

UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE
CENTRO DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA
PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

**Comportamento de compósitos
poliméricos de fibra de vidro sob ensaios
de impacto balístico, quase-estático
punch shear e compressão após impacto**

Autor: Agnys Jony Gomes Fernandes

Orientador: Wanderley Ferreira de Amorim Júnior

Campina Grande, Dezembro de 2013.

UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE
CENTRO DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA
PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

**Comportamento de compósitos
poliméricos de fibra de vidro sob ensaios
de impacto balístico, quase-estático
punch shear e compressão após impacto**

Autor: Agnys Jony Gomes Fernandes
Orientador: Wanderley Ferreira de Amorim Júnior

Curso: Engenharia Mecânica
Área de Concentração: Análise e Projeto de Sistemas Termomecânicos

Dissertação de Mestrado apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, como requisito para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Campina Grande, Dezembro de 2013.
Paraíba – Brasil

F363c Fernandes, Agnys Jony Gomes.
Comportamento de compósitos poliméricos de fibra de vidro sob ensaios de impacto balístico, quase-estático punch shear e compressão após impacto / Agnys Jony Gomes Fernandes. - Campina Grande, 2013.
160 f.

Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Campina Grande, Centro de Ciências e Tecnologia, 2013.
"Orientação : Prof. Dr. Wanderley Ferreira de Amorim Júnior".
Referências.

1. Impacto Balístico - Fibra de Vidro. 2. Compósitos Poliméricos - Fibra de Vidro. 3. Compressão. 4. Dissertação - Engenharia Mecânica. I. Amorim Júnior, Wanderley Ferreira de. II. Universidade Federal de Campina Grande - Campina Grande (PB). III. Título

CDU 623.562.3(043)

UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE
CENTRO DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA
PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO

**Comportamento de compósitos
poliméricos de fibra de vidro sob ensaios
de impacto balístico, quase-estático
punch shear e compressão após impacto**

Dissertação aprovada em Dezembro de 2013.

Prof. Dr. Wanderley Ferreira de Amorim Júnior – Orientador

Prof. Dr. Marco Antonio dos Santos – Examinador Interno

Prof. Dr. Raimundo Carlos Silverio Freire Júnior – Examinador Externo

Campina Grande, Dezembro de 2013.
Paraíba – Brasil

DEDICATÓRIA

Agradeço, incondicionalmente, à Deus, à meus pais, minha irmã, minha esposa e meu filho. Todos eles me deram suporte para que eu ganhasse mais conhecimento.

In memoriam, à minha Tia Marinete, que sempre me incentivou, com palavras e financeiramente, para eu alcançar meus objetivos na vida.

AGRADECIMENTOS

A Unidade Acadêmica de Engenharia Mecânica, pela disponibilidade dos materiais necessários para serem realizados todo o trabalho.

Ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, por ter me dado a oportunidade de estudar neste curso, apoiando estruturalmente e financeiramente, a fim de obter o título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Aos laboratórios que ficaram disponíveis para eu exercer minhas atividades de pesquisador, em especial, ao LaMMEA e a Oficina Mecânica do Departamento de Engenharia Mecânica.

Ao Professor Dr. Wanderley Ferreira de Amorim Júnior, por ter me dado a oportunidade de alcançar esse objetivo profissional, pela orientação, pelo apoio científico, pelo apoio psicológico, me incentivando e dando suporte nos momentos difíceis.

A todos os professores que eu tive neste Programa, me mostrando como é, cientificamente, o caminho para se tornar Mestre.

A todos meus colegas de TCC, Walter Belarmino, Gleryston Thiago e Isac Guedes, que sem dúvidas foram essenciais para eu terminar esta pesquisa.

A Empresa EquiFiber Equipamentos de Fibra LTDA., por ter fabricado as placas compósitas usadas nos ensaios.

A todos os meus amigos e colegas que conheci durante esses dois anos de pesquisa, com os quais tive grandes aprendizados e que me ajudaram quando tive necessidade.

A todos os amigos que conheci extra curso, que foram de essencial valia para eu me estabelecer na cidade de Campina Grande e que me deram momentos de lazer.

Nunca desistir. Sempre persistir.

Anônimo

SUMÁRIO

1 Introdução	1
1.1 Objetivo	2
1.2 Objetivos específicos	2
2 Revisão da Literatura	3
2.1 Materiais compósitos	3
2.2 Blindagens balísticas	6
2.3 Comportamento de laminados poliméricos sob carregamento de impacto	15
2.4 Onda de tensão em um material	17
2.5 Ensaio quase-estático Punch Shear	20
2.6 Ensaio de Compressão Após Impacto (CAI Test)	29
3 Metodologia Experimental	36
3.1 Materiais	36
3.2 Métodos	37
3.2.1 Processamento dos materiais compósitos	39
3.2.1.1 Metodologia de corte das placas compósitas	40
3.2.2 Caracterização dos materiais compósitos	41
3.2.2.1 Cálculo da massa dos compósitos	41
3.2.2.2 Cálculo do volume de fibras dos compósitos	42
3.2.2.3 Cálculo das dimensões dos compósitos	44
3.2.3 Desenvolvimento de acessórios	45
3.2.3.1 Suporte para Ensaio de impacto Balístico	45
3.2.3.2 Fabricação de aparato para Ensaio quase-estático Punch Shear	47
3.2.3.3 Metodologia e fabricação da garra para Ensaio de Compressão	48
Após Impacto	48
3.2.4 Metodologias para os Ensaios Realizados nesse Projeto de Pesquisa	54
3.2.4.1 Metodologia para Ensaio de impacto Balístico	54

3.2.4.2 Metodologia para Ensaio quase-estático Punch Shear	57
3.2.4.3 Metodologia para Ensaio de Compressão Após Impacto	58
3.2.4.4 Metodologia para análise do dano por delaminação nas placas compósitas	60
3.2.4.5 Metodologia para cálculo dos parâmetros de Feret no Ensaio quase-estático Punch Shear	62
3.2.4.6 Comportamento sob carregamento das placas compósitas ensaiadas por quase-estático Punch Shear	62
3.2.4.7 Definição de um compósito fino e um compósito espesso para o Ensaio quase-estático Punch Shear	63
4 Resultados e Discussões	65
4.1 Resultados dos Ensaios Balísticos	65
4.2 Análise do impacto balístico nos compósitos poliméricos	70
4.2.1 Eficiência balística dos laminados poliméricos fabricados	84
4.3 Resultados do Ensaio Punch Shear	88
4.3.1 Análise da fratura interna dos compósitos no Ensaio quase-estático Punch Shear	89
4.3.2 Formas de dano nas placas ensaiadas por quase-estático Punch Shear	93
4.3.3 Análise do diâmetro do furo das placas compósitas no Ensaio quase-estático Punch Shear	98
4.3.4 Determinação dos parâmetros de Feret nas placas compósitas ensaiadas por quase-estático Punch Shear	100
4.3.5 Comportamento carga x deslocamento dos compósitos no Ensaio quase-estático Punch Shear	101
4.3.6 Comportamento da Energia Absorvida e do Pico máximo de carga pelo número de camadas e espessura no Ensaio quase-estático Punch Shear	105
4.3.7 Definição de um compósito fino e um compósito espesso para o Ensaio quase-estático Punch Shear	111
4.4 Correlação da absorção de energia, área delaminada e fratura transversal entre os Ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico	113
4.5 Resultados do Ensaio de Compressão Após Impacto	120
4.5.1 Resultados do Ensaio de Compressão Após Impacto para o corpo de prova sem dano	120
4.5.2 Resultados do Ensaio de Compressão Após Impacto para o corpo de prova com dano	123

5 Conclusões e Sugestões	129
5.1 Conclusões	129
5.2 Sugestões para trabalhos futuros	131
Referências Bibliográficas	132
Anexos	139
Anexo A	140
Anexo B	143
Anexo C	146
Anexo D	156

RESUMO

FERNANDES, Agnys Jony Gomes. Comportamento de compósitos poliméricos de fibra de vidro sob ensaios de impacto balístico, quase-estático punch shear e compressão após impacto. Campina Grande: Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Campina Grande, 2013. 160 p. Dissertação (Mestrado).

Nas últimas décadas houve um crescente aumento do uso de materiais compósitos, por serem mais leves e resistentes que materiais monolíticos, para utilização em blindagens balísticas, estruturas aeronáuticas e aeroespaciais, indústria automobilística e naval. Com isso, foram desenvolvidas técnicas para prever suas propriedades mecânicas, mecanismos de dano e resistência associada ao impacto e penetração nessas estruturas. O presente trabalho estuda três diferentes métodos para obter o comportamento de um compósito de fibra de vidro-E/poliéster, na forma de tecido e de manta. Nos ensaios balísticos foram realizados testes em compósitos de 1, 5, 10, 15 e 20 camadas de tecido e manta de fibra de vidro para encontrar qual a melhor configuração e eficiência balística desses compósitos. No ensaio quase-estático Punch Shear, foi possível fabricar um aparato de testes para este tipo de ensaio, com base na literatura, e foi possível obter as formas de dano e resistência à penetração de compósitos de 5, 8, 10, 12, 14, 15 e 20 camadas de tecido e de manta. No ensaio de compressão após impacto, foi possível fabricar uma garra para teste com base na literatura, onde foi seguida uma metodologia de projeto e por fim, foi ensaiado um compósito de manta de 5 camadas, com e sem dano, para ser avaliado a resistência a compressão desse material. Podemos concluir que o compósito de melhor desempenho nos ensaios balísticos foi o de 10 camadas de tecido, possuindo a menor espessura, menor densidade superficial e maior energia absorvida específica. No ensaio quase-estático Punch Shear foi possível analisar a fratura interna dos compósitos, descrever as formas de dano presentes, obteve-se os diâmetros dos furos ocasionados pelo punção, a isotropia do dano foi analisada pelos Parâmetros de Feret, a Energia Absorvida e o Pico máximo de carga foram avaliadas, o comportamento carga x deslocamento foi observado e a definição de um compósito fino e espesso foi apresentada. Foi realizada uma correlação da absorção de energia, área delaminada e fratura transversal entre os ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico, onde pode-se perceber algumas diferenças entre os ensaios. No ensaio de compressão após impacto pode ser visto que o compósito sem dano teve uma resistência mais elevada em relação ao compósito com dano e que esta diferença foi de 42,59%.

Palavras Chave:

Compósitos Poliméricos, Comportamento, Impacto Balístico, quase-estático
Punch Shear, Compressão Após Impacto.

ABSTRACT

FERNANDES, Agnys Jony Gomes. Fiberglass polymer composites behavior under ballistic impact, quasi-static punch shear and compression after impact tests. Campina Grande: Post Graduate in Mechanical Engineering, Campina Grande Federal University, 2013. 160 p. Thesis (Degree of Master).

In the last decades there was an increasing gain of the use of composite materials, for being lighter e stronger than monolithic materials, for using in ballistic armors, aeronautic and aerospace structures, automotive and naval industries. Thus, techniques have been developed to predict its mechanical properties, damage mechanisms and strength associated to the impact and penetration in this structures. The present work studies three different methods to obtain the behavior of a E-fiberglass/polyester composite, in the woven fabric and blanket form. In the ballistic experiments were performed tests on composite of 1, 5, 10, 15 and 20 layers of woven fabric and blanket fiberglass to find what the best configuration and ballistic efficiency of this composites. In quasi-static Punch Shear test, were possible to manufacture a test fixture to this kind of experiment, based in the literature, and it was possible to obtain the damage forms and penetration resistance of composites 5, 8, 10,12, 14, 15 and 20 layers of woven fabric and blanket. In Compression After Impact test, it was possible to manufacture a fixture based in the literature, where it was followed a design methodology and finally, it was tested a blanket 5 layers composite, with and without damage, for being evaluated compression strength this material. We can to conclude that composite with best performance in the Ballistic tests was the woven fabric 10 layers, being thinner, lower areal density and higher specific absorbed energy. In quasi-static Punch Shear test it was possible to analyze the internal fracture of composites, to describe the damage patterns presented, were obtained the hole diameters caused by puncture, the damage isotropy was analyzed by the Feret Parameters, the Energy Absorbed and Maximum load peak were evaluated, load x displacement behavior was observed and the definition of a thin and thick composite was presented. It was realized the correlation of absorbed energy, delaminated area and transversal fracture between quasi-static Punch Shear and Ballistic tests, where can be realize some differences among the tests. In Compression After Impact test can be seen the composite without damage had been a resistance higher than composite with damage and this difference it was 42,59%.

Key words:

Polimeric Composites, Behavior, Ballistic Impact, quasi-static Punch Shear, Compression After Impact.

LISTA DE FIGURAS

- Figura 2.1 – Detalhes da composição em material do avião Boeing 787 Dreamliner. Fonte: DefesaNet. 5
- Figura 2.2 – Kit de Blindagem da DuPont chamado de Dupont Armura®, mostrando a alocação dos painéis balísticos. Fonte: DuPont Brasil. 9
- Figura 2.3 – Blindagem disposta em camadas de cerâmica, aramida e camada intermediária de polímero. Fonte: Medvedovski (2010). 10
- Figura 2.4 – Esquema para o modelo proposto de projeto de blindagem. Fonte: Gálvez e Paradela (2009). 13
- Figura 2.5 – Placas de fibra de vidro após terem sido impactadas por projéteis de 4,76 mm: (a) placa fina de 4,5 mm de espessura e (b) placa espessa de 20 mm de espessura. Fonte: Gellert et al. (2000). 16
- Figura 2.6 – Definição da geometria do dano por impacto balístico para uma (a) placa fina e (b) placa espessa. Fonte: Gillert et al. (2000). 16
- Figura 2.7 – Vista lateral de uma blindagem leve para veículo de batalha. Fonte: Mines (2004). 18
- Figura 2.8 – Idealização de uma onda de tensão unidimensional na blindagem dada na Figura 2.7. Fonte: Mines (2004). 19
- Figura 2.9 – Diferentes fases de penetração balística de compósitos de seção espessa. Fonte: Gama e Gillespie (2008). 21
- Figura 2.10 – Curvas típicas para o laminado de grafite-epóxi de 48 camadas. Fonte: Sun e Potti (1995). 22
- Figura 2.11 – Desenho esquemático do teste quase-estático. Fonte: Jenq et al. (1994). 23
- Figura 2.12 – Padrão básico das curvas de ensaio quase-estático Punch Shear. Fonte: Jenq et al. (1994). 24

- Figura 2.13 – Esquema do aparato de teste do ensaio quase-estático Punch Shear, onde H_c é a espessura do corpo de prova. Fonte: Gama e Gillespie (2008). 25
- Figura 2.14 – Comportamento carga-deslocamento do compósito fibra de vidro-S-2/SC15 sob carregamento quase-estático Punch Shear, $H_c = 13.2$ mm. Fonte: Gama e Gillespie (2008). 26
- Figura 2.15 – Comparação dos modos de dano QS-PST para o compósito vidro-S-2/SC15, $H_c = 13.2$ mm. Fonte: Gama e Gillespie (2008). 28
- Figura 2.16 – (a) Máquina de impacto, (b) Garra CAI baseada na norma ASTM D7137. Fonte: Ghelli e Minak (2011). 30
- Figura 2.17 – Curva carga-deslocamento de um compósito impactado e depois submetido a compressão. Fonte: Ghelli e Minak (2011). 31
- Figura 2.18 – (a) (Esquerda) gráfico da resistência residual pós impacto em várias velocidades. (b) (Direita) representa a resistência residual dos laminados perfurados por broca. Fonte: Kerr-Anderson et al. (s/d). 32
- Figura 2.19 – Comparação dos compósitos Balísticos vs Brocados na Resistência CAI. Fonte: Kerr-Anderson et al. (s/d). 32
- Figura 2.20 – Aparelhos de teste CAI desenvolvidos. Fonte: Sanchez-Saez et al. (2005). 33
- Figura 2.21 – Modos de falha em testes CAI usando aparelhos similares àqueles propostos pela NASA e Boeing. (a) Falha por compressão cisalhante; (b) Falha por esmagamento. Fonte: Sanchez-Saez et al. (2005). 34
- Figura 2.22 – Falha por compressão cisalhante nos testes CAI usando um aparelho baseado àqueles propostos por Sjoblom Hwang (1989) e Nettles Hodge (1991). Fonte: Sanchez-Saez et al. (2005). 35
- Figura 2.23 – Nova configuração CAI desenvolvida no estudo. Fonte: Sanchez-Saez et al. (2005). 35
- Figura 3.1 – Tecido de fibra de vidro tipo E. Fonte: <http://www.redelease.com.br/lojavirtual/tecido-de-fibra-de-vidro-110-m-linear-5x0-65-m.html>. 37
- Figura 3.2 – Fluxograma das atividades desenvolvidas neste estudo. 38
- Figura 3.3 – Placa de compósito com manta de fibra de vidro como reforço. A figura mostra o local do dano. 40
- Figura 3.4 – Fabricação dos corpos de prova, com e sem dano, para realização do Ensaio de Compressão Após Impacto. 41

Figura 3.5 – Alguns modelos analisados de suporte de fixação das placas para ensaio Balístico, (a) e (b).	45
Figura 3.6 – Estrutura de suporte desenvolvida para os ensaios balísticos: (a) vista diagonal e (b) vista lateral.	46
Figura 3.7 – Representação esquemática do aparato para ensaio quase-estático Punch Shear. Fonte: Xiao et al. (2005).	47
Figura 3.8 – Aparato de testes para ensaio quase-estático Punch Shear.	48
Figura 3.9 – Fluxograma da metodologia de projeto da garra de ensaio de Compressão Após Impacto adotada no trabalho.	49
Figura 3.10 – Garras para ensaio de Compressão Após Impacto estudadas. Garras da a) Boeing, b) Instron, c) Airbus, d) ASTM e e) Univ. Bologna.	50
Figura 3.11 – Garra com o conjunto montado mostrando a disposição de cada componente.	51
Figura 3.12 – Simulação do dispositivo de fixação superior em (a) tensão e (b) deslocamento.	52
Figura 3.13 – Simulação do dispositivo de fixação inferior em (a) tensão e (b) deslocamento.	53
Figura 3.14 – Garra para ensaio de Compressão Após Impacto com detalhes de cada peça da garra.	54
Figura 3.15 – Munição CBC 9 mm Luger utilizado no Ensaio Balístico.	56
Figura 3.16 – Esquema de fixação do alvo na estrutura.	57
Figura 3.17 – Aparato para ensaio quase-estático Punch Shear fixado na máquina Instron.	58
Figura 3.18 – Corpos de prova, com e sem dano, para realização do ensaio de Compressão Após Impacto.	59
Figura 3.19 – Dimensões do corpo de prova.	59
Figura 3.20 – Verificação da área delaminada na placa T10 no software Paint.	61
Figura 3.21 – Cálculo da área delaminada da placa T10 utilizando o software Autodesk Inventor 2011 (versão estudante).	61
Figura 3.22 – Tamanho e orientação dos parâmetros de Feret medidos para caracterizar as regiões de dano.	62

