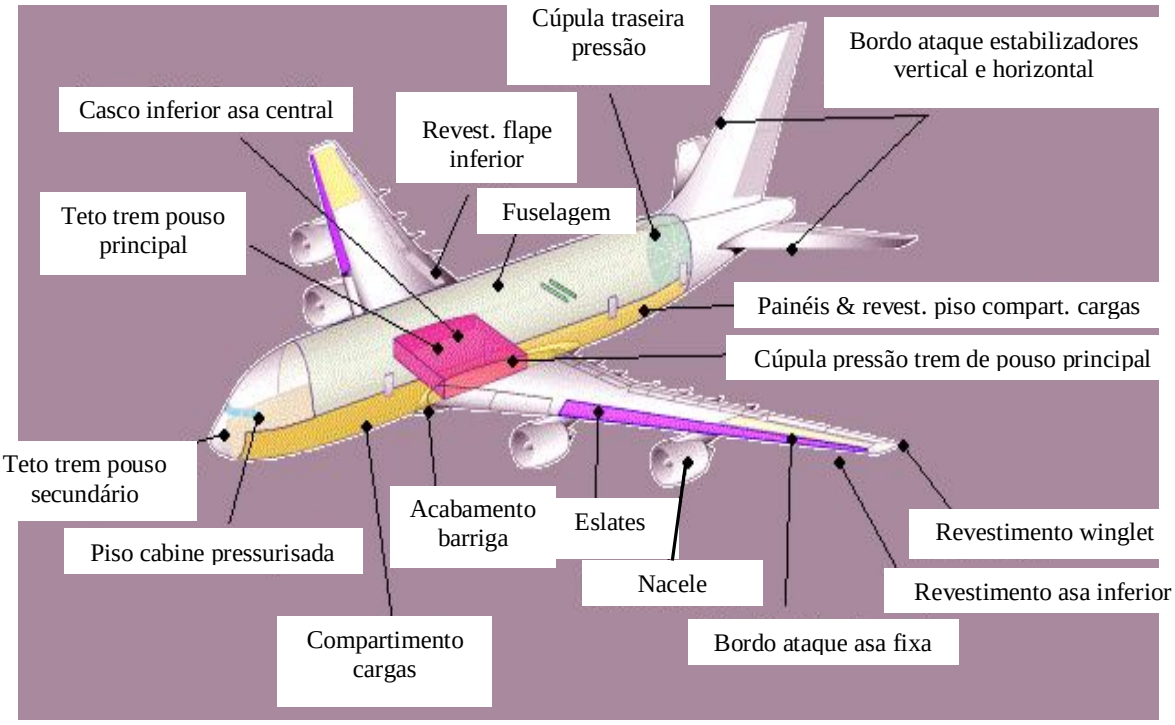
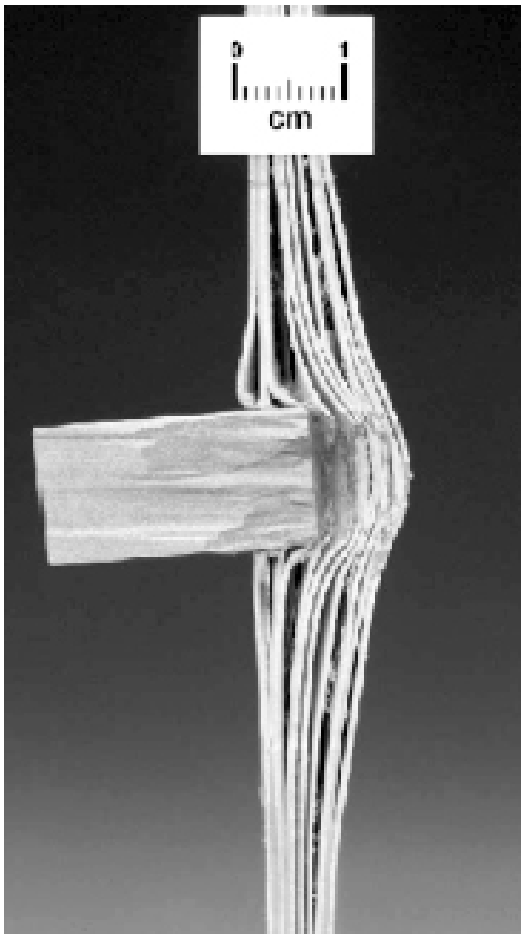


Figura 10 – Possíveis aplicações de Glare® em aeronaves comerciais (*STORK-FOKKER*, 2007).

2.4 – Danos por Impacto

Diversos estudo já demonstraram que os LMF desempenham bem sob esforços de impacto de alta energia, comumente denominados impactos balísticos (Figura 11) em virtude das grandes velocidades do projétil (tipicamente acima dos 300 m/s), e que culminam geralmente na perfuração completa do laminado (ATAS, 2007; [a,b]LANGDON, 2007; LIN, 2006; ABDULLAH, 2006; DOT/FAA/AR-03/37, 2005; McCARTHY, 2004; FATT, 2003). Cabe ressaltar que, embora raramente as aeronaves se exponham a tais eventos durante sua operação em serviço (e.g., choque com meteoritos, desintegração de turbina, atentados terroristas, choque com pássaros), há de se garantir que um grau adequado de integridade estrutural seja ainda mantido de modo que a que aeronave, passageiros e tripulação sobrevivam sob tais circunstâncias.



(a)

Chamada na próxima página.

(b)

Figura 11 – (a) Registro fotográfico do momento exato em que ocorre a perfuração do LMF-Glare 4-3/2 por um projétil com energia de 28 J (ATAS, 2007; FATT, 2003); (b) Vista posterior (face traseira) do laminado Glare-5 após ensaio balístico em que um projétil esférico de aço com massa de 5 g é acelerado até 350 m/s ([b]TARPANI, 2003).

Eventos não tão drásticos de impacto, e aos quais estão mais freqüentemente sujeitas em vôo algumas estruturas aeronáuticas tipicamente confeccionadas em materiais compostos (podendo elas ser futuramente substituídas por LMF), são listados na Tabela 4 (GWEON, 1992; FREITAS, 1998; MARTIN, 2000; HEBSUR, 2003; [c,d]WU, 2007, 2004; HSCT, 2004). Note-se que os níveis de energia envolvidos nestes choques mecânicos ainda são relativamente elevados, tal como revelam alguns dos dados fornecidos na Tabela 5, que inclui ainda diversas fontes de danos por impacto em ambiente de inspeção/manutenção de aeronaves.

Por exemplo, na Figura 12a pode-se testemunhar um evento potencialmente perigoso de aproximação entre aeronave em estágio de aterrissagem na pista de pouso e um bando de pássaros em pleno vôo. As demais figuras revelam os danos de grande monta em aeronaves como decorrência do choque em vôo com pedras de granizo.

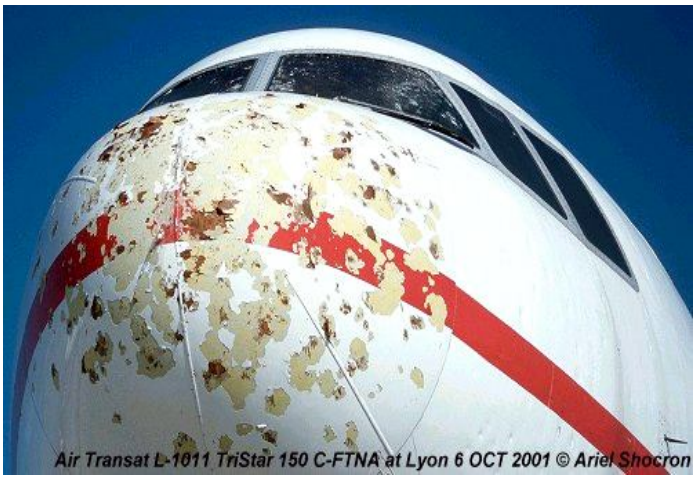
Tabela 4 – Algumas das causas mais comuns de danos por impacto em vôo de estruturas aeronáuticas confeccionadas em materiais compostos (adaptado de MARTIN, 2000).

Dano Mecânico	**Componente Afetado**
Chuva de granizo	*Radôme* *Entrada da turbina* *Todas as superfícies horizontais (painéis da asa, superfícies de controle, áreas superiores de contenção da turbina)* *Asa superior e painéis fixos da empenagem* *Superfícies de controle de vôo*
Separação do protetor de pneus	*Flapes* *Asa inferior e estruturas de acabamento aerodinâmico* *Portas do trem de pouso*

Tabela 5 – Tipos mais comuns de impacto em aeronave (ALVES, 2003).
Alguns dados originais foram levemente alterados com base em informações da Embraer S/A.

Descrição do evento	**Energia (J)**	**Massa (g)**	**Velocidade (m/s)**	**Circunstâncias**
Queda de ferramenta	*06*	*330*	*06*	*Manutenção*
Componente de manutenção	*16*	*910*	*06*	*Manutenção*
Carga concentrada	*100*	-	*De estático até 6 m/s*	*Manutenção e carregamento*
Choque com pássaros	*3,8 – 81 (kJ)*	*1800*	*65 – 300*	*Vôo baixo*
Granizo (∅ até 51 mm)	*43*	*62*	*37*	*Aterrisagem, decolagem, vôo e taxiamento*
Choque dos detritos da pista	*02 – 40*	*09*	*20 – 94*	

(a)



(b)

(c)

Chamada na próxima página.

(d)

(e)

Figura 12 – (a) Cenário de choque entre um bando pássaros e uma aeronave comercial, (b-e) Efeitos do impacto de chuva de granizo contra o radôme e o bordo de ataque de asa de aeronaves em pleno vôo (*ROB PHOTOS*, 2007).

Nestes impactos, considerados em geral de média a alta energia, o limiar da perfuração de um componente estrutural pode até mesmo ser alcançado, o que, em um LMF, corresponderia à vista mostrada na Figuras 13; Alternativamente, os danos poderiam se restringir somente à endentação do laminado (Figura 14) (ATAS, 2007; [b,c]VLOT, 1998, 1996).

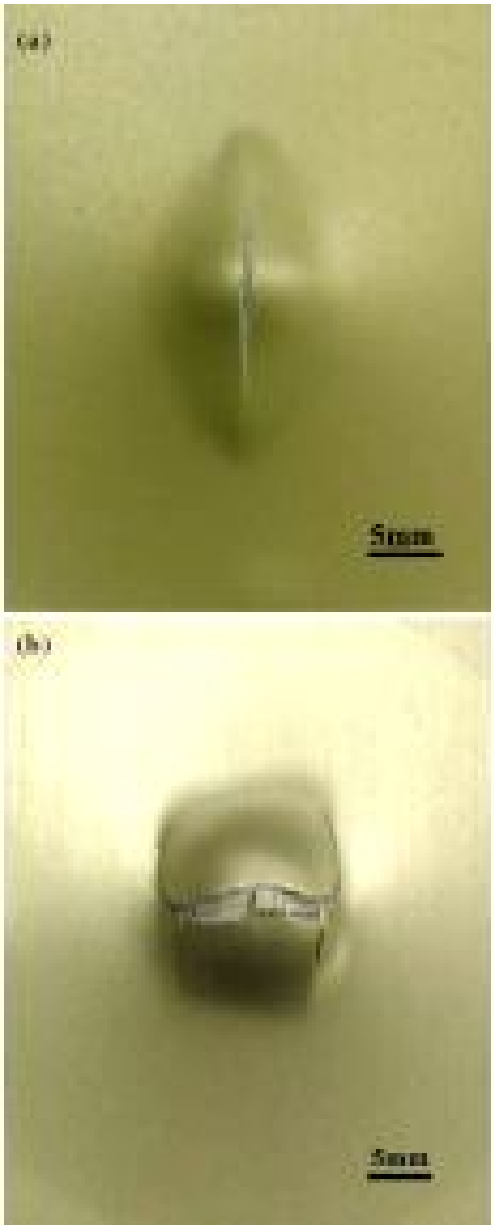


Figura 13 – (a,b) Danos causados por impacto, e visíveis na face posterior de um LMF Glare 4-3/2, decorrentes de projéteis com distintas geometrias possuindo idêntica energia cinética (ATAS, 2007).

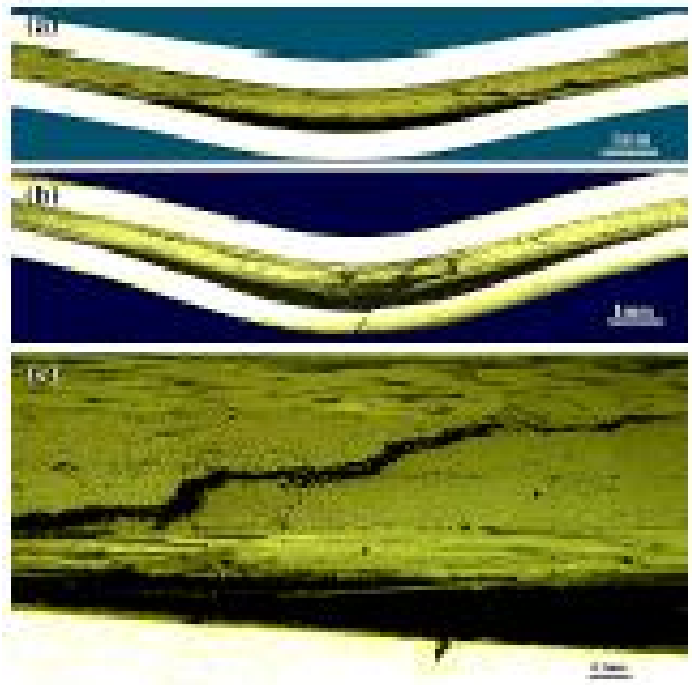


Figura 14 – (a,b) Danos internamente causados por impacto de relativamente baixa energia em LMF Glare 4-3/2; (c) Detalhe do trincamento causado por cisalhamento do laminado composto epóxi-fibras de vidro durante o choque mecânico (ATAS, 2007).

A Figura 15 mostra que os estudos de eventos de impacto em LMF-Glare praticamente se restringem a energias de impacto acima dos 10 Joules. Embora a justificativa para tal fato possa ser a de que a resistência mecânica do material híbrido seja pouco afetada para energias de impacto abaixo deste valor (i.e., E < 10 J), tal como sugere a figura em questão, pode-se argüir, por outro lado, que o efeito dos danos no modulo de elasticidade, ou seja, na rigidez do laminado é significativo, com o conseqüente comprometimento da integridade residual da estrutura avaliada. Além disso, há de se lembrar a questão da repetitividade com que ocorrem vários dos impactos ditos mais leves (i.e., impactos múltiplos, ou fadiga por impacto) em algumas posições específicas de uma aeronave (bordos de ataque, fuselagem, soalhos, revestimentos internos), que podem, num contexto propicio, culminar em danos de maior monta e na degradação das propriedades mecânicas do material (SUGUN, 2004; [a,b]MORAIS, 2003, 2001, AZOUAOUI, 2001, KHAN, 1995; GWEON, 1992; MITTELMAN, 1992).

Ademais, em analogia ao verificado nas estruturas aeronáuticas convencionais, fabricadas em ligas de alumínio (LANNING, 2006), a subseqüente aplicação de cargas cíclicas em fadiga ao componente previamente impactado pode ser suficiente para o crescimento dos danos introduzidos por impacto (tipicamente delaminações em laminados

compostos - [c]TARPANI, 2006), com a resultante perda progressiva de propriedades mecânicas fundamentais (em especial da resistência à compressão no plano/ flambagem - ZHANG, 2001; FREITAS, 1998; ISHIKAWA, 1995).

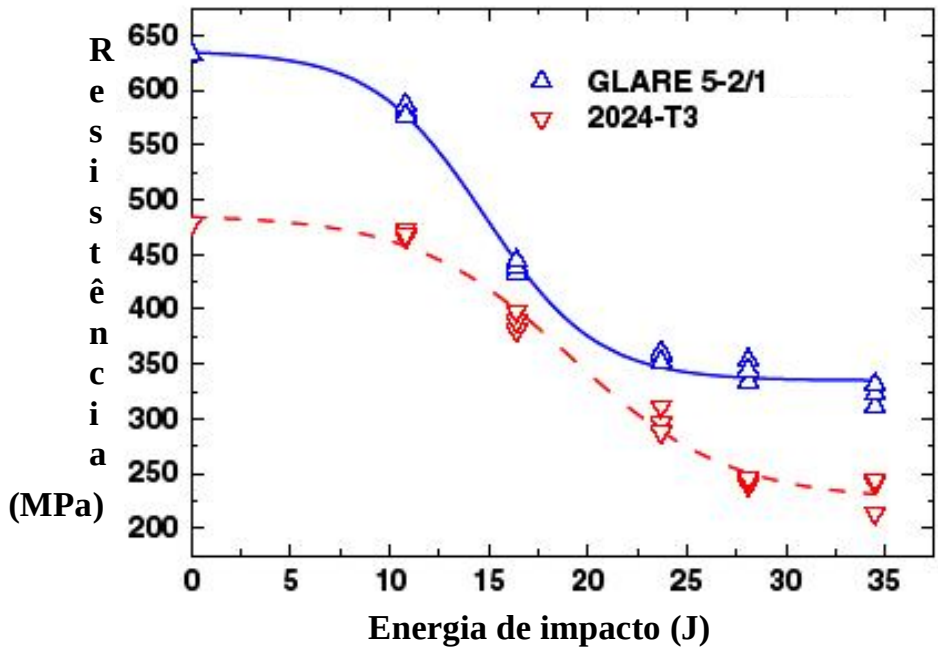


Figura 15 – Perda de resistência mecânica em tração devida a impactos prévios em dois materiais concorrentes da indústria aeronáutica (ATAS, 2007).

Outra questão importante relacionada aos impactos de baixa energia refere-se ao conceito de "danos de difícil detecção visual" (BVID - *Barely Visible Impact Damage*). Basicamente, danos causados por impacto abaixo de um determinada energia limite, estabelecida em termos da detectabilidade do dano correspondente (e.g., uma depressão com 0,3 mm de profundidade, ou então uma endentação cuja identificação visual é possível a uma distância da ordem de poucos metros), embora passíveis de não serem detectados em uma inspeção visual rotineira, poderiam, potencialmente, reduzir significativamente a resistência residual da peça, componente ou estrutura danificada. Tal fato é verificado nos laminados compostos em decorrência da própria estrutura laminar do material, visto que cargas de impacto transversal, mesmo as mais leves, tendem a separar as lâminas individuais que o compõem. Isto advém essencialmente da ausência de fibras na direção da espessura dos laminados estruturais, o que inclui também a classe dos LMF.

Neste sentido, eventos de impacto de baixa energia, tipicamente abaixo dos 10 Joules, a que estão também sujeitas algumas estruturas aeronáuticas (com potencial para futuramente

serem confeccionadas em LMF), seja em condições de vôo, decolagem ou com a aeronave ainda no solo, incluiriam (conforme já adiantado na Tabela 5): fragmentos lançados pelo atrito dos pneus com o solo, queda de ferramentas durante operações rotineiras de manutenção, contato repetido de saltos de sapatos e de rodas de sistemas de transporte de alimentos e de cargas/bagagens, dentre outras possibilidades ([c,d]WU, 2007, 2004; HOSSEINZADEH, 2006; SUGUN, 2004; HSCT, 2004, HEBSUR, 2003; [a,b]MORAIS, 2003, 2001, AZOUAOUI, 2001, COMPSTON, 2001; FREITAS, 1998; GWEON, 1992; KHAN, 1995; GWEON, 1992; MITTELMAN, 1992, HONG (1989), BOLL, 1986; CAPRINO, 1984).

HOSSEINZADEH (2006), [a,b]ALDERLIESTEN (2006, 2003), ROEBROEKS (2002), SUN (1993) enfatizam a necessidade da caracterização dos danos devidos aos impactos nos laminados metal-fibra, visto que estes modificam substancialmente as propriedades mecânicas residuais do material.

A Figura 16 ilustra os tipos mais comuns de fratura na camada de pré-impregnado composto presente nos LMF submetidos a esforços, respectivamente, de impacto transversal e translaminar (GUALBERTO, 2007; TITA, 2007; HOSSEINZADEH, 2006; DATTA, 2004; ALVES, 2003; [b,c]VLOT, 1998, 1996; JANG, 1991; HONG,1989). Danos adicionais nos laminados híbridos incluiriam ainda delaminações entre camadas do pré-impregnado e lâminas metálicas justapostas, além de trincamentos e amassamentos da fase metálica.

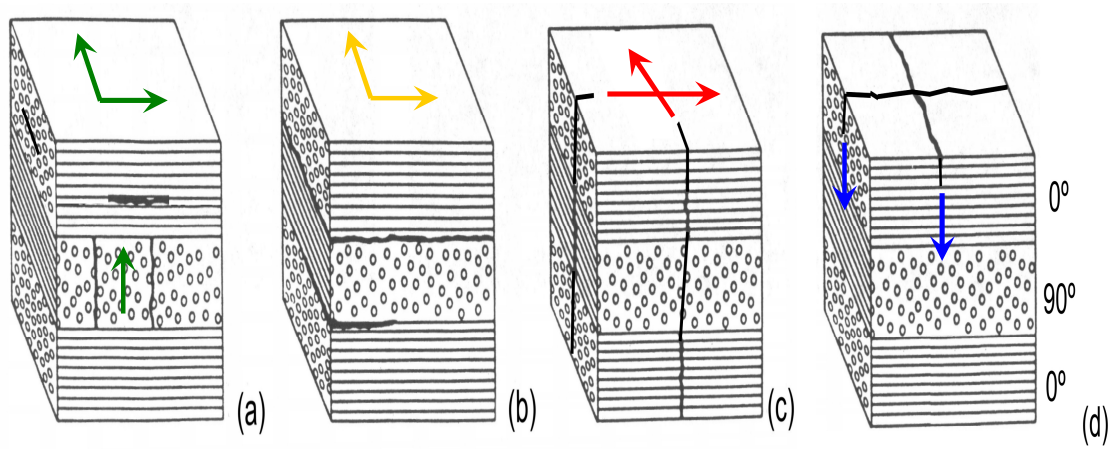


Figura 16 – (a) Fratura intralaminar; (b) Fratura interlaminar; (c) Fratura translaminar; (d) Fratura transversal de laminados compostos impactados (HOSKIN, 1986).

2.5 – Efeito Doppler

O Efeito *Doppler* foi proposto em 1842 por C. Doppler, embora o cientista não o tenha, de pronto, confirmado experimentalmente de modo satisfatório. A hipótese originalmente formulada pelo pesquisador foi testada pouco tempo depois, obtendo-se total êxito (BONJORNO, 1993; HERSKOWICZ, 1991). O modelo proposto tem o intuito de apreciar as alterações em freqüências sonoras (ver Figura 17) e eletromagnéticas, devidas ao movimento relativo entre a fonte e o receptor de tal perturbação do meio. No entanto, é importante salientar que o efeito *Doppler* aplicado às ondas mecânicas, acústicas ou sonoras se propagando no ar, ou qualquer outro meio não sólido, é diferente daquele aplicado às ondas eletromagnéticas, visto que a velocidade da luz independe do referencial (NUSSENZVEIG, 2002; HALIDAY, 2001).

Basicamente, o efeito Doppler é um fenômeno que se traduz, em óptica, por uma mudança de freqüência da onda refletida por um objeto em movimento, sendo a mudança proporcional à velocidade do objeto. A medição de freqüência Doppler conduz, portanto, a uma precisa estimativa do valor da velocidade com que se desloca o objeto monitorado.

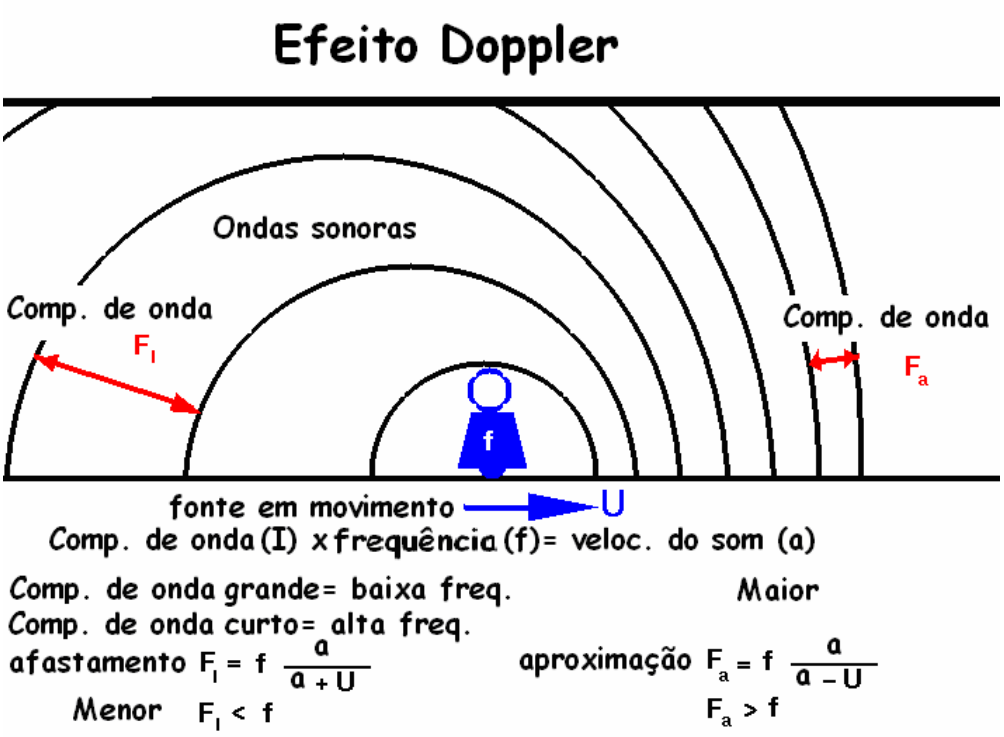


Figura 17 – Esquemático do efeito *Doppler* sonoro (NUSSENZVEIG, 2002; HALIDAY, 2001; BONJORNO, 1993; HERSKOWICZ, 1991).

2.6 – Método *Laser-Doppler* (LD)

Um aparato experimental básico de impacto sob queda livre de um peso consiste essencialmente de um impactador com uma determinada massa (*m*), sujeito à queda livre, ao qual é acoplada uma célula de carga que proverá pontos de dados de carga (*F*) contra o tempo de contato (*t*) entre o impactador e o alvo, que, no caso, em questão é LMF Glare-5. Os dados assim obtidos são amplificados e enviados a um computador. Uma sofisticação do sistema acima descrito consiste na incorporação de um dispositivo *Laser-Doppler*, o qual emite um feixe de *laser* que, ao ser refletido no impactador, possibilita o registro contínuo da sua velocidade (*v*) contra o tempo (*t*) durante todo o evento do choque mecânico. Por intermédio de um diagrama *v-t* (Figura 18), é possível, via procedimento descrito na seqüência do texto, a obtenção do correspondente diagrama de deslocamento do impactador (*s*) em função do tempo de impacto (Figura 19). Finalmente, a conjunção dos dados de carga *vs.* deslocamento permite (*F-s*), por meio de integração numérica, a estimativa da energia absorvida (E_a) pelo material-alvo. Isto é matematicamente estabelecido pela Eq.1:

$$E_a = \int F(s)ds \tag{1}$$

onde:

E_a: Energia absorvida pelo espécime

$F(s)$: Força aplicada em função do deslocamento experimentado

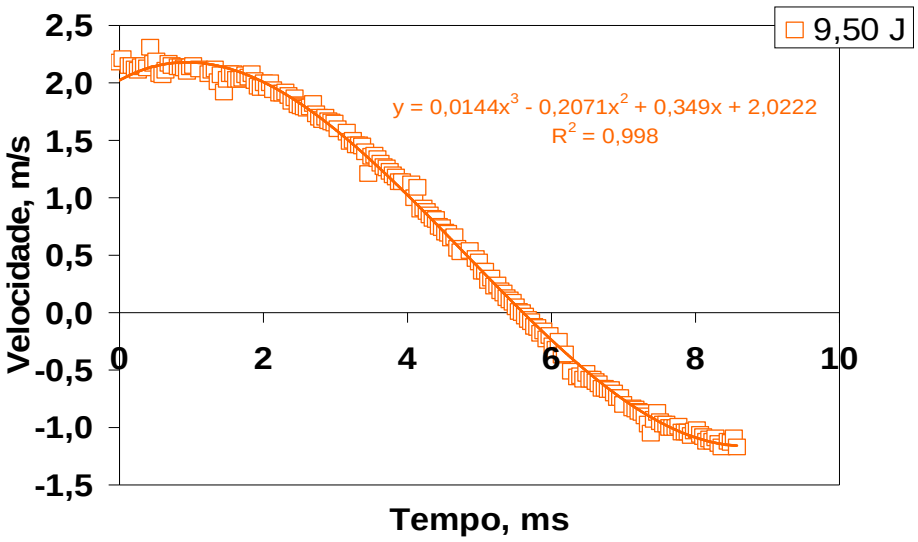


Figura 18 – Velocidade do impactador em função do tempo de contato entre projétil e alvo para uma energia de impacto de 9,50 J.

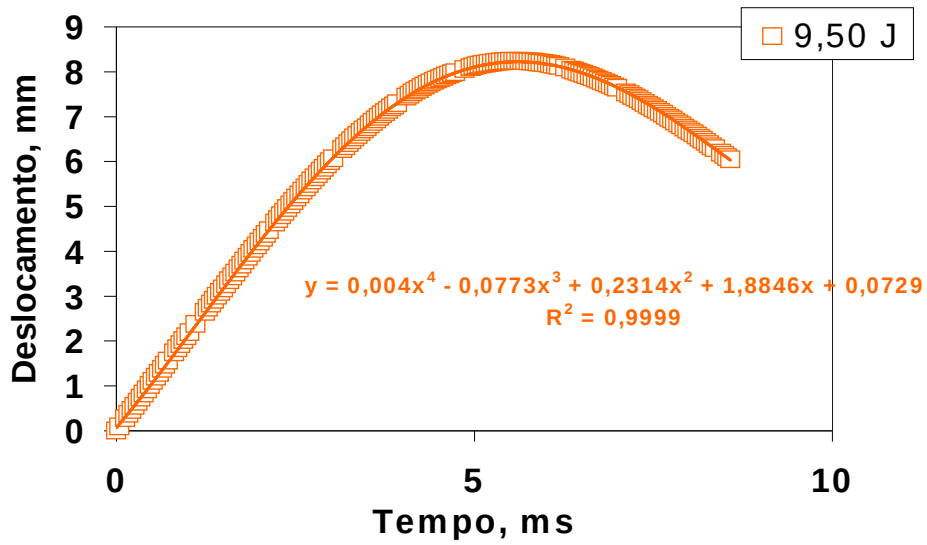


Figura 19 – Deslocamento do impactador em função do tempo de impacto para uma energia total disponibilizada de 9,50 J.

Na Figura 18 é necessária a obtenção dos extremos da função de ajuste dos pontos de dados, de forma a se determinar precisamente o intervalo de dados que será matematicamente processado. Para se determinar os extremos de funções contínuas em um intervalo fechado, as seguintes diretrizes devem ser obedecidas:

- ✓ Determinar os números críticos da função $y = f(x)$;
- ✓ Calcular $f(x)$ para cada número crítico x;
- ✓ Calcular os valores extremos;
- ✓ Os valores máximo e mínimo da função no intervalo são o maior e o menor valor da função calculados nos passos acima.