Figura 3.23 – Fases de dano por ensaio quase-estático Punch Shear, diagrama carga x deslocamento.	63
Figura 3.24 – Curvas carga x deslocamento com a definição do comportamento em ‘joelho’. Fonte: Xiao et al. (2005).	64
Figura 4.1 – Dano na parte traseira da placa M15.	66
Figura 4.2 – Dano na parte traseira da placa M20.	67
Figura 4.3 – Dano na parte traseira da placa T10.	68
Figura 4.4 – Dano na parte traseira da placa T15.	69
Figura 4.5 – Dano na parte traseira da placa T20.	70
Figura 4.6 – Placa de 1 camada de manta de fibra de vidro (M1).	71
Figura 4.7 – Placa de 5 camadas de manta de fibra de vidro (M5).	71
Figura 4.8 – Placa de 10 camadas de manta de fibra de vidro (M10).	72
Figura 4.9 – Placa de 15 camadas de manta de fibra de vidro (M15).	72
Figura 4.10 – Placa de 20 camadas de manta de fibra de vidro (M20).	73
Figura 4.11 – Medição do diâmetro do furo.	73
Figura 4.12 – Placa de 1 camada de tecido de fibra de vidro (T1).	75
Figura 4.13 – Placa de 5 camadas de tecido de fibra de vidro (T5).	76
Figura 4.14 – Placa de 10 camadas de tecido de fibra de vidro (T10).	76
Figura 4.15 – Placa de 15 camadas de tecido de fibra de vidro (T15).	77
Figura 4.16 – Placa de 20 camadas de tecido de fibra de vidro (T20).	77
Figura 4.17 – Gráfico da variação da área delaminada frontal com o número de camadas.	80
Figura 4.18 – Gráfico da variação da área delaminada traseira com o número de camadas.	81
Figura 4.19 – Área delaminada na placa M15.	82
Figura 4.20 – Gráfico da variação da área delaminada frontal com espessura das placas.	82
Figura 4.21 – Gráfico da variação da área delaminada traseira com espessura das placas.	83

Figura 4.22 – Variação de espessura das placas compósitas não perfuradas (NP) e uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).	85
Figura 4.23 – Gráfico das densidades superficiais das placas.	86
Figura 4.24 – Energia Absorvida Específica (EAE) das placas compósitas não perfuradas (NP) e uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).	88
Figura 4.25 – Tipos de dano interno provocados no ensaio quase-estático Punch Shear. Placa TP14.	89
Figura 4.26 – Diferentes fases do evento de impacto balístico em compósitos. Fonte: Gama e Gillespie (2008).	90
Figura 4.27 – Corte transversal dos compósitos de tecido ensaiados por quase-estático Punch Shear. Placa a) TP5, b) TP8, c) TP10, d) TP12, e) TP14, f) TP15 e f) TP20.	91
Figura 4.28 – Corte transversal das placas de manta usadas no ensaio quase-estático Punch Shear. Placa a) MP8, b) MP10, c) MP12, d) MP14, e) MP15 e f) MP20.	92
Figura 4.29 – Tipos de dano interno provocados no ensaio quase-estático Punch Shear. Placa MP10.	93
Figura 4.30 – Formas de dano obtidos experimentalmente. Ensaio Balístico. Fonte: Pandya et al., (2013).	93
Figura 4.31 – Formas de danos obtidos experimentalmente no ensaio quase-estático Punch Shear (superfície frontal): a) MP8, b) MP10, c) MP12, d) MP14, e) MP15 e f) MP20.	94
Figura 4.32 – Formas de danos obtidos experimentalmente no ensaio quase-estático Punch Shear (superfície traseira): a) MP8, b) MP10, c) MP12, d) MP14, e) MP15 e f) MP20.	95
Figura 4.33 – Formas de danos obtidos experimentalmente no ensaio quase-estático Punch Shear (superfície frontal): a) TP8, b) TP10, c) TP12, d) TP14, e) TP15 e f) TP20.	96
Figura 4.34 – Formas de danos obtidos experimentalmente no ensaio quase-estático Punch Shear (superfície traseira): a) TP8, b) TP10, c) TP12, d) TP14, e) TP15 e f) TP20.	97
Figura 4.35 – Medição do diâmetro do furo nas placas ensaiadas pelo teste quase-estático Punch Shear.	98
Figura 4.36 – Penetração do projétil e deflexão da placa na forma cônica. Fonte: Gama e Gillespie Jr., (2008).	100

Figura 4.37 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito MP8 usado no ensaio quase-estático Punch Shear.	102
Figura 4.38 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito TP8 usado no ensaio quase-estático Punch Shear.	103
Figura 4.39 – Comportamento carga x deslocamento para os compósitos de manta usados no ensaio quase-estático Punch Shear.	104
Figura 4.40 – Comportamento carga x deslocamento para os compósitos de tecido usados no ensaio quase-estático Punch Shear.	105
Figura 4.41 – Diagrama E1 x Número de camadas e E1 x Espessura dos compósitos de manta obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.	107
Figura 4.42 – Diagrama E2 x Número de camadas e E2 x Espessura dos compósitos de manta obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.	108
Figura 4.43 – Diagrama ET x Número de camadas e ET x Espessura dos compósitos de manta obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.	108
Figura 4.44 – Diagrama Pico de carga x Número de camadas e Pico de carga x Espessura dos compósitos de manta obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.	108
Figura 4.45 – Diagrama E1 x Número de camadas e E1 x Espessura dos compósitos de tecido obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.	110
Figura 4.46 – Diagrama E2 x Número de camadas e E2 x Espessura dos compósitos de tecido obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.	110
Figura 4.47 – Diagrama ET x Número de camadas e ET x Espessura dos compósitos de tecido obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.	110
Figura 4.48 – Diagrama Pico de carga x Número de camadas e Pico de carga x Espessura dos compósitos de tecido obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.	111
Figura 4.49 – Gráfico da a) área delaminada de entrada e b) área delaminada de saída, dos compósitos de manta usados nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico.	116
Figura 4.50 – Gráfico da a) área delaminada de entrada e b) área delaminada de saída, dos compósitos de tecido usados nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico.	117
Figura 4.51 – Seção transversal dos compósitos de manta usados nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico. Placa a) MP10 e M10, b) MP15 e M15, e c) MP20 e M20.	118

Figura 4.52 – Seção transversal dos compósitos de tecido usados nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico. Placa a) TP5 e T5, b) TP10 e T10, c) TP15 e T15, e d) TP20 e T20.	119
Figura 4.53 – Gráfico força x deslocamento para o compósito sem dano.	120
Figura 4.54 – Gráfico força x tempo para o compósito sem dano.	121
Figura 4.55 – Gráfico tensão x deslocamento do compósito sem dano.	122
Figura 4.56 – Corpo de prova sem o dano, após ensaio de Compressão Após Impacto. Parte a) frontal e b) traseira.	123
Figura 4.57 – Progressividade do defeito na região do dano.	124
Figura 4.58 – Gráfico força x deslocamento para o compósito com dano.	125
Figura 4.59 – Gráfico força x tempo para o compósito com o dano.	126
Figura 4.60 – Gráfico tensão x deslocamento para o compósito com dano.	127
Figura 4.61 – Corpo de prova com o dano, após ensaio de Compressão Após Impacto. Parte a) frontal e b) lateral.	128

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1 – Codificação das placas utilizadas nesse estudo.	39
Tabela 3.2 – Medida da massa dos corpos de prova para ensaios Balístico e quase-estático Punch Shear.	42
Tabela 3.3 – Medida da densidade e do volume de fibra nas placas para ensaios Balístico e quase-estático Punch Shear.	43
Tabela 3.4 – Média das medidas das placas dos ensaios Balístico e quase-estático Punch Shear.	44
Tabela 3.5 – Munições de armas curtas da CBC.	55
Tabela 3.6 – Parâmetros geométricos adimensionais do ensaio quase-estático Punch Shear.	64
Tabela 4.1 – Resultados dos Ensaio de Impacto Balístico.	65
Tabela 4.2 – Medida dos furos de entrada e saída das placas compósitas de manta de fibra de vidro.	74
Tabela 4.3 – Áreas delaminadas das placas poliméricas de manta de fibra de vidro.	75
Tabela 4.4 – Medidas dos furos de entrada e saída das placas compósitas de tecido de fibra de vidro.	78
Tabela 4.5 – Áreas delaminadas das placas poliméricas de tecido de fibra de vidro.	79
Tabela 4.6 – Valores de espessura das placas não perfuradas (NP) uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).	84
Tabela 4.7 – Valores de Densidade Superficial das placas não perfuradas (NP) e uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).	86

Tabela 4.8 – Valores de Energia Específica Absorvida (EAE) dos compósitos não perfurados (NP) e uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).	87
Tabela 4.9 – Espessura da Fase de cisalhamento por compressão e espessura total dos compósitos de tecido no ensaio quase-estático Punch Shear.	91
Tabela 4.10 - Medidas dos furos de entrada das placas compósitas ensaiadas pelo teste quase-estático Punch Shear.	99
Tabela 4.11 – Diâmetros de Feret e Razão de Feret para os compósitos ensaiados pelo teste quase-estático Punch Shear (entrada e saída).	101
Tabela 4.12 – Energia Absorvida e Pico máximo de carga pelas placas ensaiadas por quase-estático Punch Shear.	106
Tabela 4.13 – Cálculo dos parâmetros adimensionais no ensaio quase-estático Punch Shear.	112
Tabela 4.14 – Parâmetros de teste comparativos entre os ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico.	113
Tabela 4.15 – Energia Absorvida Específica pelos compósitos nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico.	114

NOMENCLATURA

Letras Latinas

DS	Densidade Superficial
[Kg/m ²] EAE	Energia Absorvida Específica
[Jm ² /Kg] J	Joule
[J]	
E	Módulo de Elasticidade
[MPa]	
<i>a</i>	Coefficiente angular
Fmax	Carga máxima que o corpo de prova resiste
[N]	
A	Área da superfície sujeita a carga de compressão
[m ²]	

Letras Gregas

σ_{rup}	Tensão de ruptura
[MPa]	

Abreviações

P	Perfurado
NP	Não Perfurado
CBC	Companhia Brasileira de Cartuchos
FMJ	Full Metal Jacket
ETOG	Encamisado Total Ogiva
NIJ	National Institute of Justice
ASTM	American Society for Testing and Materials
QS-PST	Quasi-static Punch Shear Test
CAI	Compression After Impact
SPR	Razão do Suporte e o Diâmetro do Punção
PTR	Razão do Diâmetro do Punção e a Espessura do Compósito

STR Razão do Diâmetro do Suporte e a Espessura do Compósito
PSTR Razão do Diâmetro do Punção e do Suporte pela Espessura Compósito
Siglas

T1	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (1 camada)
T5	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (5 camadas)
T10	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (10 camadas)
T15	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (15 camadas)
T20	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (20 camadas)
M1	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (1 camada)
M5	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (5 camadas)
M10	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (10 camadas)
M15	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (15 camadas)
M20	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (20 camadas)
TP5	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (5 camadas)
TP8	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (8 camadas)
TP10	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (10 camadas)
TP12	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (12 camadas)
TP14	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (14 camadas)
TP15	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (15 camadas)
TP20	Placas compósitas de tecido de fibra de vidro (20 camadas)
MP8	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (8 camadas)
MP10	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (10 camadas)
MP12	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (12 camadas)
MP14	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (14 camadas)
MP15	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (15 camadas)
MP20	Placas compósitas de manta de fibra de vidro (20 camadas)

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

Tradicionalmente, materiais para blindagem são monolíticos, geralmente de aço de alta dureza. No entanto, a demanda por blindagens leves, para carros de combate, como também para uso pessoal, tem levado a investigação de materiais alternativos. Nas últimas décadas, materiais não metálicos como, cerâmicas e compósitos, têm sido cada vez mais incorporados em blindagens mais leves e eficientes.

Nos dias atuais, o desenvolvimento por estruturas compósitas cada vez mais leves e resistentes que é um requerimento constante nas indústrias de blindagens. A relação peso/custo também é um parâmetro importante. Devem-se confeccionar blindagens leves, com boa característica de suportar impacto e que sejam, do ponto de vista de manufatura, viáveis. A fibra de vidro é uma boa solução para os requerimentos acima citados. Alia sua boa característica de resistência mecânica, com baixo custo e peso. Dessa forma, podemos juntar as boas características mecânicas de dois materiais para formar um só material, melhorando as condições do produto final desejado.

Tem sido proposto na literatura que os mecanismos de dano em um evento de impacto a alta velocidade são os mesmos daqueles em um ensaio quase-estático Punch Shear (Xiao et al., 2005). Assim, esse é bom motivo para realizar testes quase-estáticos Punch Shear, com o intuito de prever os tipos de falha do material e a energia absorvida pelos compósitos e correlacionar com testes balísticos.

1.1 Objetivo

O objetivo deste trabalho é estudar o comportamento de laminados compósitos de fibra de vidro (dispostos em manta e em tecido) sob ensaio de Impacto Balístico, quase-estático Punch Shear e Compressão Após Impacto.

1.2 Objetivos específicos

Os objetivos específicos deste trabalho, são:

- determinar os mecanismos de absorção de energia e eficiência balística através dos ensaios balísticos.
- acompanhar o dano e a resistência a penetração por ensaio quase-estático Punch Shear.
- correlacionar a absorção de energia, a área delaminada e a fratura transversal entre ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico.
- obter a resistência a compressão dos compósitos por ensaio de Compressão Após Impacto.

CAPÍTULO 2

REVISÃO DA LITERATURA

2.1 Materiais compósitos

Com a possibilidade de estudar vários tipos de fibras e materiais poliméricos, suas características mecânicas, físicas, térmicas, geometria e distribuição, é possível projetar materiais compósitos que têm a combinação de várias dessas propriedades otimizadas e onde, em muitos casos, são melhores que as propriedades de ligas metálicas, cerâmicas, e etc.

Materiais compósitos são constituídos por uma mistura de dois ou mais materiais os quais se apresentam intimamente ligados de maneira a constituir-se em um material único. A associação destes materiais permite que o compósito apresente as propriedades de seus constituintes, de acordo com as suas respectivas quantidades volumétricas. Um exemplo clássico de compósitos de alta resistência à tração está na associação feita entre o poliéster insaturado e fibras sintéticas do tipo vidro ou carbono. A fabricação de materiais compósitos possui a vantagem de permitir o desenvolvimento de materiais com propriedades específicas elevadas, uma vez que é possível variar a quantidade de seus constituintes.

Vários tipos de fibras de alto desempenho estão no mercado. Para a classe de materiais de alto desempenho, as principais fibras, são: a aramida, carbono, vidro, polietileno e boro. Elas são responsáveis por dar resistência mecânica, leveza e rigidez estrutural. Podem apresentar na forma de fibras curtas (descontínuas) ou contínua. As

fibras contínuas podem apresentar na forma de tecidos unidirecionais ou bidirecionais, já as fibras curtas podem apresentar na forma aleatória ou orientada (Levy Neto, 2006).

Quando as fibras estão imersas na matriz em uma camada simples, têm-se a formação de uma lâmina. Se várias camadas são empilhadas e coladas umas as outras, têm-se a formação de um compósito polimérico laminado.

Os laminados poliméricos, obtidos a partir de fibras unidirecionais ou bidirecionais, tendem a ser mais eficientes estruturalmente em relação aos compósitos obtidos com fibras picadas e mantas contínuas. A resistência mecânica e a rigidez se apresentam de forma elevada em laminados de fibras unidirecionais na direção longitudinal. Assim, diferentes tipos de arranjos de fibras conferem aos materiais compósitos características diferentes e ao mesmo tempo únicas, em relação à outros tipos de materiais.

Quanto a fração volumétrica das fibras nos compósitos, esta é essencial para determinar a capacidade de resistir estruturalmente a determinados esforços. O volume máximo teórico que se deve atingir de fibras nos compósitos para que haja total molhabilidade das fibras na resina é de aproximadamente 70%. A partir deste valor a resistência mecânica cai substancialmente. Deseja-se que o valor de vazios em compósitos poliméricos sejam menores que 1% em volume.

Os materiais compósitos apresentam-se pelo uso em grandes áreas da indústria, devido sobretudo ao baixo custo e desempenho estrutural elevado, aliados a uma alta manufaturabilidade. Em áreas como a da indústria automobilística e da construção civil, os requisitos de baixo custo são preponderantes para seu uso. Já nas áreas biomédica, aeronáutica e aeroespacial o desempenho estrutural se apresenta com fator essencial para atingir determinados objetivos.

Os materiais compósitos são os melhores candidatos às várias aplicações na indústria. Apesar de serem materiais frágeis e apresentarem pouca deformação em aplicações de carga, eles são capazes de dissipar energia pelos seus variados modos de falha.

Carros de Fórmula 1, por exemplo, tem seus chassis feitos com materiais reforçados com fibra de carbono. Dessa forma, os pilotos podem estar seguros com relação às regras impostas pela FIA (Federação Internacional de Automobilismo) e no caso de impacto, sua integridade física não será afetada.

Na indústria aeronáutica, os aviões fabricados de alumínio encontraram o seu mais forte concorrente: no futuro, mais e mais pessoas irão viajar em aeronaves fabricadas de plástico reforçado com fibras. A Boeing inovou a apostar em um avião (o Boeing 787 Dreamliner) com seu corpo feito totalmente de compósito de fibra de carbono. Metade do avião, cerca de 50% é feito com essas fibras, o que gera uma economia 20% de combustível em relação a seus concorrentes. A Figura 2.1 indica estes detalhes.