O teste da derivada primeira pode ser empregado para se determinar onde uma função é crescente ou decrescente, permitindo assim a escolha do intervalo que melhor representa o evento descrito pela função. Isto é possível segundo o teorema que segue (SWOKOWSKI, 1995):

Seja f(x) contínua em [a,b] e diferenciável em (a,b).

1. *Se f´(x)> 0 para todo x em (a,b), então f é crescente em [a,b];*
2. *Se f´(x)< 0 para todo x em (a,b), então f é decrescente em [a,b].*

2.7 – Método de Célula de Carga (CC)

Este método de integração dispensa o uso de dispositivos sofisticados, requerendo apenas a existência da célula de carga acoplada ao impactador, a qual suprirá os dados de carga em função do tempo (dados estes também requeridos no método *Laser-Doppler* descrito anteriormente no item 2.6). O Método CC permite obterem-se simultaneamente ambas as energias elástica (recuperável) e a consumida pelo espécime (não-recuperável) (TITA, 2007; KALTHOFF, 2004). Por intermédio da Eq.3 a velocidade pode ser determinada em função do tempo de impacto, enquanto que a Eq.4 permite a determinação da energia absorvida/consumida pelo espécime em função do tempo de contato entre projétil (impactador) e alvo (LMF). A massa *(m)* é uma constante, assim como o é a velocidade de impacto *(v_i)* para uma dada altura de liberação do impactador, sendo esta última variável já previamente conhecida desde a condução do experimento. De fato, a famosa expressão de energia potencial: energia de impacto = massa projétil * aceleração gravitacional * altura de liberação do projétil, foi empregada na determinação da variável "altura de queda". Note-se que a Eq.2 já relaciona diretamente a velocidade de impacto à energia contida no projétil com massa *m* em um evento de impacto sob condições de queda livre.

Cabe enfatizar que as expressões matemáticas empregadas no presente trabalho correspondem a versões algo simplificadas de equações fornecidas em normas técnicas para ensaios de impacto (e.g., ASTM-D7136, 2005; FERNÁNDES-CANTELLI, 2002). Entretanto, em virtude dos tempos de impacto serem suficientemente curtos, e as massas do impactador relativamente pequenas, as expressões ora adotadas permitem muito boas aproximações para a solução do problema proposto nesta Dissertação de Mestrado.

$$v_i = \sqrt{\frac{2 \cdot E_i}{m}} \tag{2}$$

$$v(t) = v_i + \frac{1}{m}\int F dt \tag{3}$$

$$E(t) = \frac{m \cdot v_i^2}{2} - \frac{m\,(v(t))^2}{2} \tag{4}$$

onde:

$v(t)$: Velocidade instantânea do impactador

v_i : Velocidade do impactador no limiar do choque com o alvo

m : Massa do impactador

$F(t)$: Força instantânea aplicada ao espécime

E(t): Energia (J) transferida ao espécime no tempo *t* (s)

2.8 – Método do Rebote (MR)

Essencialmente, o procedimento consiste em calcular-se primeiramente a energia cinética do impactador no instante imediatamente anterior ao impacto (Eq.2), devendo-se, para isso, determinar-se uma média aritmética da velocidade de impacto, visto que os valores de velocidade flutuam em torno de um valor médio. Em seguida, calcula-se a energia que o impactador adquire imediatamente após o impacto com o CDP (alvo), empregando-se na tarefa a Eq.5. A velocidade do impactador ao abandonar o material é denominada velocidade de rebote.

$$E_r = \frac{m \cdot v_r^{\,2}}{2} \tag{5}$$

onde:

E_r: Energia de rebote

v_r: velocidade de rebote

Através da diferença entre as energias calculadas, respectivamente, pela Eq.2 e Eq.5, a energia absorvida durante o evento do impacto pode ser estimada (Eq.6):

$$E_a = E_i - E_r \tag{6}$$

onde:

E_a: Energia absorvida

3. – MATERIAIS E MÉTODOS

3.1 – Material

Foram utilizadas chapas do laminado metal-fibra Glare® classificação 5 (Glare-5®), esquematizado na Figura 20, constituído por 2 lâminas externas de liga-Al 2024-T3, com 0,5 mm de espessura cada, as quais ensanduícham 4 mantas de tecido unidirecionais de uma mistura de fibras de vidro-resina epóxi justapostas alternadamente com simetria central (i.e., 0°/90°/90°/0°), perfazendo assim uma espessura total do laminado metal-fibra de 1,6 mm.

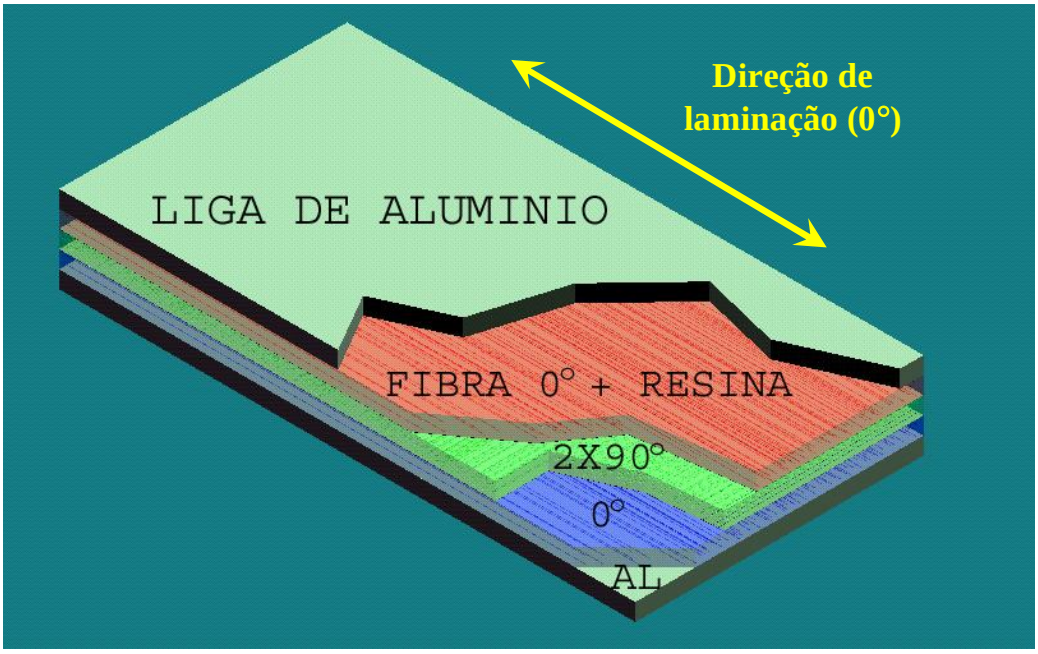


Figura 20 – Arquitetura do LMF Glare® classificação 5, que exibe um arranjo simétrico de fases $2/(0/90)_S$.

A Figura 21 mostra algumas das placas recebidas pelo SMM-EESC-USP, por doação, no ano de 2001, de uma empresa americana (*Aviation Equipments Ltd. - CA*), distribuidora de materiais de construção aeronáutica fabricados pela firma canadense *Comtek Inc.*

Figura 21 – Placas de Glare-5 fabricadas pela *Comtek (CAN)*, e doadas ao SMM-EESC-USP pela empresa *Aviation Equipments (CA-USA).*

A Figura 22 ilustra em detalhes as microestruturas das fases que compõem o LMF Glare-5®, tal como observadas após polimento e ataque metalográfico.

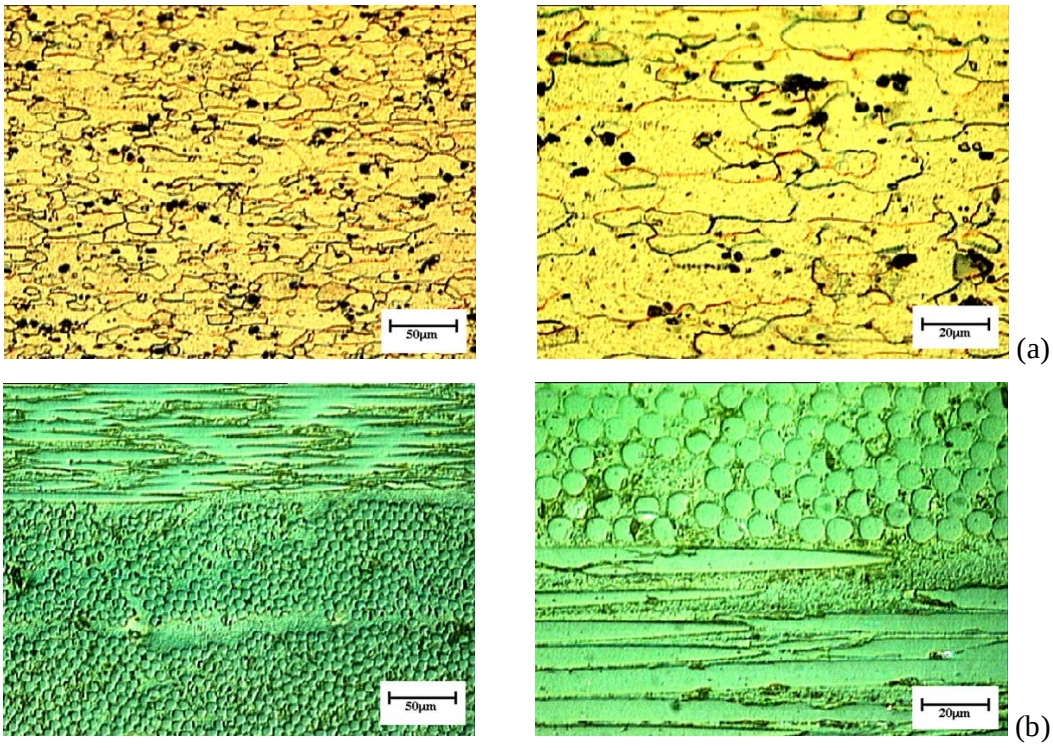


Figura 22 – Duas ampliações das microestruturas: (a) Liga de alumínio 2024-T3, (b) Fibras fortalecedoras de vidro S2 embebidas em resina epóxi. A direção longitudinal (0°), referente ao processo de laminação do Al-2024, corresponde à largura da página ([b]TARPANI, 2003).

3.2 – Preparação dos Corpos de Prova

Corpos de prova não normatizados do tipo tabletes (Figura 23) foram extraídos das placas originais de Glare-5® por intermédio de corte com serras mecânicas de precisão. A operação de usinagem foi realizada nas dependências da Embraer S/A. O documento DOT/FAA/AR-03/75 (2004), assim como LIU (1998) consideram válidos os ensaios mecânicos de impacto transversal de pequenos corpos de prova para simular estruturas e componentes de grande porte, desde que o dano impingido ao espécime se restrinja a uma porção significativamente pequena do tamanho do CDP.

Obtidos os tabletes retangulares, os mesmos foram impactados no sistema *Laser-Doppler*.

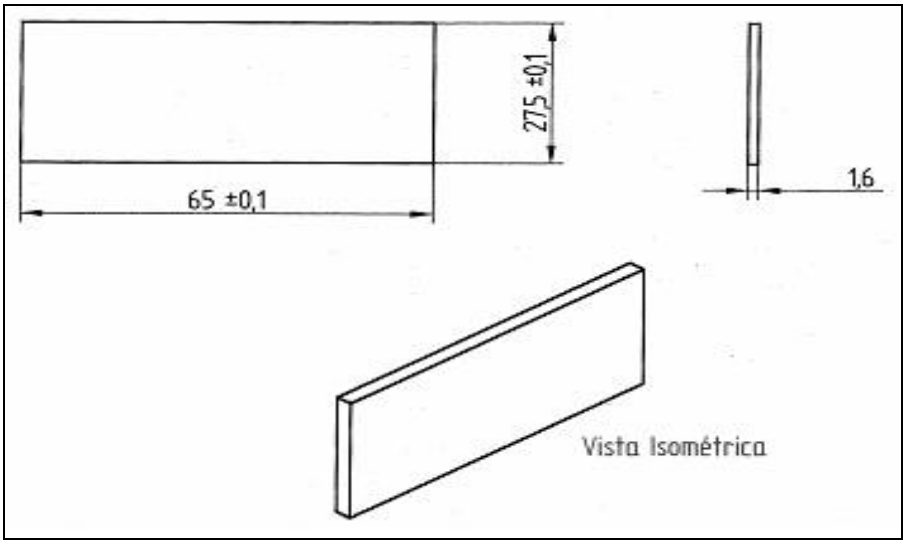


Figura 23 – Esboço dos tabletes ensaiados em impacto transversal e flexão residual. Dimensões em mm.

3.3 – Ensaios Mecânicos

No presente estudo foram empregados dois tipos de ensaios mecânico de modo a caracterizar, respectivamente, a resistência e a tolerância a danos de impacto de baixa energia:

- Ensaio de queda livre de peso (*drop-weight test*)
- Ensaio de Flexão de 3 Pontos (F3P).

3.3.1 – Ensaio de Queda de Peso

Os ensaios de impacto foram conduzidos em um sistema de queda livre de peso (*drop-weight*) construído artesanalmente (Figura 24). A coleta de dados foi realizada utilizando-se

concomitantemente um velocímetro *Laser-Doppler* e uma célula de carga piezoelétrica digital com fundo de escala máximo de 500 N. Os espécimes ensaiados foram travados perimetralmente numa moldura de aço que se fixava ao dispositivo de queda livre de peso, deixando-se um vão com dimensões no plano de 17,5 x 40 mm^2 para que o laminado defletisse livremente durante o impacto (CORTÉS, 2006). O travamento do espécime garante uma condição de maior restrição às deformações (*stiffening*), favorecendo, portanto, o desenvolvimento dos mecanismos de fratura no LMF. Deste modo, resultados conservadores de energia absorvida, se comparados ao corpo de prova livre, sem travamento, são esperados no presente estudo.

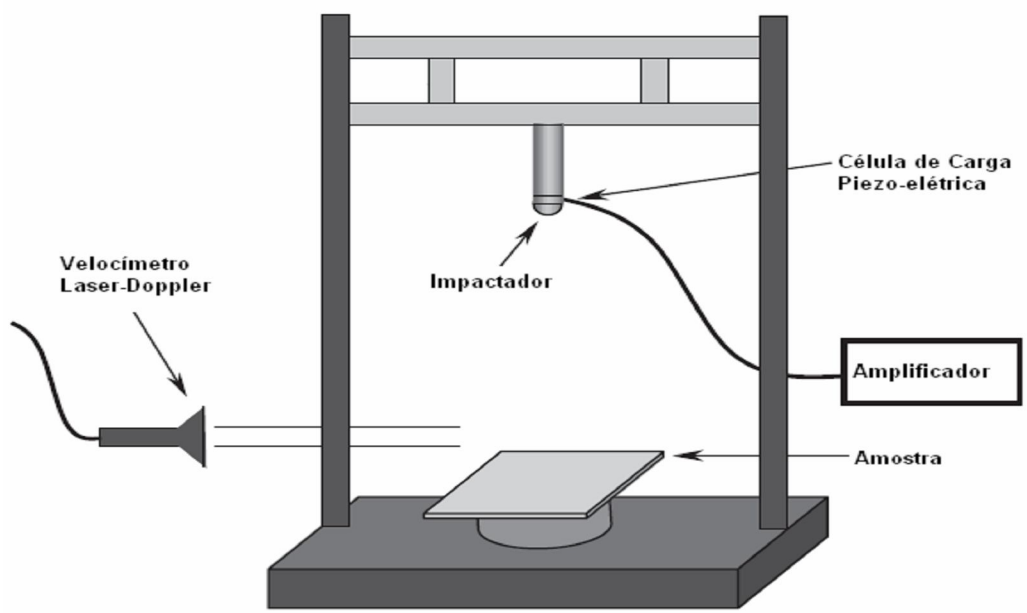


Figura 24 – Esquemático do dispositivo de ensaio de impacto por queda de peso (CORTÉS, 2006).

Impactadores (ponteiras) com ponta esférica com 5 mm de diâmetro e massas de, respectivamente, 0,102 kg e 0,530 kg foram empregados. Estudos conduzidos por [a,b,c]MITREVSKI (2006, 2005) e WHITTINGHAM (2004) demonstraram que, para uma mesma energia de impacto, pontas arredondadas do projétil causam uma área mais extensa de danos internos por delaminação, que, por sua vez, comprometem mais severamente as propriedades residuais do laminados compostos (abordagem conservadora).

Controlando-se a altura de liberação dos impactadores foi possível aplicarem-se impactos com energias de, respectivamente, 0,96 J, 1,90 J, 2,66 J, 4,10 J, 5,00 J e 6,00 J. Na Tabela 6 são listadas as energias disponibilizadas no evento de impacto e a massa dos respectivos impactadores empregados nos ensaios.

Tabela 6 – Energia de impacto e a correspondente massa do impactador.

Energia de Impacto, *Joules*	**Massa do impactador, *kg***
0,96	*0,103*
1,90	*0,530*
2,66	*0,530*
4,10	*0,530*
5,00	*0,530*
6,00	*0,530*

A condução dos experimentos LD e CC seguiu, respectivamente, os passos estabelecidos no fluxograma apresentado na Figura 25. O método MR é descrito no fluxograma provido na Figura 26.

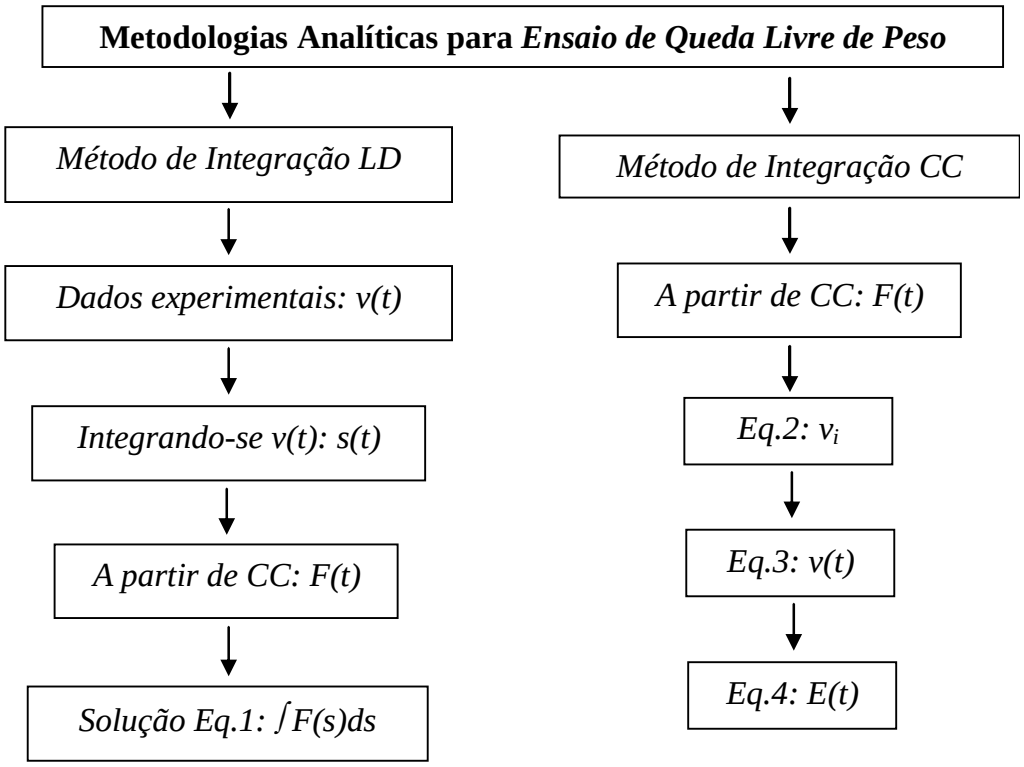


Figura 25 – Fluxograma detalhado dos Métodos LD e CC.

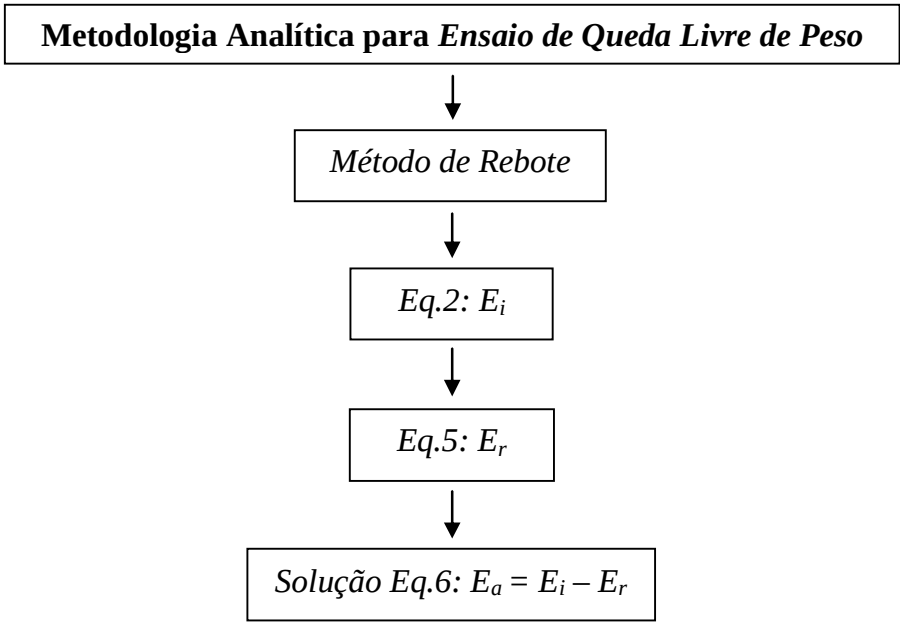


Figura 26 – Fluxograma detalhado do Método MR.

3.3.2 – Ensaio de Flexão em 3 Pontos (F3P)

Os ensaios F3P foram realizados em uma máquina de ensaios EMIC® (Figura 27) com fundo de escala de 1 ton., sob uma velocidade de deslocamento (compressão) do travessão de 1 mm/min. A distância entre os dois pontos de apoio foi mantida em 40 mm, empregando-se pinos de suporte e de flexão central com 8 mm de diâmetro.

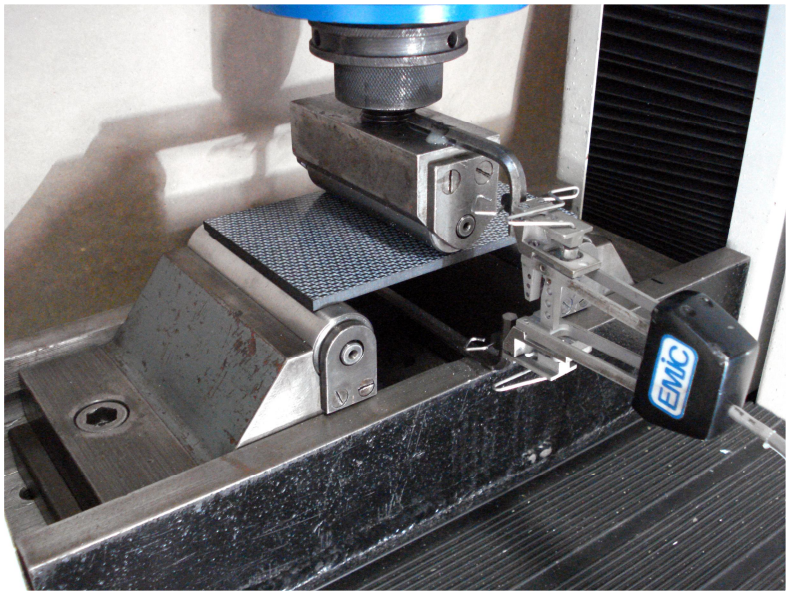


Figura 27 – Dispositivo de ensaio de F3P.

Com o auxílio de um extensômetro colocado exatamente na linha de aplicação da carga lenta e monotonicamente imposta aos tabletes em flexão, foi possível a obtenção de diagramas de carga *vs.* deslocamento na linha de carga. Esses dados foram posteriormente processados, dando origem às seguintes propriedades mecânicas, as quais são descritas no exemplo provido na Figura 28a: Módulo de Elasticidade em Flexão (E_f), Resistência Máxima em Flexão (*RF*) e Tenacidade de Carga Máxima em Flexão (TCM_f). O parâmetro TCM_f representa a energia absorvida pelo CDP até o ponto de carga suportada pelo espécime, sendo obtido pela integração da curva de carga contra deslocamento até aquele ponto.

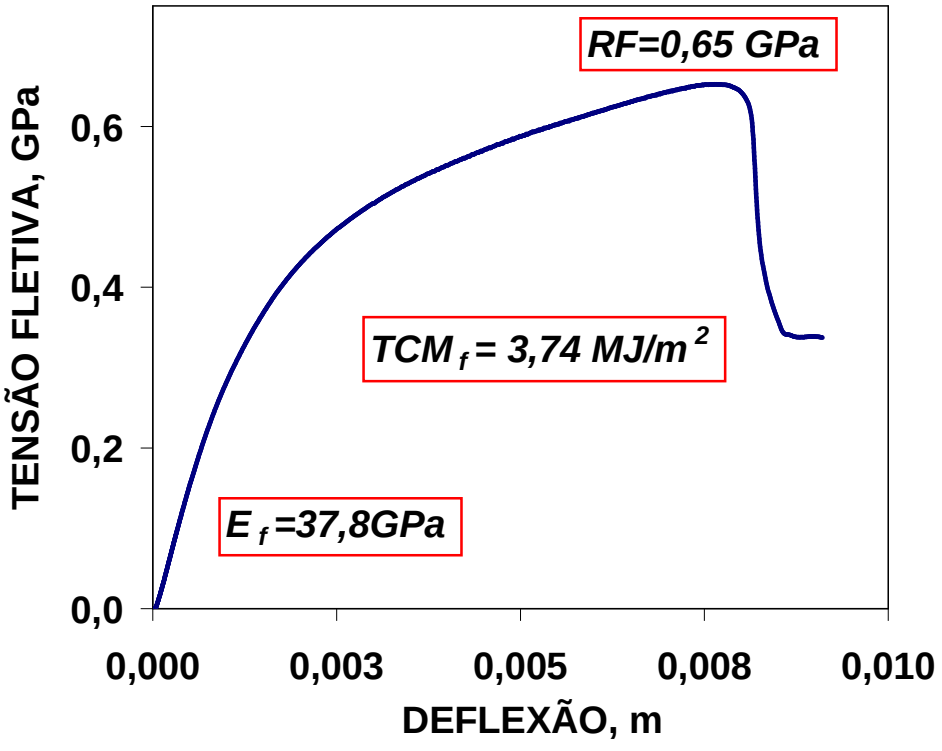
3.3.2.1 *Processamento dos Dados*

Nos ensaios de resistência residual sob flexão em três pontos foram obtidos dados de carga ou força (*F*), em [N], contra deslocamento ou deflexão dos CDPs (*s*), em [mm]. A partir desses dados, e considerando-se as dimensões dos CDPs, largura (*W*) e espessura (*T*), e aquelas relativas ao dispositivo de ensaio, qual seja, distância entre pontos de apoios (*S*), calculou-se, através das Eqs.7 e 8, respectivamente a Resistência à Flexão (*RF*) e o Módulo de Elasticidade (E_f) do material:

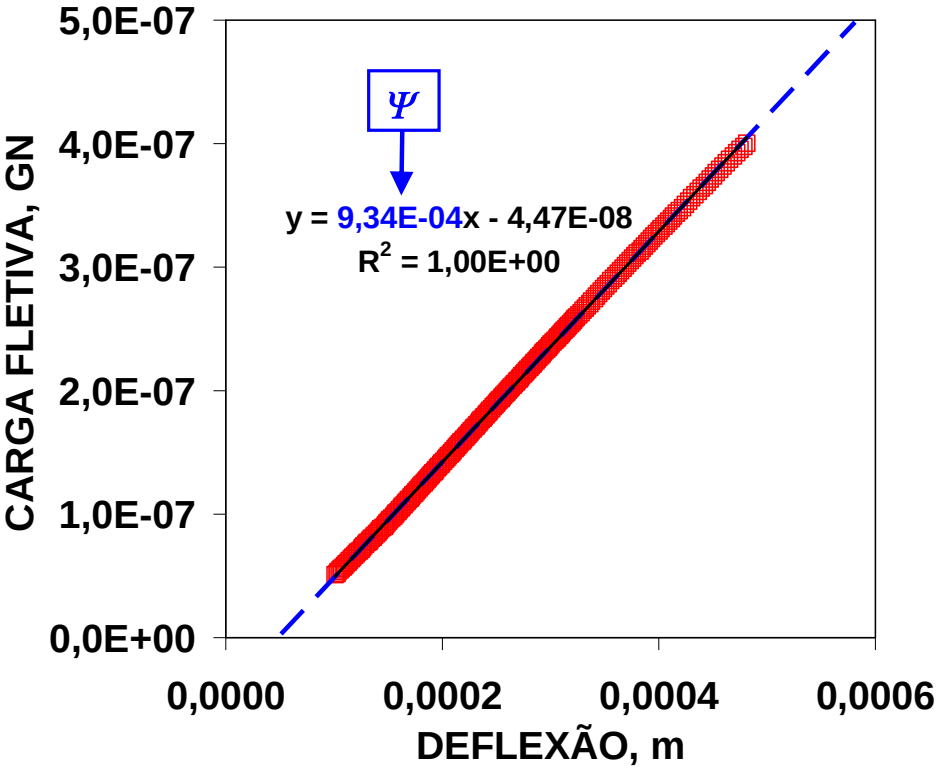
$$RF_{[GPa]} = \frac{3 \cdot F_{[GN]} \cdot S_{[m]}}{2 \cdot W_{[m]} \cdot T^{2}_{[m^2]}} \tag{7}$$

$$E_{f\,[GPa]} = \frac{\psi_{[GN/m]} \cdot S^{3}_{[m^3]}}{4 \cdot W_{[m]} \cdot T^{3}_{[m^3]}} \tag{8}$$

onde $\psi_{[GN/m]}$ é o coeficiente angular do trecho linear do gráfico de carga *vs.* deflexão, o qual é exemplificado na Figura 28b. Os cálculos de *RF* e E_f foram realizados em planilhas Excel.



(a)



(b)

Figura 28 – (a) Diagrama de tensão fletiva *vs.* deflexão central do espécime em ensaio F3P, (b) Região linear do correspondente diagrama original de carga *vs.* deflexão.

4.1 – Método *Laser-Doppler* (LD)

A Figura 29 apresenta, como exemplo, o diagrama de velocidade em função do tempo obtido experimentalmente segundo a metodologia *Laser-Doppler* para uma energia disponibilizada no impacto de 4,10 J.