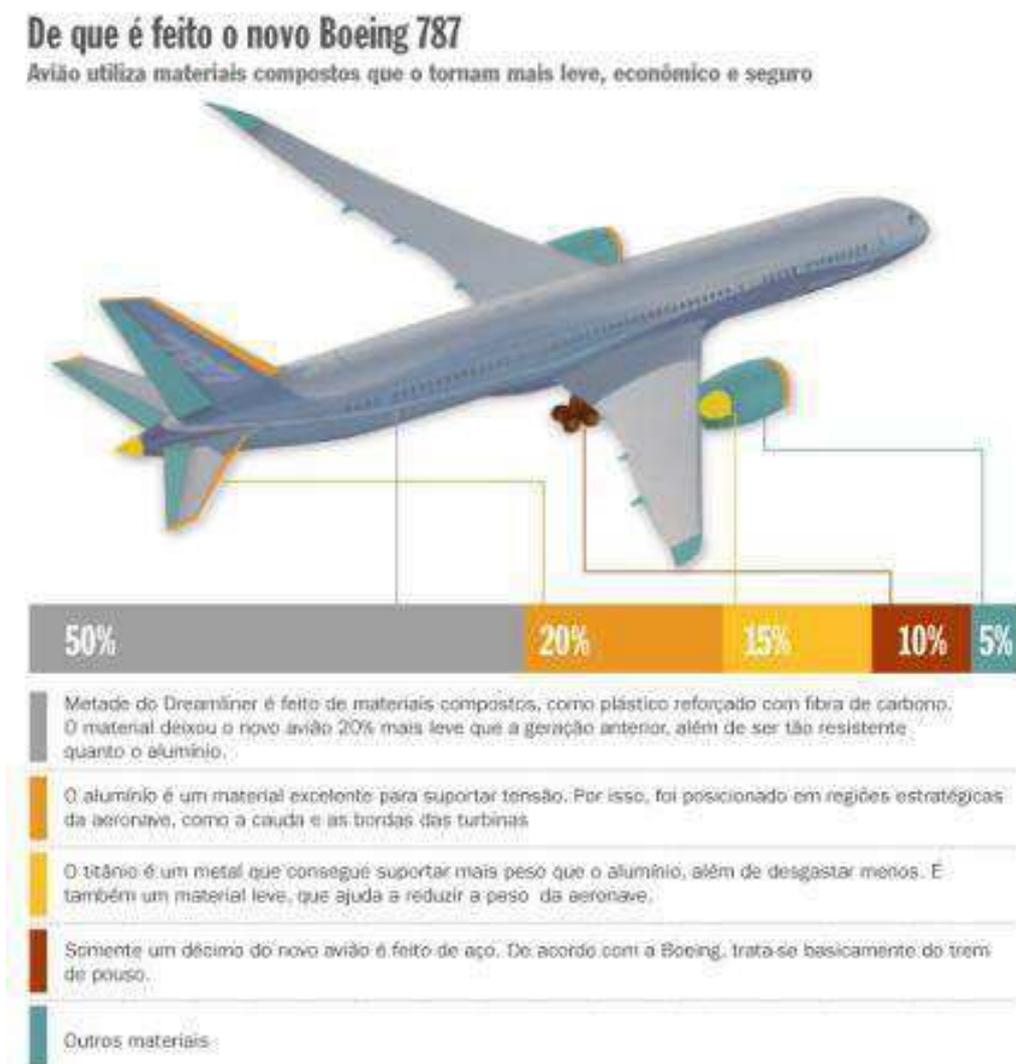


Figura 2.1 – Detalhes da composição em material do avião Boeing 787 Dreamliner. Fonte: DefesaNet.

A partir da década de 60, os materiais compósitos de alto desempenho foram introduzidos de maneira definitiva na indústria aeroespacial. Com o advento da corrida espacial novos desenvolvimentos foram feitos na área de compósitos carbono/carbono, com maior resistência à oxidação, garantindo o seu uso em gargantas de tubeiras de foguetes e cones de exaustão de aeronaves (Rezende e Botelho, 2000).

De uma forma geral, o uso de compósitos em estruturas tem permitido significativa redução no peso, melhorar a resistência à corrosão e fadiga de uma vasta gama de componentes, como: plataformas marítimas de petróleo, aeronaves de última geração, artigos esportivos, implantes ortopédicos, cascos de navios, entre outras aplicações.

2.2 Blindagens balísticas

Desde que o homem das cavernas atacou duramente seu semelhante, os combatentes sonharam em tornarem-se imunes às armas de seus oponentes. A primeira proteção que se tem notícia no campo bélico foi o escudo; peça presente desde tempo pré-histórico evoluiu e ainda continua evoluindo, caracterizando-se como um dos principais tipos de proteção que se tem nos dias atuais.

A ideia de proteger o combatente por meio de blindagens já data de muitos séculos. No segundo milênio A.C., já eram empregadas carruagens de combate no Oriente. Na Idade Média foram utilizadas fortalezas sobre rodas para o sítio de cidades.

Mas, o advento da 1ª Guerra Mundial assistiu a uma completa desfiguração quanto à proteção pessoal do combatente, e que não seria pela primeira vez, pois essa desfiguração provinha desde as Guerras Napoleônicas. Porém, viu-se o surgimento nos campos de batalha do primeiro veículo blindado de combate sobre lagartas. Esses carros de combate eram verdadeiros cofres motorizados, devido a grande quantidade de proteção carregada em sua estrutura. O desprezo quanto à proteção individual igualmente aconteceu com as tropas na 2ª Guerra Mundial, contudo os carros de combate se tornaram arma essencial nos campos de batalha, sendo alvo de estudo técnico-científico resultando em inúmeras e sérias pesquisas relacionadas aos

fenômenos que envolviam a Mecânica da Penetração e da Perfuração utilizando métodos analíticos (Amorim Jr., 2007).

Com o início da Guerra da Coréia e o desenvolvimento de novos aços, ligas metálicas e fibras poliméricas, o conceito de armadura renasceu e as blindagens dos veículos sofreram grandes otimizações.

Com o terrorismo crescendo a partir da década de 60, houve um aumento expressivo na utilização de coletes à prova de balas por autoridades civis e guarda-costas e também se viu a transferência de tecnologia de blindagem inicialmente desenvolvida para veículos militares para produtos do mercado civil como carros-forte, veículos de passeio, guaritas, coletes para agentes bancários, etc.

A ênfase na pesquisa de blindagem nos anos 60 e começo dos anos 70 foi sobre materiais leves para proteção pessoal e de pequenas aeronaves. O primeiro sistema de blindagem leve foi construído por placas sinterizadas de cerâmicas de alumina, coladas a suporte traseiro dúctil, normalmente de alumínio ou de fibra de vidro reforçada com resina polimérica. No início de 1960, carbeto de boro prensado a quente substituiu a alumina em algumas aplicações, devido a sua menor densidade.

Durante os anos 80, a ênfase foi para o desenvolvimento de proteção em veículos terrestres contra o impacto de penetradores de alta energia cinética e com cargas explosivas. Grandes chapas de cerâmica foram usadas. Aperfeiçoamentos em blindagens cerâmicas continuaram a ser feitos até os anos 90, quando a demanda das Forças Armadas diminuiu rapidamente devido a mudança na situação política mundial.

Nos dias atuais, a atenuação da onda de choque gerada pelo impacto balístico passou a ser estudada, visto que somente uma cerâmica unida a um compósito polimérico não seria mais útil. Muitas áreas de estudo passaram então a utilizar um material intermediário, que poderia ser uma espuma de alumínio de baixa densidade como também uma borracha para atenuar essas ondas de choque.

A maior evolução em termos de proteção pessoal contra ameaças balísticas foi a introdução dos laminados de fibra de vidro e materiais têxteis sintéticos como kevlar, náilon 66 e polietileno, sendo esses laminados aplicados nos mais diversos tipos de produtos como vestes, capacetes, assentos para pilotos, etc.

Já no campo da aeronáutica, os aviões de combate hoje usam materiais compósitos para blindagem com um nível de proteção avançada. Isso acontece porque

veículos de transporte militar são frequentemente requeridos para operar em suporte da manutenção da paz e em operações de evacuação onde existe um significativo risco de ataque. Tendo em vista esses fatores, um número de empresas de consultorias ao redor do mundo fornecem soluções para aviões que necessitam de blindagens especiais (Horsfall et al. 2000).

Na área aeroespacial, alguns satélites sino brasileiros da série CBERS (China-Brazil Earth Resources Satellite), usam em sua estrutura painéis sanduíche-colméia de alumínio. Tais painéis possuem baixíssimo peso, alta resistência e suportam bons níveis de corrosão. Sua principal função é utilizar como estrutura para suportar as placas solares que vão acopladas ao satélite, como também, faz parte do sistema de proteção balística que protege o satélite contra o impacto de micro meteoroides, fazendo uma pequena comparação com as blindagens que são confeccionadas para aviões de combate (Couto, 2011).

A indústria automobilística está com sua produção cada vez mais intensa **no** que se diz respeito à blindagem de veículos. Muitos são os cidadãos que procuram as empresas especializadas em blindagens para atingir o que o hoje se pode falar como ‘sonho de consumo’ do brasileiro. E isso é de se esperar, pois com a crescente violência que assola nossa nação, cada vez mais são os carros blindados que são produzidos em nosso país. A DuPont fez uma pesquisa de mercado que constatou que o grande desejo da classe média é ter um carro blindado. Por isso, a empresa desenvolveu um novo kit com preço acessível ao mercado nacional. A Figura 2.2 mostra os detalhes do kit de blindagem da DuPont.



Figura 2.2 – Kit de Blindagem da DuPont chamado de Dupont Armura®, mostrando a alocação dos painéis balísticos. Fonte: DuPont Brasil.

O kit não é só inovador apenas no preço, que hoje custa metade do valor de um carro blindado produzido há anos atrás, mas também no peso. São apenas 90 kilos, pois ao invés de utilizar o aço, que era frequente em outras épocas, é utilizado o Kevlar, fibra cinco vezes mais resistente que o aço. O compósito de Kevlar é distribuído em todo o veículo, menos nos vidros (*Site: Ricardo Xavier, 2009*). O que antes era de domínio de empresários, artistas, executivos e políticos, hoje faz parte da população de classe média.

A CPI das Armas constatou que 97% dos assaltos (casos de violência) nas ruas brasileiras, os criminosos usaram pistolas calibre .380, revólveres calibre 22 ou 38. Por este motivo as grandes empresas estão lançando no mercado kits de blindagem cada vez mais eficientes (*Site: Ricardo Xavier, 2009*).

Visto o cenário atual da violência urbana nas cidades do nosso país, pode-se considerar em alguns casos situação de ‘guerrilha urbana’. Dessa forma, a Tecnologia da Blindagem surge como instrumento de contenção para as ações de terroristas que, fortemente armados, atacam o Estado. Caixas de supermercados, bancas lotéricas, portas de bancos são, entres outros, exemplos de lugares onde a proteção balística está presente.

Falando especificamente em Engenharia de blindagens, podemos abordar que, Medvedovski (2010) em sua pesquisa, usou materiais alternativos como materiais de reforço para o tipo de blindagem estudada nesta pesquisa. Foram infiltradas pelotas de

material cerâmico dentro de recipientes de fibras de aramida e polietileno, contendo resina termofixa ou elastômeros, e foram usados para conter projéteis de vários calibres, como mostrado na Figura 2.3. Os sistemas de blindagem compósito do projeto proposto demonstraram satisfatório desempenho balístico em defesa contra vários tipos de projéteis dos mais diversos calibres. Com estes projetos inovadores, os materiais estudados não tiveram delaminação após os testes de impacto balístico.

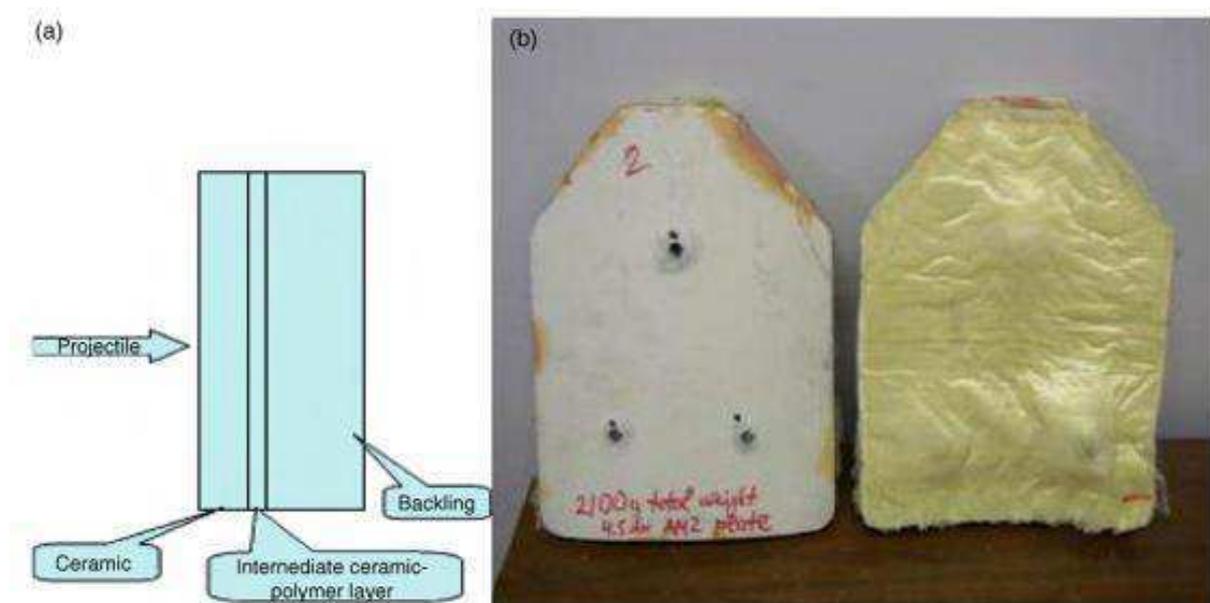


Figura 2.3 – Blindagem disposta em camadas de cerâmica, aramida e camada intermediária de polímero. Fonte: Medvedovski (2010).

Carrillo et al. (2012) estudou o comportamento sob impacto balístico de sistemas utilizando tecidos de fibra de aramida (Kevlar) com uma resina termoplástica pouco conhecida nesse meio, o polipropileno. A resistência ao impacto desses materiais foi estudado e comparado a um sistema que não tinha o polipropileno na composição. Os resultados do teste de impacto mostraram que quando a matriz foi incorporada ao sistema houve uma redução de 40-60% de tecidos de aramida necessários para parar o projétil. Nas camadas sem a matriz, o principal mecanismo de absorção de energia foi a deformação primária das fibras as quais estão em contato direto com o projétil. Nas camadas com matriz de polipropileno os mecanismos de absorção de energia apresentados foram o descolamento fibra/matriz e o trincamento da matriz, como também, a delaminação foi observada.

Em uma blindagem cerâmica, segundo Ong et al. (2011) existe uma física do choque fundamental para parar a penetração do projétil, que é definida em uma série de estágios. No estágio 1, acontece a deformação do projétil: materiais de alta impedância resistem a penetração das forças compressivas tanto quanto possível, causando deformação plástica no projétil. Esta camada também ajuda a diminuir o impulso liberado nas camadas subseqüentes. No estágio 2, há o espalhamento da onda: usando compósitos ortotrópicos especiais, com uma alta velocidade do som lateral é possível espalhar as onda de choque lateralmente ao eixo incidente ao impacto. Isto causa uma grande atenuação da onda de tensão. No estágio 3, têm-se a absorção de energia: com a utilização de materiais porosos é possível converter energia cinética em trabalho e calor na compressão dos poros do material. No estágio 4, há uma prevenção da penetração: é a camada final para prevenir a penetração do projétil com velocidade normal. Esta camada serve como contenção e fornece prevenção ao lascamento para a camada porosa.

Muitos pesquisadores utilizam cerâmicas coladas a materiais dúcteis como, aço e alumínio.

Xavier et al. (s/d), utilizaram placas cerâmicas de alumina coladas em chapas de alumínio 6063-T5 e aço SAE 1018 com resina polimérica e revestindo a parte frontal com resina de silicone reforçada com polipropileno. O objetivo era medir a performance balística através de munições 7,62x51 mm comum. Os resultados encontrados foram que na maioria das blindagens não houve perfuração completa, sendo assim os compósitos se mostraram eficientes nos ensaios; e que, as blindagens constituídas por compósito cerâmica/metal são mais eficientes e mais leves que as metálicas homogêneas.

Mayseless (1987) estudou o uso de cerâmicas de alumina (AD-85 e AD-94) coladas a suportes traseiros dúcteis incluindo dois tipos de alumínio, 2024-0 e 6061-T6, dois tipos de aços, SAE 1010 e 4130, bem como Kevlar-29 os quais foram colados sobre pressão em laboratório com uma resina representando 43-47 % de volume do compósito, para determinar o limite balístico em três diferentes espessuras de cerâmica. Inicialmente, foram testadas cerâmicas AD-85 de diferentes espessuras sem nenhum material de apoio. Os resultados encontrados vão de encontro aos resultados de outros pesquisadores conhecidos na literatura. No estudo com cerâmica e material de apoio, o

material que melhor desempenhou com a cerâmica AD-94 foi o aço SAE 4130, chegando ao limite balístico de 800 m/s.

Compositos de aramida também são frequentemente usados como placas de apoio para a colagem de cerâmicas e, com isso, serem submetidas ao impacto balístico. Na literatura existem vários exemplos dessa combinação.

Gonçalves e Melo (s/d), utilizaram placas de Carbetto de Silício (SiC) com 12,5 mm de espessura coladas a uma base de aramida com espessura de 9,75 mm e uma chapa de alumínio com 2 mm de espessura (simulando uma carenagem de aeronave), para realização de ensaio contra o calibre 0.50 pol disparada a uma velocidade de 700 m/s contra a blindagem que estava posicionada a uma distância de aproximadamente 5,5 m. A blindagem suportou o impacto do projétil, isto é, não permitiu penetração total do projétil. A cerâmica se fragmentou totalmente com o impacto. Isto deve ter acontecido devido às ondas de choque do impacto. O mesmo fato ocorreu com o projétil. No final, a blindagem chamada de ‘fixa’ pesaria 28,3 Kg, o que significa um bom nível de peso para o fim a que se destina tal blindagem.

Outro foco de pesquisas relacionadas a blindagens está na formulação de modelos analíticos e experimentais, por meio de softwares ou por fórmulas matemáticas, para encontrar os melhores tipos de proteção balística ou técnicas para conter o impacto balístico ou até mesmo, modelar os tipos de falhas encontrados relacionados a este teste.

Segundo Gálvez e Paradela (2009), o projeto de uma blindagem pode ser realizado por qualquer um das três seguintes abordagens: (a) Modelagem analítica; (b) Simulação numérica; ou (c) Métodos Empíricos. Os modelos analíticos são baseados no desenvolvimento de equações governando o impacto ou os processos de penetração. Os principais tipos de equações estão associadas a características como, velocidade residual, massa residual do projétil e limite balístico. A simulação numérica é baseada na utilização de códigos numéricos que empregam o método dos elementos finitos (FEM) ou o método da diferença finita (FDM) para obter solução de equações que governam o processo de impacto. Por fim, o método empírico são baseados na análise dos testes balísticos. Os métodos analíticos e numéricos são validados pelos testes balísticos. A grande dificuldade destes testes é que eles são bastante caros e necessitam de uma certa quantidade de aparatos para sua realização. Finalizando, podemos dizer

que o ótimo projeto de blindagens passa pela combinação inteligente dos três métodos acima citados. A figura 2.4 mostra uma sequência metodológica para projetos de blindagens balísticas.

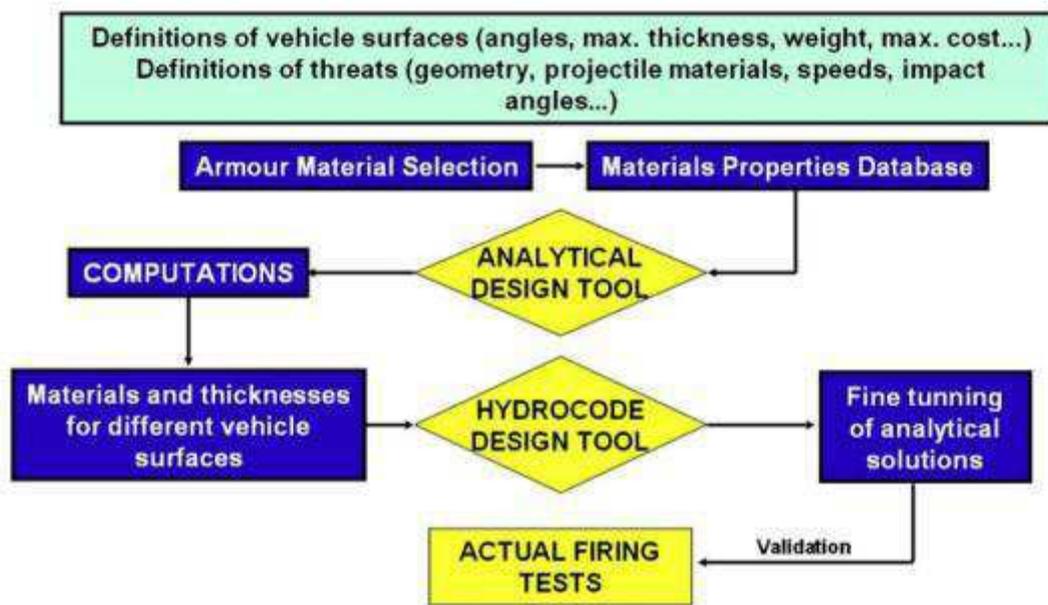


Figura 2.4 – Metodologia para desenvolvimento de blindagens balísticas.

Fonte: Gálvez e Paradela (2009).

Ben-Dor et al. (2000), desenvolveu um modelo analítico, pelo método de Florence, para resolver um problema envolvendo blindagens leves de dois componentes, utilizando uma cerâmica como material de frente colada a um material dúctil, como fibra de vidro, o qual foi testado no método. A validade dos resultados desse método pode ser investigado experimentalmente por diferentes materiais aplicados.

No trabalho de Torres (2005), ele abordou, primeiramente, um estudo sobre um modelo analítico que representa exatamente o impacto de um projétil sobre uma blindagem cerâmica/compósito, onde tal simulação foi realizada através do software MATLAB V.5. Na simulação, foram obtidos valores da V_{50} para painéis de Al_2O_3 /aramida e B_4C /aramida contra os projéteis 7,62x51 mm AP e 0,50 pol. NATO AP, respectivamente. O ensaio real de um painel SiC/aramida contra um projétil de 0,50 pol. NATO AP serviu para calibrar e determinar a deformação máxima da base, que é o critério de falha do modelo. Os resultados da simulação comparados com os ensaios

obtidos nos ensaios reais foram bem próximos, indicando que o modelo analítico é representativo.

Chocron Benloulo e Sánchez-Gálvez (1998) apresentaram um simples modelo unidimensional e totalmente analítico para descrever o impacto balístico contra blindagens cerâmica/compósito. O modelo foi dividido em três etapas: a cerâmica intacta, cerâmica fraturada e resposta inicial do substrato compósito, resposta do tecido e falha. Cada fase do modelo foi checado e assumido separadamente, dando razoáveis resultados de engenharia. Os resultados deste modelo ficaram em boa concordância com os resultados dos dados experimentais também apresentados. O modelo também foi comparado com resultados de simulações numéricas, demonstrando um bom acordo com a velocidade residual e o comprimento residual do projétil para muitos dos casos comparados.

A arquitetura dos compósitos também tem sido de grande interesse nos estudos da resposta ao impacto à baixa e alta velocidade de carregamento. Compósitos de tecidos possuem altas taxas de deformação até a falha em tração, compressão ou cargas de impacto devido ao entrelaçamento dos feixes de fibras. Entre várias arquiteturas, o tecido de cetim é de interesse nas estruturas compósitas por causa de sua elasticidade e pequena quantidade de entrelaçamento (Ulven et al., 2003).

A forma do projétil também causa grande impacto em relação à propagação e evolução do dano durante o impacto balístico normal a painéis compósitos. Estudos têm sido direcionados para análise da influência do efeito do formato do projétil durante o impacto balístico de compósitos laminados.

Outra ideia de dar melhor característica mecânica a compósitos poliméricos é a hibridização das fibras. Larsson e Svensson (2002), investigaram a hibridização das fibras para conter a energia provida do impacto balístico e sua relação na resistência residual dos compósitos. Essa investigação foi realizada no intuito de avaliar o que pode ser alcançado pela hibridização da fibra para aplicações em blindagens estruturais leves usando compósitos contendo carbono e fibras orgânicas [polietileno PE e poli(p-fenil-2, 6-henzobisoxazol) PBO] com a principal ênfase nos efeitos da distribuição da fibra e frações da fibra nas propriedades balísticas específica e resistência específica após impacto.

Dessa forma, podemos dizer que a proteção contra impacto balístico faz parte de uma grande área de estudo e que cresceu, juntamente, após a crescente demanda dos materiais poliméricos. Todas estas pesquisas fazem parte de um conjunto de interesse de pesquisadores, no intuito de serem otimizadas as propriedades balísticas dos materiais comumente estudados na literatura e projetadas blindagens balísticas com grande capacidade de suportar tais impactos.

2.3 Comportamento de laminados poliméricos sob carregamento de impacto

Muitos materiais compósitos são muito sensíveis ao carregamento de impacto. Tem sido proposto pela literatura que um dos piores tipos de dano em serviço de um material compósito reforçado com fibra é o dano causado pelo impacto. Muitas investigações têm sido feitas na resistência ao impacto e modo de dano de materiais compósitos (Liu e Malvern, 1987).

Vários fatores contribuem no comportamento de impacto para um material compósito. Dentre esses fatores podemos citar o volume de fibras no material, a ligação fibra-matriz, as propriedades da fibra e da matriz e os fatores que dizem respeito à sequência de empilhamento e orientação das camadas de tecido no material.

Os principais modos de falha ocasionados em materiais compósitos, encontrados na literatura, são: quebra da fibra, trinca ou quebra da matriz, descolamento fibra/matriz e delaminação. A falha por fratura da fibra ou da matriz ocorre quando a tensão em cada um dos constituintes ultrapassa seu limite admissível de tensão. O descolamento da fibra na matriz e a delaminação estão relacionados com a qualidade da adesão no compósito. A separação fibra-matriz ocorre na interface entre a fibra e a matriz, e a delaminação ocorre na interface entre duas lâminas adjacentes. Alves (2006). A delaminação é responsável pela maior parte do dano estrutural gerado em um material compósito.

Gellert et al. (2000), examinou a dependência da espessura na perfuração de painéis compósitos de fibra de vidro para três formatos de projéteis distintos para medir a resistência balística e examinar os corpos de prova seccionados, no local do furo. Foi visto que após seccionar as amostras perfuradas, foi indicado duas características padrão

de dano ou delaminação. Para os alvos finos o dano foi na forma de um cone de delaminação abrindo para o lado de saída do alvo. O cone aumentou no diâmetro e altura com o aumento da espessura do alvo, que com alvos suficientemente espessos um cone de delaminação abrindo para o lado de impacto também foi adicionado. A Figura 2.5 apresenta os alvos seccionados após terem sido impactados. Na figura 2.6, a definição da geometria do dano é especificado. O dano por delaminação é avaliado como uma área opaca no alvo e facilmente distinguido de um laminado sem dano.

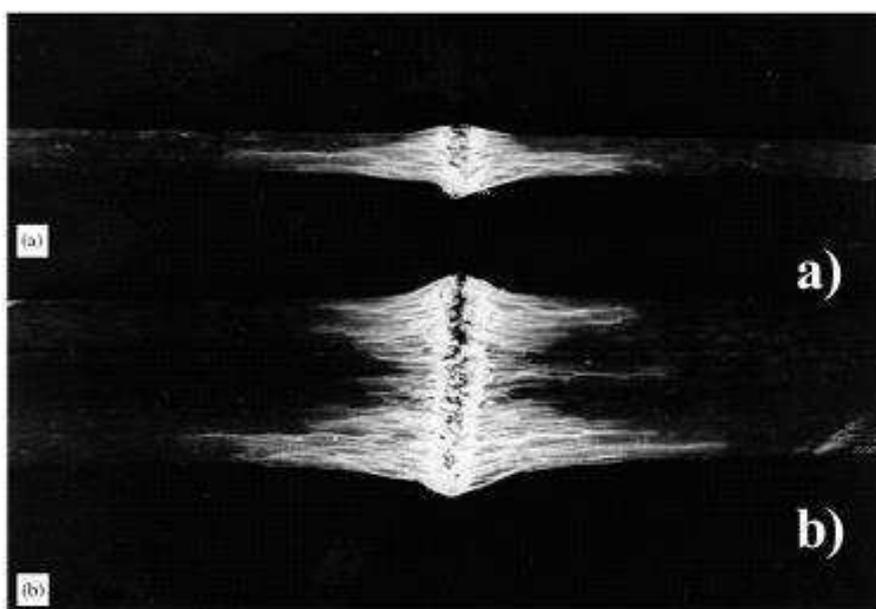


Figura 2.5 – Placas de fibra de vidro após terem sido impactadas por projéteis de 4.76 mm: (a) placa fina de 4.5 mm de espessura e (b) placa espessa de 20 mm de espessura. Fonte: Gellert et al., (2000).

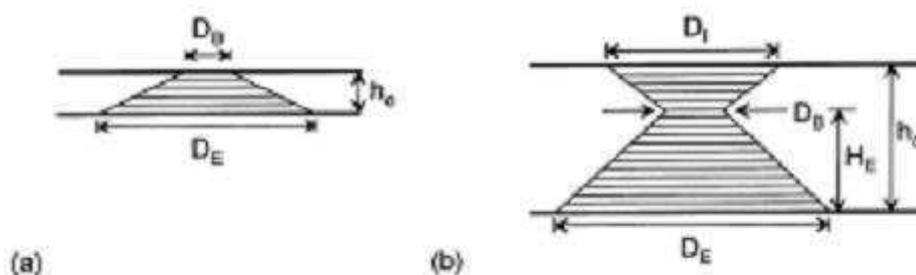


Figura 2.6 – Definição da geometria do dano por impacto balístico para uma (a) placa fina e (b) placa espessa. Fonte: Gellert et al., (2000).

Segundo Gellert et al. (2000), é importante estar ciente que o cisalhamento e a delaminação têm sido identificados como fenômenos nos estágios iniciais de perfuração de alvos de compósitos de fibra de vidro. O cone do dano no lado do impacto de um alvo espesso é interpretado como sendo uma consequência da compressão do material à frente do penetrador. Isto leva a pressão radial devido ao deslocamento do material fragmentado, o que causa uma impulsão da lâmina para contrabalançar.

O trabalho feito na perfuração de um alvo é, portanto, a soma do trabalho de todos os mecanismos de deformação. No entanto, a energia cinética é também dada para mover a parte de trás do alvo e os fragmentos ejetados (Gellert et al., 2000).

Alguns autores concluíram em seus estudos que a perfuração é o mais importante estágio de dano em laminados compósitos submetidos ao carregamento de impacto. A razão é que as características de impacto (tais como pico de força, duração do contato e a energia absorvida) e a degradação das propriedades mecânicas (tais como força máxima compressiva residual e a energia absorvida compressiva residual) de laminados compósitos alcançam valores críticos quando a perfuração ocorre. Eles também têm verificado que a espessura tem muito maior influência na resistência a perfuração (Liu et al., 2000).

Dessa forma, podemos dizer que são muitos os modos de falha em laminados compósitos e a resposta para analisar os casos de impacto nesses materiais, é ter uma visão geral de todos os mecanismos de falha que ocorrem e as possíveis interações entre eles, estabelecendo em função das características do sistema compósito, qual o mecanismo predominante.

2.4 Onda de tensão em um material

Quando uma onda elástica se propaga em um meio isotrópico e encontra uma mudança de densidade representada por uma superfície livre ou interface interna, ela é refletida. O caso mais simples ocorre quando a onda se propaga perpendicularmente e encontra uma superfície livre. A onda longitudinal será refletida com mudança de sinal (compressiva reflete como trativa) e vice-versa. Quando a onda elástica atinge

obliquamente a superfície, a energia de onda incidente é dividida em duas ondas de reflexão, uma longitudinal e outra transversal (Ferreira, 1994).

Sob certas condições a onda refletida trativa, não somente cancela a onda compressiva produzida pelo impacto, mas coloca o material sob tensão, e se esta tensão local for superior a da resistência do material, haverá fratura (Ferreira, 1994).

Vários estudos tem sido publicados sob o comportamento das ondas de tensão em materiais sólidos, especificamente em materiais para blindagem. Mines (2004), considera o problema da onda de tensão como uma análise unidimensional, para ganhar entendimento dos processos físicos básicos considerados. O projeto de sua blindagem é definida em termos de sua performance, submetido por um projétil de aço de calibre 20 mm. A Figura 2.7 mostra o esquema da blindagem apresentada no trabalho de Gama et al, (2001).

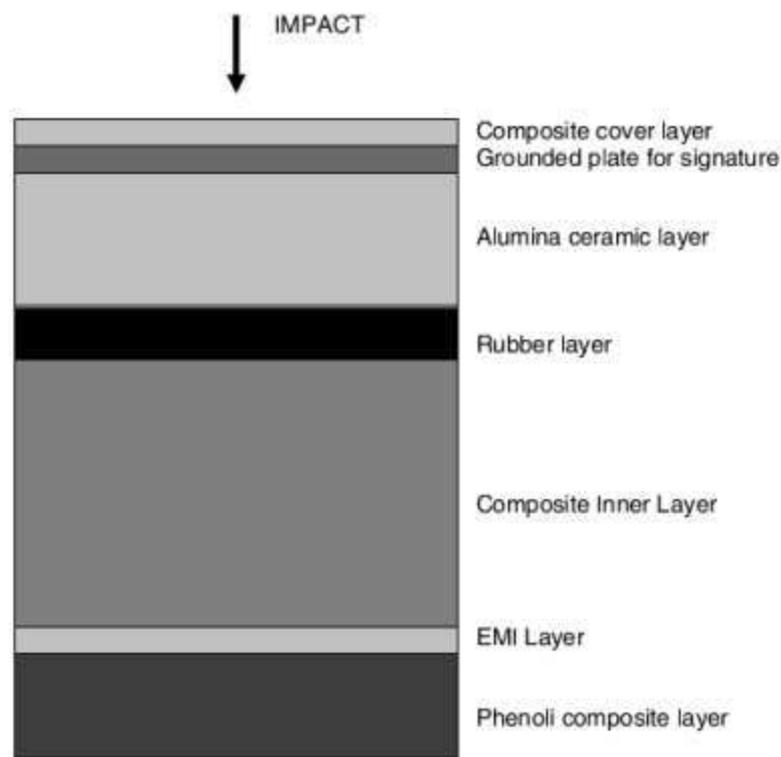


Figura 2.7 – Vista lateral de uma blindagem leve para veículo de batalha.

Fonte: Gama et al. (2001).

Os componentes da blindagem são: o painel de cobertura, camada cerâmica, a camada de espuma metálica e a placa de apoio. O projétil impacta o alvo a 500 m/s.

A Figura 2.8 mostra a idealização da blindagem acima considerada em termos do comportamento da onda de tensão elástica do sistema.

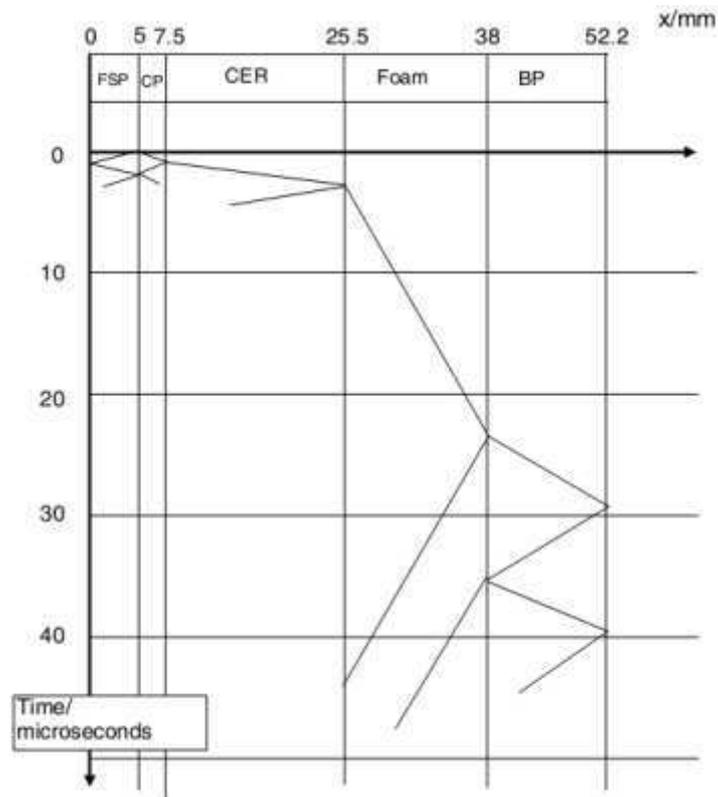


Figura 2.8 – Idealização de uma onda de tensão unidimensional na blindagem dada na Figura 2.7. Fonte: Mines (2004).

A meta deste trabalho foi simular cada parte da blindagem separadamente (dividida em três fases de deslocamento da onda, fase I: impacto na camada de cobertura e camada cerâmica; fase II: interação entre a cerâmica e a camada de espuma; e fase III: impacto na placa de apoio), em termos da onda de tensão, e chegar aos resultados obtidos no gráfico da Figura 2.8. Os resultados demonstraram que o modelo obtido para as ondas de tensão unidimensional para as fases I, II e III concordaram bem com os resultados de Gama et al. (2001), possibilitando uma melhor compreensão nos efeitos da velocidade de impacto, camada do material e espessura da camada. E dessa forma, o modelo pode agora ser usado para investigar a variação destes parâmetros.

Os compósitos apresentam uma grande diferença de densidade entre seus constituintes. Baseando-se no modelo de propagação da onda dos materiais homogêneos, podemos supor que, nos compósitos submetidos à impacto, ocorre um

grande número de reflexões de ondas de choque nas interfaces existentes. Consequentemente, torna-se muito complexo desenvolver um modelo de propagação de onda que possa ser aplicado para prever o comportamento balístico de blindagens compósitas. Mas, que no modelo do parágrafo anterior, os resultados encontrados entraram em boa concordância com os métodos experimentais realizados.