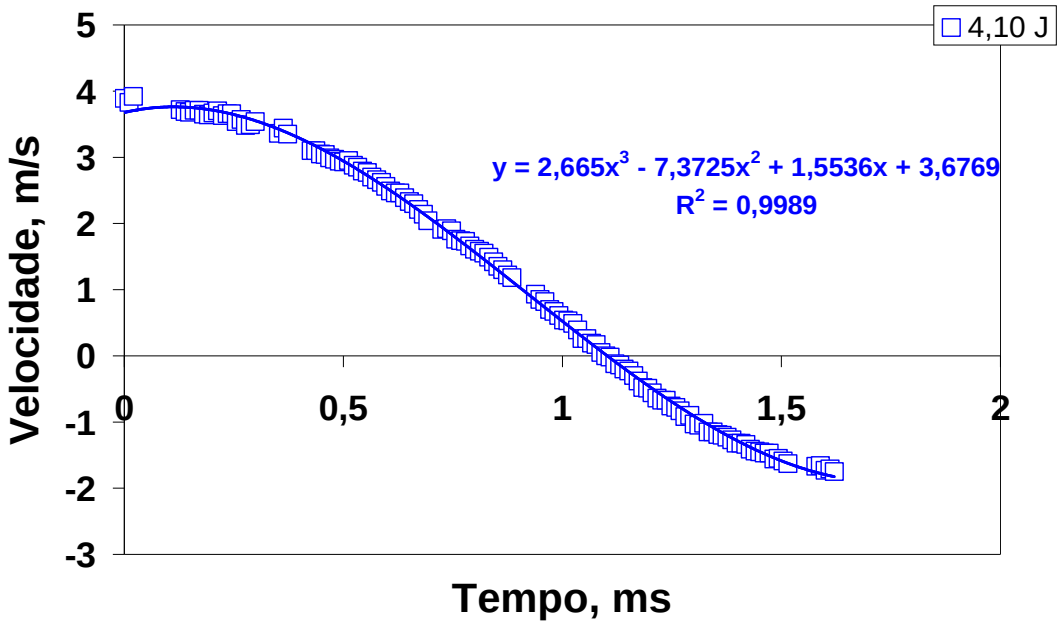


Figura 29 – Diagrama de velocidade do impactador em função do tempo de impacto em metodologia LD.

No apêndice A deste trabalho são fornecidos todos os gráficos de velocidade *vs.* tempo determinados em experimentos de impacto monitorados por *Laser-Dopler*.

A Figura 30 apresenta, tomando também como exemplo uma energia de impacto de 4,10 J, o diagrama de deslocamento em função do tempo obtido segundo a metodologia *Laser-Doppler*. O procedimento adotado no presente trabalho, para o levantamento das curvas de deslocamento do impactador *vs.* tempo de impacto (Figura 30) a partir de pontos de dados

de velocidade do impactador *vs.* tempo de contato entre o projétil e o alvo (Figura 28), é completamente descrito no Apêndice B ao final do texto.

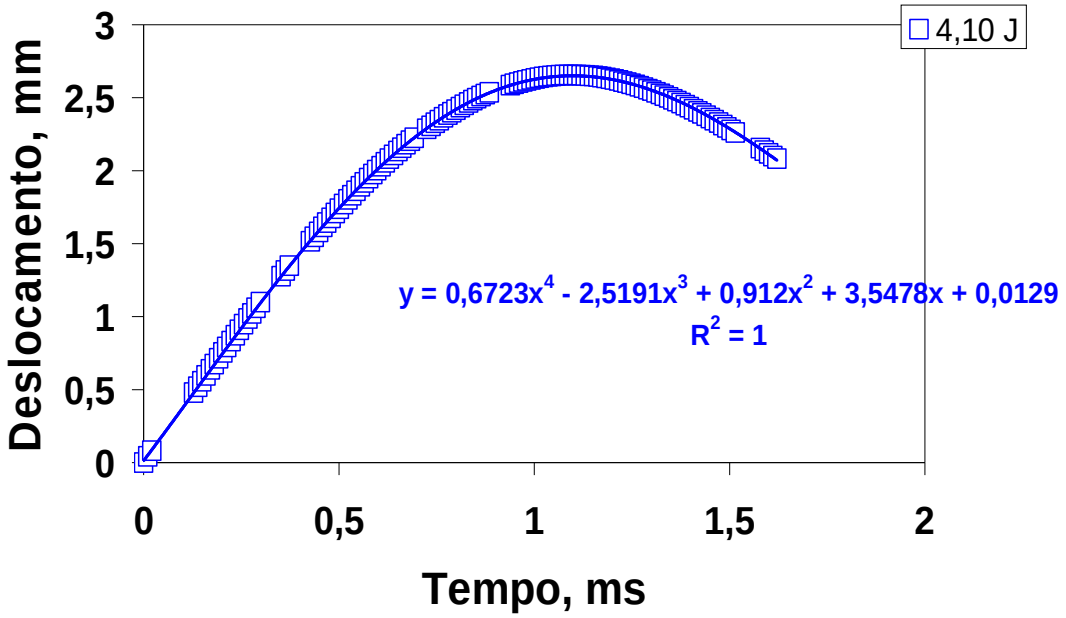


Figura 30 – Diagrama deslocamento do impactador em função de tempo de contato com o alvo (LMF) segundo a metodologia LD.

No apêndice C deste trabalho são fornecidos todos os gráficos de deslocamento *vs.* tempo obtidos segundo o procedimento *Laser-Doppler*.

A Figura 31 apresenta os diagramas de força (*F*), ou carga de impacto em função do deslocamento do impactador (*s*) derivados da Figura 28 do Método *Laser-Doppler* (vide Apêndice D para maiores detalhes acerca do procedimento matemático envolvido no processamento de dados). No Apêndice E são supridos individualmente os gráficos de carga aplicada em função do deslocamento do impactador para todas as condições de ensaio presentemente avaliadas de acordo com o Método LD.

A integração numérica da área sob as curvas *F-s* possibilita a estimativa da energia absorvida (E_a) pelos espécimes de LMF durante o choque mecânico pelo impactador. Os valores de energia absorvida nos ensaios de impacto e as correspondentes energias disponibilizadas no momento do choque mecânico são apresentados na Figura 32.

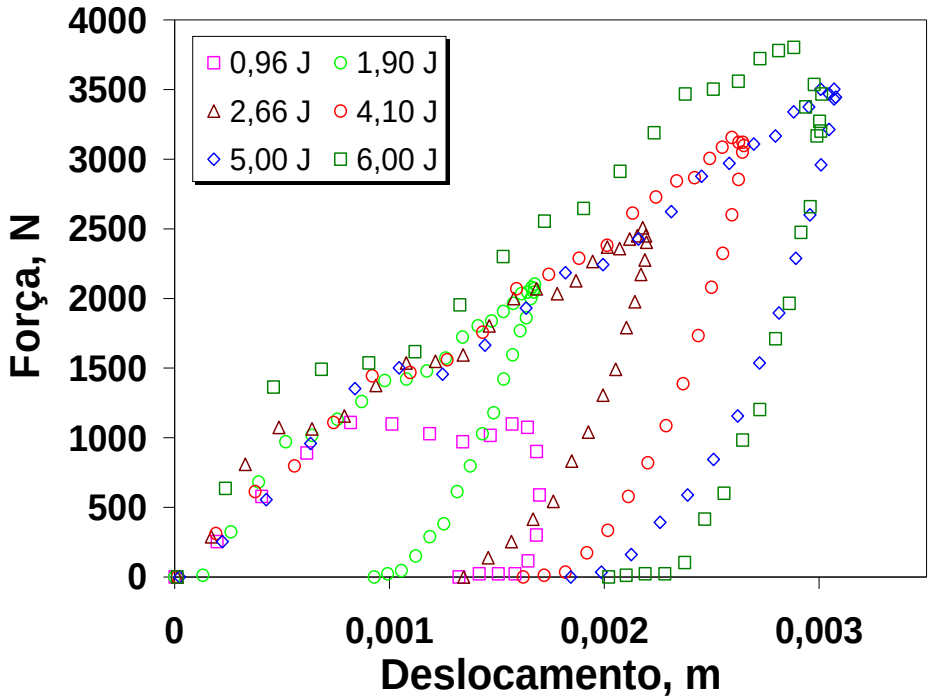


Figura 31 – Diagramas de carga em função do deslocamento para diversas energias de impacto do LMF Glare-5.

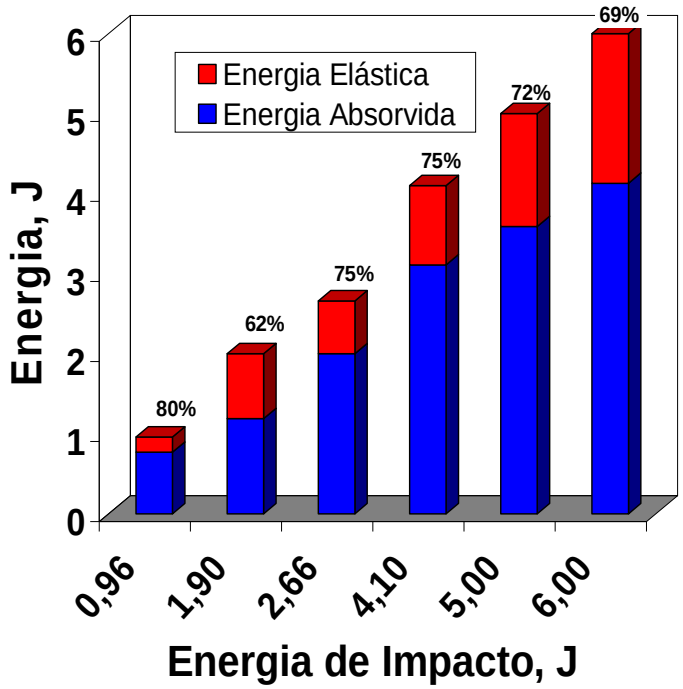
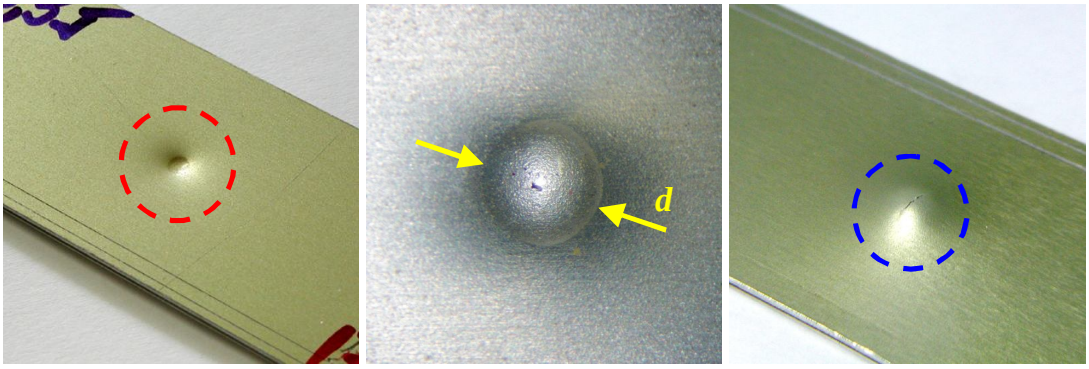


Figura 32 – Energias de impacto e correspondentes parcelas de energias absorvida e recuperada (elástica), estimadas segundo o Método LD. A energia absorvida é também fornecida numericamente, em termos percentuais, relativamente à energia total impressa ao espécime pelo impactador.

4.1.2 – Profundidade da calota impressa pelo impactador

Com base nas dimensões das impressões deixadas pelo impactador esférico de aço de 5 mm de diâmetro nas superfícies metálicas frontal e traseira dos LMF no evento do choque mecânico (Figura 33), quatro parâmetros de severidade de danos externamente visíveis foram derivados dentro de uma perspectiva macroscópica (i.e., passível de fácil mensuração durante, por exemplo, um evento de inspeção periódica estrutural). Visto que, no caso em questão, a impressão na face de impacto (destaque em vermelho na Figura 33a) pode ser definida como uma calota hemisférica, a sua dimensão mais facilmente mensurável (primeiro parâmetro de dano) seria o seu diâmetro (*d*), o qual seria o parâmetro mais acessível no caso de se considerar, por exemplo, a inspeção da fuselagem danificada de uma aeronave.



(a) (b) (c)

Figura 33 – 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 34), é possível estimar, por intermédio dos diâmetros da impressão hemisférica ($d = 2r$) e do impactador esférico ($D = 2R$), a correspondente profundidade da depressão, calota ou endentação (p) gerada na face frontal do laminado (que seria o segundo parâmetro de dano).

Cabe enfatizar que a profundidade da calota frontal (p) estimada segundo a relação acima estabelecida não corresponde àquela efetivamente gerada no laminado, mas é apenas uma fração desta. Em particular se o espécime não está numa condição de travamento, o LMF se deforma permanentemente para uma extensão, normal à superfície de impacto, bem além daquela exatamente proporcionada pelo íntimo contato entre o impactador e o laminado.

Entretanto, a opção por se derivar a profundidade da endentação *p* a partir do seu diâmetro *d* se dá essencialmente em face da facilidade de medição deste último parâmetro, tendo em vista a sua perfeita e inequívoca definição sobre a superfície do LMF, tal como mostra a Figura 33b.

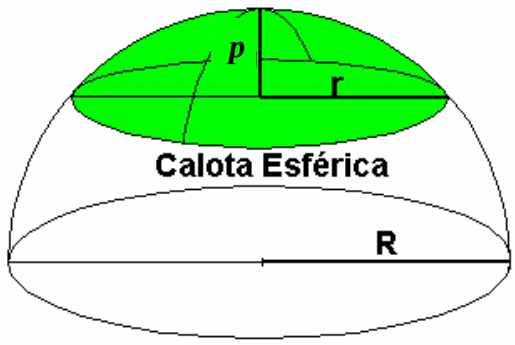


Figura 34 – Esquemático da geometria de impressão deixada pelo impacto de uma esfera na superfície frontal do laminado ($p = R - \sqrt{\left(R^2 - r^2\right)}; A = 2 \cdot \pi \cdot R \cdot p$).

Um terceiro parâmetro de dano externo macroscópico seria a altura (*H*) da calota gerada na face posterior do espécime (destaque em azul na Figura 33c). Em vista dos variados processos de fratura ocorrendo particularmente no material composto envolvido pelas duas lâminas metálicas externas do LMF, seria inócua qualquer tentativa de se determinar o valor de *H* na lâmina metálica posterior com base exclusivamente na mensuração das dimensões do dano desenvolvido na lâmina frontal do espécime impactado. Não seria improvável, por exemplo, que uma razoável deformação (endentação) da superfície frontal metálica fosse acompanhada por pouca, eventualmente 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 (*in-loco*) de *H* se faz necessária. Embora em termos laboratoriais ela seja bem mais prática e simples que a mensuração do parâmetro *p*, em campo (em serviço) 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 diferencialmente ao longo da espessura do espécime sob

a ação de um impactador ou projétil, indicando o grau de separação alcançado entre as lâminas metálicas devido ao choque mecânico localizado. Além disso, os parâmetros *p* e *H* estão intrinsecamente associados à questão de detectabilidade de danos, e, por conseguinte, ao conceito de *BVID* anteriormente discutido.

A Tabela 7 lista os resultados obtidos.

Tabela 7 – Dados da análise dimensional dos danos macroscópicos externos causados por impacto no LMF Glare-5.

Energia de Impacto	**Diâmetro do Impactador, *D* [mm]**	**Diâmetro mensurado da calota frontal, *d* [mm]**	**Profundidade estimada da calota frontal, *p* [mm]**	**Altura mensurada da calota traseira, *H* [mm]**	**Razão *H*/*p***
0,96 J	*5*	*1,813*	*0,170*	*0,600*	*3,527*
1,90 J	*5*	*2,207*	*0,257*	*1,240*	*4,831*
2,66 J	*5*	*2,453*	*0,322*	*1,520*	*4,727*
4,10 J	*5*	*2,837*	*0,442*	*1,920*	*4,348*
5,00 J	*5*	*2,995*	*0,498*	*2,060*	*4,135*
6,00 J	*5*	*3,360*	*0,648*	*2,580*	*3,979*

Interessante observar que, independentemente da energia de impacto, a relação *H*/*p* é praticamente constante para o laminado Glare-5. Por outro lado, e como já esperado, os parâmetros *d*, *p* e *H* crescem proporcionalmente à energia de impacto.

Na Figura 35 é plotado o valor estimado da profundidade da endentação (*p*) deixada pelo impactador na superfície frontal do LMF, como função da energia de impacto. Para fins de comparação, são também incluídos no gráfico os valores de penetração máxima do projétil esférico durante o carregamento em impacto, e de penetração do impactador no LMF no exato momento em eles perdem o contato entre si, quando a carga cai a zero, tal como determinadas por intermédio do Método LD.

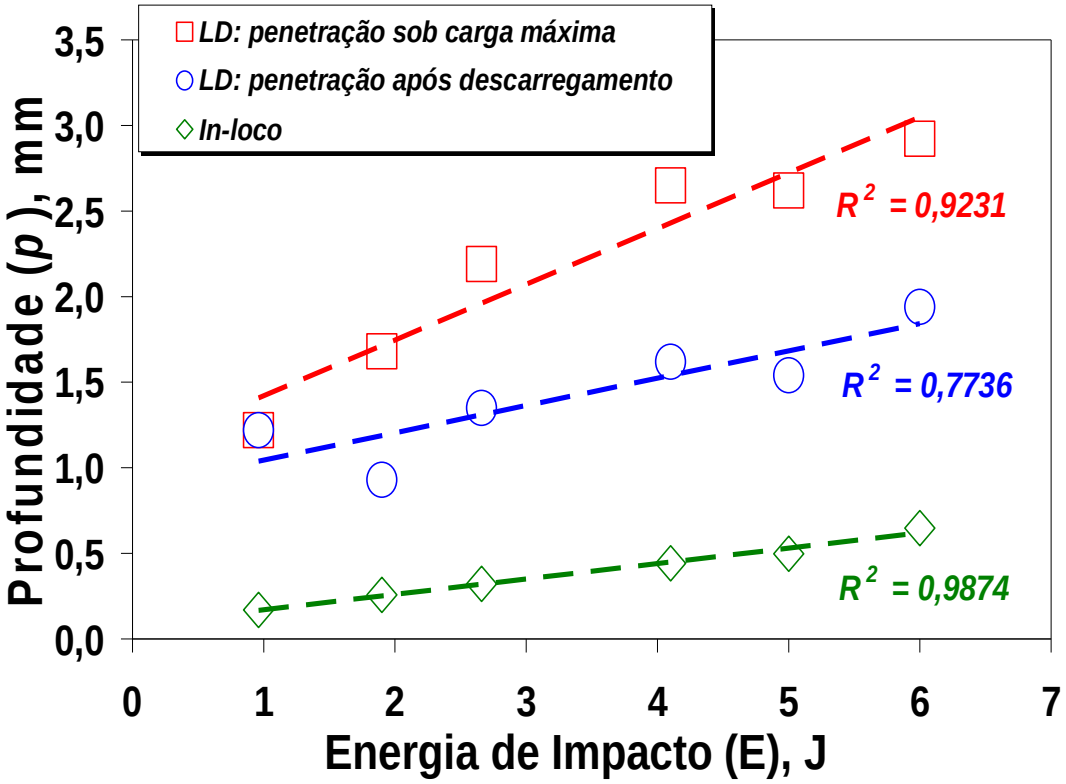


Figura 35 – Comparação entre valores de profundidade da calota frontal obtidos a partir de três diferentes abordagens.

Fica clara do gráfico acima, através da diferenciação entre as curvas vermelha e azul, respectivamente, a recuperação da deformação do material durante o estágio de queda de carga (descarregamento) no evento de impacto, sendo o nível de recuperação proporcional à energia de impacto. O gráfico ainda confirma, por intermédio da diferenciação entre as curvas azul e verde, respectivamente, a afirmação anteriormente realizada com relação à subestimativa da profundidade da endentação frontal (*p*) quando inferida via diâmetro da depressão (*d*). A grande diferença entre os valores obtidos se deve ao fato de que o diâmetro da calota frontal, e, conseqüentemente, a endentação a partir dele derivada, são parâmetros de dano altamente localizados, ao contrário das medidas efetuadas durante o experimento de impacto através do Método LD, quando a penetração de impactador computa, além do dano localmente impingido ao material, deformações ocorrendo no laminado no interior de toda a janela de deflexão do espécime.

4.2 – Método de Célula de Carga (CC)

A Figura 36 mostra um típico gráfico de energia em função do tempo de impacto, levantado através da Eq.4. Observa-se que duas parcelas de energia a saber, a absorvida (E_a) e recuperada (E_r) compõem basicamente a energia total ($E = E_a + E_r$) disponibilizada pelo impactador no momento do choque mecânico transversal contra o alvo de LMF Glare-5.

O Apêndice F fornece todas as curvas E *vs.* t obtidas no presente estudo aplicando-se o Método CC.

Já o Apêndice G fornece todas as curvas de velocidade do impactador em função do tempo de impacto (Eq.3), derivadas por intermédio da metodologia CC, e que podem ser comparadas às curvas v *vs.* t empiricamente obtidas experimentalmente pelo Método *Laser-Doppler*, as quais são supridas no Apêndice A.

Na Figura 37 são plotados os valores de energia absorvida (E_a), tal como estimados pela metodologia CC.

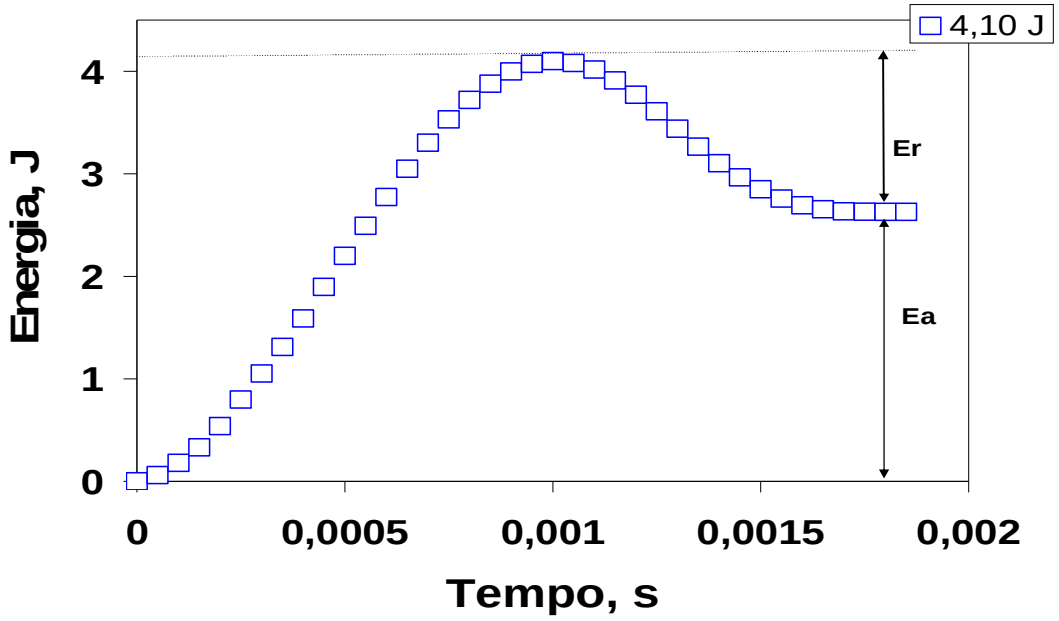


Figura 36 – Gráfico de energias absorvida (E_a) e restituída (E_r) contra o tempo, obtido em experimento de impacto a 4,10 Joules via Método CC.

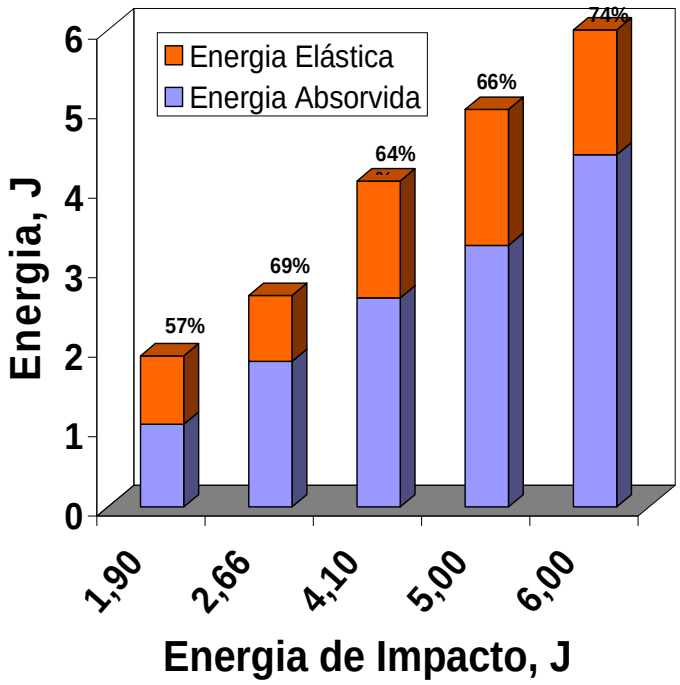


Figura 37 – Energias de impacto e correspondentes parcelas de energias absorvida e recuperada (elástica), estimadas segundo o Método CC. A energia absorvida é também fornecida numericamente, em termos percentuais, relativamente à energia total impressa ao espécime pelo impactador.

4.2.1 – Comparação entre os métodos LD e CC

Na Figura 38 são confrontadas as estimativas de energia absorvida pelo LMF Glare-5 nos ensaios segundo, respectivamente, os Métodos LD e CC.

A análise da Figura 38 permite verificar que o Método LD tende a produzir resultados acima daqueles determinados por intermédio do método concorrente CC, para quase toda faixa de energias de impacto amostrada no presente estudo.

Em princípio, tal fato advém do pequeno deslocamento lateral sofrido pelo impactador durante seu estágio de rebote, quando este sofre uma reaceleração ao se afastar do alvo após o choque contra o mesmo. Tais deslocamentos laterais são provavelmente interpretados de modo errôneo pelo sistema LD como uma desaceleração do impactador, visto que o dispositivo LD só mensura deslocamentos verticais, ou seja, paralelos à direção de ataque do impactador durante sua queda livre contra o alvo, conforme ilustra o esquemático mostrado na Figura 39. Uma substimativa da reaceleração do impactador pelo sistema LD significa, em outros termos, uma superestimativa da energia absorvida pelo espécime durante o impacto.

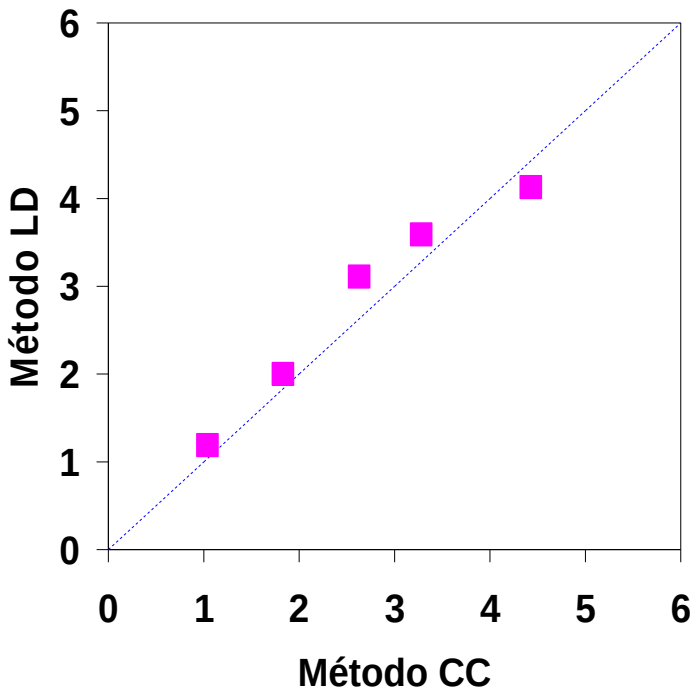


Figura 38 – Comparação entre as estimativas da energia E_a, em Joules, segundo os métodos LD e CC. Observa-se que o ponto de dados referente à energia de impacto de 0,96 J não consta no gráfico, o que decorre de limitações inerentes ao Método CC em estimar energia absorvidas a partir de baixos valores de energia aplicada no ensaio.

A Figura 38 indica que este fato se verifica para níveis de impacto de até 4 Joules, quando as deformações (calota hemisférica impressa) geradas na superfície do laminado são relativamente pequenas. A partir deste ponto, a Figura 38 mostra que ocorre uma inversão de comportamentos, e o Método CC passa, aparentemente, a adquirir um caráter não-conservador na estimativa da energia absorvida pelo LMF Glare no evento do impacto.

Figura 39 – (a) Ataque do impactador durante sua queda livre contra o alvo; (b) Vetor de rebote após o choque em decorrência de deformações não simétricas da superfície do alvo.

4.3 – Método de Rebote (MR)

Nos cálculos estimativos da energia de impacto e de rebote, foram empregados, respectivamente, os valores de velocidade nos limiares de impacto e de retorno do impactador a partir do alvo. Os dados obtidos pelo sistema Laser Doppler permitiu calcular os valores e conseguintemente a energia absorvida.

Um exemplo de cálculo é realizado no Apêndide H ao final do texto.

Na Figura 40 são exibidos os resultados de energia absorvida pelos CDPs segundo o Método do Rebote.

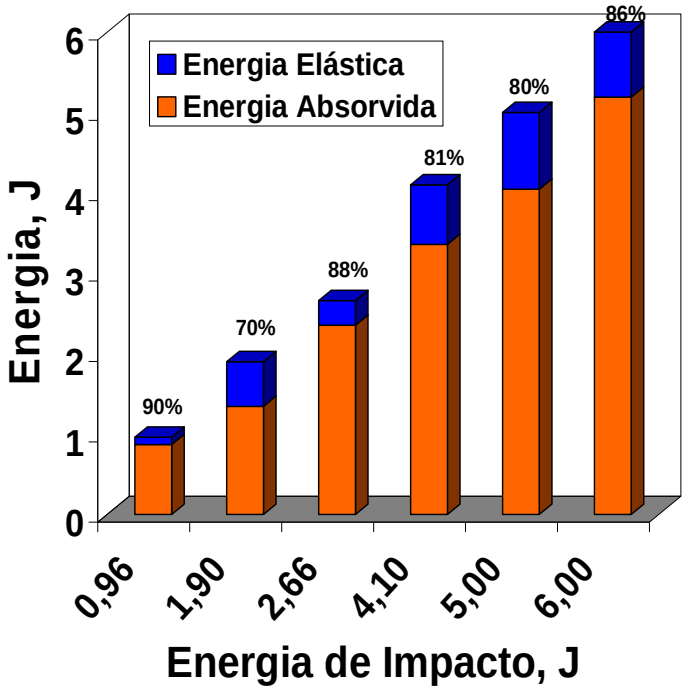


Figura 40 – Energias de impacto e correspondentes parcelas de energias absorvida e recuperada (elástica), estimadas segundo o Método MR. A energia absorvida é também fornecida numericamente, em termos percentuais, relativamente à energia total impressa ao espécime pelo impactador.

Há de se notar que o Método MR considera apenas os dados de entrada e de saída do experimento, i.e., valores inicial e final do ensaio. Desta forma, diferentemente dos Métodos concorrentes LD e CC, não é computada a verdadeira história de carregamento do espécime impactado.

4.3.1 – Comparação entre os métodos MR/LD e MR/CC

A análise das Figuras 41 e 42 permitem verificar que o Método MR tende sempre a produzir resultados superiores àqueles determinados por intermédio dos Métodos LD e CC, para toda faixa de energias de impacto amostrada no presente estudo.

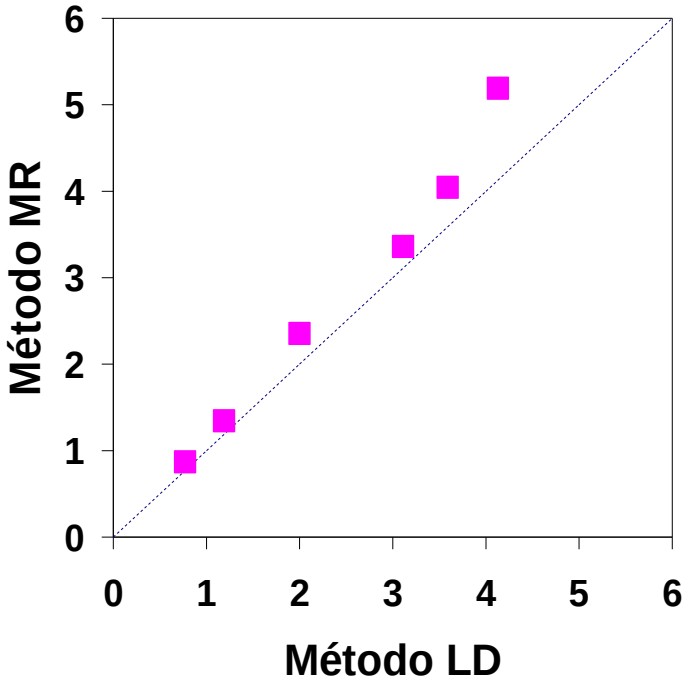


Figura 41 – Comparação entre as estimativas da energia E_a, em Joules, segundo os métodos MR e LD.

Admite-se que, pelo fato do Método MR considerar apenas os dados de entrada e de saída do experimento, ou seja, dele não computar a verdadeira história de carregamento do espécime impactado, tal como anteriormente enfatizado no texto, a estimativa superdimensionada dos valores de energia absorvida pelo Glare-5 resulte do cômputo de parcela extra de energia, que não somente aquela demandada por mecanismos de fratura e deformação do material, donde se destacam: delaminações, quebra de fibras, trincamento da matriz polimérica, deformação plástica da fase metálica, etc...

Desta forma, pode-se supor que gastos de energia, tais como devidos à fricção entre impactador e laminado, entre laminado e a moldura de suporte/aprisionamento do espécime, além de deformações elásticas em nível local (endentação) e global (de todo material circundado pela moldura de aço), sejam equivocadamente interpretados como irrecuperáveis segundo o Método MR.

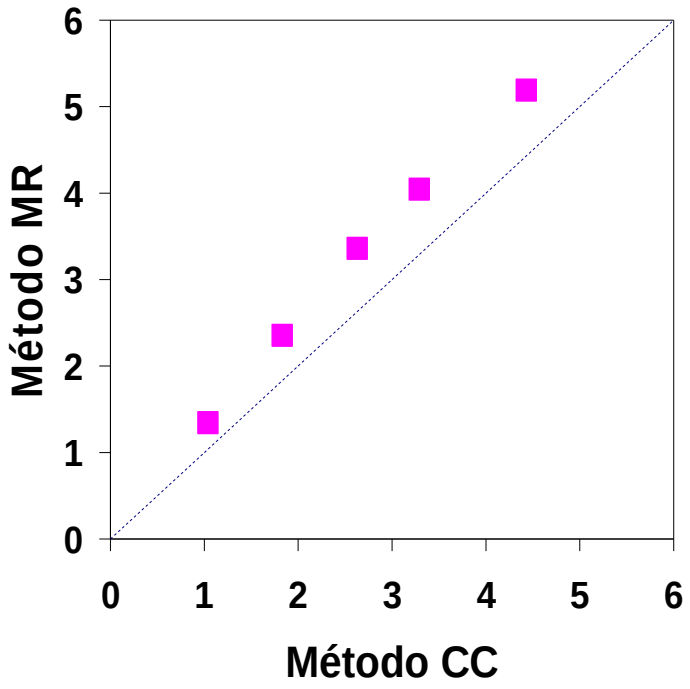


Figura 42 – Comparação entre as estimativas da energia E_a, em Joules, segundo os métodos MR e CC. Nota-se que o ponto de dados referente à energia de impacto de 0,96 J não está plotado, como decorrência de limitações do Método CC para cálculos de baixos valores de energia.

4.4 – Resistência Mecânica Residual

A resistência residual em flexão do LMF Glare-5 é fornecida nas Figuras 43-45, para energias de impacto entre 0,96 e 6,0 Joules. Resultados relativos ao material no estado virgem, ou como-recebido, são também plotados para fins de comparação quanto desempenho mecânico do laminado previamente impactado.

Nota-se que o módulo de elasticidade, ou rigidez sob flexão (Figura 43), é a propriedade mecânica residual que reage do modo mais consistente aos diferentes níveis de energia de impacto previamente aplicado ao Glare-5. A propriedade apresenta uma clara e bem definida tendência de decréscimo na medida em que a energia de impacto único é incrementada, tal como seria realmente de se esperar devido os danos crescentes impingidos ao laminado.

Observa-se, por outro lado, que a resistência residual máxima em flexão (Figura 443) apresenta um comportamento algo conflitante, indicando a possibilidade de o material ter sido

reforçado/fortalecido pelo impacto previamente aplicado. Na verdade, especula-se que os resultados de flexão são afetados por diversos fatores, tais como o comprimento do vão entre os apoios e o momento de inércia do espécime, dentre outros. Neste sentido, pode-se postular que a ação do impacto, gerando uma calota impressa (Figura 33), aumenta o momento de inércia do CDP por intermédio do incremento da densidade aparente do material, conforme sugere a Eq.9. Sendo a resistência à flexão diretamente proporcional ao momento de inércia do espécime, um reforço aparente do material resulta do evento de impacto.

$$I = \int r^2 \rho(x, y, z) dV \tag{9}$$

onde $\rho(x, y, z)$ é a densidade do material, e r a distância do ponto considerado relativamente um eixo fixo.

A Figura 46 mostra que a hipótese de um aumento local da densidade aparente do material laminado híbrido não pode ser desconsiderada.

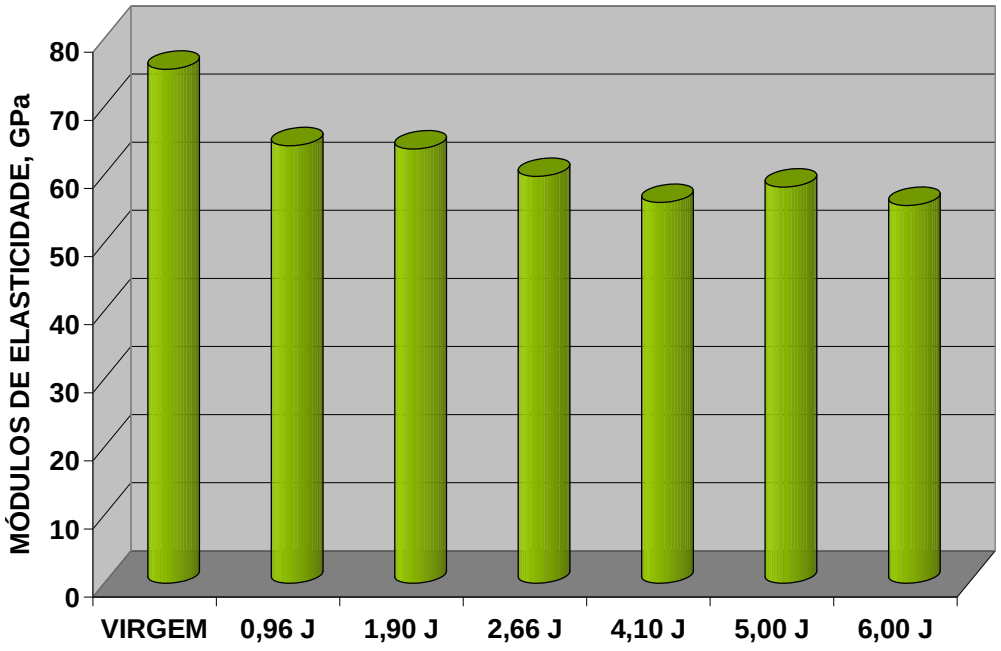


Figura 43 – Desempenho do laminado metal-fibra Glare®, no quesito de módulo de elasticidade, após impacto único sob vários níveis de energia. A resistência do material na condição virgem é plotada para fins de comparação.

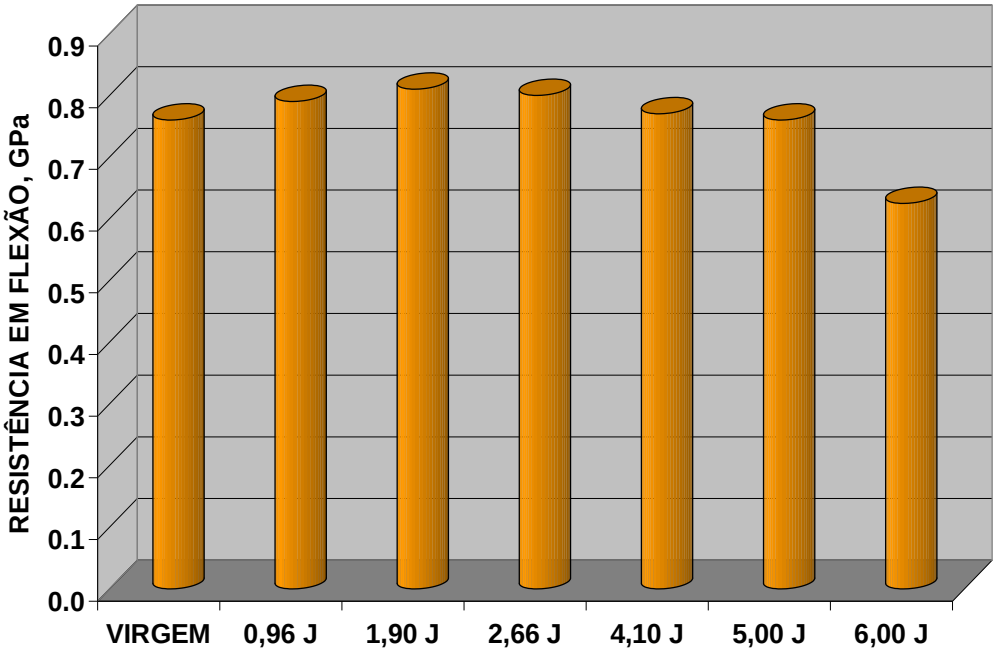


Figura 44 – Comparação entre o desempenho do laminado metal-fibra Glare®, no quesito de resistência máxima à flexão (RF), após impacto único sob vários níveis de energia. A resistência do material na condição virgem é plotada para fins de comparação.

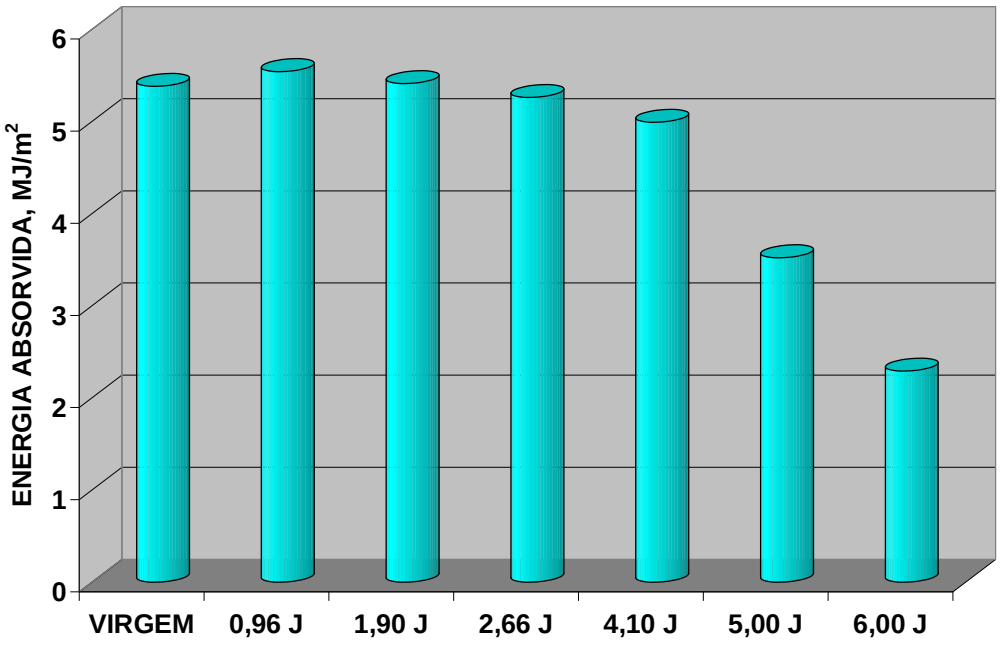


Figura 45 – Comparação entre o desempenho do laminado metal-fibra Glare®, no quesito de energia absorvida até a carga máxima em flexão, após impacto único sob vários níveis de energia. A resistência do material na condição virgem é plotada para fins de comparação.

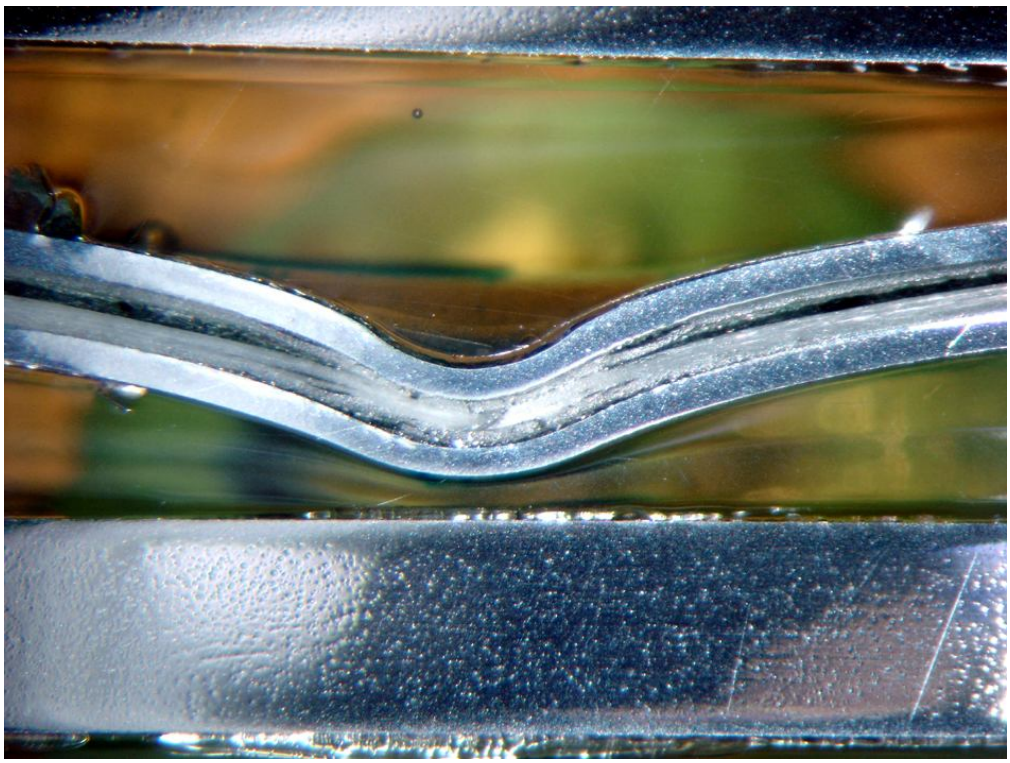


Figura 46 – Vista em corte da seção longitudinal de um espécime de Glare-5® impactado com projétil esférico com uma energia de 6,00 Joules.

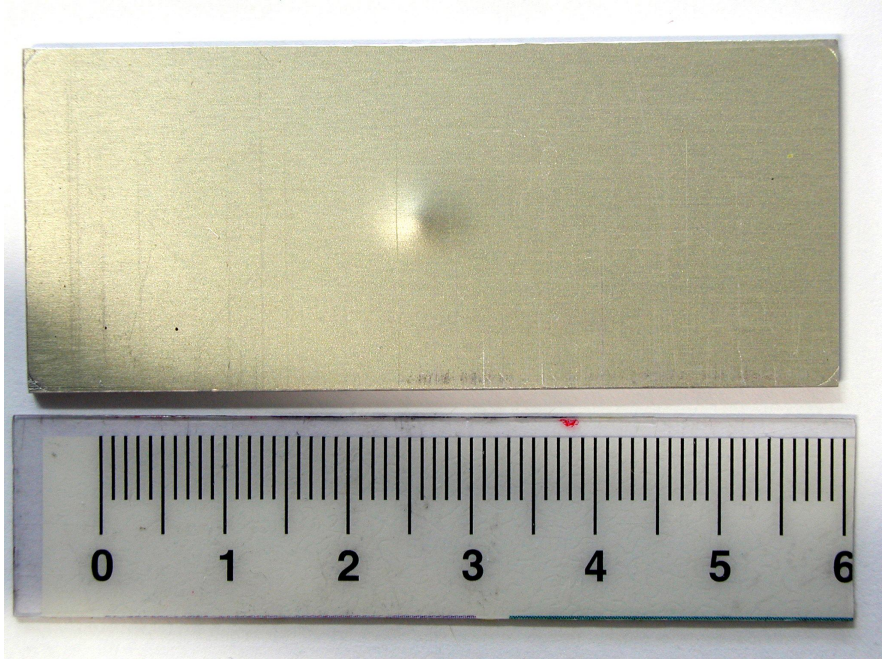
Conclui-se das figuras acima que o módulo de elasticidade residual em flexão (Figura 43) e, em alguma extensão, a tenacidade de carga máxima em flexão (Figura 45), são propriedades sensíveis ao carregamento por impacto do laminado Glare-5, fornecendo resultados que refletem, de fato e de modo consistente, as esperadas perdas de propriedades mecânicas advindas do evento de choque mecânico contra o material.

4.5 – Danos Macro- e Microscópicos

As Figuras 47-52 mostram os danos macroscópicos desenvolvidos nas lâminas metálicas frontal (caracterizados pelo parâmetro *p*) e traseira (pelo parâmetro *H*) de todos os espécimes de LMF Glare-5 ensaiados no presente estudo.

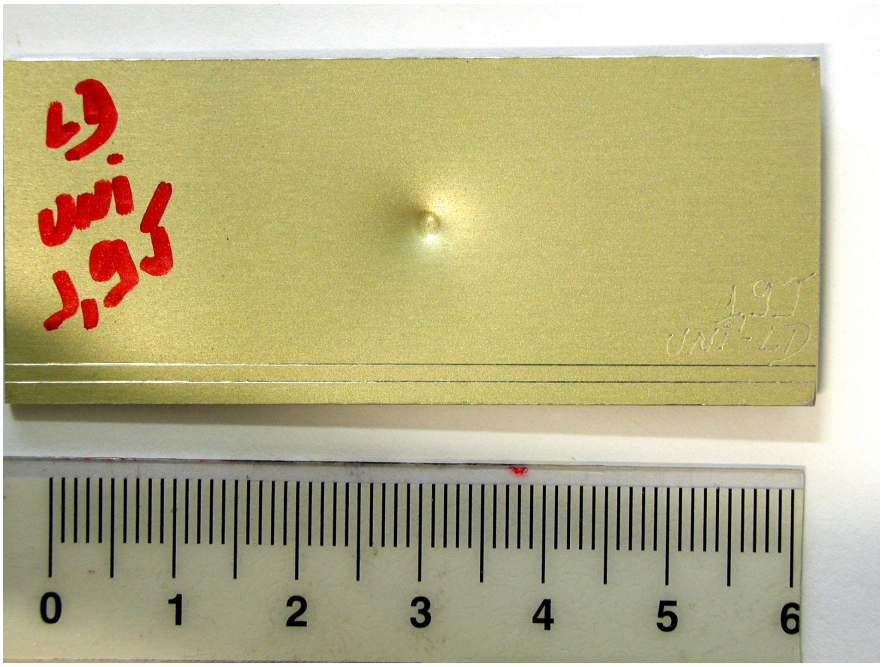
A fotos confirmam, tal como esperado, os pontos de dados plotados anteriormente na Figura 35.

(a)

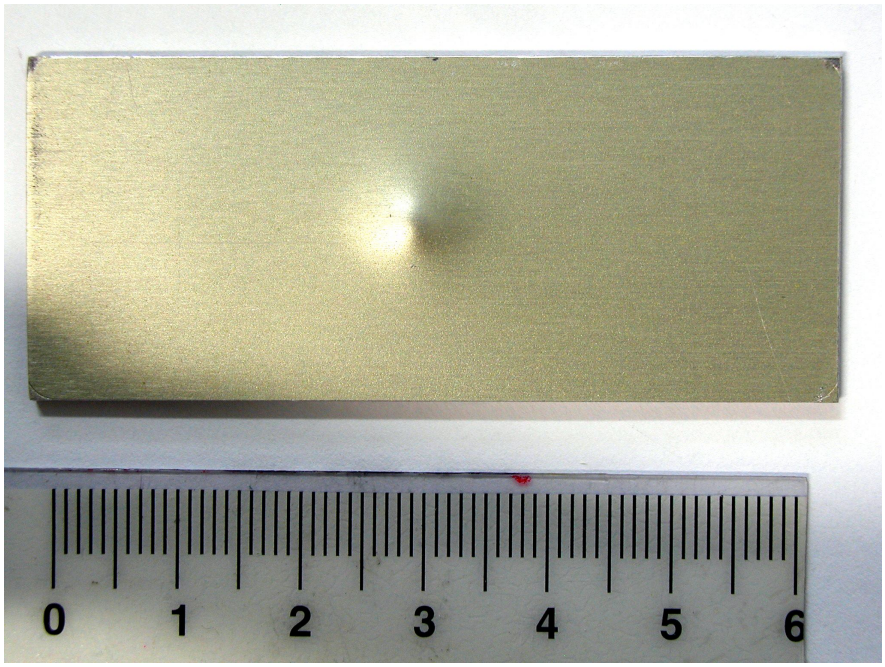


(b)

Figura 47 – Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 0,96 Joules, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro.

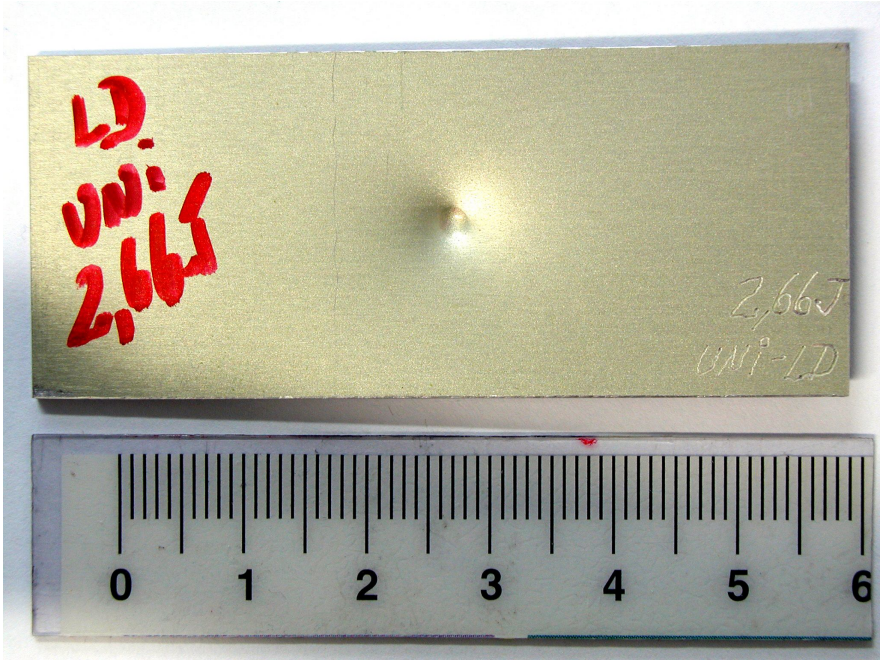


(a)

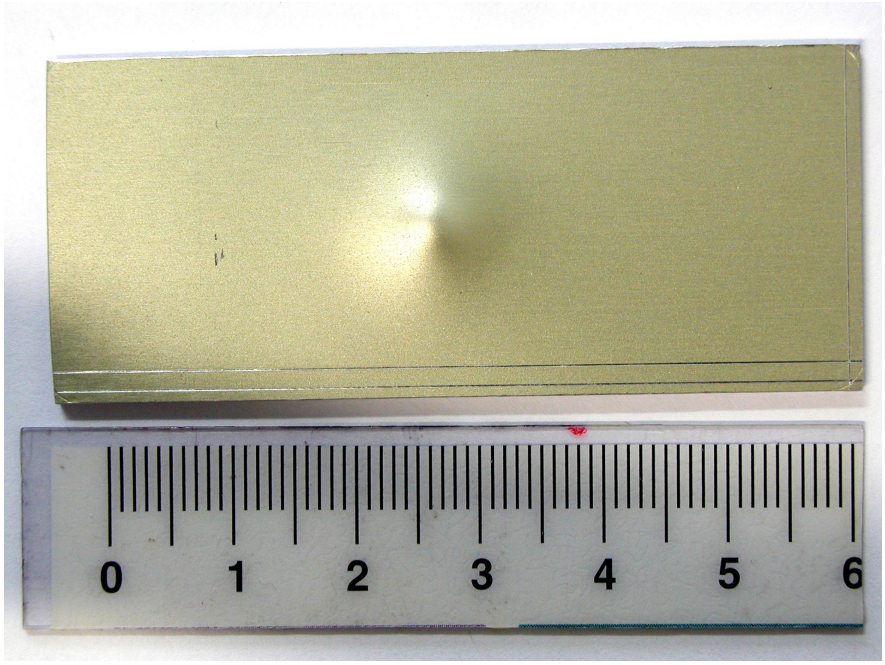


(b)

Figura 48 – Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 1,90 J, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro.

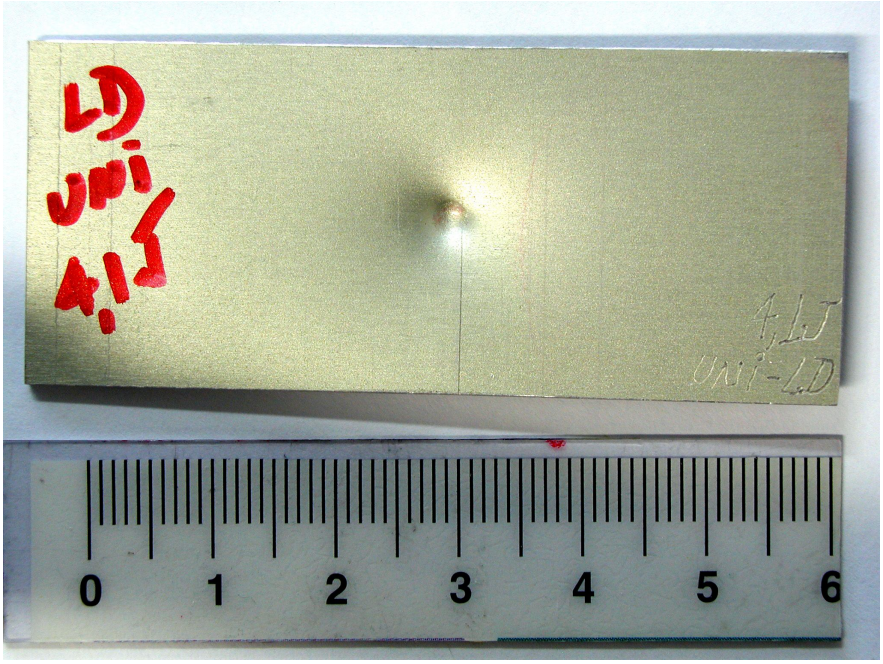


(a)

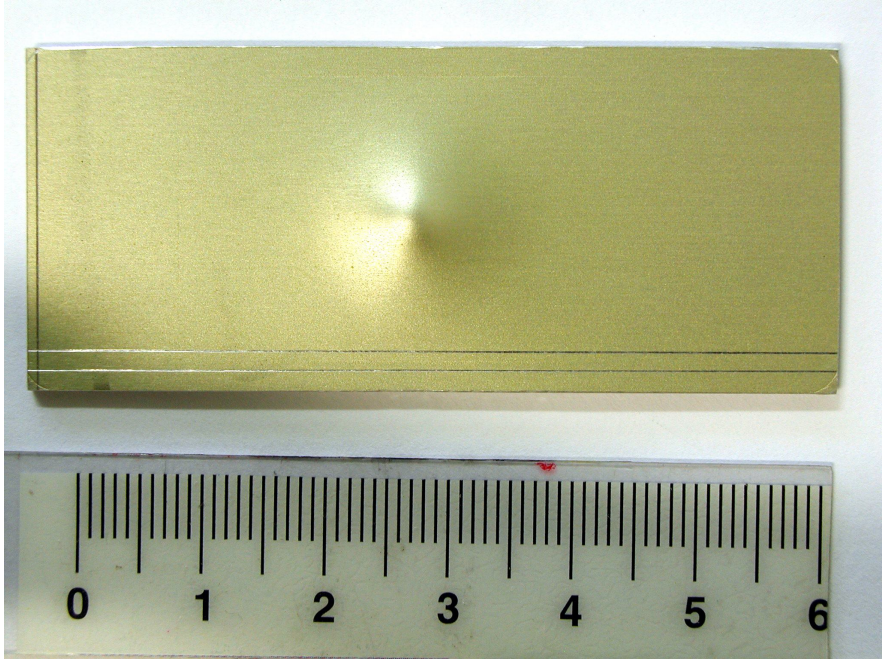


(b)

Figura 49 – Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 2,66 Joules, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro.