2.5 Ensaio quase-estático Punch Shear

Compósitos são abertamente usados em aplicações militares e comerciais onde estruturas leves tolerantes ao dano são requeridas. Os compósitos desempenham o papel crucial de absorver energia devido a vários mecanismos de dano interlaminar e intralaminar tais como a delaminação, ruptura da fibra e trincas na matriz. Portanto, a predição do dano, absorção de energia e resistência à penetração são críticos para determinar a própria espessura do compósito. Têm sido proposto na literatura que os mecanismos de dano em um evento de penetração ao impacto à alta velocidade são os mesmos que de um teste quase-estático Punch Shear (QS-PST) (Xiao et al., 2005).

Os dados de força-deslocamento obtidos do teste quase-estático Punch Shear é útil no estudo dos mecanismos de penetração de compósitos, enquanto experimentos de impacto balístico sobretudo dependem do estado inicial e final de impacto e dano. Para um projétil cilíndrico rígido, o ensaio balístico e a penetração de um compósito laminado pode ser descrito em cinco diferentes fases (Gama e Gillespie, 2008). Estas fases são (i) Fase I – Contato por impacto e propagação da onda de tensão, (ii) Fase II – Compressão hidrostática e cisalhamento com perfuração local, (iii) Fase III – Formação do *plug* de cisalhamento sobre cisalhamento-compressivo, (iv) Fase IV – Grande deformação sobre cisalhamento-trativo, (v) Fase V – Fim da penetração e vibração estrutural, ver Figura 2.9.

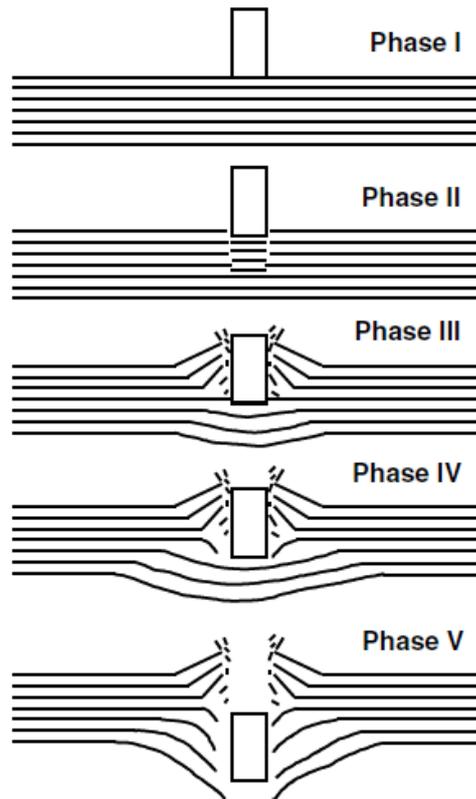


Figura 2.9 – Diferentes fases de penetração balística de compósitos de seção espessa. Fonte: Gama e Gillespie (2008).

Em Sun e Potti (1995), eles investigaram laminados de grafite-epóxi (Hercules AS4-3501/6) de 30.5 cm por 30.5 cm no qual corpos de prova de 9 cm por 9 cm foram cortados para serem usados nos testes estáticos e dinâmicos. Uma configuração quasi-isotrópica com uma sequência de camadas de $([0/90/+45]_s)_n$ foi escolhida por causa da simplificação dos mecanismos de dano que são produzidos. Laminados de 32, 48 e 64 camadas foram selecionados para estudar o efeito da espessura no processo de penetração. Um indentador cilíndrico com uma ponta plana 14.61 mm de diâmetro d foi usado. Curvas típicas de carga-deslocamento são mostradas na Figura 2.10. A carga aumenta com o deslocamento do penetrador até a iniciação do dano. A carga aumenta e diminui novamente em uma forma progressiva com a progressão da delaminação até que o *plug* é formado numa certa carga a qual corresponde a grande queda na força do punção. O *plug* é então empurrado para fora sob uma força de atrito, que corresponde à cauda longa da curva. Foi inferido das curvas que para diferentes diâmetros de *span*, – que é a abertura central onde é fixado o corpo de prova – que a carga na iniciação do

dano e a carga no final da formação do *plug* foram aproximadamente as mesmas para os dois *spans* testados nos laminados de mesmo número de camadas, e a carga de formação do *plug* foi a mesma que para a iniciação do dano.

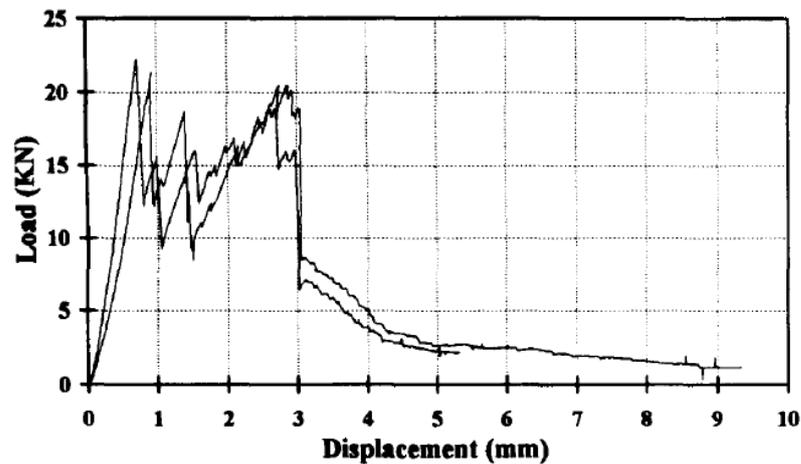


Figura 2.10 – Curvas típicas carga x deslocamento para o laminado de grafite-epóxi de 48 camadas. Fonte: Sun e Potti (1995).

Jenq et al. (1994), fez ambos os testes quase-estático por punção e dinâmico. No teste quase-estático ele usou um penetrador rígido tipo projétil com uma ponta de 5 mm de raio e 12.5 mm de diâmetro de aço endurecido ASTM 4340. Durante os testes, corpos de prova quadrados de 4 mm de espessura foram presos ao longo de bordas de 100 mm, como na Figura 2.11. O propósito de realizar estes testes quasi-estáticos é para caracterizar o mecanismo de dano progressivo e obter a curva de carga-deslocamento no intuito de caracterizar o processo de penetração. Os resultados dos testes revelaram que as curvas são reprodutíveis e preservam um padrão específico. O padrão básico destas curvas pode ser representado pela curva mostrada na Figura 2.12, e os cinco pontos (0, A, B, C e D) foram marcados por conveniência. Para o corpo de prova carregado do ponto 0 a A, nenhum maior modo de dano é observado. Porém, quando o nível de carregamento aproxima-se do ponto A, as inclinações da curva carga-deslocamento mostrada na Figura 2.12 diminuem levemente indicando que uma trinca na matriz ocorreu no corpo de prova. Quando o nível de carregamento alcança o ponto A, delaminação ocorre e desenvolve-se imediatamente no corpo de prova, resultando em uma extrema diminuição no carregamento correspondendo ao caminho de carregamento

AB. Quando o punção penetra mais no alvo, fibras na área de contato começam a quebrar e são empurradas em direção ao movimento do penetrador. Este fenômeno ocorre quando o corpo de prova é carregado ao longo do caminho de carregamento BC. No ponto C, a ponta do penetrador está para sair da superfície inferior do alvo. Um atrito aproximadamente constante entre o penetrador e o corpo de prova é observado no caminho de carregamento CD. Ademais, nenhuma região de transição por atrito é observada, porque o fenômeno de *plugging* não é observado no presente estudo.

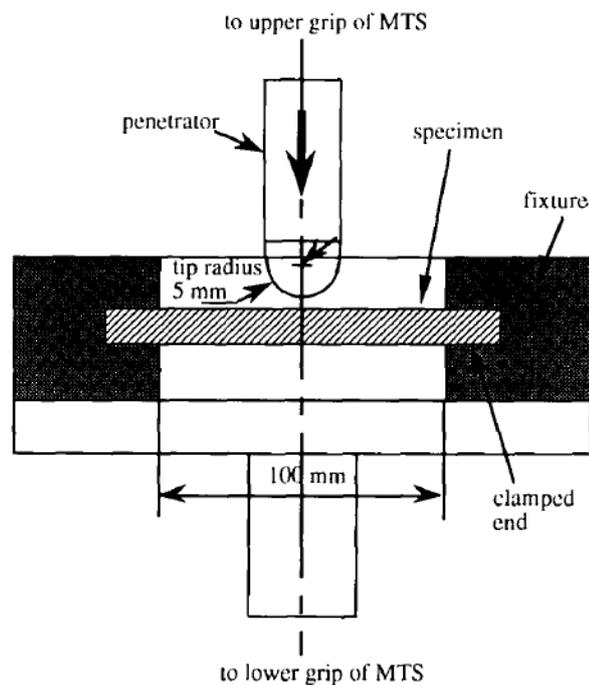


Figura 2.11 – Desenho esquemático do teste quase-estático. Fonte: Jenq et al., (1994).

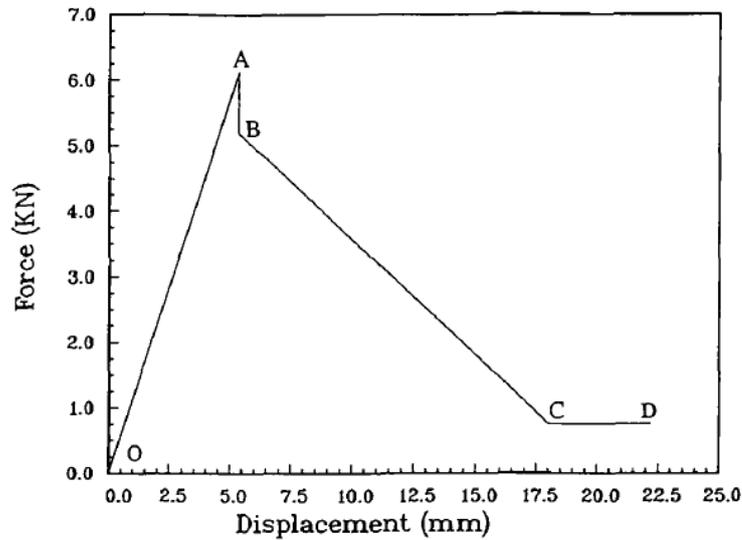


Figura 2.12 – Padrão básico das curvas carga x deslocamento do ensaio quase-estático Punch Shear. Fonte: Jenq et al., (1994).

Gama e Gillespie (2008) realizaram testes quase-estático Punch Shear (QS-PST) em compósitos laminados de fibra de vidro S-2/SC15 em três diferentes razões de diâmetro de abertura (D_s) pelo diâmetro do punção (D_p), isto é, $SPR = 1.1, 2.0$ e 8.0 , usando um punção cilíndrico de diâmetro de 12.7 mm, como mostrado na Figura 2.13. A Figura 2.14 mostra o comportamento de carga-deslocamento de corpos de prova compósitos de fibra de vidro-S-2/SC15 de 13.2 mm de espessura. No intuito de entender os mecanismos de dano em função do deslocamento do punção, um total de sete corpos de prova foram testados em cada SPR . Os corpos de prova foram carregados para um punção-deslocamento predefinido (designado por letras maiúsculas A a F para $SPR = 1.1$, I a N para $SPR = 2.0$ e P a U para $SPR = 8.0$) e depois descarregado até a carga zero. O corpo de prova descarregado foi seccionado para identificar o modo de dano associado. A Figura 2.15 mostra a seção transversal dos corpos de prova descarregados os quais capturaram a sequência de dano por Punch Shear em função do deslocamento do punção. Os pontos de descarregamento no gráfico carga-deslocamento têm o seguinte significado.

- A, I, P – A carga aumenta logo após a primeira queda de carga correspondente a trinca da matriz local (com exceção ao $SPR = 1.1$).
- B, J, Q – Aproximadamente a meio caminho entre os pontos A e C, I e K, e P e R.

- C, K, R – Pontos na carga máxima.
- D, L, S – Pontos correspondentes a queda de carga acentuada após a carga máxima.
- E, M, T – Pontos intermediários entre D e F, L e N, e S e U.
- F, N, U – Pontos representando o platô ou o puro deslizamento por atrito do punção.

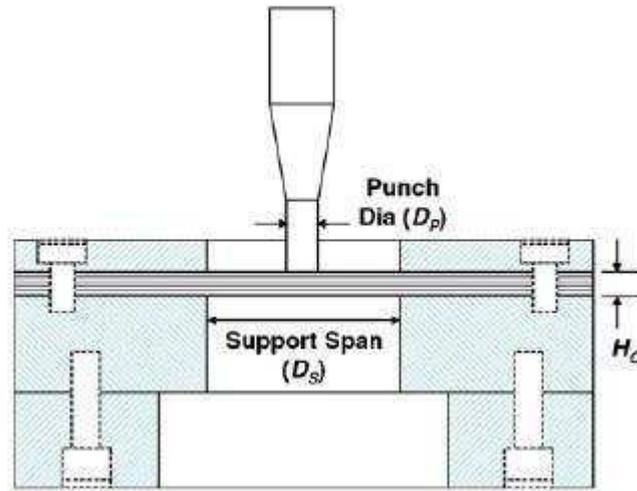


Figura 2.13 – Esquema do aparato de teste do ensaio quase-estático Punch Shear, onde H_c é a espessura do corpo de prova. Fonte: Gama e Gillespie (2008).

Os gráficos de carga-deslocamento para $SPR = 1.1, 2.0$ e 8.0 têm características similares; entretanto, os mecanismos de dano são um pouco diferentes.

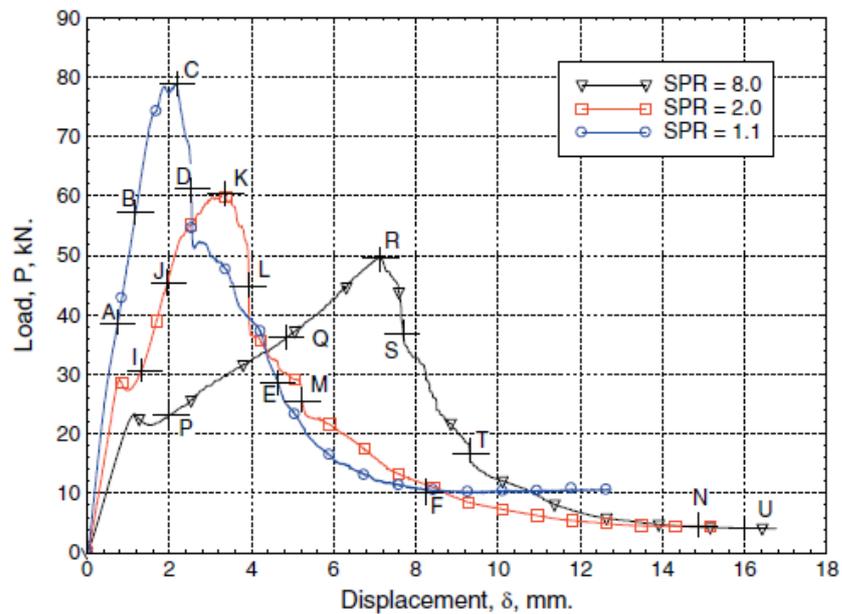


Figura 2.14 – Comportamento carga-deslocamento do compósito fibra de vidro-S-2/SC15 sob carregamento quase-estático Punch Shear, $H_c = 13.2$ mm. Fonte: Gama e Gillespie (2008).

O $SPR = 1.1$ parece ser um caso de cisalhamento puro (Figura 2.15a), mas um *plug* cônico de cisalhamento é formado primeiro antes que o laminado começasse a cisalhar no lado do suporte. No ponto de carga B, o início de cisalhamento pelo punção é observado no lado do punção (face superior). No ponto C, um *plug* de cisalhamento cônico começa a se formar na face superior, enquanto um *plug* de cisalhamento cilíndrico é formado no lado do suporte (face inferior). No ponto D, o *plug* de cisalhamento cônico está quase formado, e o *plug* de cisalhamento cilíndrico começa a sair da abertura do suporte. O *plug* de cisalhamento completo é formado no ponto E, e tudo é empurrado para fora do compósito no ponto F, deixando uma cavidade cilíndrica para trás (Gama e Gillespie, 2008).

A sequência dos mecanismos de dano gerados durante o ensaio quase-estático Punch Shear são: (a) dano transversal da matriz, (b) início do cisalhamento pelo punção na face de carregamento, (c) início da formação do *plug* de cisalhamento, (d) início da delaminação interlaminar, (e) término da formação do *plug* de cisalhamento, (f) saída do *plug* de cisalhamento através da cavidade de penetração, (g) grande deformação da metade inferior do laminado e, (h) fratura da fibra por tração e saída completa do *plug* e

do punção. Baseado nas características específicas da curva carga-deslocamento, os mecanismos de dano do ensaio quase-estático Punch Shear são agrupados como (a) dano inicial (DI), (b) dano de compressão-cisalhamento (CC) e, (c) dano de tração-cisalhamento (TC).

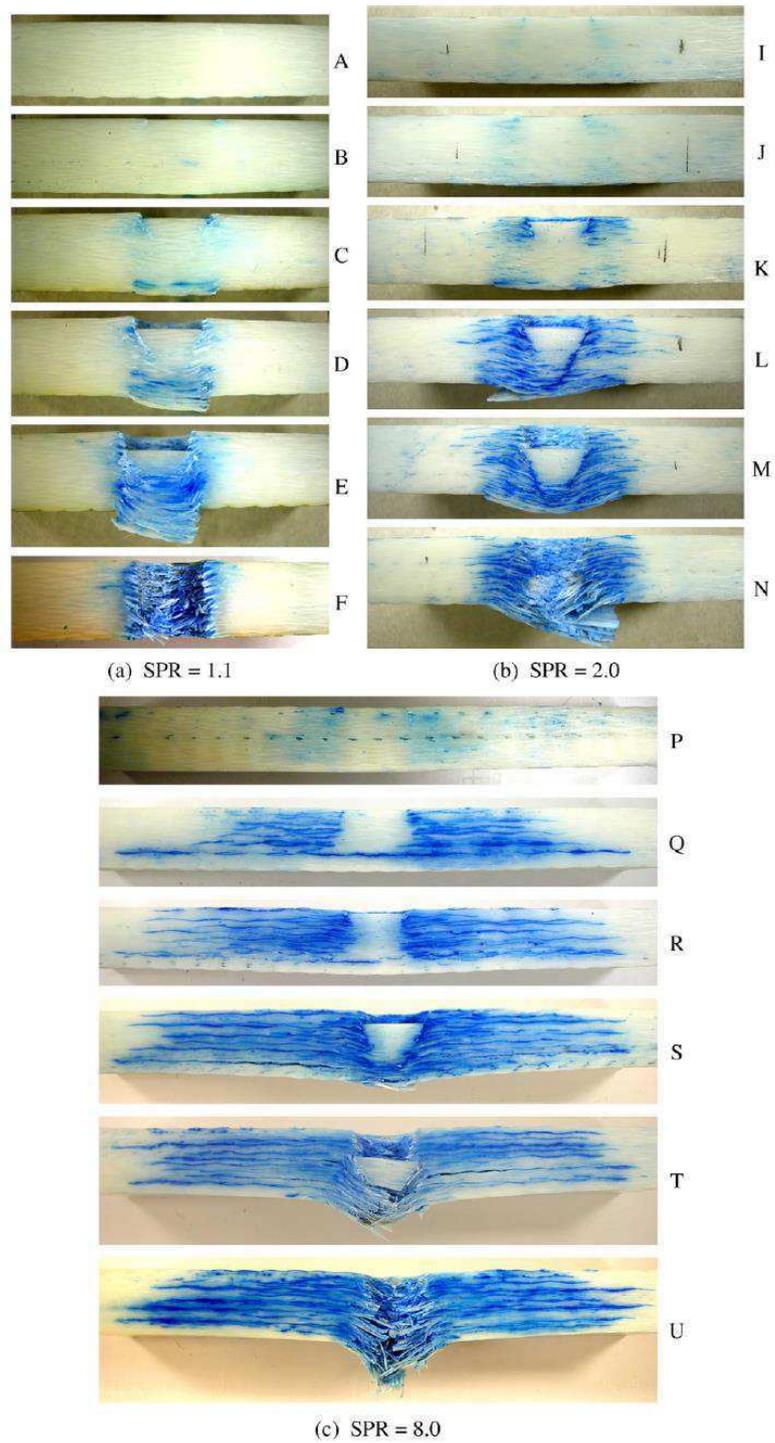


Figura 2.15 – Comparação dos modos de dano QS-PST para o compósito vidro-S-2/SC15, $H_c = 13.2$ mm. Fonte: Gama e Gillespie (2008).