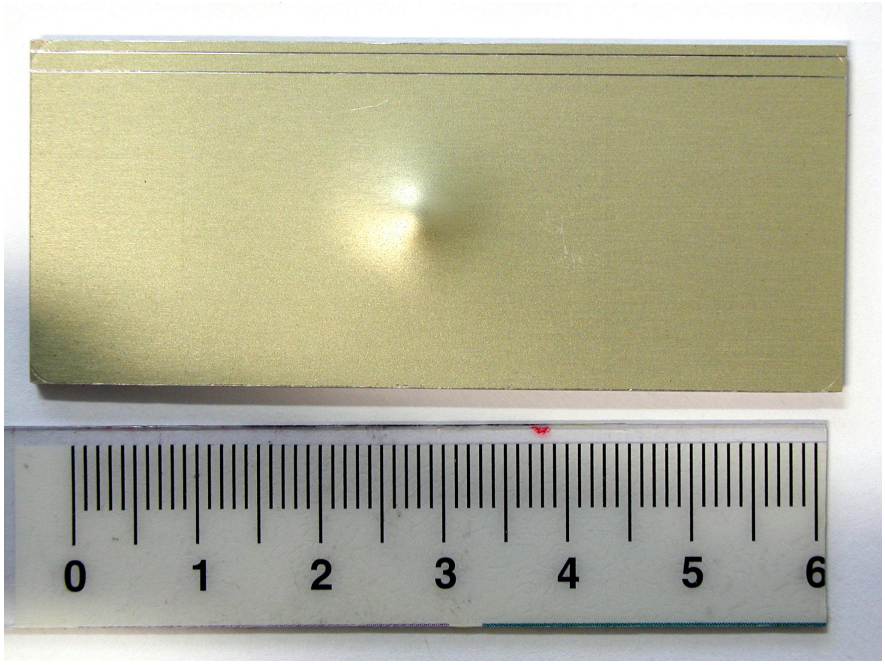
(a)



(b)

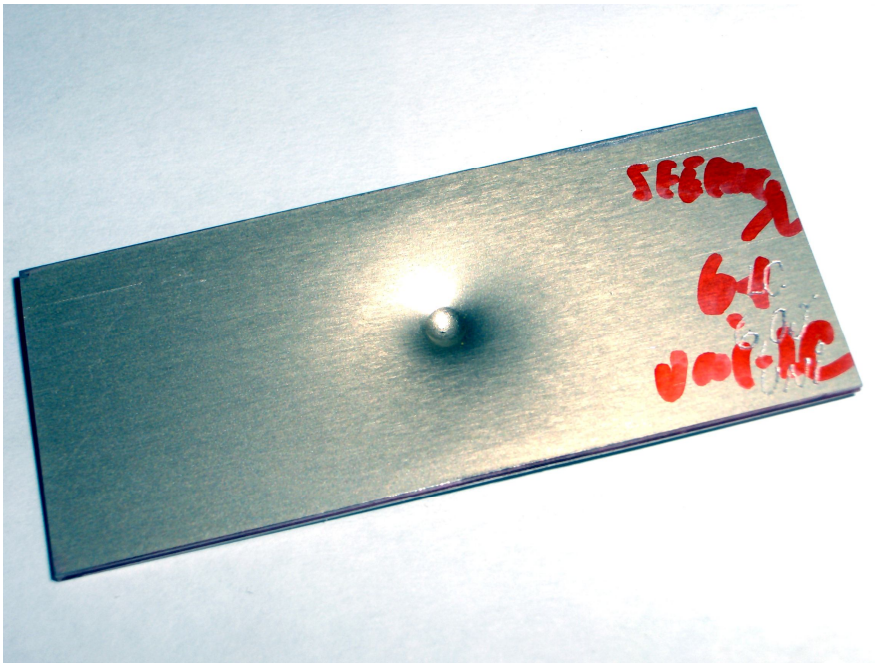
Figura 50 – Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 4,10 Joules, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro.

(a)

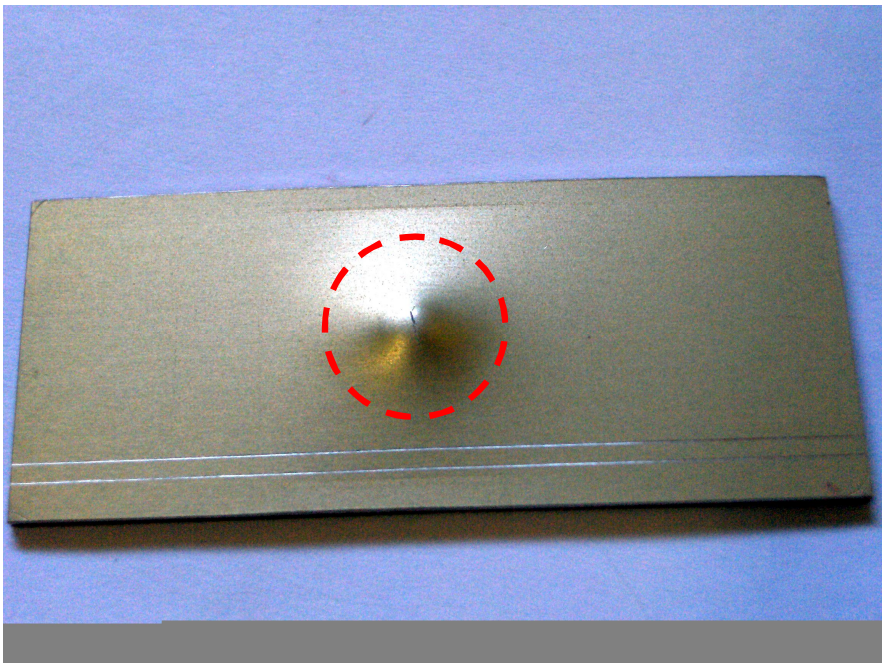


(b)

Figura 51 – Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 5,00 Joules, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro.

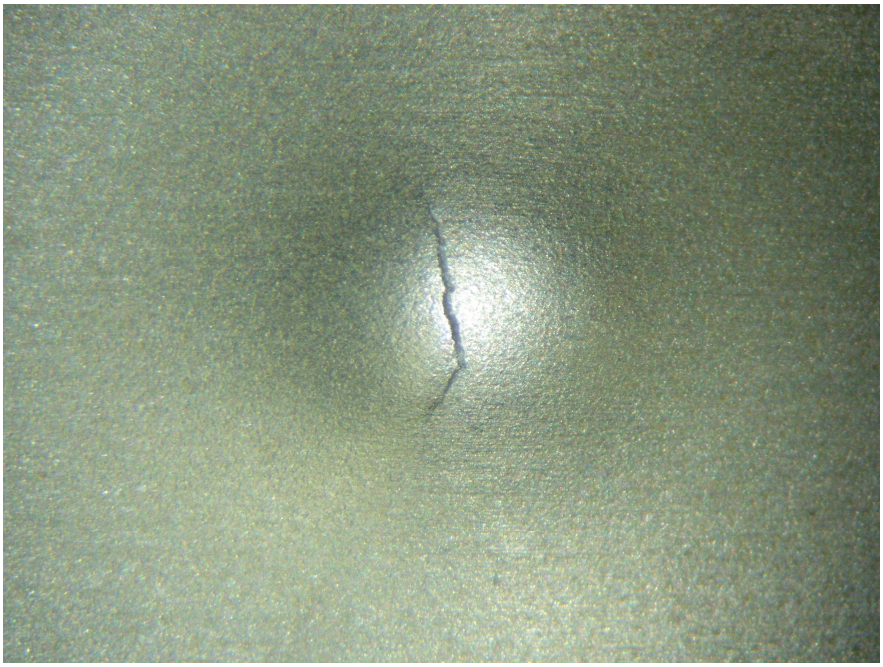


(a)



(b)

Chamada na próxima página.

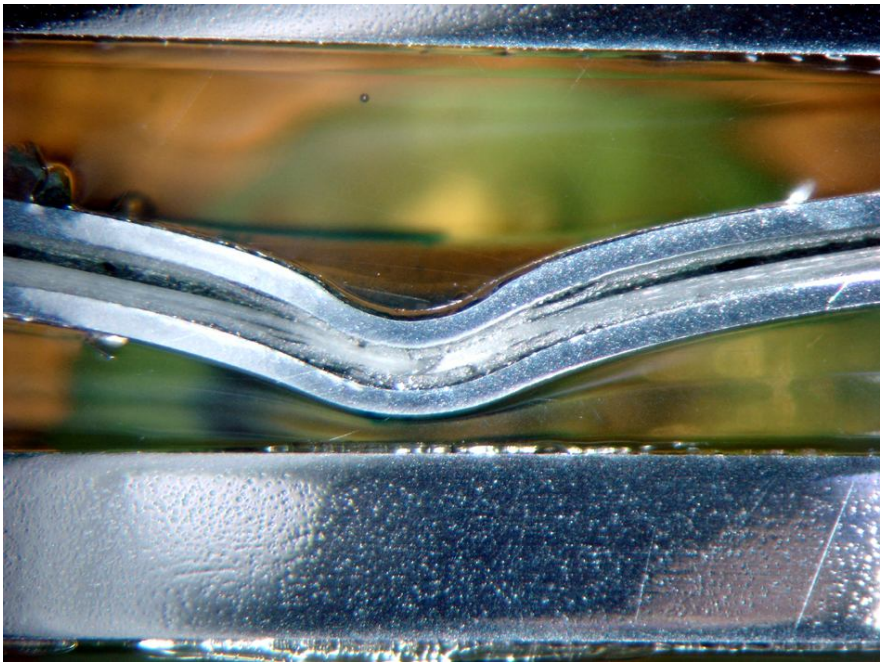


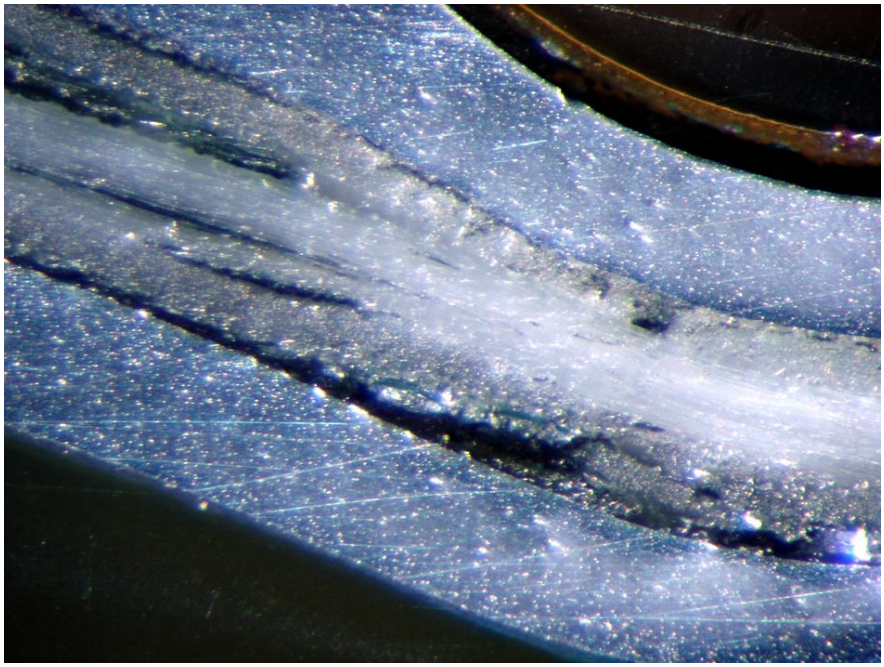
(c)

Figura 52 – Vistas geral frontal (a) e traseira (b) de laminado Glare-5 submetido a impacto único de 6,00 Joules, com impactador de ponta esférica com 5 mm de diâmetro; (c) Detalhe da trinca gerada por impacto na calota traseira dos espécime, tal como indicada por circulo vermelho tracejado em (b).

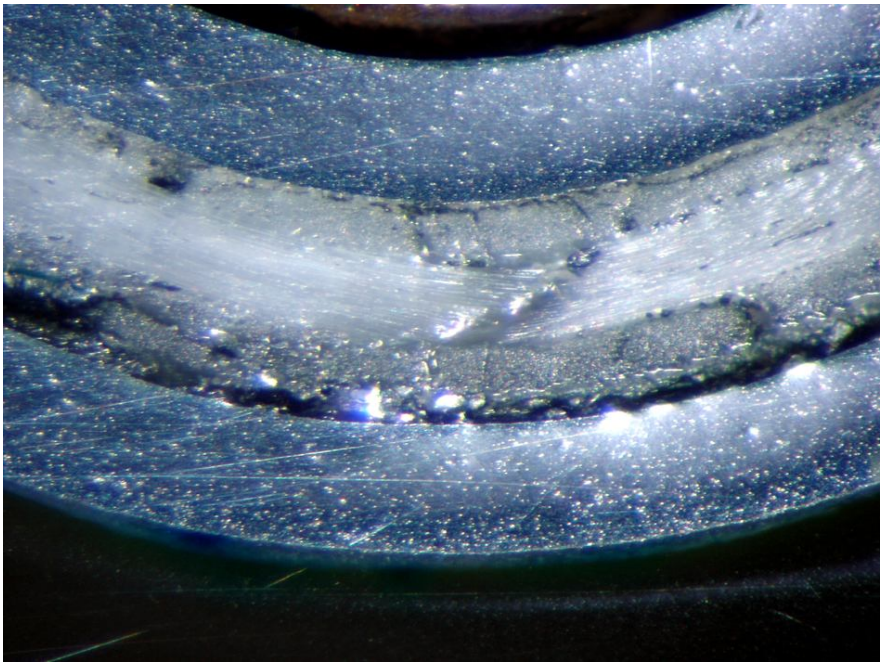
Na Figura 53 são observadas vistas geral e locais da seção longitudinal metalograficamente preparada (lixada e polida) de um CDP impactado.

Observam-se delaminações tanto na região central de impacto (particularmente na interface entre o composto e a lâmina metálica traseira, ou posterior) quanto em posições mais remotas do espécime (desta feita na interface do composto com a lâmina metálica frontal), sempre acompanhado por processos de separação, maceração e rompimento de fibras de reforço.

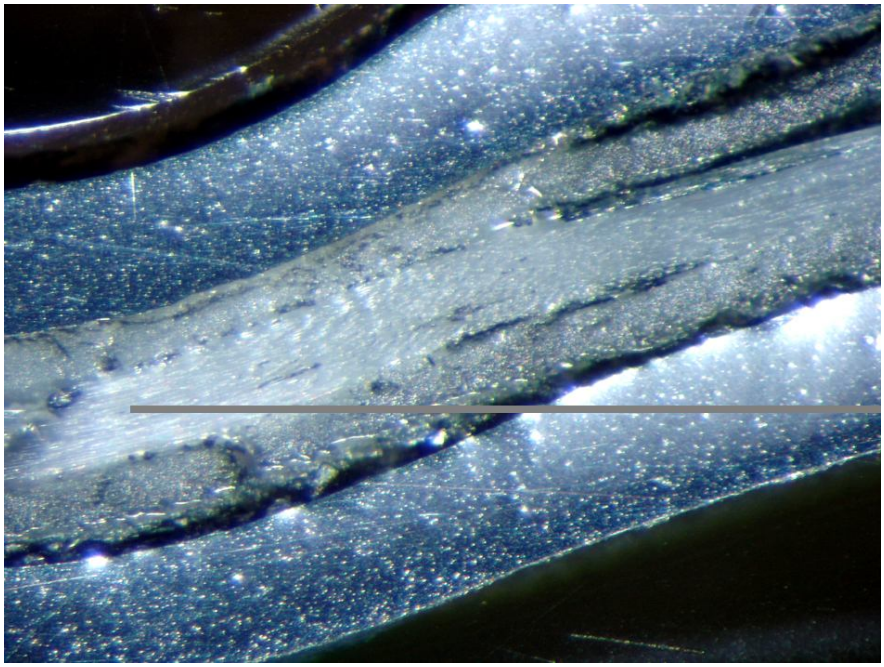

(a)


(b)

Chamada na próxima página.



(c)



(d)

Figura 53 – Vistas geral e localizadas da região de impacto do laminado Glare-5, submetido a impacto único de energia 6 J por intermédio de uma esfera de aço com 5 mm de diâmetro.

5 - CONCLUSÕES

Os resultados obtidos no presente trabalho permitem concluir que:

1. De acordo com os métodos LD e CC, o Glare-5® absorve entre 60% e 80% da energia aplicada sob impacto classificado como leve (até 6 Joules, no presente estudo);

2. Os Métodos LD e CC produzem resultados satisfatoriamente próximos, com diferenças oscilando entre aproximadamente 7 e 20 %, porém o Método CC tende a ser o mais conservador nas estimativas de energia absorvida;

3. Erros associados ao Método LD advém provavelmente de deslocamentos laterais do impactador após atingir o ponto de máxima penetração no alvo. O não cômputo destes pequenos deslocamentos pelo Método LD leva, em geral, às superestimativas da energia consumida, ou absorvida pelo Glare-5® se comparado ao Método CC;

4. O Método MR gera resultados superestimados, ou não-conservadores da energia consumida no impacto, provavelmente devido ao fato do método não considerar a história de carragamento dinâmico do material;

5. O módulo de elasticidade residual em flexão é a propriedade mais sensível ao carregamento prévio por impacto do LMF Glare-5®, refletindo de modo consistente as esperadas perdas de propriedades mecânicas decorrentes do impacto aplicado no material;

Por fim, o trabalho demonstrou a viabilidade da determinação das propriedades de impactos de baixa energia (até 10 Joules) de laminados metal-fibra através de um experimento simples e rápido, que utiliza apenas uma célula de carga digital para a monitoração da força aplicada em função do tempo. Isto pode facilitar sobremaneira as atividades de pesquisa e desenvolvimento desta classe de materiais quando aplicados as indústrias naval e

automobilística, onde, diferentemente do setor aeronáutico, há freqüentes limitações quanto à disponibilidade de equipamentos laboratoriais.

6 - SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

1. Aplicação das metodologias avaliadas a outros laminados híbridos metal-fibra concorrentes do Glare-5®, tais como, por exemplo, contendo pré-impregnados mistos de fibras de vidro/polipropileno em resina epóxi, ou compósitos auto-reforçados com base em polipropileno;

2. Aplicação das metodologias a corpos de prova submetidos a impactos múltiplos (fadiga por impacto) de baixa e média energia, sem ocorrência de perfuração, com perfuração parcial e com perfuração total;

3. Desenvolvimento de métodos materialográficos específicos para os laminados metal-fibra, de modo a revelar todos os mecanismos de falha por impacto das diversas fases presentes no laminado híbrido.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ABDULLAH M.R. *The impact resistance of fiber-metal laminates based on glass fiber reinforced polypropylene*, **Polym. Compos.**, v.6, p.700-708, 2006.
- AERONAUTICAL TECHNOLOGIES FOR THE TWENTY-FIRST CENTURY – **ATTFC** – Committee on Aeronautical Technologies, Aeronautics and Space Engineering Board, Commission on Engineering and Technical Systems, National Research Council, National Academy Press, Washington, D.C., http://books.nap.edu/books/0309047323/html. ISBN: 978-0-309-04732-6, p.314, 1992.
- AHMED A.A. *Experimental and analytical evaluation of multiple site damage development in fuselage lap joints*, **In: Proceedings of the 9th Joint FAA/DoD/NASA Aging Aircraft Conference**, Atlanta-GA, USA, Paper 89, 2006.
- [a]ALDERLIESTEN R. C. *Fatigue and damage tolerance issues of Glare in aircraft structures*, **Int. J. Fatigue**, v.28, p.1116-1123, 2006.
- [b]ALDERLIESTEN R. C. *Fatigue and damage tolerance of Glare*, **Appl. Compos. Mater.** V.10, p.223-242, 2003.
- ALVES M. *Impact on aircraft*, **In: Proceedings of the 17th Brazilian Congress on Mechanical Engineering**, São Paulo, Brazil, 2003.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS, *Designation ASTM D7136M-05: Standard test methods for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event*, **ASTM International Handbook**, 2005.
- ASKELAND D.R. **The Science and Engineering of Materials**. New York: PWS Publishing Company, 1994.
- ATAS C. *An experimental investigation on the impact response of fiberglass/aluminum composites*, **J. Reinf. Plast. Compos.**, v.4, p.45-52, 2007.
- AZOUAOUI K. *Modelling of damage and failure of glass/epoxy composite plates subject to impact fatigue*, **Int. J. Fatigue**, v.23, p.877-885, 2001.
- BERNHARDT S. *Low-Velocity Impact Response Characterization of a Hybrid Titanium Composite Laminate*, **J. Engng Mater. & Tech.-Trans. ASME**, v.129, p.220-226, 2007.
- [a]BEUMLER T. *Fiber metal laminates – a family concept*, **In: Proceedings of the 9th International fatigue Congress**, Atlanta-GA, USA, 2006. Abstract Ref. FT192, 2006.

- [b]BEUMLER T. *Controlling the damage with fiber metal laminate structures*, **In: Proceedings of the 1st International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures**, Delft, The Netherlands, Paper 32, 2007.
- BOLL D.J. *A microscopy study of impact damage of epoxy-matrix carbon-fibre composites*. **J. Mater. Sci.,** v.21, p.2667-2677, 1986.
- BONJORNO C. **Física Fundamental**, São Paulo: FTD Editora, 1993.
- BOTELHO A.C. *A review on the development and properties of continuous fiber/epoxy/aluminum hybrid composites for aircraft structures*, **Mater. Res.**, v.9, p.247-256, 2006.
- CAPRINO G. *Residual strength prediction of impacted CFRP laminates*, **J. Compos. Mater.**, v.18, p.509-518, 1984.
- CASTRO C.E.G. *Fadiga de baixo ciclo em material híbrido metal-fibra Glare-5*, **In: XIII Simpósio Internacional de Iniciação Científica da Universidade de São Paulo**, São Carlos, SP, Brasil, 2005.
- COMPSTON P. *Impact perforation resistance and fracture mechanisms of a thermoplastic based fiber-metal laminate*, **J. Mater. Sci. Lett**., v.20, p.597-599, 2001.
- CORTÉS P. *The impact properties of high-temperature fiber-metal laminates*, **J. Compos. Mater.**, v. 41, p.613-632, 2006.
- DATTA S. *Low velocity impact damage tolerance studies on glass-epoxy laminates - Effects of material, process and test parameters*, **J. Reinf. Plast. Comp.**, v.23, p.327-345, 2004.
- DOT/FAA/AR-03/37 - U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Office of Aviation Research and Development, *Advanced Aircraft Materials - Engine Debris Penetration Testing*, **Final Report**, Washington, D.C. 20591, 2005.
- DOT/FAA/AR-03/75 - U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Office of Aviation Research and Development, *Damage Resistance and Tolerance of Composite Sandwich Panels - Scaling Effects*, **Final Report**, Washington, D.C. 20591, 2004.
- FATT M.S.H. *Ballistic impact of Glare fiber-metal laminates*, **Compos. Struct**., v.61, p.73-88, 2003.
- FERNÁNDEZ-CANTELI A. *Dynamic fracture toughness measurements in composites by instrumented Charpy testing: influence of aging*, **Compos. Sci. & Tech.**, v.62, p.1315-1325, 2002.

- FREITAS M. *Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact*, **Compos. Struct.**, v.42, p.365-373, 1998.
- GUALBERTO A.R.M. *Propriedades Mecânicas residuais de laminados híbridos metal-fibra submetidos a impacto único e repetido*, **In: 62º Congresso Anual Internacional da ABM**, Vitória, ES, Brasil, 2007.
- GUNNINK J. W. *Glare Technology Development 1997-2000*, **Appl. Compos. Mater.**, v. 54. p.201-219, 2002.
- GWEON S.Y. *Damage in carbon-fibre composites due to repetitive low-velocity impact loads*, **J. Mater. Sci.**, v.27, p.2035-2047, 1992.
- HALLIDAY D. **Fundamentos de Física**, 7º edição, Rio de Janeiro, RJ, LTC Editora, 2007.
- HEBSUR M.G. *Impact resistance of lightweight hybrid structures for gas turbine engine fan containment applications*, **J. Mater. Engng**, v.12, p.470-479, 2003.
- HERSKOWICZ G. **Curso Completo de Física**, São PauloP, Editora Moderna, 1991.
- HONG S. *On the relationship between impact energy and delamination area*, **Exp. Mech.,** v.55, p.115-120, 1989.
- HOSSEINZADEH R. *Damage behavior of fiber reinforced composite plates subjected to drop weight impacts*, **Comp. Sci. & Tech**., v.66, p.61-68, 2006.
- HIGH SPEED CIVIL TRASNPORT PROJECT NASA REPORT – **HSCT**. Disponível em: <www.nasa.com>. Acesso em Nov. 2006.
- HOSKIN B.C. **Composites Materials for Aircraft Structures**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Education Series, 1986.
- ISHIKAWA T. *Some experimental findings in compression-after-impact (CAI) tests of CF/PEEK (APC-2) and conventional CF/epoxy flat plates*, **Compos. Sci. & Tech.**, v.55, p.349-363, 1995.
- JANG B.P. *Repeated impact failure of continuous fiber reinforced thermoplastic and thermoset composites*, **J. Compos. Mater.**, v.25, p.1171-1203, 1991.
- 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*, **Compos.: Part B**, v.35, p.657–663, 2004.
- KHAN B. *Low velocity impact fatigue studies on glass epoxy composite laminates with varied material and test parameters - effect of incident energy and fibre volume fraction***,** **J. Reinf. Plast. Compos.,** v.14, p.1150-1159, 1995.

- LALIBERTÉ J.F *Applications of fiber-metal laminates*, **Polym. Compos.**, v.21, p.558-567, 2000.
- [a]LANGDON G.S. *Failure characterisation of blast-loaded fibre-metal laminate panels based on aluminium and glass-fibre reinforced polypropylene*, **Compos. Sci. & Tech.**, v.67, p.1385-1405, 2007.
- [b]LANGDON G.S. *Behaviour of fibre-metal laminates subjected to localised blast loading: part I-experimental observations*, **Int. J. Impact Engng**, v.34, p.1202-1222, 2007.
- LANNING D.B. *The residual fatigue strength of 2024-T4 with foreign object damage*, **In: Proceedings of the 9th International fatigue Congress**, Atlanta-GA, USA, 2006. Abstract Ref. FT380, 2006.
- LIN C. *Perforation of composite plates and sandwich panels under quasi-static and projectile loading*, J. Compos. Mater., v.40, p.1801-1840, 2006.
- LIU D. *Size effects on impact response of composite laminates*, **Int. J. Impact Engng**, v.21, p.837-854, 1998.
- MARTIN R. *Reducing Costs in Aircraft: The Metals Affordability Initiative Consortium*, **JOM**, v.52, p.24-28, 2000.
- McCARTHY A. *Modelling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates: part 1-material modelling*, **Appl. Compos. Mater.**, v.11, p.295-315, 2004.
- MATERIALS RESEARCH AGENDA FOR THE AUTOMOTIVE AND AIRCRAFT INDUSTRIES – **MRAAAI** – National Materials Advisory Board, Committee on Aeronautical Technologies, Aeronautics and Space Engineering Board, Commission on Engineering and Technical Systems, National Research Council, National Academy Press, Washington, D.C., http://books.nap.edu/openbook.php?record_id=2244&page=R1. ISBN: 978-0-309-04985-6, p.84, 1993.
- [a]MITREVSKI T. *Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes*, **Compos. Struct.**, v.76, p.209-217, 2006.
- [b]MITREVSKI T. *The influence of impactor shape on the damage to composite laminates*, **Compos. Struct.**, v.76, p.116-122, 2006.
- [c]MITREVSKI T. *The effect of impactor shape on the impact response of composite laminates*, **Compos. Struct.**, v.67, p.139-148, 2005.
- MITTELMAN A. *Low-energy repetitive impact in carbon-epoxy composite*, **J.Mater. Sci.**, v.27, p.2458-2462, 1992.

- [a]MORAIS W.A. *Effect of the fiber reinforcement on the low energy impact behavior of fabric reinforced resin matrix composite materials*, **J. Braz. Soc. Mech. Sci. Engng**, v.25, p.325-328, 2003.
- [b]MORAIS W.A. *Efeito de impactos repetidos de baixa energia em compósitos pultrudados*, **Polímeros.** v.11, p.10-22, 2001.
- NEW MATERIALS FOR NEXT-GENERATION COMMERCIAL TRANSPORTS – **NMNGCT** – Committee on New Materials for Advanced Civil Aircraft, National Materials Advisory Board, Aeronautics and Space Engineering Board, Commission on Engineering and Technical Systems, National Research Council, Publication NMAB-476, National Academy Press, Washington, D.C., http://books.nap.edu/books/0309053900/html p.88, 1996.
- NUSSENZVEIG H.M. **Curso de Física Básica**, 1º edição, São Paulo, SP, Editora Edgard Blücher, 1998.
- PELLENKOFT F. *Experimental and analytical investigations on the crack initiation and crack propagation behaviour of mechanically fastened FML joints*, **In: Proceedings of the 1st International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures**, Delft, The Netherlands, Paper 43, 2007.
- ROB PHOTOS: http://w1.rob.com/pix/oops?page=1-1000. Acesso em Agos. 2007.
- ROEBROEKS G.H.J.J. *Fiber-metal laminates - recent developments and applications*, **Fatigue**, v.16, p.33-42, 2002.
- ROOIJEN R.V., *Property optimisation in fibre metal laminates*, **Appl. Compos. Mater.**, v.11, p.63-76, 2004.
- SENATOROVA O.G. *Features of Al laminate behavior at fatigue loading*, **Mater. Sci. Forum**, v.217, p.1745-1749, 1996.
- STORK-FOKKER: <http://www.storkaerospace.com/fokker/page.html?ch=DEF&id> Acesso em março de 2007.
- SUGUN B.S. *Low velocity impact characterization of glass, carbon and kevlar composites using repeated drop tests*, **J. Reinf. Plast. Compos.**, v.23, p.1583-1599, 2004.
- SUN C.T. Characterization of impact damage in Arall laminates, Compos. Sci. Tech., v.49, p.139-144, 1993.
- SWOKOWSKI E.W. **Cálculo com Geometria Analítica**, São Paulo, SP, Makron Books, 1994.