2.6 Ensaio de Compressão Após Impacto (CAI Test)

Compósitos reforçados por fibras vêm ganhando destaque como materiais de alto desempenho estrutural na indústria aeroespacial, naval e na indústria automobilística, devido à sua elevada resistência e rigidez específica. Uma das dificuldades principais com compósito reforçado com fibras estruturais, é que há uma queda no seu desempenho uma vez que submetido a impacto. Sabe-se que um compósito submetido a um impacto terá a sua resistência a compressão reduzida após este acontecimento, tal como impacto de detritos, colisões com aves, projéteis balísticos e etc.

O evento de impacto normalmente provoca quebra da matriz e ruptura da fibra. Sob cargas de compressão, estes mecanismos de falha interagem e os danos induzidos pelo impacto se propagam até o colapso, com isto temos que os níveis de carga significativamente são mais baixos em relação ao estado sem dano. Pesquisas consideráveis têm sido dedicadas à análise experimental de compressão após o impacto (CAI). Os principais focos de investigações experimentais são:

- 1) A caracterização dos danos no interior do material, devido a um impacto.
- 2) Estudo do fenômeno da correlação da redução na resistência à compressão com o dano induzido por impacto.

O comportamento do material compósito é totalmente diferente dos materiais metálicos. Se um compósito é submetido a um impacto de baixa velocidade mas que tenha suficiente energia de impacto, este pode causar vários danos, como rachaduras na matriz, fratura da fibra, descolagem da fibra-matriz. Estes danos causam redução na rigidez estrutural, levando a um crescimento da fratura e dos outros mecanismos de dano até o colapso total.

O teste CAI é um método para determinar a redução da resistência compressiva da placa de compósito após o carregamento prévio de impacto.

O ensaio consiste em submeter uma placa de compósito a um choque, gerado por uma máquina de impacto, Figura 2.16, (a) por meio da liberação de um peso de massa conhecida solto em queda livre de uma altura pre-determinada. Após a placa ser submetida a este dano é feito o teste de compressão após impacto com um dispositivo de fixação determinado pela norma ASTM D7137, onde a placa é submetida à

compressão até o colapso. Na Figura 2.16 (b) observamos a garra de compressão após impacto (Ghelli e Minak, 2011).

Na Figura 2.17, temos um gráfico mostrando o comportamento esperado da placa ensaiada após a mesma ser submetida à compressão. Como observamos no gráfico temos a evolução do ensaio mostrado pelas figuras onde no começo temos a placa que foi submetida ao impacto. Com a aplicação da carga de compressão a mesma irá se deformando até chegar à falha instantânea. A resistência à compressão irá variar conforme o tipo de matriz, o tipo de reforço (fibra), a espessura do material, a configuração das fibras (unidirecional, bidirecional, manta, etc.) e ao dano provocado pelo impacto (Ghelli e Minak, 2011).



Figura 2.16 – (a) Máquina de impacto, (b) Garra CAI baseada na norma ASTM D7137. Fonte: Ghelli e Minak (2011).

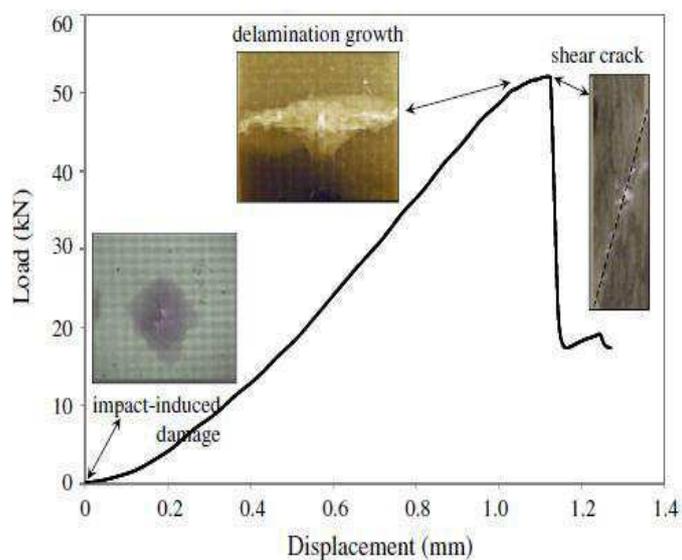


Figura 2.17 – Curva carga-deslocamento de um compósito impactado e depois submetido a compressão. Fonte: Ghelli e Minak (2011).

Kerr-Anderson et al. (s/d), realizou uma série de testes de Compressão Após Impacto (CAI Test) em laminados de fibra de vidro-E/Vinil-Éster, que foram manufacturados pelo método VARTM. Antes dos testes, os compósitos foram ensaiados balisticamente e outros foram perfurados com uma broca. Nos compósitos ensaiados balisticamente foram utilizadas velocidades de 60 até 380 m/s, com limite balístico próximo à 225 m/s. A Figura 2.18 (a) mostra a resistência residual compressiva dos compósitos impactados. A Figura 2.18 (b) indica a relação dos laminados perfurados com broca e os laminados ensaiados por impacto balístico. Os resultados para o ensaio de Compressão Após Impacto no compósito de fibra de vidro-E/Vinil-Éster são mostrados na Figura 2.19. A razão de resistência dos laminados ensaiados balisticamente pelos laminados brocados foi de 67%. Isto deve ser explicado pela resina adicional nos compósitos balísticos de 34% contra 30% nos compósitos brocados, o que os tornou mais rígidos pelas fibras.

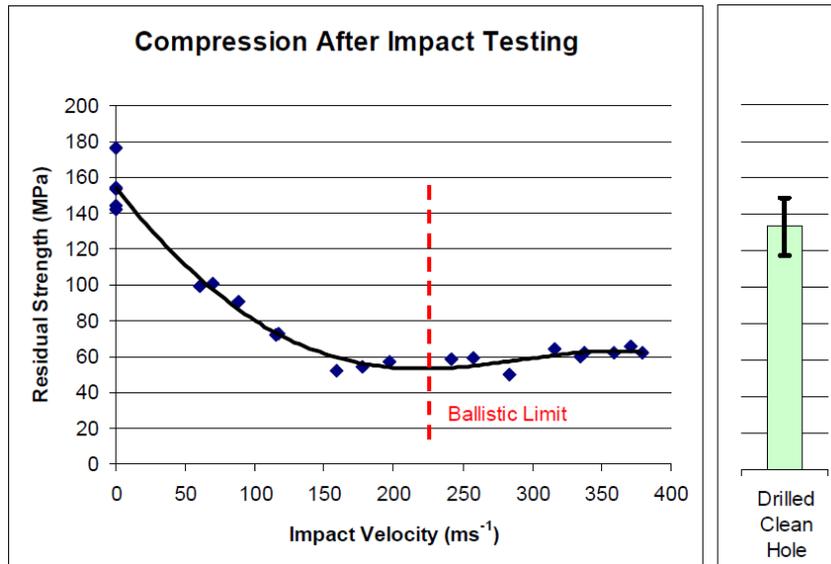


Figura 2.18 – (a) (Esquerda) gráfico da resistência residual pós impacto em várias velocidades. (b) (Direita) representa a resistência residual dos laminados perfurados por broca. Fonte: Kerr-Anderson et al. (s/d).

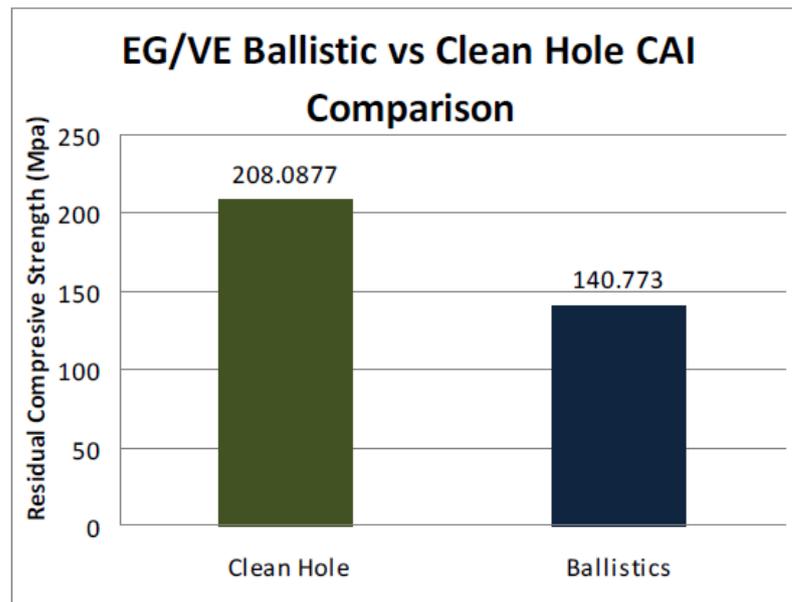


Figura 2.19 – Comparação dos compósitos Balísticos vs Brocados na Resistência CAI. Fonte: Kerr-Anderson et al. (s/d).

Sanchez-Saez et al. (2005), estudaram três aparelhos para teste tipo CAI, após terem analisados vários aparelhos na literatura, como os apresentados pela NASA e pela Boeing, ver Figura 2.20.

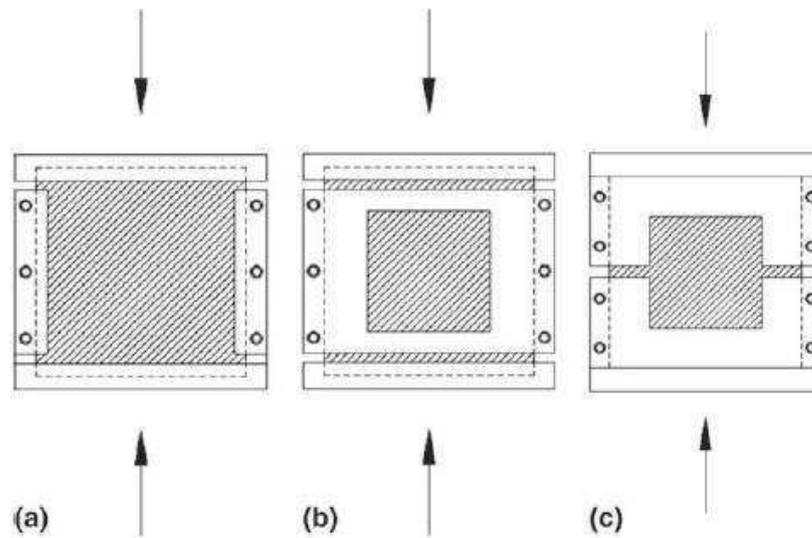


Figura 2.20 – Aparelhos de teste CAI desenvolvidos. Fonte: Sanchez-Saez et al. (2005).

O aparelho da Figura 2.20 (a), após o teste CAI de corpos de prova de fibra de carbono/epóxi, foi observada falha por compressão cisalhante na área livre entre as zonas suportadas e fixadas, próximo ao topo do carregamento (Figura 2.21 (a)), e em vários corpos de prova, foi observado falha por esmagamento na outra extremidade (Figura 2.21 (b)).

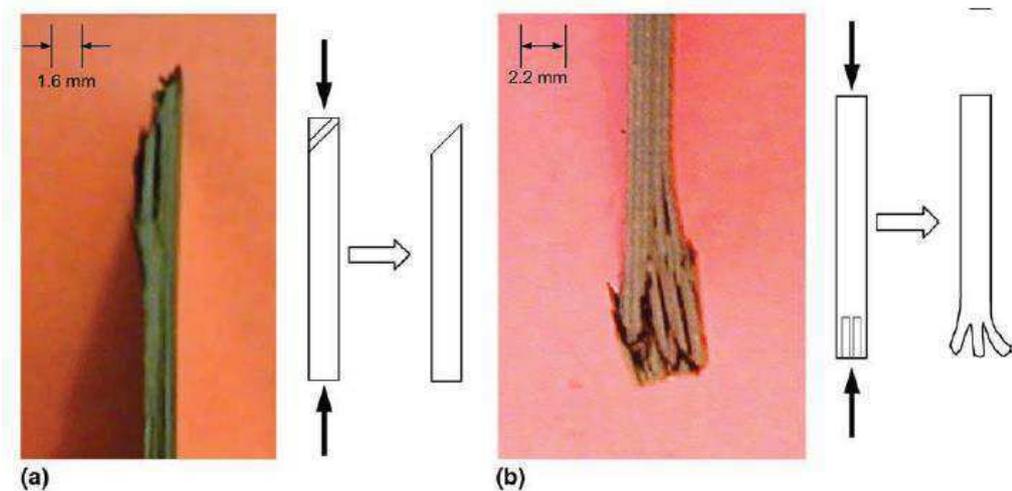


Figura 2.21 – Modos de falha em testes CAI usando aparelhos similares àqueles propostos pela NASA e Boeing. (a) Falha por compressão cisalhante; (b) Falha por esmagamento. Fonte: Sanchez-Saez et al. (2005).

Uma outra configuração adotada é mostrada na Figura 2.20 (b). São usados dois painéis antiflambagem com um quadrado central aberto. A falha no corpo de prova foi por compressão cisalhante em uma das zonas livres, entre o carregamento e os painéis antiflambagem, Figura 2.22.

A terceira configuração, mostrada na Figura 2.20 (c), evita estes problemas. Os dois painéis antiflambagem foram modificados dividindo-os em duas partes, uma superior e outra inferior. Com esta configuração, a falha ocorre na zona do dano central produzido pelo impacto, isto é, na abertura central, ver Figura 2.23. As dimensões da configuração foi adaptada para a geometria de corpos de prova de 78 x 78 mm.

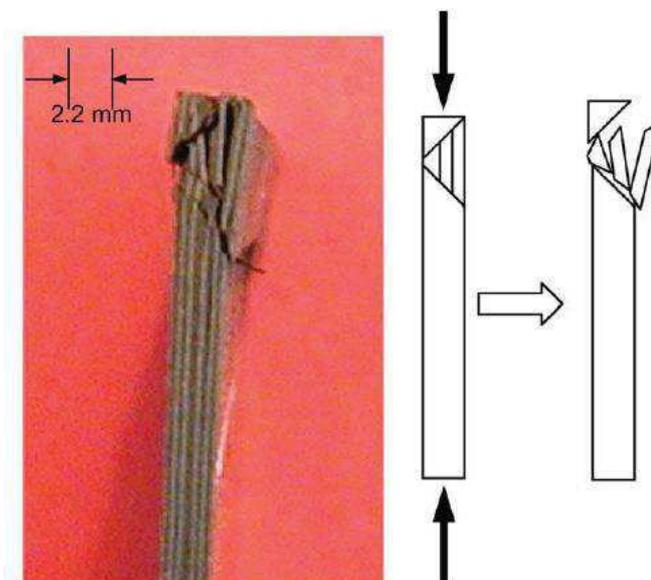


Figura 2.22 – Falha por compressão cisalhante nos testes CAI usando um aparelho baseado àqueles propostos por Sjoblom Hwang (1989) e Nettles Hodge (1991). Fonte: Sanchez-Saez et al. (2005).

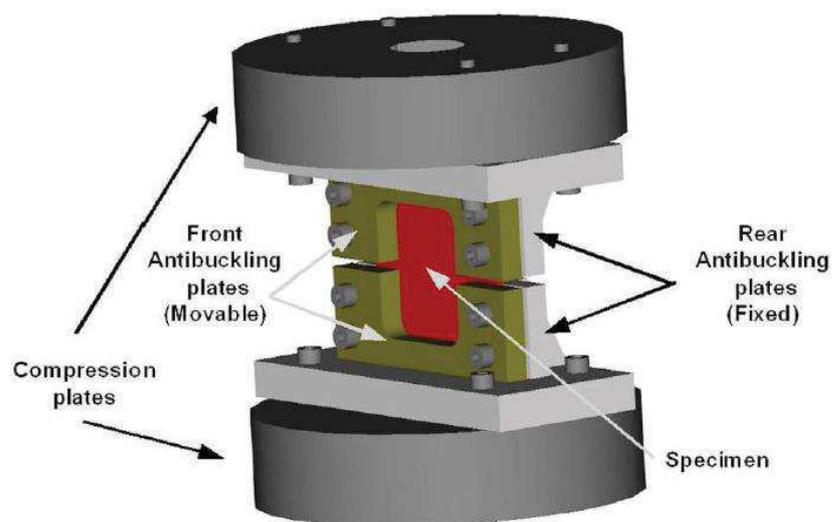


Figura 2.23 – Nova configuração CAI desenvolvida no estudo. Fonte: Sanchez-Saez et al. (2005).

CAPÍTULO 3

METODOLOGIA EXPERIMENTAL

3.1 Materiais

Fibra de vidro

As fibras de vidro possuem uma estrutura amorfa e são compostas basicamente por sílica, contendo diversos outros óxidos como, por exemplo, óxidos de cálcio, de boro, de sódio, de alumínio e de ferro. Possuem diferentes propriedades mecânicas e químicas devido a suas diferentes composições (Amorim Jr., 2007). Os tipos mais comuns de fibra de vidro são: tipo E, tipo C e tipo S, sendo a grande maioria da fabricação do tipo E. A Figura 3.1 mostra um tecido de fibra de vidro tipo E. As fibras de vidro tipo E são bons isolantes elétricos e apresentam alta resistência mecânica. As do tipo C apresentam boa resistência à corrosão. As do tipo S apresentam propriedades mecânicas e térmica melhores que os outros tipos de fibra de vidro.