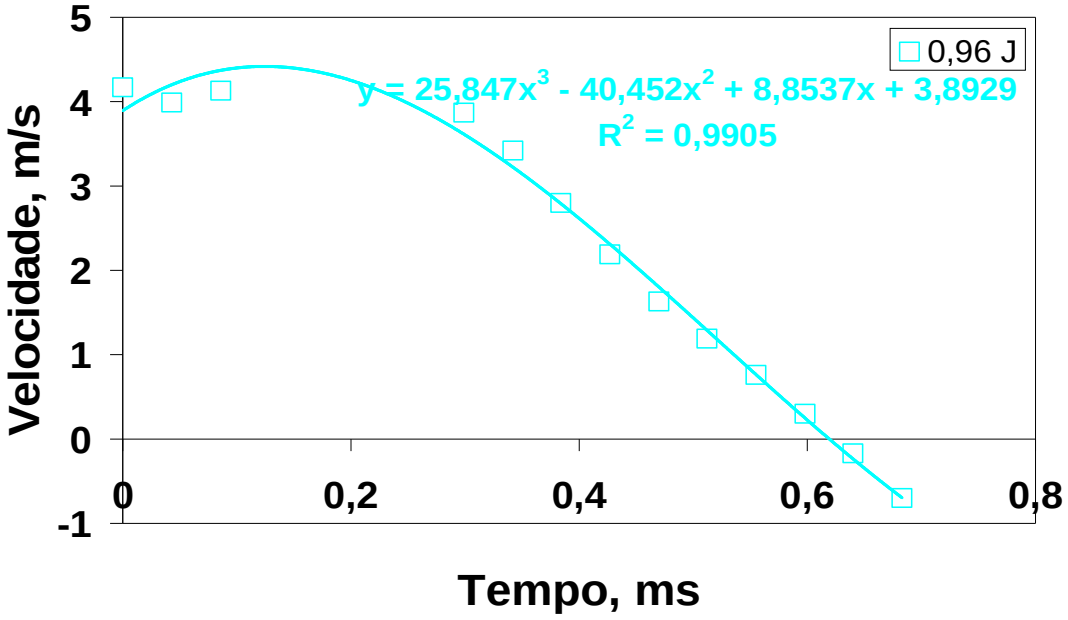
- [a]TARPANI J.R. *Low-to-medium cycle fatigue life of Glare-5 and aluminum alloy 2024-T3*, **In: Proceedings of the 9th International Fatigue Congress**, Atlanta-GA, USA, Paper FT377, 2006.
- [b]TARPANI J.R. *Low-to-medium energy single/multiple impact and ballistic properties of fiber-metal laminates*, Department of Materials Science and Engineering, Impact Research Centre, The University of Liverpool, United Kingdom, Estágio de Pós-Doutoramento, 2003.
- [c]TARPANI J.R *Fadiga após múltiplos impactos em laminados carbono-epóxi*, **Tecnologia em Metalurgia e Materiais**, Associação Brasileira de Metalurgia e Materiais (ABM), v.2, p.63-70, 2006.
- TEH K.T. *Impact damage studies in AS4/PEEK and PEKK/HX1000*, **J. Reinf. Plast. Compos.**, v. 31, p.475-483, 1999.
- TITA V. *A Study of the Dynamic Behavior for Low Velocity Impact on Thin Composite Laminates*, **In: Proceedings of the XII International Symposium on Dynamic Problems of Mechanics**, Ilhabela-SP, Brazil, 2007.
- VASEK A. *Fatigue crack initiation in fibre-metal laminate Glare 2*, Mater. Sci. & Engng, v.234-236, p.621-624, 1997.
- [a]VERMEEREN C.A.R.J. *Glare design aspects and philosophies*, **Appl. Compos. Mater.**, v.10, p.257-276, 2003.
- [b]VERMEEREN C.A.J.R. *An historic overwiew of the development of fiber metal laminates*, **Appl. Compos. Mater.**, v.10, p.189-205, 2002.
- [a]VLOT A. *Towards application of fiber-metal laminates in large aircraft*, **J. Aircraft Engng & Aerosp. Tech.**, v.71, p.558-570, 1999; também disponível em: <www.glareconference.com>. Acesso Jan. 2001.
- [b]VLOT A. *Impact response of fiber metal laminates*, **Key Engng. Mater.**, v.141-143, p.235-276, 1998.
- [c]VLOT A. *Impact loading on fiber metal laminates*, **Int. J. Impact Engng**, v. 18, p.291-307, 1996.
- VOGELESANG L.B. *Development of fiber metal laminates for advanced aerospace structures*, **J. Mater. Process. Tech.**, v.103, p.1-5, 2000.
- WHITTINGHAM B. *The response of composite structures with pre-stress subject to low velocity impact damage*, **Compos. Struct.**,v.66, p.685-698, 2004.
- [a]WU G. *Analytical modelling and numerical simulation of the nonlinear deformation of hybrid fibre-metal laminates*, **Modelling Simul. Mater. Sci. Eng.**, v.13, p.413-425, 2005.

- [b]WU G. *The mechanical behavior of Glare laminates for aircraft structures*, **J. Mater.**, v.3, p.72-79, 2005
- [c]WU G. *The impact properties and damage tolerance and of bi-directionally reinforced fiber metal laminates*, **J. Mater. Sci.**, v.42, p.948–957, 2007.
- [d]WU G. *Impact behavior of Glare laminates*. **In: Proceedings of the 36th Congress Technology International**, San Diego-CA, USA, 2004.
- ZHANG B.Y. *Discussion of compression strength after impact (CA) of BMI/carbon fiber composites*, **J. Adv. Mater.**, v.33, p.13-16, 2001.

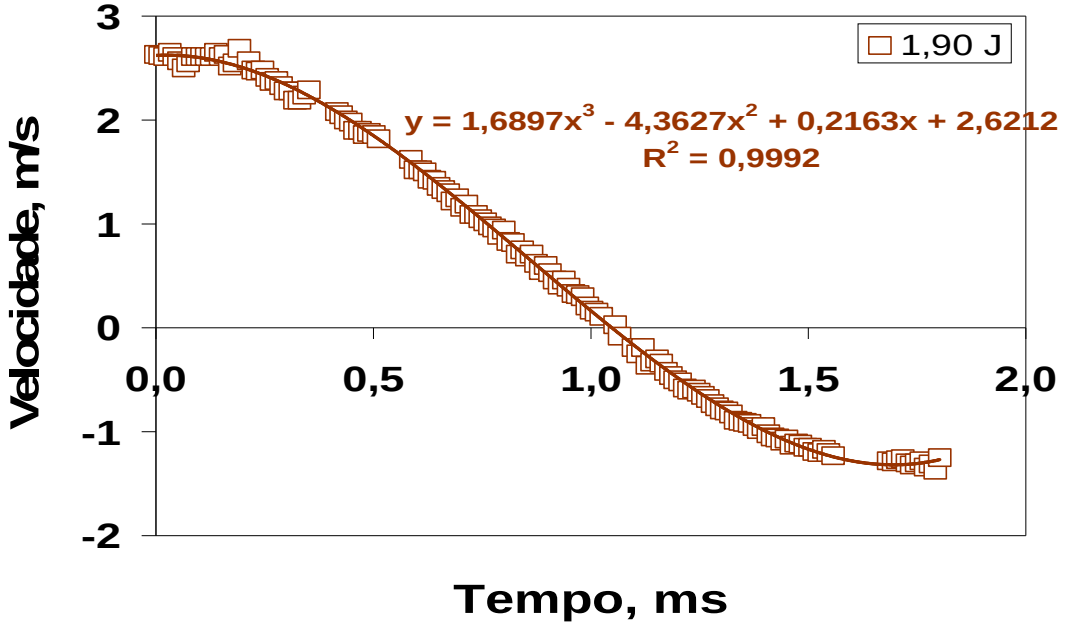
APÊNDICES

APÊNDICE A – MÉTODO LD (Curvas *v-t*)

Na Figura A.1 são apresentados os diagramas de velocidade (*v*) em função do tempo (*t*) correspondentes ao Método *Laser-Doppler* aplicado às diversas energias de impacto do LMF Glare-5®.

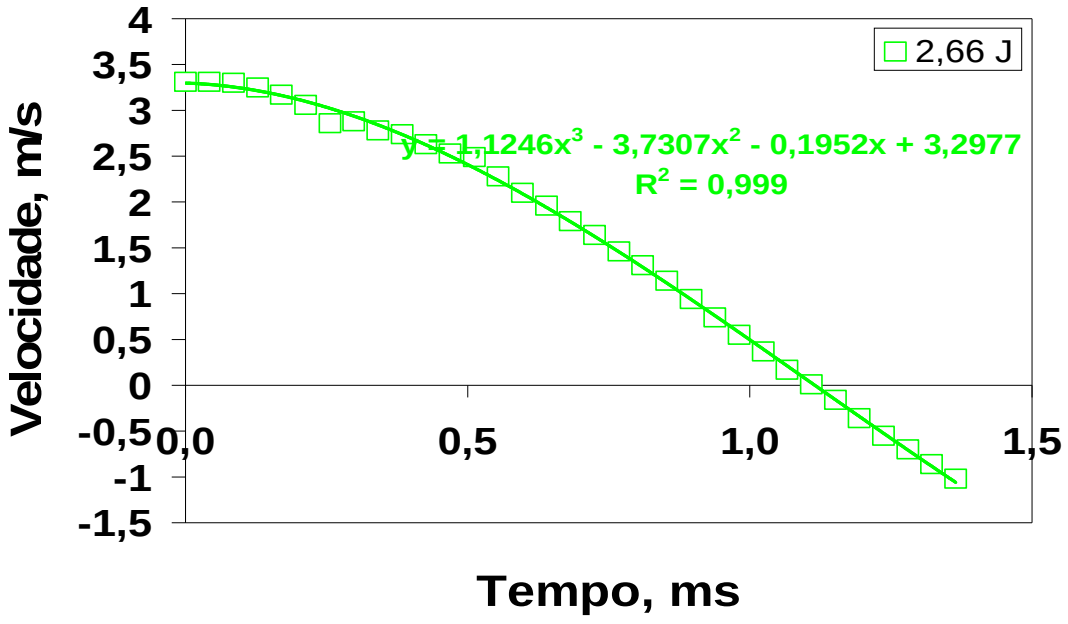


(a)

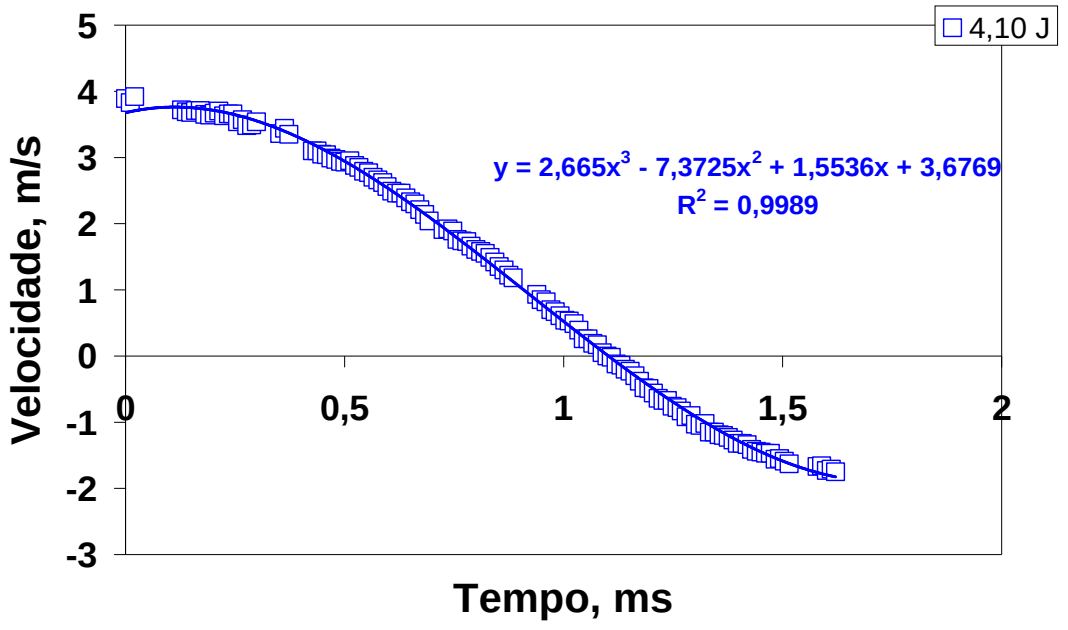


(b)

Chamada na próxima página.

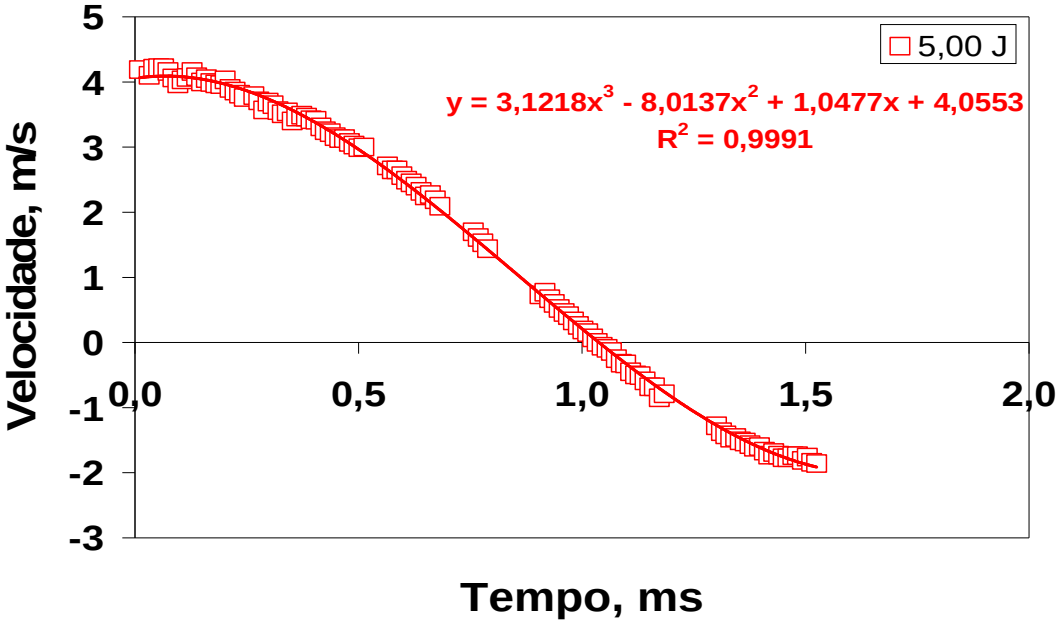


(c)

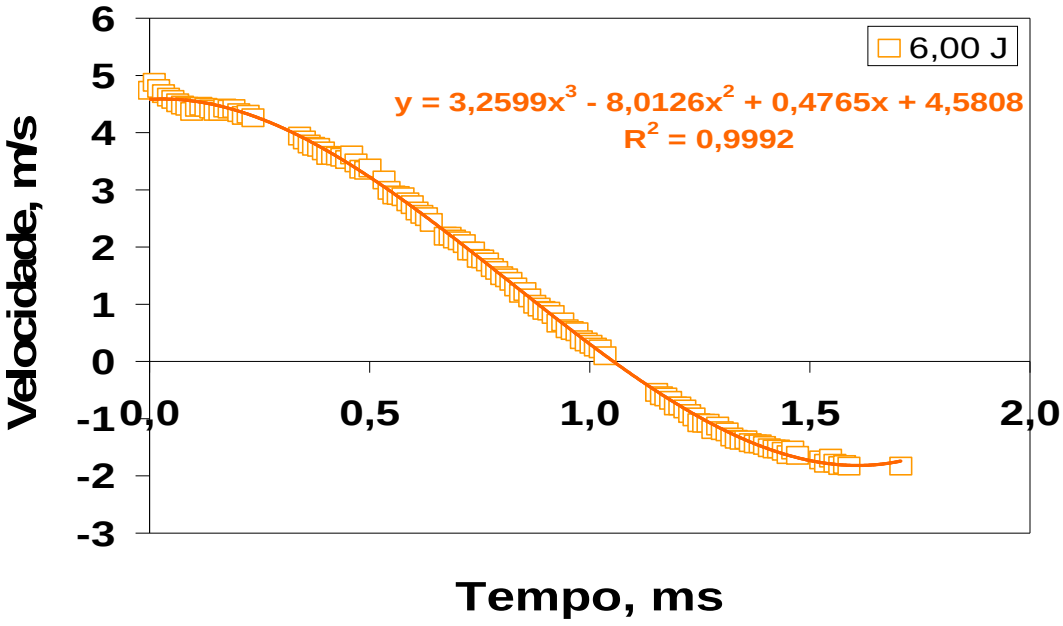


(d)

Chamada na próxima página.



(e)



(f)

Figura A.1 – Diagramas de velocidade *vs.* tempo obtidos por intermédio do Método LD para energias de: (a) 0,96 J; (b) 1,90 J, (c) 2,66 J, (d) 4,10 J, (e) 5,00 J, e (f) 6,00 J.

APÊNDICE B – MÉTODO LD (Levantamento das curvas deslocamento, s *vs.* tempo, t: Exemplo de solução para a energia de impacto de 1,90 J)

Os dados empiricamente coletados via dispositivo LD são dispostos em uma planilha eletrônica, Tabela B.1), facilitando assim o processamento de dados e possibilitando ao leitor uma mais fácil compreensão dos cálculos efetuados. As colunas são descriminadas como seguem:

1º Coluna: Dados do tempo de movimento do impactador [*ms*];

2º Coluna: Dados da velocidade do impactador [m/s^2];

3º Coluna: Diferença de tempo em [*ms*], realizada através da subtração dos valores de tempo consecutivos a partir da coluna 1, tendo-se como início do processo de impacto o tempo de *363,851 ms*.

4º Coluna: Tempo total do evento de impacto [*ms*], correspondendo à soma progressiva dos valores da coluna 3.

5º Coluna: Deslocamento incremental do impactador [*mm*], obtido a partir da expressão $\Delta s = v * \Delta t$, para cada incremento de tempo e para cada velocidade instantânea correspondente.

6º Coluna: Deslocamento total [*mm*], obtido a partir da somatória progressiva dos valores da coluna anterior.

Tabela B.1 – Planilha para obtenção da equação *s-t* por *Laser Doppler*.

Tempo, *ms*	***v*, *m/s***	***Δt*, *ms***	**Tempo total (*t*), *ms***	**Desloc. incr., *mm***	**Desloc. total (*s*), *mm***
363,851	*2,63*	*0,000*	*0,000*	*0,00000*	*0,00000*
363,861	*2,62*	*0,010*	*0,010*	*0,02620*	*0,02620*
363,872	*2,61*	*0,011*	*0,021*	*0,02871*	*0,05491*
363,883	*2,65*	*0,011*	*0,032*	*0,02915*	*0,08406*
363,893	*2,61*	*0,010*	*0,042*	*0,02610*	*0,11016*
363,904	*2,57*	*0,011*	*0,053*	*0,02827*	*0,13843*
363,915	*2,50*	*0,011*	*0,064*	*0,02750*	*0,16593*
363,925	*2,55*	*0,010*	*0,074*	*0,02550*	*0,19143*
363,936	*2,61*	*0,011*	*0,085*	*0,02871*	*0,22014*

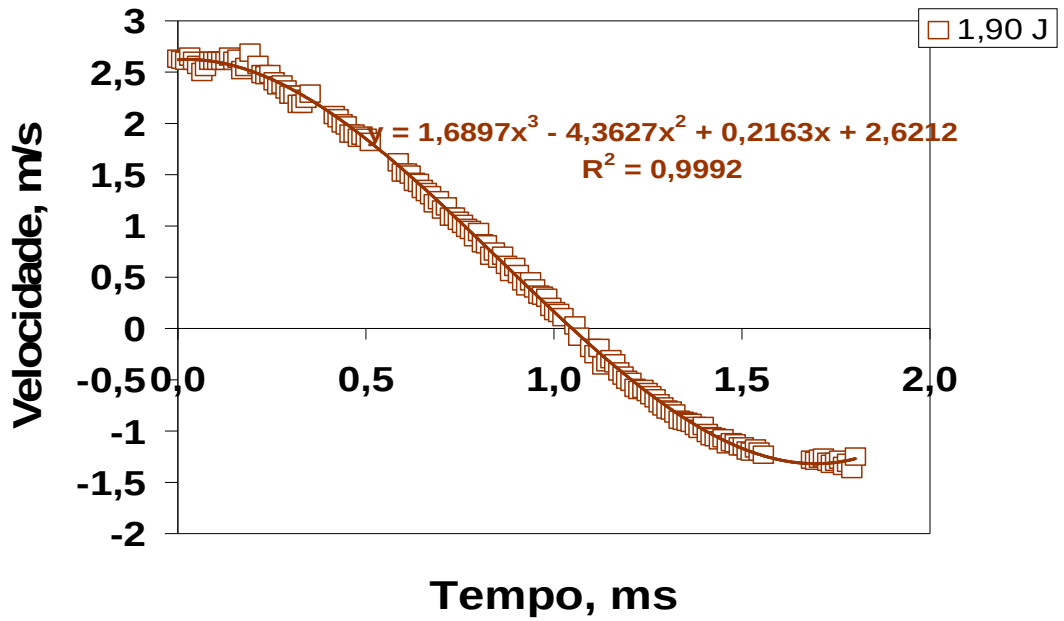
363,947	2,61	0,011	0,096	0,02871	0,24885
363,957	2,61	0,010	0,106	0,02610	0,27495
363,968	2,61	0,011	0,117	0,02871	0,30366
363,979	2,61	0,011	0,128	0,02871	0,33237
363,989	2,65	0,010	0,138	0,02650	0,35887
364,000	2,61	0,011	0,149	0,02871	0,38758
364,011	2,63	0,011	0,160	0,02893	0,41651
364,021	2,52	0,010	0,170	0,02520	0,44171
364,032	2,55	0,011	0,181	0,02805	0,46976
364,043	2,69	0,011	0,192	0,02959	0,49935
364,064	2,57	0,021	0,213	0,05397	0,55332
364,075	2,48	0,011	0,224	0,02728	0,58060
364,085	2,47	0,010	0,234	0,02470	0,60530
364,096	2,48	0,011	0,245	0,02728	0,63258
364,107	2,41	0,011	0,256	0,02651	0,65909
364,117	2,37	0,010	0,266	0,02370	0,68279
364,128	2,38	0,011	0,277	0,02618	0,70897
364,139	2,33	0,011	0,288	0,02563	0,73460
364,149	2,28	0,010	0,298	0,02280	0,75740
364,160	2,28	0,011	0,309	0,02508	0,78248
364,171	2,19	0,011	0,320	0,02409	0,80657
364,181	2,19	0,010	0,330	0,02190	0,82847
364,192	2,24	0,011	0,341	0,02464	0,85311
364,203	2,29	0,011	0,352	0,02519	0,87830
364,267	2,08	0,064	0,416	0,13312	1,01142
364,277	2,05	0,010	0,426	0,02050	1,03192
364,288	2,00	0,011	0,437	0,02200	1,05392
364,299	1,98	0,011	0,448	0,02178	1,07570
364,309	1,90	0,010	0,458	0,01900	1,09470
364,320	1,90	0,011	0,469	0,02090	1,11560
364,331	1,86	0,011	0,480	0,02046	1,13606
364,341	1,88	0,010	0,490	0,01880	1,15486
364,352	1,86	0,011	0,501	0,02046	1,17532

364,363	*1,82*	*0,011*	*0,512*	*0,02002*	*1,19534*
364,437	*1,62*	*0,074*	*0,586*	*0,11988*	*1,31522*
364,448	*1,52*	*0,011*	*0,597*	*0,01672*	*1,33194*
364,459	*1,52*	*0,011*	*0,608*	*0,01672*	*1,34866*
364,469	*1,50*	*0,010*	*0,618*	*0,01500*	*1,36366*
364,480	*1,43*	*0,011*	*0,629*	*0,01573*	*1,37939*
364,491	*1,42*	*0,011*	*0,640*	*0,01562*	*1,39501*
364,501	*1,36*	*0,010*	*0,650*	*0,01360*	*1,40861*
364,512	*1,33*	*0,011*	*0,661*	*0,01463*	*1,42324*
364,523	*1,30*	*0,011*	*0,672*	*0,01430*	*1,43754*
364,533	*1,22*	*0,010*	*0,682*	*0,01220*	*1,44974*
364,544	*1,25*	*0,011*	*0,693*	*0,01375*	*1,46349*
364,555	*1,16*	*0,011*	*0,704*	*0,01276*	*1,47625*
364,565	*1,19*	*0,010*	*0,714*	*0,01190*	*1,48815*
364,576	*1,09*	*0,011*	*0,725*	*0,01199*	*1,50014*
364,587	*1,09*	*0,011*	*0,736*	*0,01199*	*1,51213*
364,597	*1,05*	*0,010*	*0,746*	*0,01050*	*1,52263*
364,608	*1,02*	*0,011*	*0,757*	*0,01122*	*1,53385*
364,619	*0,98*	*0,011*	*0,768*	*0,01078*	*1,54463*
364,629	*0,96*	*0,010*	*0,778*	*0,00960*	*1,55423*
364,640	*0,89*	*0,011*	*0,789*	*0,00979*	*1,56402*
364,651	*0,94*	*0,011*	*0,800*	*0,01034*	*1,57436*
364,661	*0,83*	*0,010*	*0,810*	*0,00830*	*1,58266*
364,672	*0,82*	*0,011*	*0,821*	*0,00902*	*1,59168*
364,683	*0,71*	*0,011*	*0,832*	*0,00781*	*1,59949*
364,693	*0,75*	*0,010*	*0,842*	*0,00750*	*1,60699*
364,704	*0,68*	*0,011*	*0,853*	*0,00748*	*1,61447*
364,715	*0,71*	*0,011*	*0,864*	*0,00781*	*1,62228*
364,725	*0,62*	*0,010*	*0,874*	*0,00620*	*1,62848*
364,736	*0,55*	*0,011*	*0,885*	*0,00605*	*1,63453*
364,747	*0,60*	*0,011*	*0,896*	*0,00660*	*1,64113*
364,757	*0,53*	*0,010*	*0,906*	*0,00530*	*1,64643*
364,768	*0,46*	*0,011*	*0,917*	*0,00506*	*1,65149*

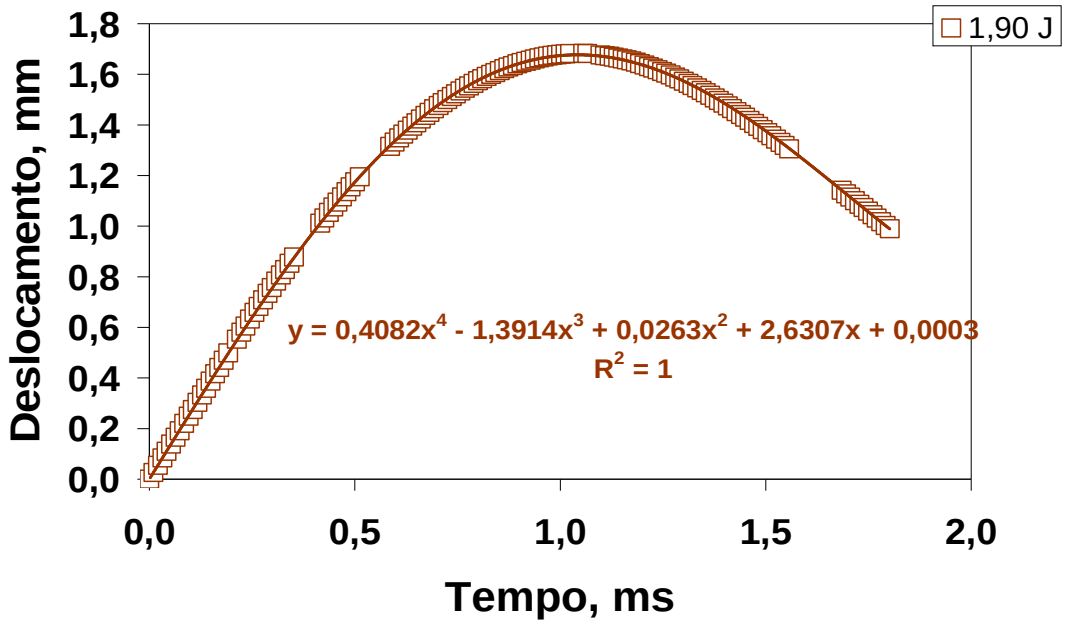
364,779	0,41	0,011	0,928	0,00451	1,6560
364,789	0,46	0,010	0,938	0,00460	1,6606
364,800	0,39	0,011	0,949	0,00429	1,66489
364,811	0,33	0,011	0,960	0,00363	1,66852
364,821	0,32	0,010	0,970	0,00320	1,67172
364,832	0,30	0,011	0,981	0,00330	1,67502
364,843	0,21	0,011	0,992	0,00231	1,67733
364,853	0,17	0,010	1,002	0,00170	1,67903
364,864	0,15	0,011	1,013	0,00165	1,68068
364,875	0,11	0,011	1,024	0,00121	1,68189
364,907	0,03	0,032	1,056	0,00096	1,68285
364,917	-0,08	0,010	1,066	-0,00080	1,68205
364,949	-0,19	0,032	1,098	-0,00608	1,67597
364,960	-0,25	0,011	1,109	-0,00275	1,67322
364,971	-0,19	0,011	1,120	-0,00209	1,67113
364,981	-0,36	0,010	1,130	-0,00360	1,66753
364,992	-0,33	0,011	1,141	-0,00363	1,66390
365,003	-0,30	0,011	1,152	-0,00330	1,66060
365,013	-0,34	0,010	1,162	-0,00340	1,65720
365,024	-0,42	0,011	1,173	-0,00462	1,65258
365,035	-0,46	0,011	1,184	-0,00506	1,64752
365,045	-0,50	0,010	1,194	-0,00500	1,64252
365,056	-0,52	0,011	1,205	-0,00572	1,63680
365,067	-0,58	0,011	1,216	-0,00638	1,63042
365,077	-0,60	0,010	1,226	-0,00600	1,62442
365,088	-0,59	0,011	1,237	-0,00649	1,61793
365,099	-0,62	0,011	1,248	-0,00682	1,61111
365,109	-0,65	0,010	1,258	-0,00650	1,60461
365,120	-0,68	0,011	1,269	-0,00748	1,59713
365,131	-0,73	0,011	1,280	-0,00803	1,58910
365,141	-0,76	0,010	1,290	-0,00760	1,58150
365,152	-0,79	0,011	1,301	-0,00869	1,57281
365,163	-0,80	0,011	1,312	-0,00880	1,56401

365,173	*-0,83*	*0,010*	*1,322*	*-0,00830*	*1,55571*
365,184	*-0,89*	*0,011*	*1,333*	*-0,00979*	*1,54592*
365,195	*-0,90*	*0,011*	*1,344*	*-0,00990*	*1,53602*
365,205	*-0,91*	*0,010*	*1,354*	*-0,00910*	*1,52692*
365,216	*-0,92*	*0,011*	*1,365*	*-0,01012*	*1,51680*
365,227	*-0,95*	*0,011*	*1,376*	*-0,01045*	*1,50635*
365,237	*-0,98*	*0,010*	*1,386*	*-0,00980*	*1,49655*
365,248	*-0,95*	*0,011*	*1,397*	*-0,01045*	*1,48610*
365,259	*-1,02*	*0,011*	*1,408*	*-0,01122*	*1,47488*
365,269	*-1,05*	*0,010*	*1,418*	*-0,01050*	*1,46438*
365,280	*-1,06*	*0,011*	*1,429*	*-0,01166*	*1,45272*
365,291	*-1,09*	*0,011*	*1,440*	*-0,01199*	*1,44073*
365,301	*-1,07*	*0,010*	*1,450*	*-0,01070*	*1,43003*
365,312	*-1,13*	*0,011*	*1,461*	*-0,01243*	*1,41760*
365,323	*-1,11*	*0,011*	*1,472*	*-0,01221*	*1,40539*
365,333	*-1,12*	*0,010*	*1,482*	*-0,01120*	*1,39419*
365,344	*-1,15*	*0,011*	*1,493*	*-0,01265*	*1,38154*
365,355	*-1,15*	*0,011*	*1,504*	*-0,01265*	*1,36889*
365,365	*-1,19*	*0,010*	*1,514*	*-0,01190*	*1,35699*
365,376	*-1,20*	*0,011*	*1,525*	*-0,01320*	*1,34379*
365,387	*-1,17*	*0,011*	*1,536*	*-0,01287*	*1,33092*
365,397	*-1,2*	*0,010*	*1,546*	*-0,01200*	*1,31892*
365,408	*-1,23*	*0,011*	*1,557*	*-0,01353*	*1,30539*
365,536	*-1,28*	*0,128*	*1,685*	*-0,16384*	*1,14155*
365,547	*-1,29*	*0,011*	*1,696*	*-0,01419*	*1,12736*

A partir da planilha acima, plotam-se os gráficos de deslocamento total [*mm*] *vs.* tempo total [*ms*], e de velocidade [m/s^2] *vs.* tempo total [*ms*]. A curva decrescente de velocidade [m/s^2] *vs.* tempo [*ms*], que pode ser visualizada na Figura B.1a, representa, portanto, o evento global ou completo de impacto.



(a)



(b)

Figura B.1 – Diagramas de velocidade *vs.* tempo, e de deslocamento *vs.* tempo para uma energia de impacto de 1,90 J obtidas segundo o Método LD.

Os critérios matemáticos utilizados para selecionar a porção (intervalo) de interesse da curva decrescente de velocidade são como seguem:

1º Passo: Determinar o polinômio de terceira ordem $f(x)$ para os dados de velocidade $[m/s^2]$ *vs.* tempo [*ms*], para uma R^2 próximo à unidade;

2º Passo: Derivar o polinômio para realizar o teste da derivada primeira $f'(x)$, o que permitirá encontrar o intervalo onde a derivada é contínua e não tem zeros.

3º Passo: Escolher aleatoriamente um valor *k* constante que esteja entre os intervalos determinados no passo anterior e, com isso, encontrar o valor de teste de $f'(k)$. Com esses resultados é possível se saber onde a derivada é crescente, e onde ela é decrescente.

4º Passo: Achar o intercepto-y fazendo $f(0) = polinômio_terceira_ordem$, e, na seqüência, impor $f'(x) = 0$ para se acharem os pontos de máximos e de mínimos da curva em função de *x*.

A partir do polinômio de terceira ordem delineado no gráfico de velocidade [m/s^2] *vs.* tempo total [*ms*] da Figura B.1a, dado por $f(x) = 1{,}6897 \cdot x^3 - 4{,}3627 \cdot x^2 + 0{,}2163 \cdot x + 2{,}6212$, e $R^2 = 0{,}9992$, calcula-se a correspondente derivada: $f'(x) = 5{,}0691 \cdot x^2 - 8{,}7254 \cdot x + 0{,}2163$. A Tabela B.2 a seguir exibe os resultados correspondentes à energia de impacto de 1,90 J.

Tabela B.2 – Intervalos da função *f*(*x*=*t*) para o caso de E = 1,90 J.

Intervalo	*(- ∞; 0,02519)*	*(0,02519; 1,69610)*	*(1,69610; ∞)*
k	*0*	*1*	*2*
Valor de teste de $f'(k)$	*0,2163*	*- 3,63467*	*positivo*
Conclusão	*Crescente*	*Decrescente*	*Crescente*

- Determinam-se os intervalos igualando $f'(x) = 0$. Disso, tem-se que:

$$\Delta = b^2 - 4 \cdot a \cdot c = 76{,}133 - 4 \cdot 5{,}0691 \cdot 0{,}2163$$
$$\Delta = 76{,}133 - 4{,}3858 = 71{,}747$$
$$x = \frac{-b \pm \sqrt{\Delta}}{2 \cdot a} = \frac{8{,}7254 \pm 8{,}470}{10{,}1382}$$
$$x_1 = 1{,}6961$$
$$x_2 = 0{,}02519$$

- Determina-se o intercepto-y:

$$f(0) = 2{,}6212$$

- A curva é truncada para o valor de *x* = 1,6961 (tempo em *ms*)
- Calculando a derivada segunda, tem-se: $f''(x) = 10{,}1382 \cdot x - 8{,}7254$

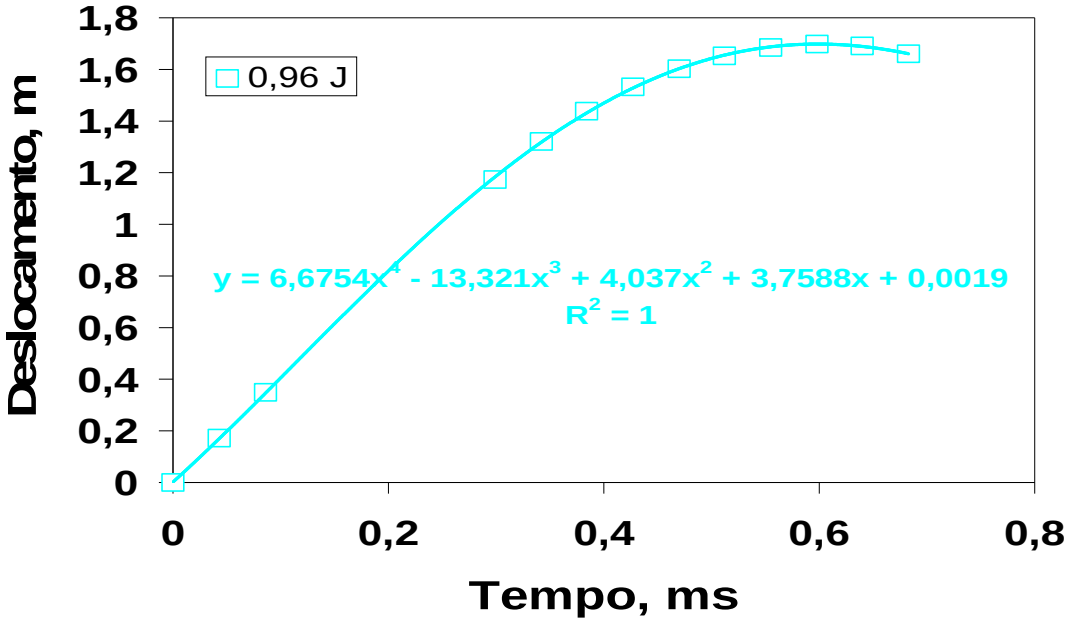
- Igualando-se a derivada segunda a zero, tem-se:

$$10{,}1382 \cdot x - 8{,}7254 = 0$$
$$10{,}1382 \cdot x = 8{,}7254$$
$$x = 0{,}8606$$

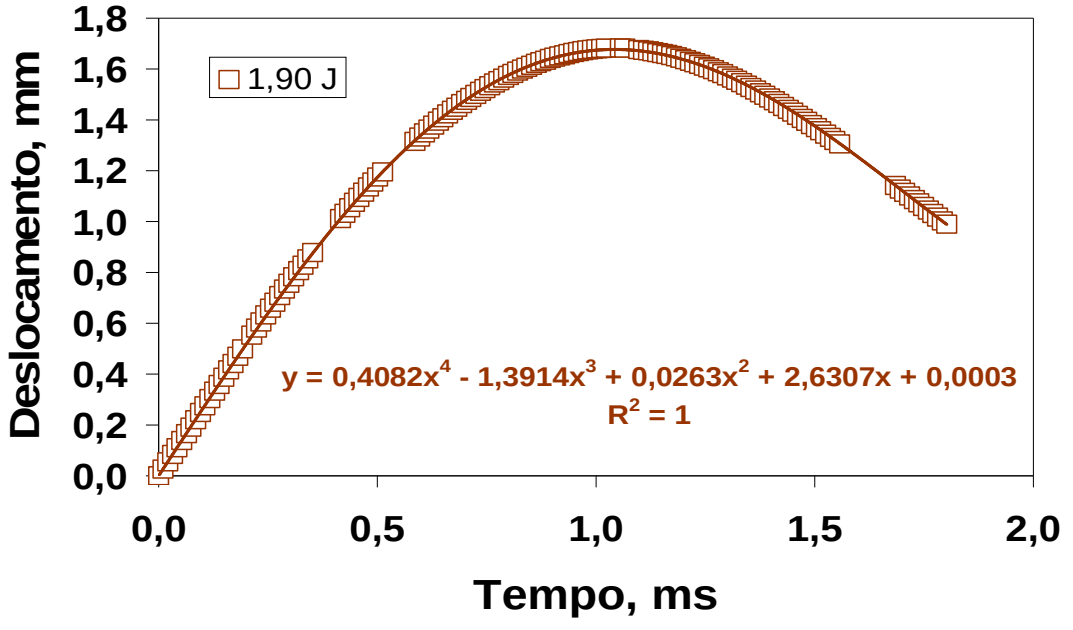
Conclui-se que a curva da velocidade em função do tempo corta o eixo-*y*, de velocidades, no valor de 2,6212 *m/s*, e esta curva deverá ser truncada em *x*, eixo dos tempos, igual a 1,6961 *ms*. O ponto de inflexão, da curva *x-y* = *v-t* se localiza, portanto, em 0,8606 *ms*.

APÊNDICE C – MÉTODO LD (Curvas *s-t*)

Na Figura C.1 são apresentados os diagramas de deslocamento (*s*) em função do tempo (*t*) derivadas segundo o Método *Laser-Doppler* aplicado aos pontos de dados obtidos durante o impacto do LMF Glare-5® em diversas energias.

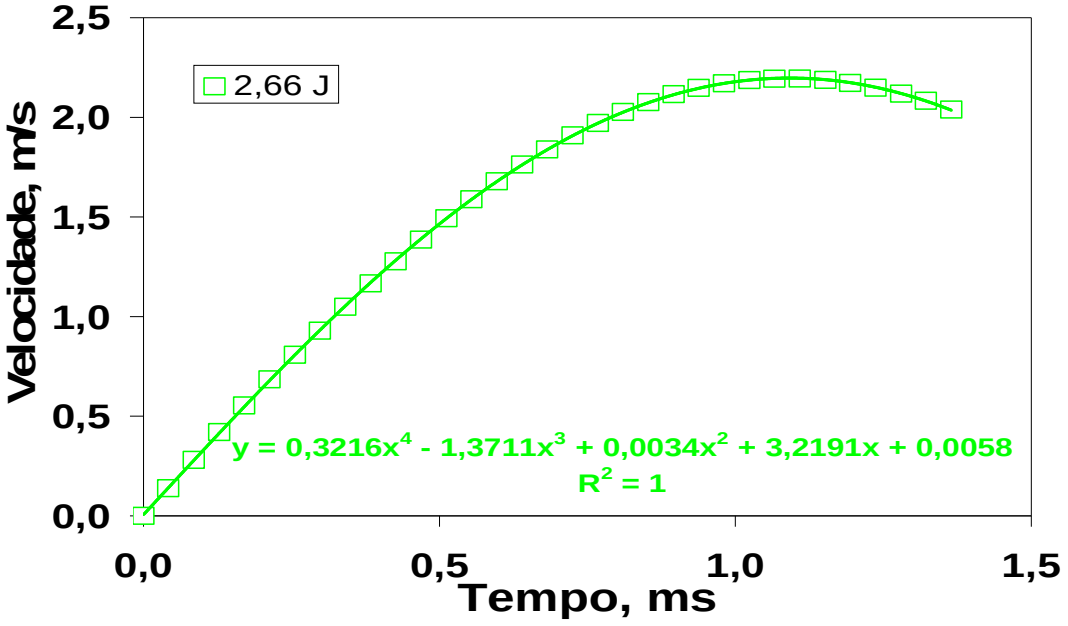


(a)

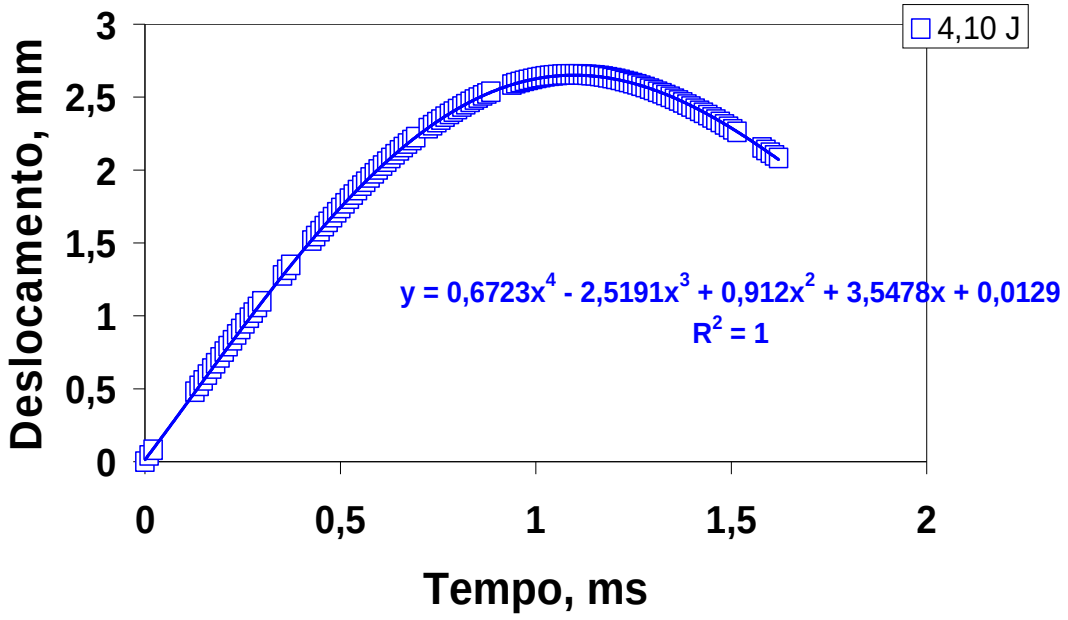


(b)

Chamada na próxima página.

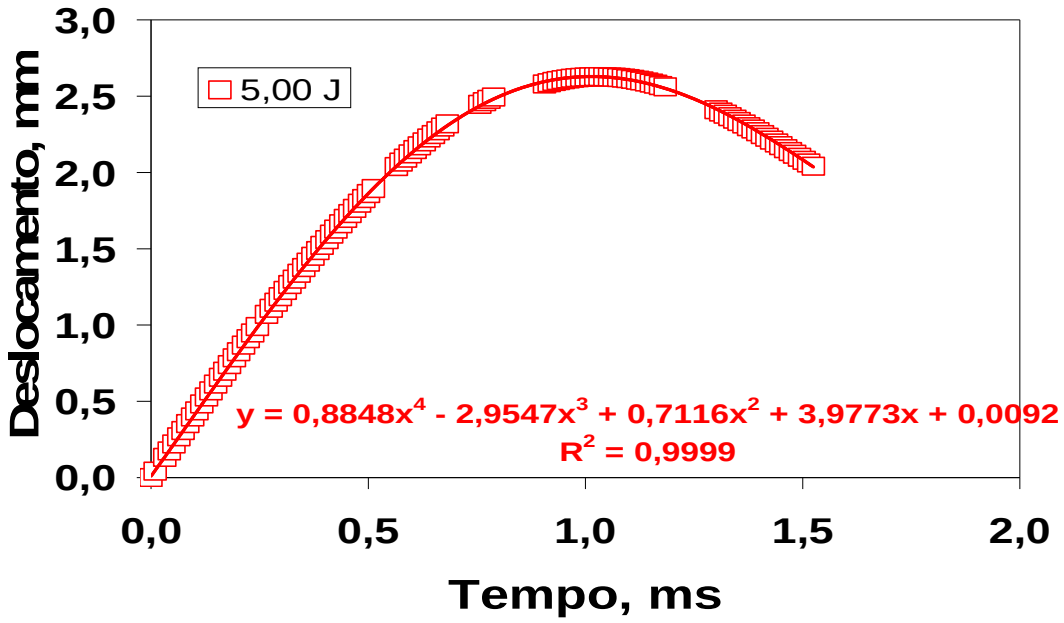


(c)

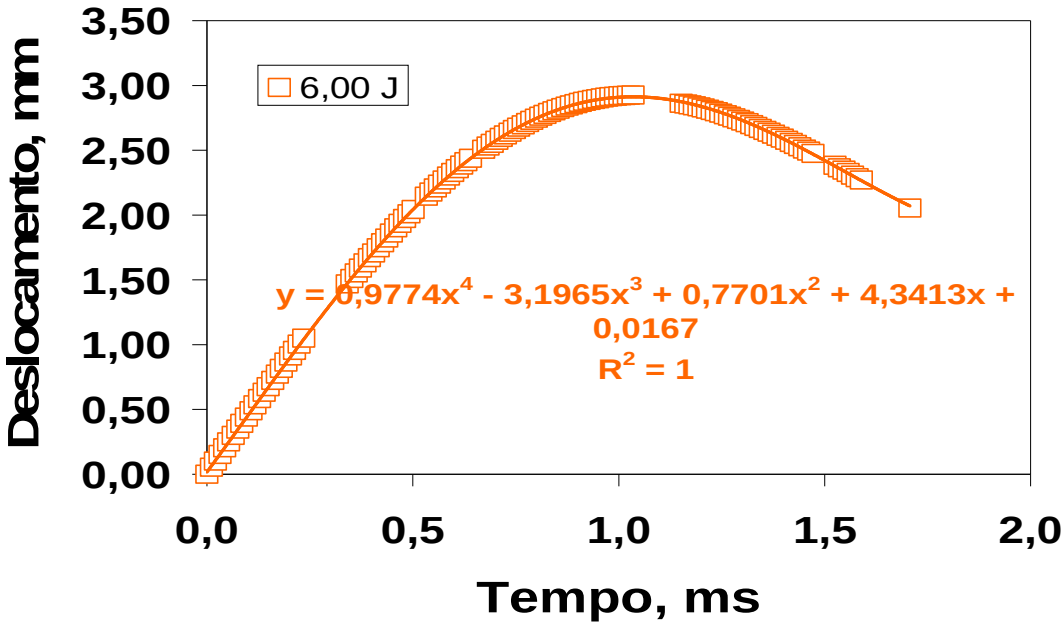


(d)

Chamada na próxima página.



(e)



(f)

Figura C.1 – Diagramas de deslocamento *vs.* tempo obtidos por intermédio do Método LD para energias de: (a) 0,96 J; (b) 1,90 J, (c) 2,66 J, (d) 4,10 J, (e) 5,00 J, e (f) 6,00 J.

APÊNDICE D – MÉTODO LD (Levantamento da curva de carga aplicada, *F* vs. deslocamento do impactador, *s*: Exemplo de solução para a energia de impacto de 1,90 J)

Uma planilha foi montada (Tabela D.1), para cada energia de impacto, a partir dos dados da voltagem (i.e., força ou carga mecânica aplicada na célula de carga digital) e dos resultados obtidos na planilha correspondente à Tabela B.1), sendo dividida em seis colunas, quais sejam:

1º Coluna: Voltagem ou diferença de potencial elétrico [*V*], proporcional à força aplicada durante o evento de impacto;

2º Coluna: A força ou carga de impacto em [*N*], onde $F(N) = 118{,}316 \cdot U(V)$, tal como determinada por calibração prévia da célula de carga;

3º Coluna: O tempo de impacto [*ms*], obtido a partir da equação $tempo_i = \frac{n^o_pontos}{tempo_total}$, para um conjunto máximo de sessenta mil pontos correspondente ao tempo total de coleta de dados de três segundos;

4º Coluna: Os dados obtidos são as imagens da equação do gráfico deslocamento total [*mm*] *vs.* tempo total [*ms*] montado com os dados da primeira planilha, sendo que a unidade está em [*mm*];

5º Coluna: Os dados da coluna anterior são convertidos para deslocamento em *m*, utilizando-se a correção por um fator de 1000;

6º Coluna: Tempo de impacto transformado [*s*], o qual é obtido pela divisão do tempo em *ms* por um fator de 1000.

Tabela D.1 – Planilha para obtenção dos pontos de carga aplicada no impacto e de deslocamento do impactador.

Voltagem, *V*	**Força, *N***	**t, *ms***	**Equação Laser-Doppler**	**Deslocamento, *m***	**t, *s***
0,000	*0,000*	*0,000*	*0,000000000*	*0,000000000*	*0,00000*
0,098	*11,595*	*0,050*	*0,131729376*	*0,000131729*	*0,00005*
2,735	*323,602*	*0,100*	*0,262282420*	*0,000262282*	*0,00010*
5,763	*681,872*	*0,150*	*0,391007426*	*0,000391007*	*0,00015*
8,205	*970,807*	*0,200*	*0,517013920*	*0,000517014*	*0,00020*

8,596	1017,070	0,250	0,639472656	0,000639473	0,00025
9,573	1132,668	0,300	0,757615620	0,000757616	0,00030
10,647	1259,742	0,350	0,870736026	0,000870736	0,00035
11,917	1410,008	0,400	0,978188320	0,000978188	0,00040
12,015	1421,603	0,450	1,079388176	0,001079388	0,00045
12,503	1479,342	0,500	1,173812500	0,001173813	0,00050
13,284	1571,750	0,550	1,260999426	0,001260999	0,00055
14,554	1722,015	0,600	1,340548320	0,001340548	0,00060
15,238	1802,945	0,650	1,412119776	0,001412120	0,00065
15,531	1837,612	0,700	1,475435620	0,001475436	0,00070
16,117	1906,947	0,750	1,530278906	0,001530279	0,00075
16,606	1964,805	0,800	1,576493920	0,001576494	0,00080
17,192	2034,140	0,850	1,613986176	0,001613986	0,00085
17,289	2045,617	0,900	1,642722420	0,001642722	0,00090
17,582	2080,285	0,950	1,662730626	0,001662731	0,00095
17,485	2068,808	1,000	1,674100000	0,001674100	0,00100
17,778	2103,475	1,050	1,676980976	0,001676981	0,00105
17,289	2045,617	1,100	1,671585220	0,001671585	0,00110
16,899	1999,473	1,150	1,658185626	0,001658186	0,00115
15,726	1860,685	1,200	1,637116320	0,001637116	0,00120
14,945	1768,277	1,250	1,608772656	0,001608773	0,00125
13,480	1594,940	1,300	1,573611220	0,001573611	0,00130
12,015	1421,603	1,350	1,532149826	0,001532150	0,00135
9,963	1178,812	1,400	1,484967520	0,001484968	0,00140
8,694	1028,665	1,450	1,432704576	0,001432705	0,00145
6,740	797,470	1,500	1,376062500	0,001376063	0,00150
5,177	612,537	1,550	1,315804026	0,001315804	0,00155
3,223	381,342	1,600	1,252753120	0,001252753	0,00160
2,442	288,935	1,650	1,187794976	0,001187795	0,00165
1,270	150,265	1,700	1,121876020	0,001121876	0,00170
0,391	46,263	1,750	1,056003906	0,001056004	0,00175
0,190	22,481	1,800	0,991247520	0,000991248	0,00180
0,000	0,000	1,850	0,928736976	0,000928737	0,00185

Os resultados da planilha acima permitiram a montagem dos gráficos de força [*N*] *vs.* deslocamento [*m*], e de força [*N*] *vs.* tempo de impacto [*s*]. Integrando-se a curva obtida no primeiro gráfico (Figura D.1), obtém-se a energia absorvida pelo respectivo corpo de prova.

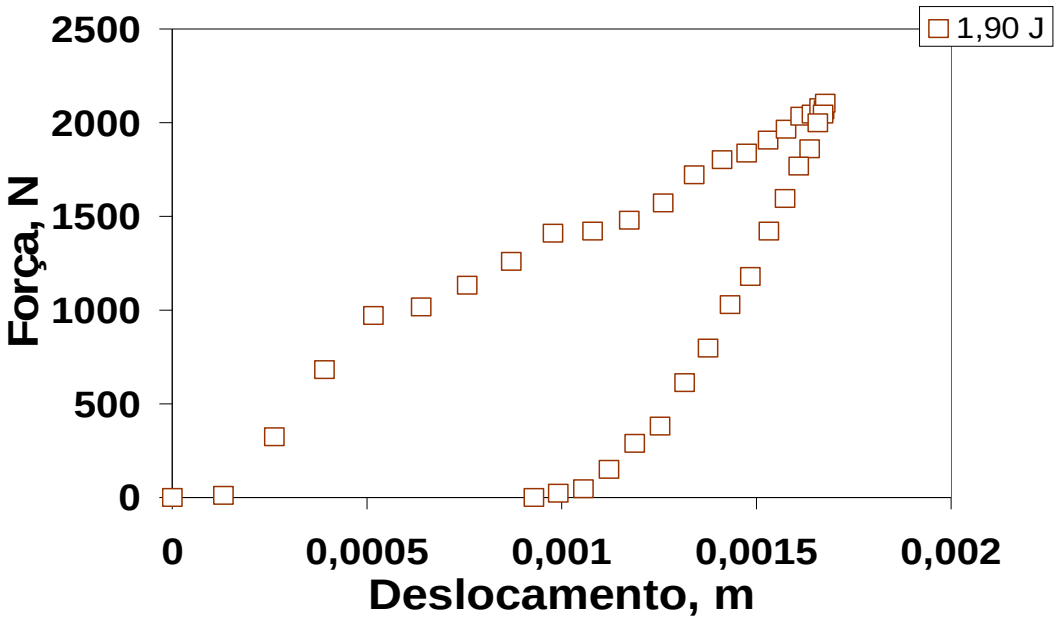
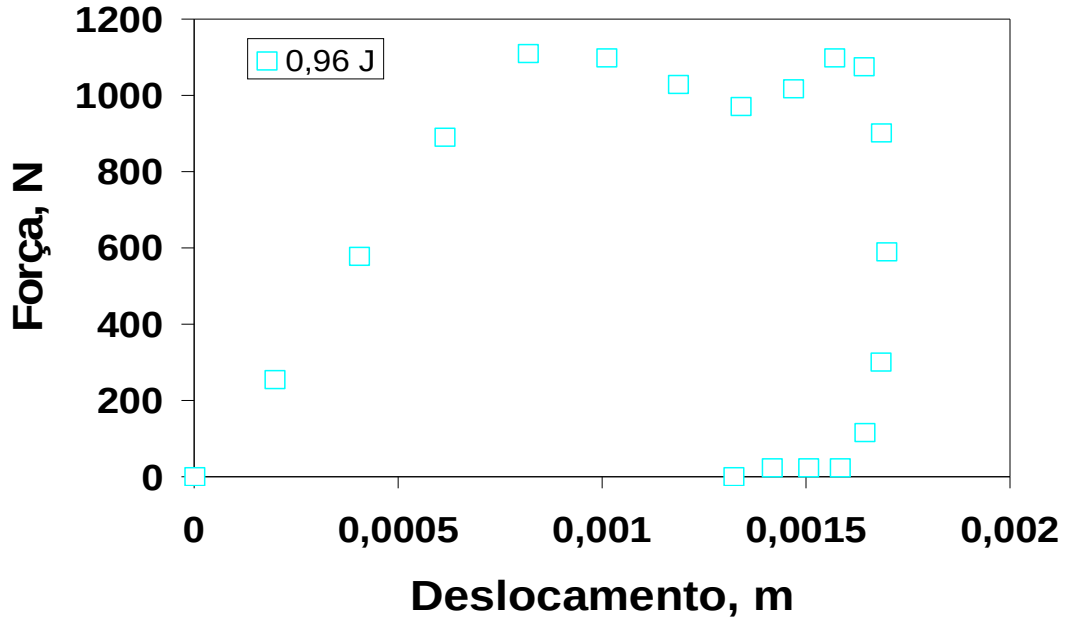


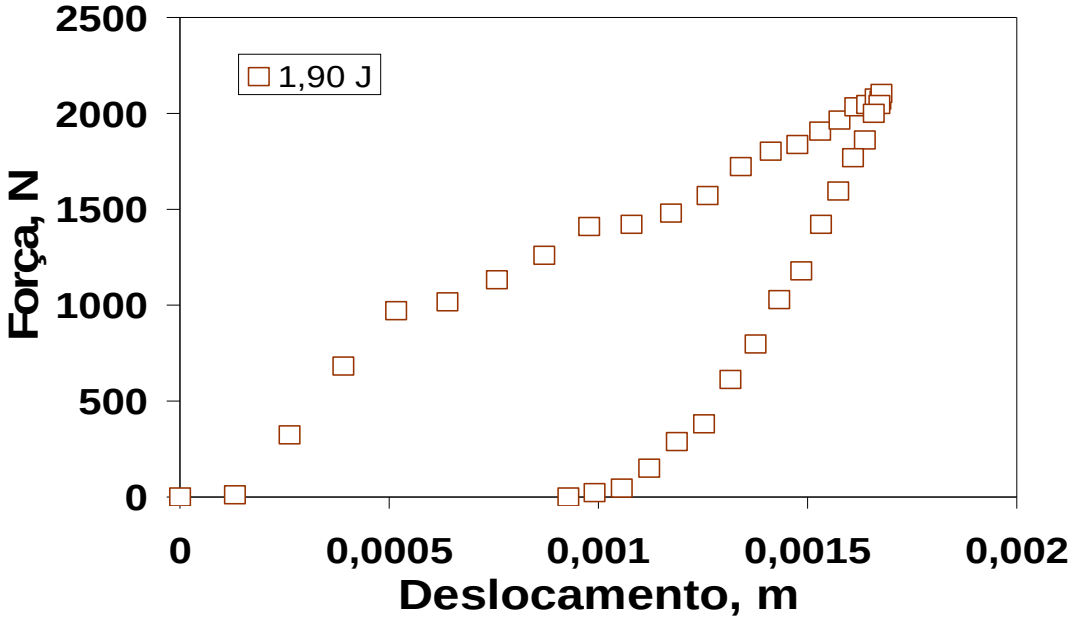
Figura D.1 – Gráfico que possibilita a determinação da energia absorvida pelo CDP de LMF-Glare® quando submetido a um impacto com energia de 1,90 J.

APÊNDICE E – MÉTODO LD (Curvas *F-s*)

Na Figura E.1 são apresentados os diagramas de força em função do deslocamento, correspondentes ao Método *Laser-Doppler* aplicado às diversas energias de impacto do LMF Glare-5®.