No nosso estudo, foram usados tecidos de fibra de vidro-E fornecidos pela Empresa EquiFiber Equipamentos de Fibra LTDA., localizada no Distrito Industrial da cidade de Campina Grande. A gramatura do tecido foi igual a 600 g/m².

A manta de fibra de vidro-E também foi utilizada como reforço para um dos compósitos apresentados. A gramatura da manta foi de 450 g/m².



Figura 3.1 – Tecido de fibra de vidro tipo E. Fonte: Redelease.

Resina

A resina utilizada como matriz do compósito, foi a resina poliéster. Poliéster é uma categoria de polímeros que contém o grupo funcional éster na sua cadeia principal.

Entre os mais variados tipos de compósitos, pode-se citar como a mais utilizada, a resina termofixa de poliéster insaturada, reforçada com fibra de vidro. Poliésteres insaturados reforçados com fibra de vidro encontram grande variedade de aplicações nos cascos de iates, em peças automotivas, entre outras aplicações.

3.2 Métodos

Neste tópico, apresenta-se os processos utilizados para fabricar as placas compósitas, a caracterização das placas compósitas, as metodologias experimentais que foram usadas para fabricar os aparatos dos ensaios e para avaliar o desempenho dos compósitos poliméricos que foram fabricados para este estudo. O projeto segue o seguinte fluxograma, Figura 3.2:

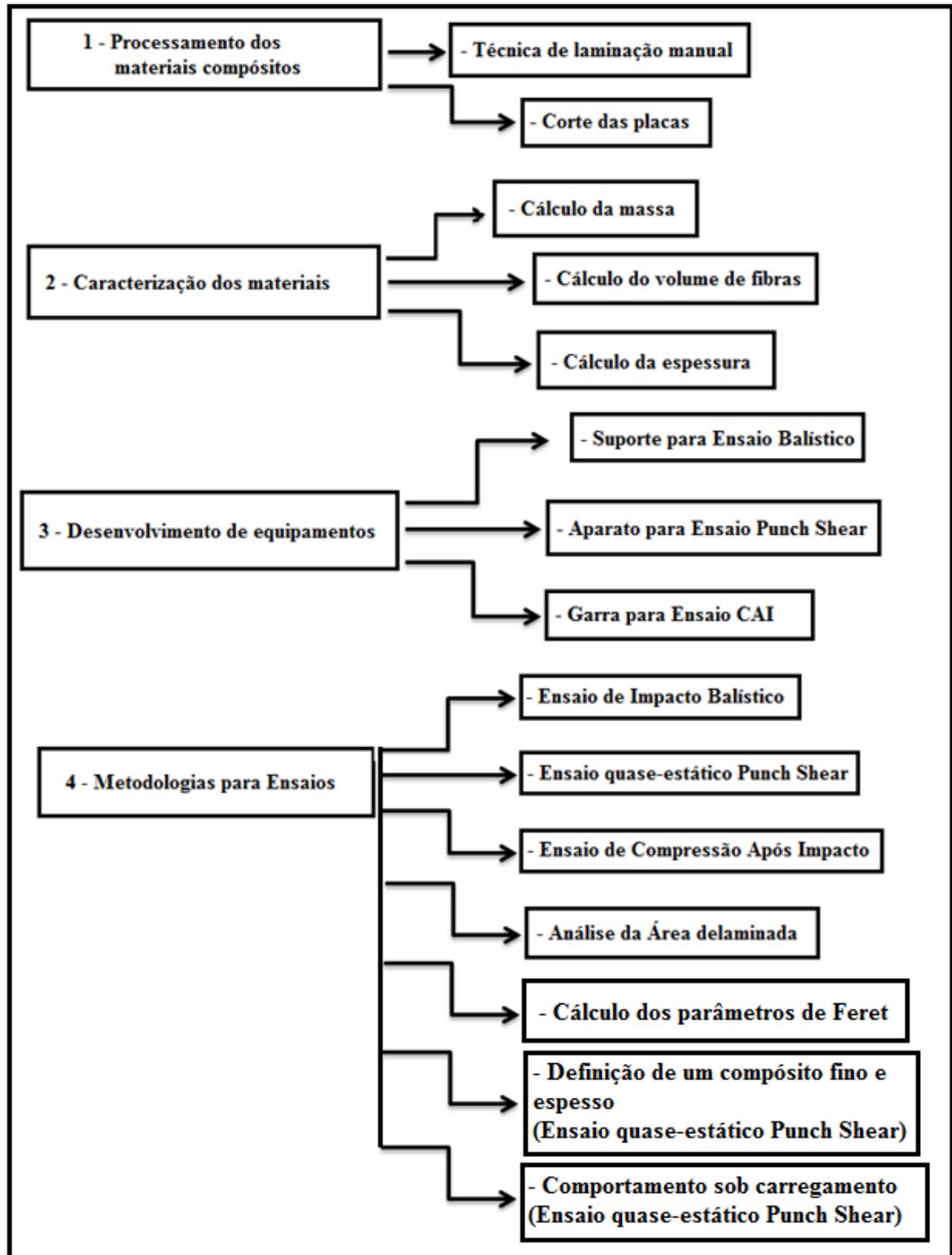


Figura 3.2 – Fluxograma das atividades desenvolvidas neste estudo.

3.2.1 Processamento dos materiais compósitos

Para o desenvolvimento dos materiais compósitos (placas) que foram utilizados neste estudo, foi utilizada a técnica de laminação manual como forma de processamento. Para os compósitos usados nos ensaios Balísticos, foram usados tecidos e manta de fibra de vidro E nas dimensões de 300 x 300 mm. Em seguida, os tecidos e mantas foram empilhados e o processamento com a resina foi realizado manualmente. Para as placas que foram ensaiadas por quase-estático Punch Shear, ocorreu o mesmo processamento, sendo que o tecido e a manta tiveram como dimensões 127 x 127 mm. A Tabela 3.1 especifica os compósitos em termos do ensaio utilizado e do número de camadas. As siglas T e M foram utilizadas para designar os compósitos de tecido e de manta, respectivamente, dos ensaios Balísticos e de Compressão Após Impacto. Já as siglas TP e MP, foram utilizadas para designar os compósitos de tecido e de manta, respectivamente, do ensaio quase-estático Punch Shear.

Tabela 3.1 – Codificação das placas utilizadas nesse estudo.

Placas para Ensaio Balístico		
Placas de Tecido	Placas de Manta	Nº de camadas
T1	M1	1
T5	M5	5
T10	M10	10
T15	M15	15
T20	M20	20
Placas para Ensaio quase-estático Punch Shear		
Placas de Tecido	Placas de Manta	Nº de camadas
TP5	/	5
TP8	MP8	8
TP10	MP10	10
TP12	MP12	12
TP14	MP14	14
TP15	MP15	15
TP20	MP20	20
Placa para Ensaio de Compressão Após Impacto		
Placas de Tecido	Placas de Manta	Nº de camadas
/	M5	5

3.2.1.1 Metodologia de corte das placas compósitas

A placa da Figura 3.3 foi utilizada para confecção dos corpos de prova para o ensaio de Compressão Após Impacto, onde a mesma foi cortada nas dimensões próximas definidas pela norma ASTM D7137-12, em que o corpo de prova tem 100 mm de largura por 150 mm de comprimento. Esta placa foi a mesma utilizada nos ensaios Balísticos (placa M5) e depois, foi cortada para ser então utilizada no ensaio de Compressão Após Impacto. Os cortes das placas foram feitos em dois locais com uma serra manual, onde o primeiro local foi onde englobava o dano provocado pelo ensaio Balístico, e o segundo local onde não havia o dano. Esta operação foi realizada na Oficina Mecânica da Unidade Acadêmica de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Campina Grande.



Figura 3.3 – Placa de compósito com manta de fibra de vidro como reforço. A figura mostra o local do dano.

Na Figura 3.4 vemos os corpos de prova sendo fabricados, onde para deixar os corpos de prova nas dimensões recomendadas pela norma o mesmo foi usinado na fresadora da Oficina Mecânica da Unidade Acadêmica de Engenharia Mecânica da UFCG.

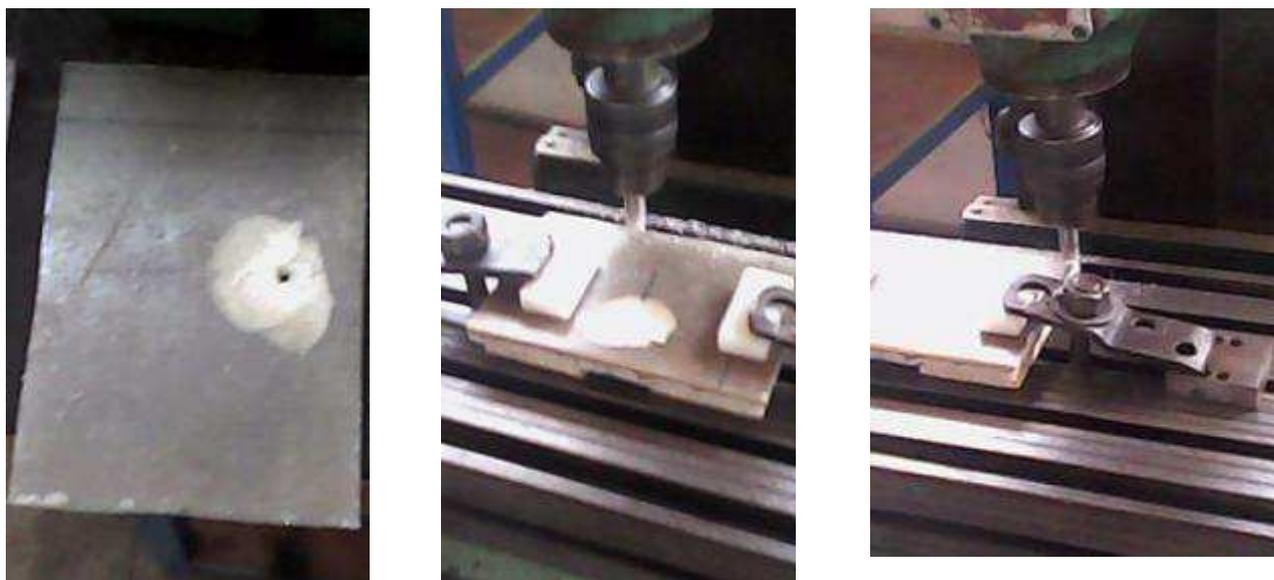


Figura 3.4 – Fabricação dos corpos de prova, com e sem dano, para realização do Ensaio de Compressão Após Impacto.

Após a fabricação dos corpos de prova nas dimensões recomendadas pela norma, os mesmos foram submetidos ao Ensaio de Compressão Após Impacto na máquina de ensaio universal do LaMMea da Unidade Acadêmica de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Campina Grande.

3.2.2 Caracterização dos materiais compósitos

Esta seção apresenta os métodos usados para caracterizar os compósitos fabricados, como: medição da massa das amostras, cálculo do volume de fibras e medição das dimensões e densidade das placas.

3.2.2.1 Cálculo da massa dos compósitos

Foi realizado o cálculo da massa das placas usadas nos ensaios de Impacto Balístico e quase-estático Punch Shear, utilizando uma balança digital com precisão de 5g. A Tabela 3.2 apresenta as medidas da massa dos corpos de prova.

Tabela 3.2 – Medida da massa dos corpos de prova para ensaio Balístico e quase-estático Punch Shear.

Placas para Ensaio Balístico	
Placas	Massa (g)
T1	100
T5	750
T10	1425
T15	2075
T20	2950
M1	150
M5	640
M10	1210
M15	1700
M20	2350
Placas para Ensaio quase-estático Punch Shear	
Placas	Massa (g)
TP5	110
TP8	154
TP10	184
TP12	216
TP14	256
TP15	290
TP20	400
MP8	180
MP10	252
MP12	286
MP14	334
MP15	360
MP20	510

3.2.2.2 Cálculo do volume de fibras dos compósitos

Na Tabela 3.3, são mostrados os cálculos da densidade e o volume de fibras das placas usadas nos ensaios Balísticos e quase-estático Punch Shear. O cálculo do volume de fibras foi realizado através da Equação 3.1, apresentada por Luo et al. (2001), como:

$$Vf = \frac{n.Af}{h.\rho} \quad (3.1)$$

Onde, Vf = Volume de fibra no compósito, n = Número de camadas de tecido, Af = Gramatura do tecido, h = Espessura da préforma e ρ = Densidade da fibra.

Tabela 3.3 – Medida da densidade e do volume de fibra nas placas para ensaios Balístico e quase-estático Punch Shear.

Placas para Ensaio Balístico		
Placas	Densidade (g/cm ³)	Volume de fibra (%)
T1	1,152	17,12
T5	1,563	26,6
T10	1,576	29,23
T15	1,562	30,54
T20	1,611	30,8
M1	0,87	12,5
M5	1,329	12,66
M10	1,359	13,81
M15	1,397	14,73
M20	1,416	14,07
Placas para Ensaio quase-estático Punch Shear		
Placas	Densidade (g/cm ³)	Volume de fibra (%)
TP5	1,359	26,60
TP8	1,593	34,2
TP10	1,675	37,2
TP12	1,593	35,9
TP14	1,665	38,0
TP15	1,562	30,54
TP20	1,611	30,80
MP8	1,355	17,7
MP10	1,388	16,0
MP12	1,368	17,0
MP14	1,381	16,9
MP15	1,397	14,73
MP20	1,416	14,07

3.2.2.3 Cálculo das dimensões dos compósitos

Foi realizado em cada placa, 5 medidas referentes a largura, altura (comprimento) e espessura, e a partir desses dados foi calculado a média de cada uma dessas medidas. A Tabela 3.4 apresenta esses resultados.

Tabela 3.4 – Média das medidas das placas dos ensaios Balístico e quase-estático Punch Shear.

Placas para Ensaio Balístico			
Placa	Largura (mm)	Altura (mm)	Espessura (mm)
T1	311,24	303,1	1,38
T5	306,94	300,5	4,44
T10	309,06	307,34	8,08
T15	307,58	304,92	11,6
T20	307,16	309,58	15,34
M1	301,44	302,6	1,26
M5	301,8	300,58	6,22
M10	302,64	303,92	11,4
M15	304,78	303,9	16,04
M20	306,06	304,16	22,38
Placas para Ensaio quase-estático Punch Shear			
Placa	Largura (mm)	Altura (mm)	Espessura (mm)
TP5	127,0	127,0	4,44
TP8	132,9	134,7	5,4
TP10	133,2	133	6,2
TP12	131,7	133,7	7,7
TP14	134,4	134,6	8,5
TP15	127,0	127,0	11,60
TP20	127,0	127,0	15,34
MP8	130,4	130,6	7,8
MP10	130,8	128,5	10,8
MP12	129,6	132,2	12,2
MP14	129,3	130,8	14,3
MP15	127,0	127,0	16,04
MP20	127,0	127,0	22,38

3.2.3 Desenvolvimento de acessórios

Neste tópico, foram desenvolvidos os acessórios necessários para os ensaios de impacto Balístico (foi fabricado um suporte para o teste), um aparato para o ensaio quase-estático Punch Shear e uma garra para ensaio de Compressão Após Impacto.

3.2.3.1 Suporte para Ensaio de impacto Balístico

A partir da fabricação das placas, teve-se a necessidade de um suporte para fixação das mesmas durante o ensaio balístico. Foi fabricado um suporte de fixação dos compósitos a serem submetidos aos ensaios balísticos.

Foi realizada a análise de alguns suportes de fixação das placas para o ensaio Balístico usados em laboratórios de pesquisa balística, Figura 3.5 (a) e (b).



Figura 3.5 – Alguns modelos analisados de suporte de fixação das placas para ensaio Balístico, (a) e (b).

Na Figura 3.5 (a), foi observado o uso de cantoneira como estrutura principal de suporte (1), e o uso de “mão francesa” (2) que é usada para proporcionar maior rigidez da torre de fixação das placas.

Na Figura 3.5 (b), pode-se observar também o uso de cantoneira para a estrutura do suporte (3), além do uso de mão francesa (4). A placa é fixada através de grampo tipo “C” (1) e apoiada em uma base (2).

Desta forma, tiveram-se as seguintes especificações:

- Rígida, evitando deformação que interfira nos dados do ensaio.
- Móvel, para movimentação no campo de tiro.
- Com medidas para suporte de placas de largura de 300 a 350 mm.

A Figura 3.6 apresenta o suporte de fixação das placas compósitas poliméricas fabricadas nesse projeto.

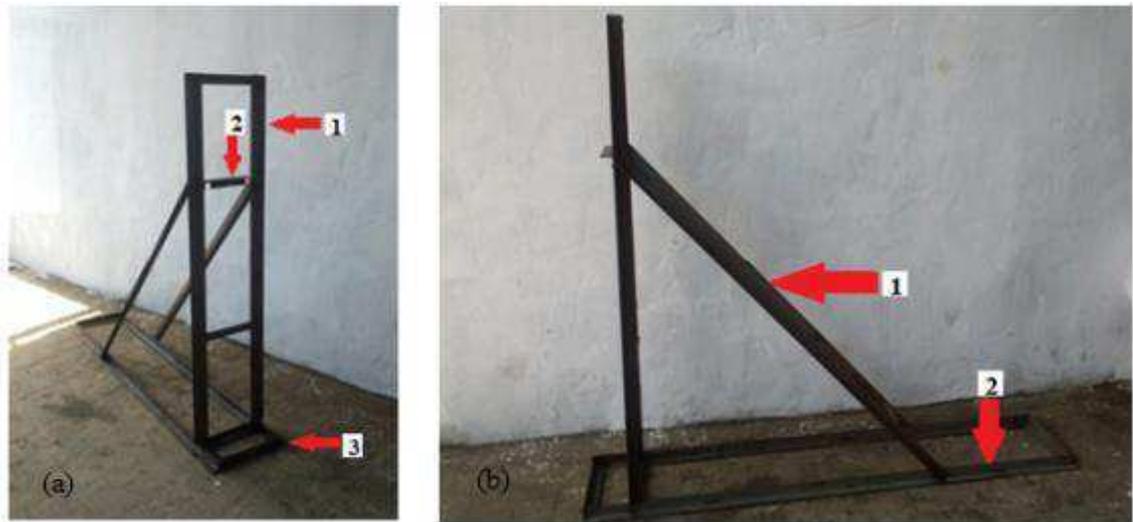


Figura 3.6 – Estrutura de suporte desenvolvida para os ensaios balísticos: (a) vista diagonal e (b) vista lateral.