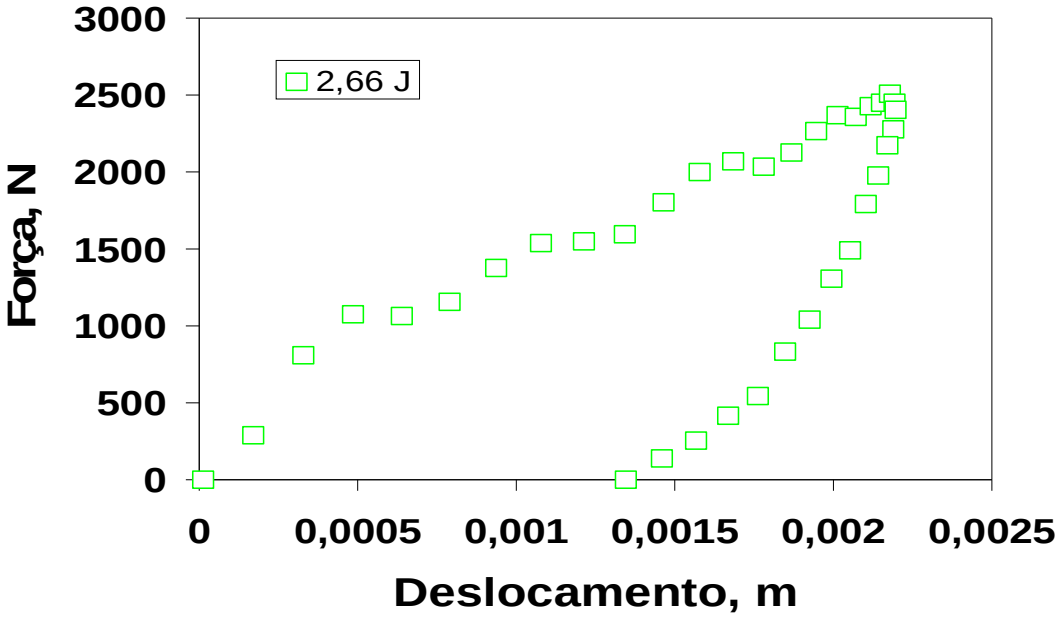


(a)

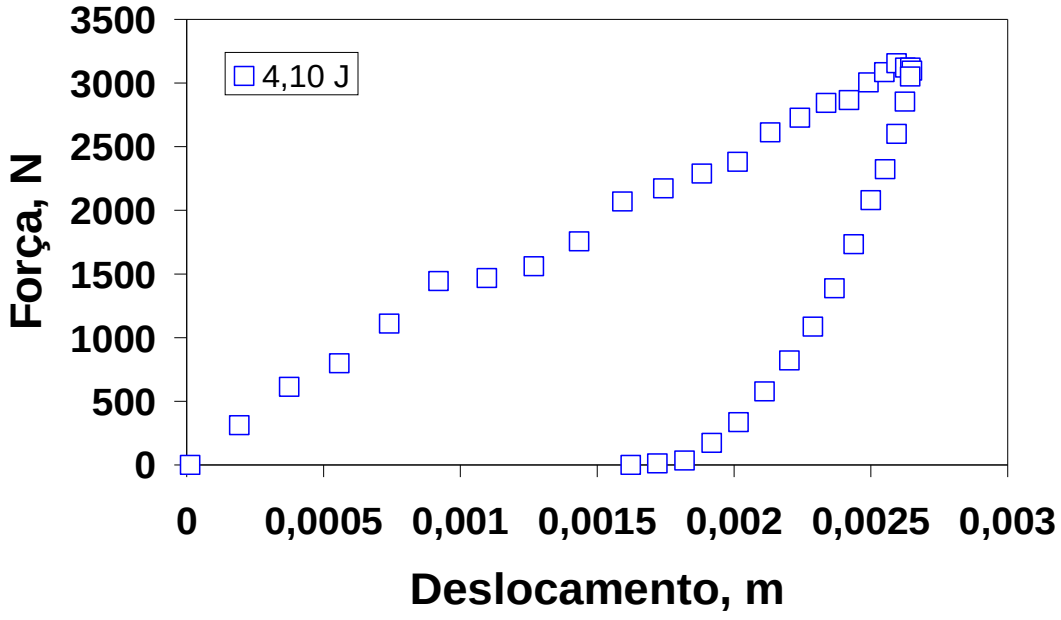


(b)

Chamada na próxima página.

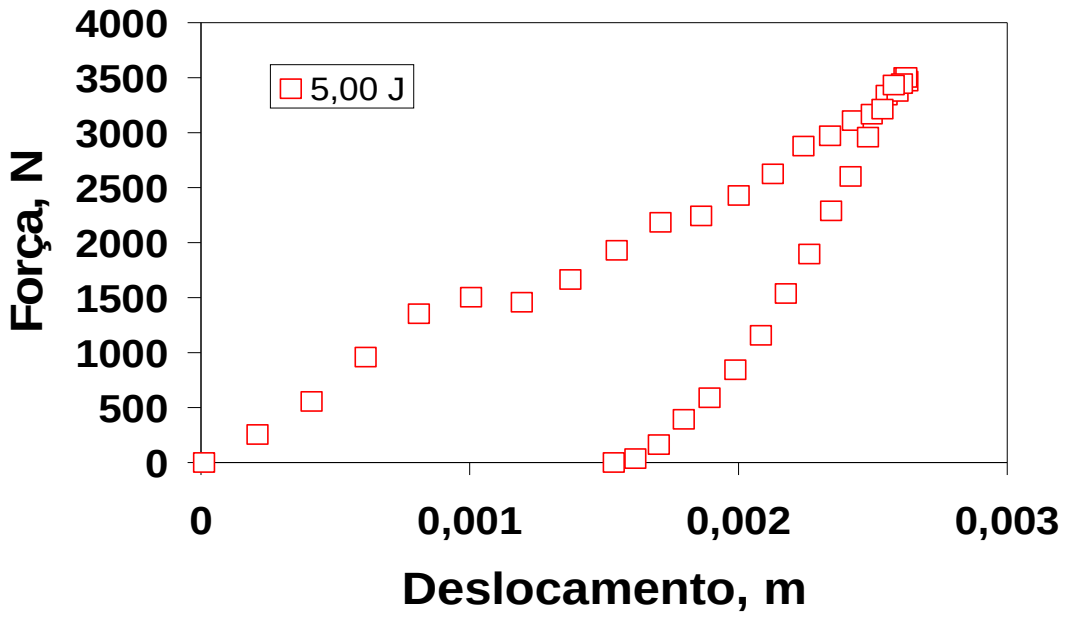


(c)

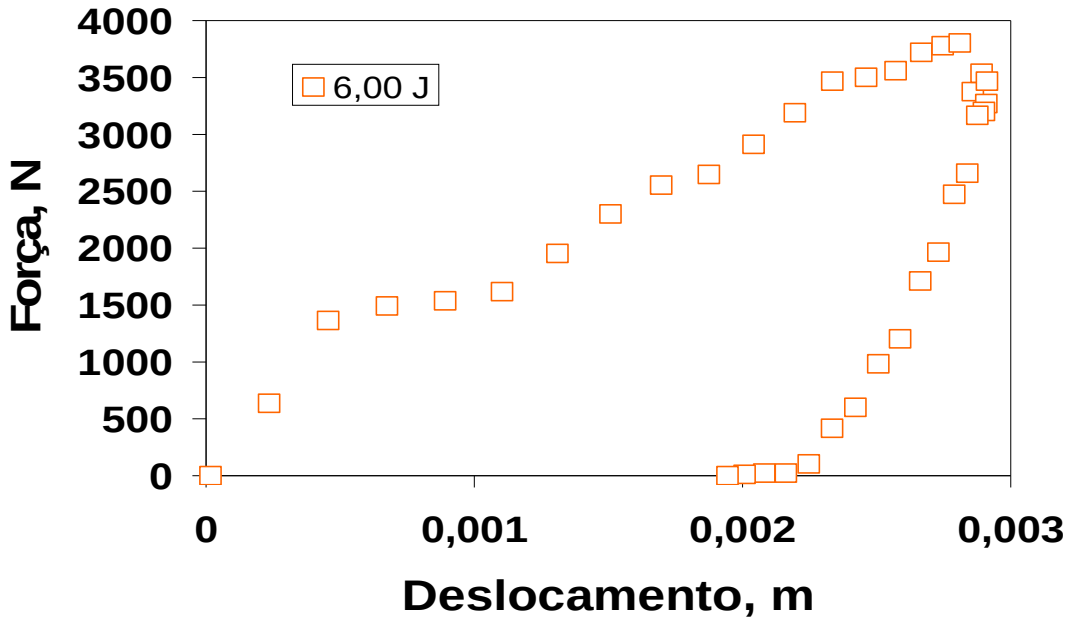


(d)

Chamada na próxima página.



(e)

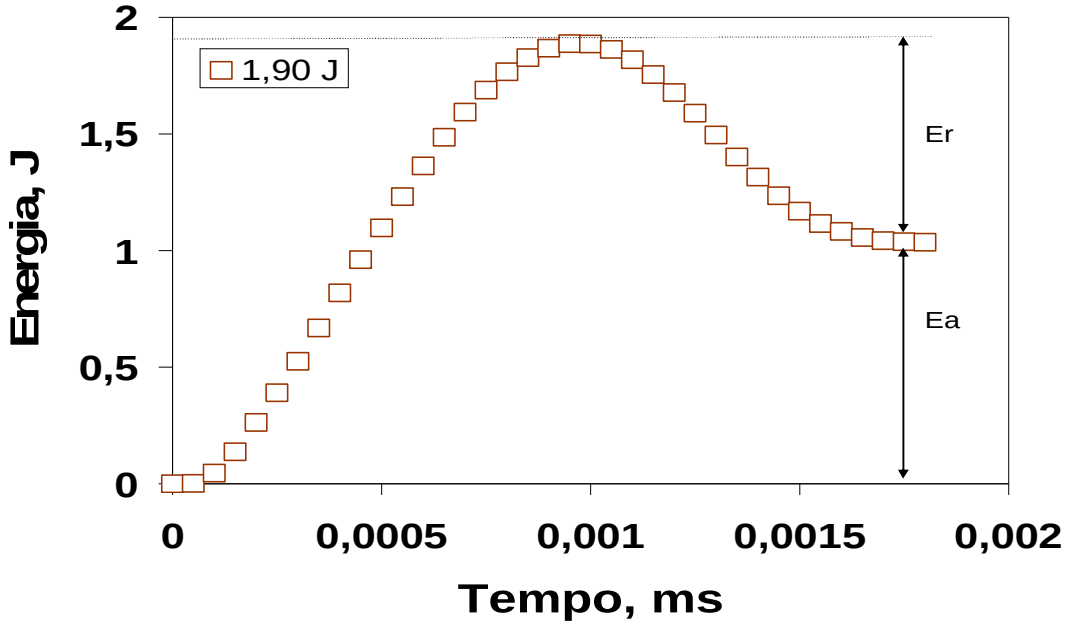


(f)

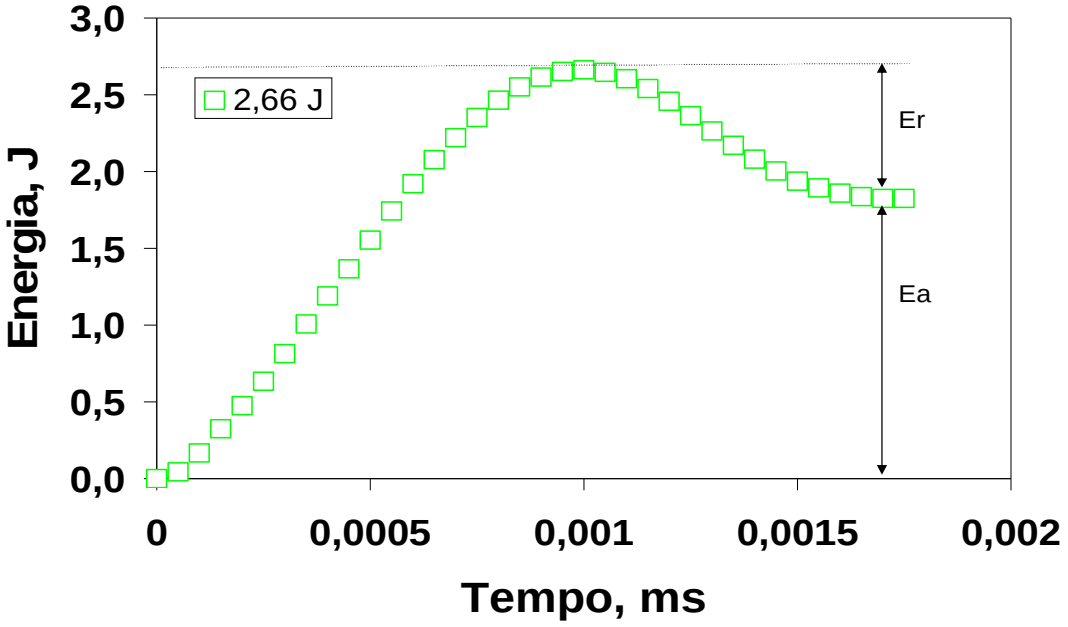
Figura E.1 – Diagramas de força aplicada em função do deslocamento do impactador para níveis de energia de impacto de: (a) 0,96 J, (b) 1,90 J, (c) 2,66 J, (d) 4,10 J, (e) 5,00 J, (f) 6,00 J.

APÊNDICE F – MÉTODO CC (Curvas *E-t*)

Na Figura F.1 são providos os diagramas de energias absorvida e restaurada no impacto como função do tempo de contato projétil/alvo, obtidos através do Método da Célula de Carga para as diversas energias de impacto do LMF Glare-5®.

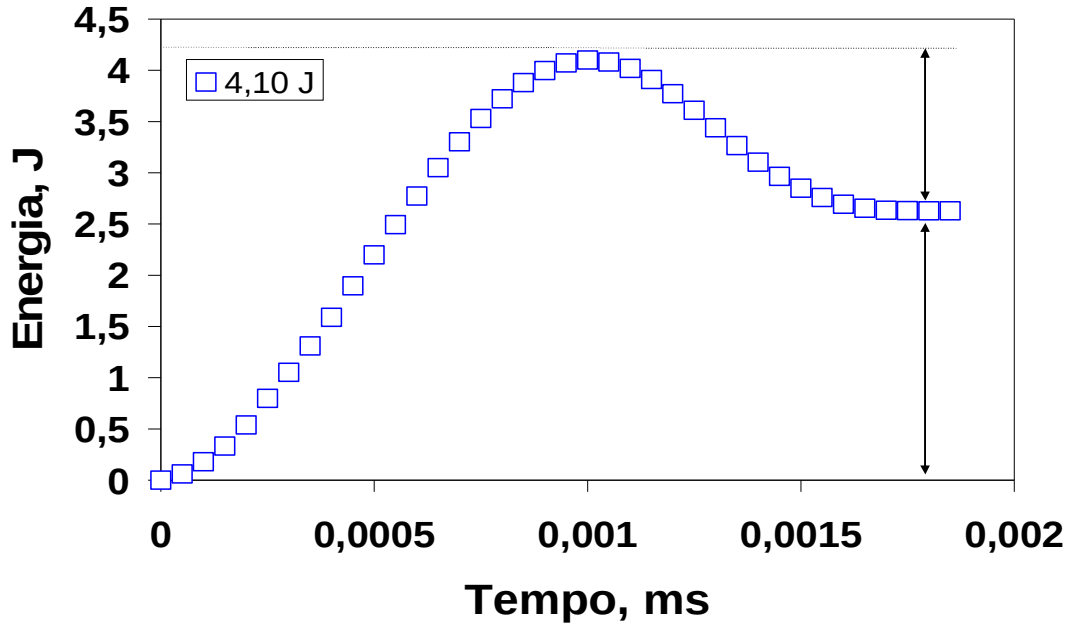


(a)

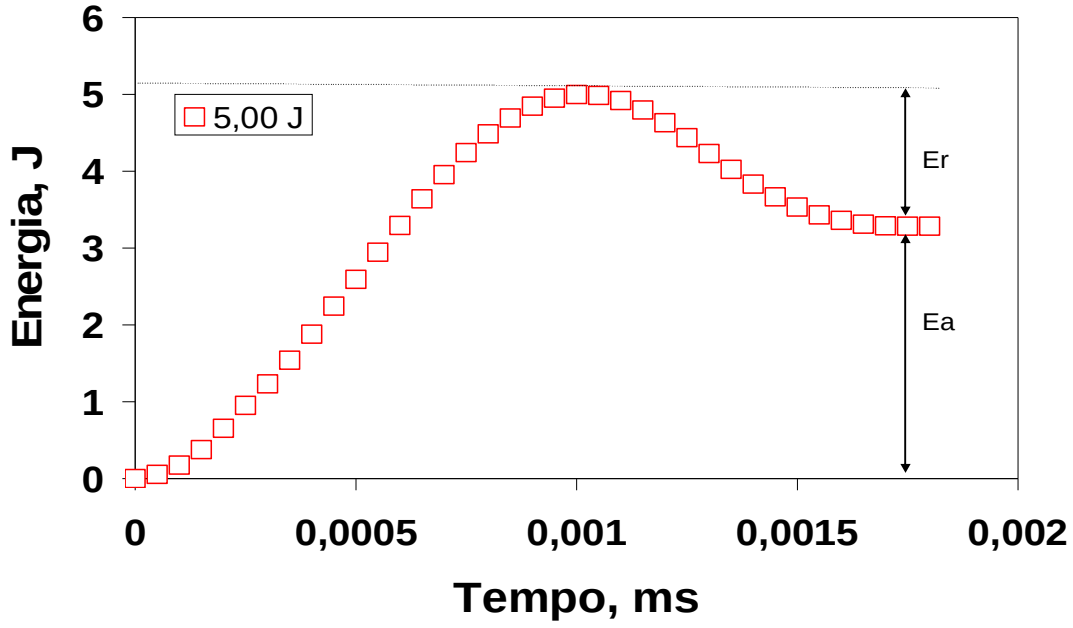


(b)

Chamada na próxima página.

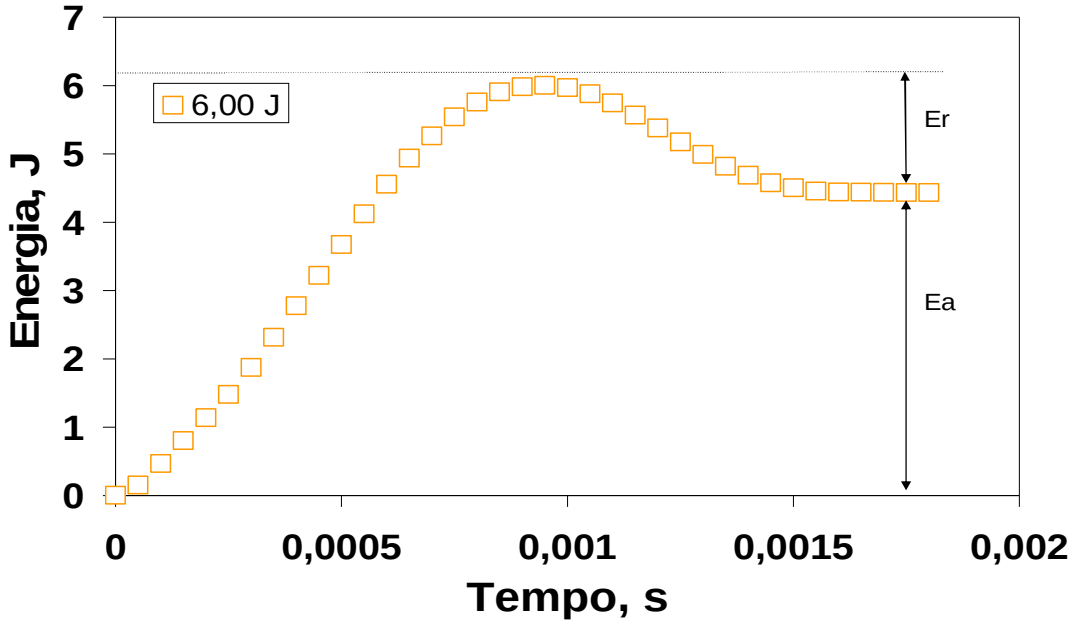


(c)



(d)

Chamada na próxima página.

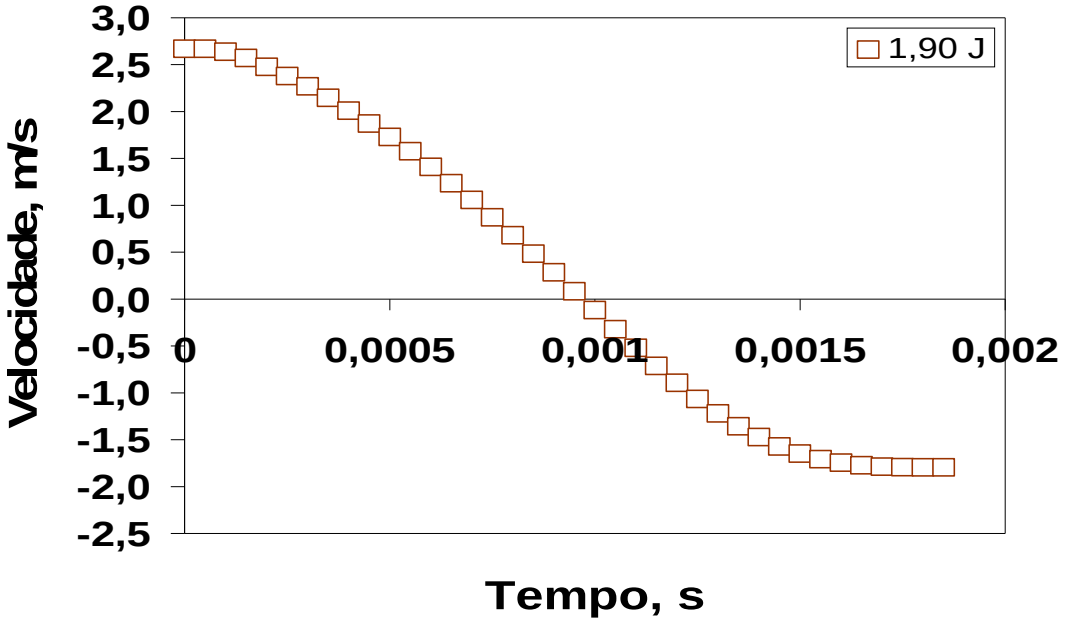


(e)

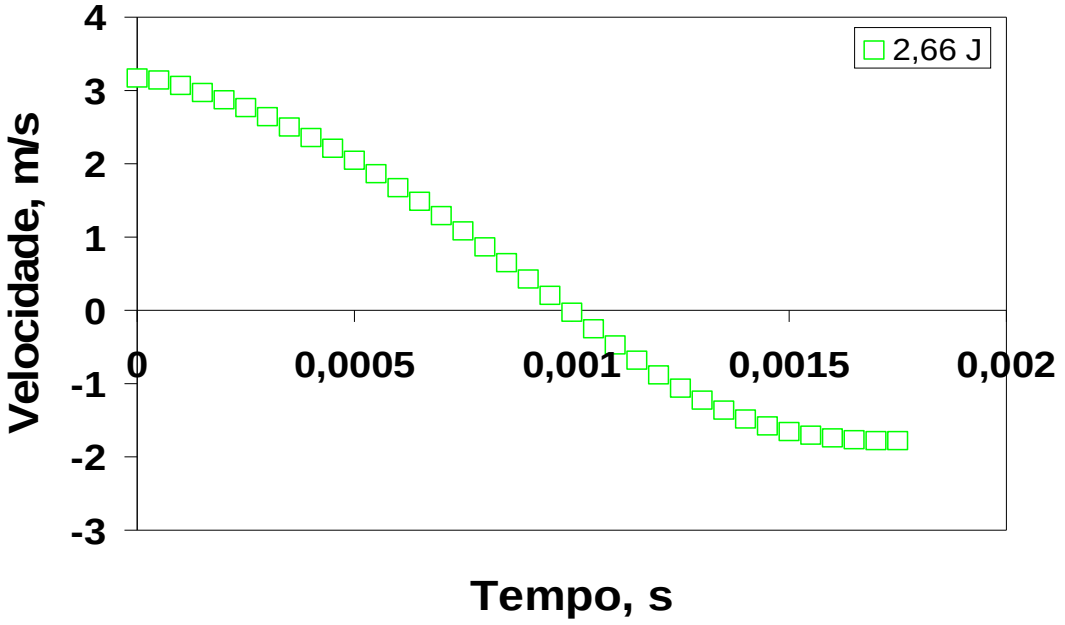
Figura F.1 – Diagramas de energias absorvida pelo espécime e restaurada ao meio, em função do tempo, obtidos por intermédio do Método CC para energias de impacto de: (a) 1,90 J, (b) 2,66 J, (c) 4,10 J, (d) 5,00 J, e (e) 6,00 J.

APÊNDICE G – MÉTODO CC (Curvas *v-t*)

Na Figura G.1 são providos os diagramas de velocidade durante o impacto em função do tempo de contato projétil/alvo, obtidos através do Método da Célula de Carga para as diversas energias de impacto do LMF Glare-5®.

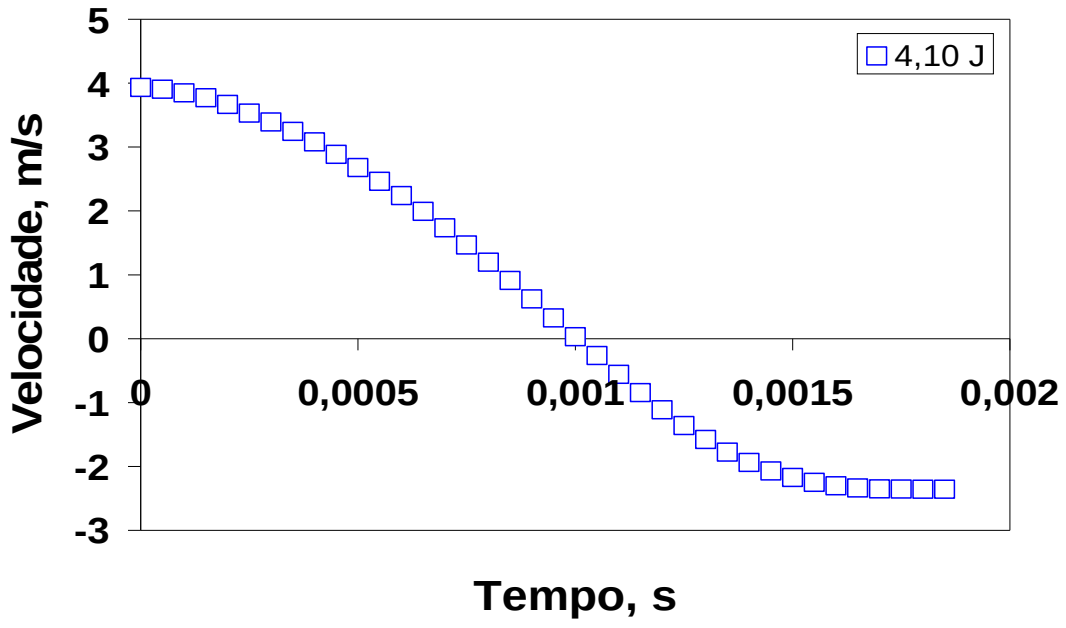


(a)

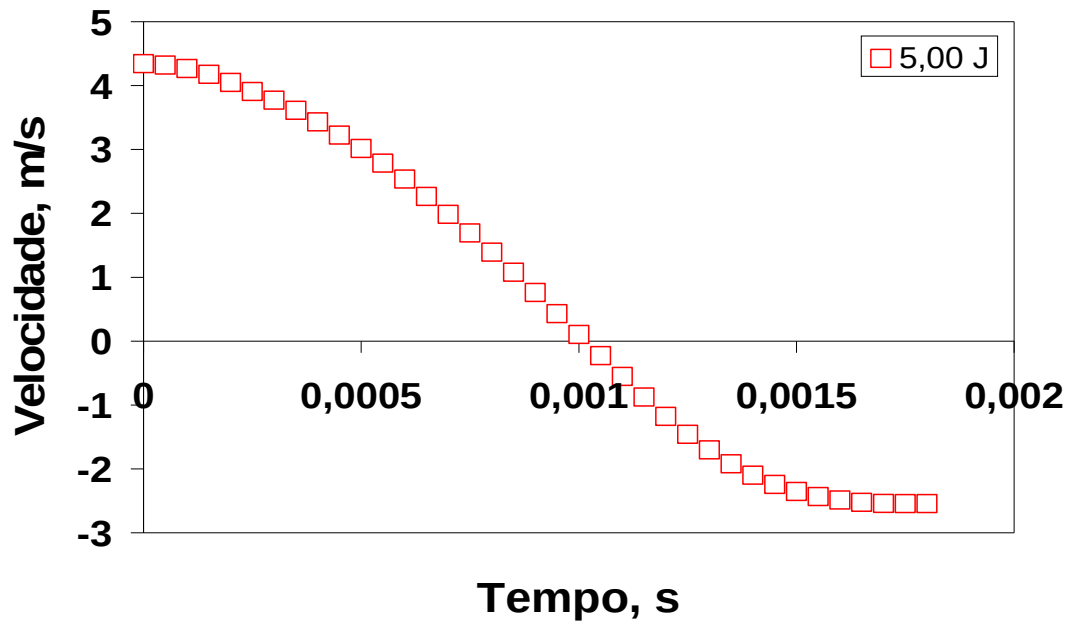


(b)

Chamada na próxima página.

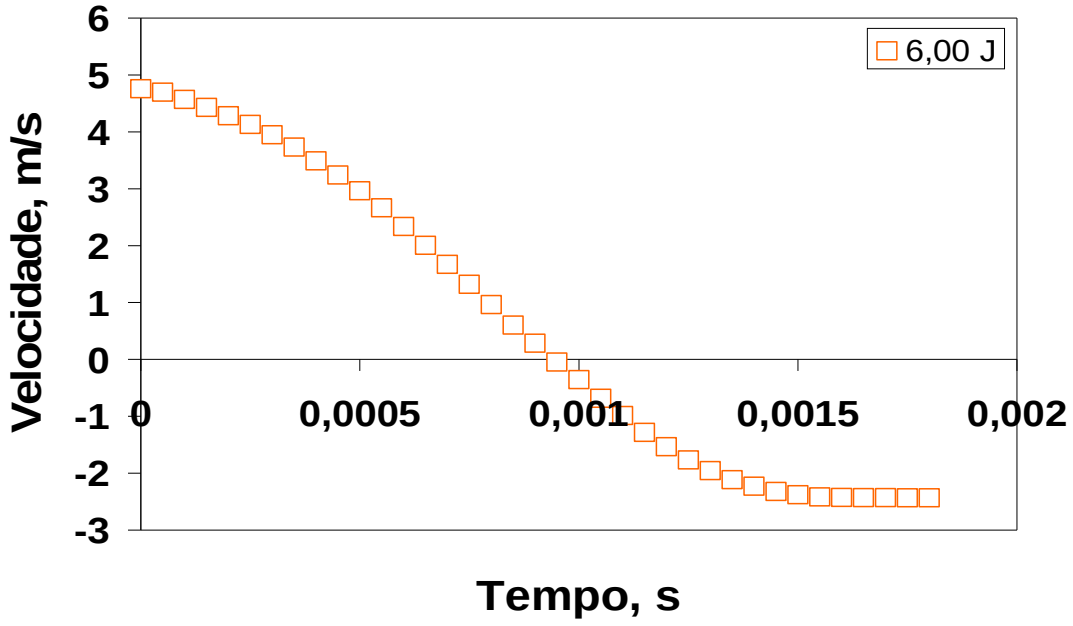


(c)



(d)

Chamada na próxima página.



(e)

Figura G.1 – Diagramas de velocidade em função do tempo obtidos por intermédio do Método CC para as energias de impacto de: (a) 1,90 J, (b) 2,66 J, 4,10 J, (d) 5,00 J, e (e) 6,00 J.

APÊNDICE H – Método MR (Solução para a Energia de Impacto de 1,90J)

A partir dos dados de velocidade vs. tempo de impacto registrados em experimentos LD (e.g., Tabela B.1), obtiveram-se médias aritméticas das velocidades antes e após o evento de impacto. Destes valores médios, calcularam-se as respectivas energias médias, e, finalmente, a diferença entre energias pela Eq.6, tal como segue.

- Conhecida a massa do impactador, $m = 0{,}530\ kg$ e sua velocidade no limiar da ocorrência do impacto, $v_i = 2{,}60\ m/s$, determina-se $E_i = 1{,}79\ J$.

- Imediatamente após o impacto, a velocidade adquirida pelo projétil é $v_r = 1{,}29\ m/s$, donde resulta $E_r = 0{,}44\ J$.

A energia absorvida durante o evento do impacto é, portanto, dada por:

$1{,}79J - 0{,}44\ J$, ou seja:

E_a = 1,34 Joules.