A Figura 3.6 (a), apresenta o suporte fabricado a partir de cantoneiras “L” de dimensão 1 1/2” x 1/8”. As laterais do suporte e da base (1 e 3), foram fabricadas com dupla cantoneira a fim de dar maior rigidez a estrutura. Também foi adicionado um apoio (2) para as placas serem ensaiadas. Foi feito na base uma área para adição de massa (3), necessária para a anulação de algum movimento que por ventura ocorresse na estrutura no momento do impacto.

Na Figura 3.6 (b), pode-se ver o uso da “mão francesa” (1) para tornar a estrutura mais rígida para impactos normais ao suporte. Os desenhos do suporte de fixação das placas compósitas para ensaio Balístico se encontram no Anexo A.

3.2.3.2 Fabricação de aparato para Ensaio quase-estático Punch Shear

Foi desenvolvido um aparato para os ensaios quase-estático Punch Shear baseado no dispositivo desenvolvido para os testes realizados por Xiao et al. (2005). Algumas mudanças relativas as dimensões do aparato para se adequar ao nosso trabalho foram feitas. A Figura 3.7 ilustra o esquema do aparato de testes desenvolvido e utilizado no trabalho de Xiao et al. (2005).

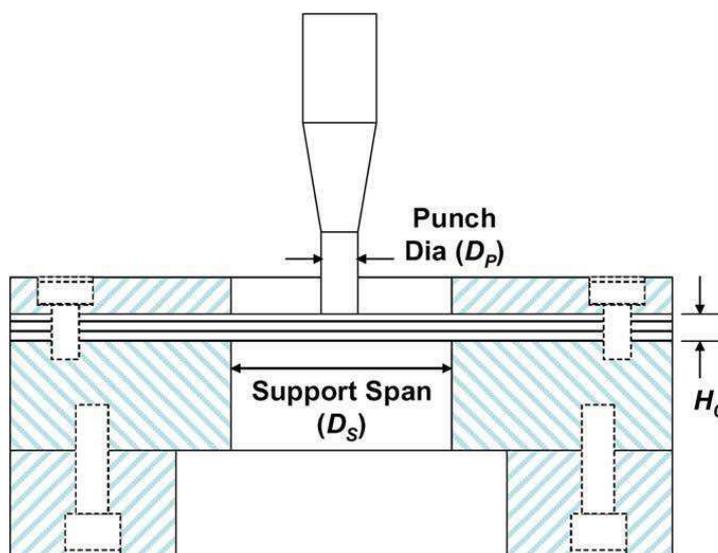


Figura 3.7 – Representação esquemática do aparato para ensaio quase-estático Punch Shear. Fonte: Xiao et al. (2005).

A Figura 3.8 ilustra as peças que compõem o aparato de testes. Então, temos um punção para ensaio que têm o diâmetro da ponta (D_p) de 9 mm e 40 mm de comprimento. As placas da base superior e inferior para prender o compósito, têm ambas 200 x 200 mm quadrados. A abertura central das placas da base (D_s) foi de 72 mm de diâmetro.

O aparato foi manufaturado com Aço Ferramenta VC 130, na Empresa Mecânica Nossa Senhora Abadia, que fica sediada no Distrito dos Mecânicos na cidade

de Campina Grande – PB. Esse aço tem dureza elevada (54 HRC) para que com o uso em vários ensaios mecânicos, não haja um desgaste acentuado da ponta do punção e das placas do aparato. O projeto dimensional do aparato para ensaio quase-estático Punch Shear se encontra no Anexo B.



Figura 3.8 – Aparato de testes para ensaio quase-estático Punch Shear.

3.2.3.3 Metodologia e fabricação da garra para Ensaio de Compressão Após Impacto

O projeto de um dispositivo é um processo especializado na resolução de problemas. No caso desse trabalho, o processo desenvolveu-se através de uma série de fases principais e em sequência cronológica.

Na Figura 3.9, está esquematizado o fluxograma da metodologia de projeto com suas fases principais.

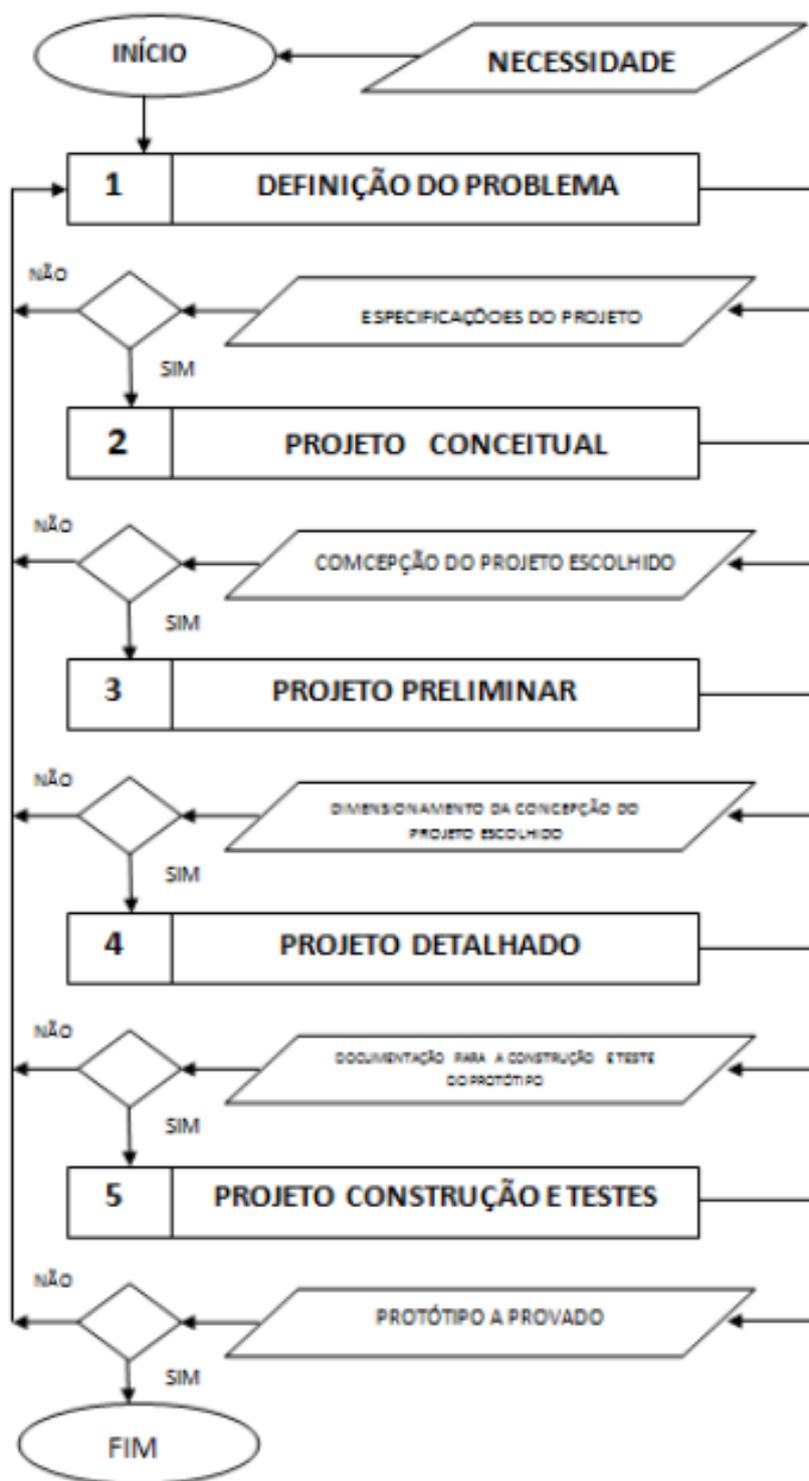


Figura 3.9 – Fluxograma da metodologia de projeto da garra de ensaio de Compressão Após Impacto adotada no trabalho.

Projeto Informacional da garra para Ensaio de Compressão Após Impacto

Para a concepção da garra que foi utilizada para realização dos Ensaios de Compressão Após Impacto para materiais compósitos, foram estudados diversos modelos de garras existentes, encontradas principalmente em equipamentos desenvolvidos pela Boeing, Instron, Airbus Industries, ASTM e da Universidade de Bologna – Itália. A partir das garras estudadas, foi realizado o projeto conceitual para o desenvolvimento da garra para o ensaio de Compressão Após Impacto.

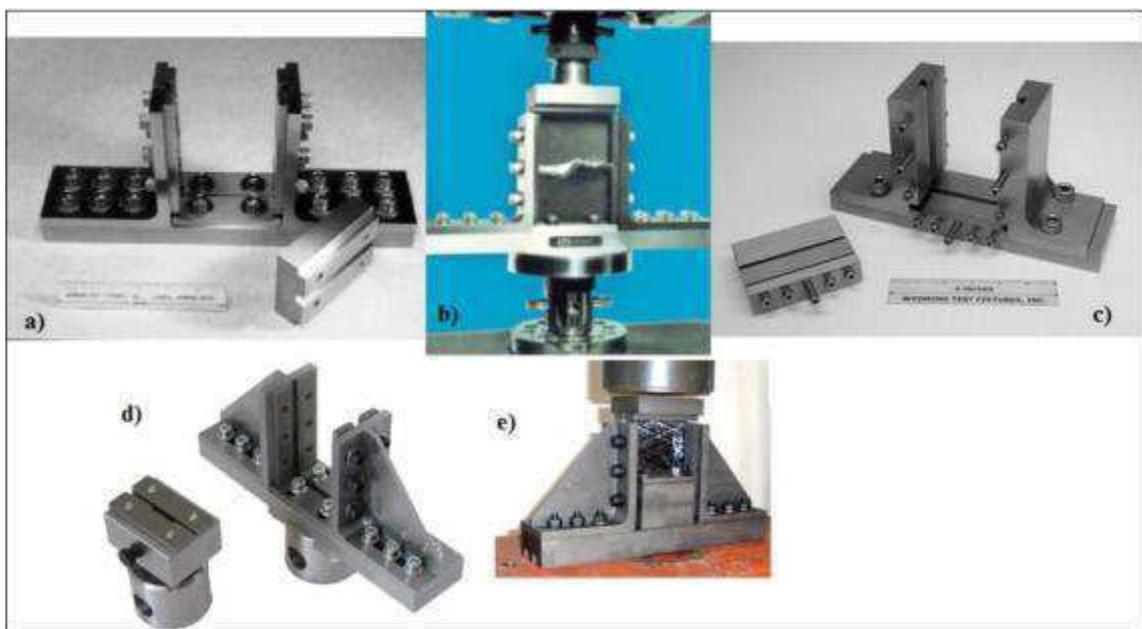


Figura 3.10 – Garras para ensaio de Compressão Após Impacto estudadas. Garras da a) Boeing, b) Instron, c) Airbus, d) ASTM e e) Univ. Bologna.

Projeto Conceitual da garra para Ensaio de Compressão Após Impacto

A concepção da garra de compressão após impacto desenvolvida neste projeto foi realizada baseada nos seguintes projetos:

1. Garra da ASTM
2. Garra da Universidade de Bologna – Itália.

Baseado nas análises dessas garras foi proposto o desenvolvimento do dispositivo da ASTM. Pois o desenho desta garra é fruto da última versão da norma

para ensaios CAI de compósitos publicada pela ASTM (ASTM D7137-12). Outro motivo é que a mesma é de fabricação fácil.

Com a configuração da garra definida a partir da norma ASTM D7137-12, foram feitos os desenhos de cada componente da garra no software Autodesk Inventor 2011 (versão estudante). A seguir é possível ver na Figura 3.11 o conjunto montado mostrando a disposição de cada peça na garra.

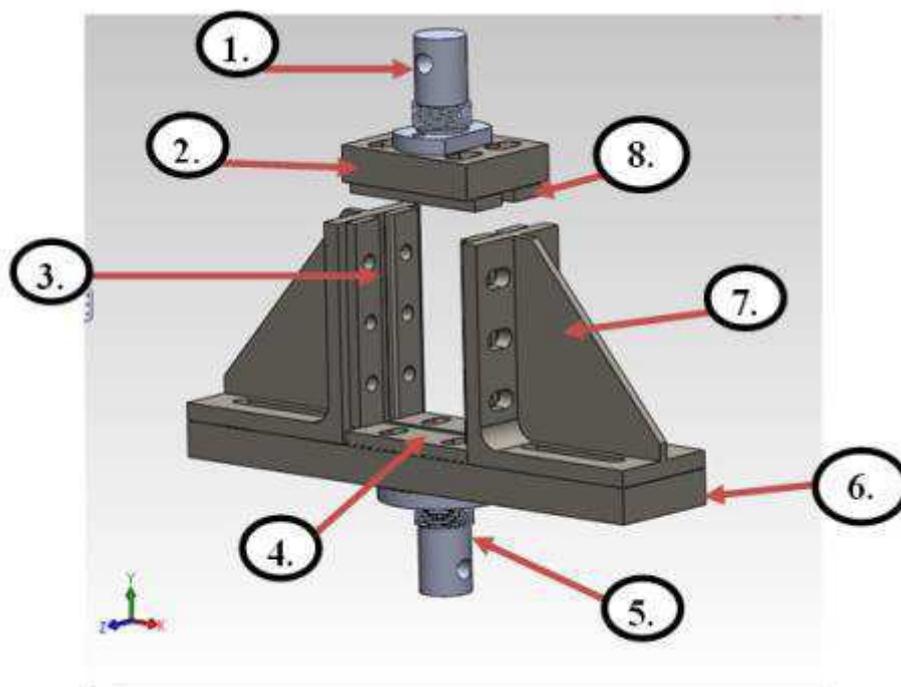


Figura 3.11 – Garra com o conjunto montado mostrando a disposição de cada componente.

Abaixo estão descritos cada parte da garra no suporte indicado na Figura 3.11.

1. Dispositivo superior de fixação da garra no suporte da máquina de ensaio.
2. Base superior.
3. Placas laterais.
4. Placas da base inferior.
5. Dispositivo inferior de fixação da garra no suporte da máquina de ensaio.
6. Base inferior.
7. Cantoneiras com reforço.
8. Placas da base superior.

Projeto Preliminar das Garras para o Ensaio de Compressão Após Impacto

Para a realização da simulação foram relacionadas as peças críticas, onde observamos que os dispositivos de fixação superior e inferior da garra eram os mais solicitados. Foi utilizado o software Autodesk Inventor 2011 (versão estudante), onde foram feitas análises de tensões e deformações. Foi aplicada uma força de 68 kN para avaliar como o dispositivo iria reagir, onde este valor foi estabelecido através da literatura estudada, e foram observadas as cargas máximas aplicadas aos corpos de prova para ocorrer à falha. Para a simulação, foi definido o material como aço com uma tensão de escoamento de 210 MPa. Na Figura 3.12 (a), temos a simulação em função da tensão e na Figura 3.12 (b) em relação ao deslocamento devido a aplicação da carga.

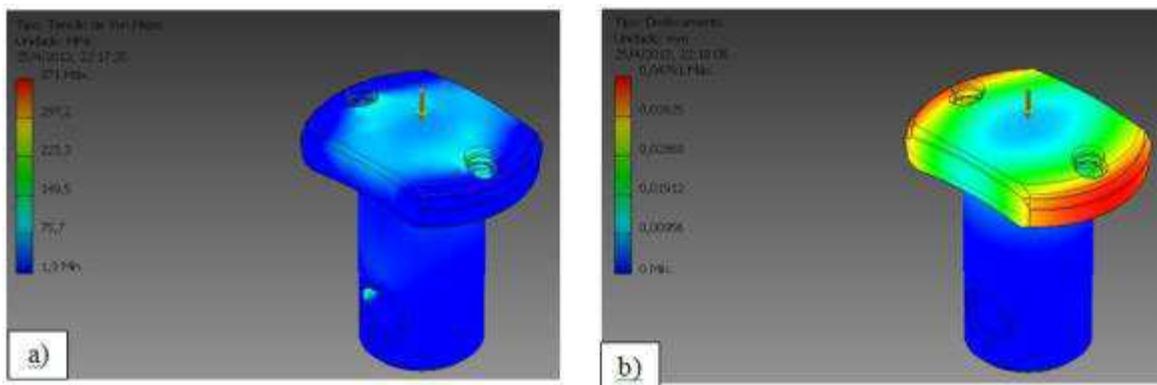


Figura 3.12 – Simulação do dispositivo de fixação superior em (a) tensão e (b) deslocamento.

Observamos na Figura 3.12 (a), que a tensão máxima ocorreu nos furos, com o valor de 149,5 MPa. Na Figura 3.12 (b), temos a análise em relação ao deslocamento onde o deslocamento máximo ocorreu na borda da superfície (em vermelho), no valor de 0,048 mm.

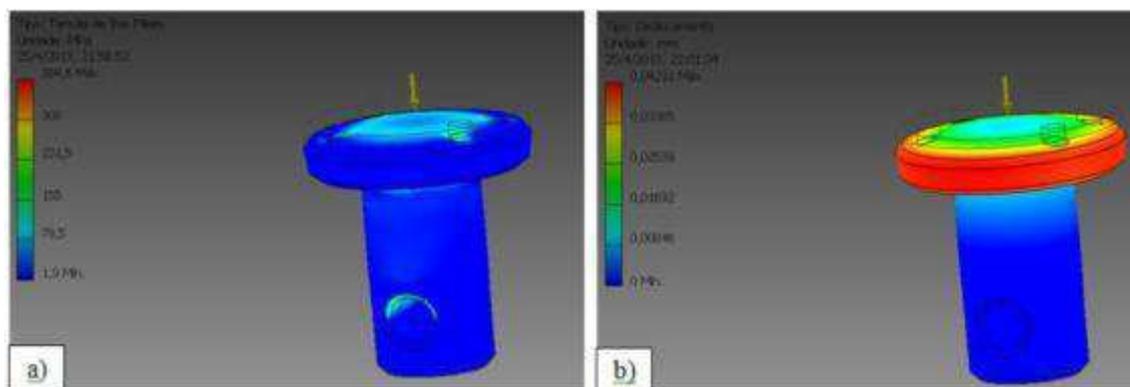


Figura 3.13 – Simulação do dispositivo de fixação inferior em (a) tensão e (b) deslocamento.

Observamos na Figura 3.13 (a) que a tensão máxima ocorreu nos furos, com o valor em torno de 160 MPa. Na Figura 3.13 (b), temos a análise em relação ao deslocamento onde o deslocamento máximo ocorreu na borda da superfície (em vermelho), no valor de 0,042 mm.

Projeto Detalhado da garra para Ensaio de Compressão Após Impacto: Fabricação da Garra

Os desenhos e especificações de fabricação das garras para ensaio de materiais compósitos submetidos a Ensaio de Compressão Após Impacto se encontram no Anexo C.

A garra desenvolvida para ensaios de Compressão Após Impacto foi fabricada na Empresa Mecânica Nossa Senhora Abadia, que fica sediada no Distrito dos Mecânicos na Cidade de Campina Grande – PB. O material utilizado para a confecção do conjunto de peças da garra foi um aço SAE 1020. No final, foi feita uma pintura superficial contra oxidação.

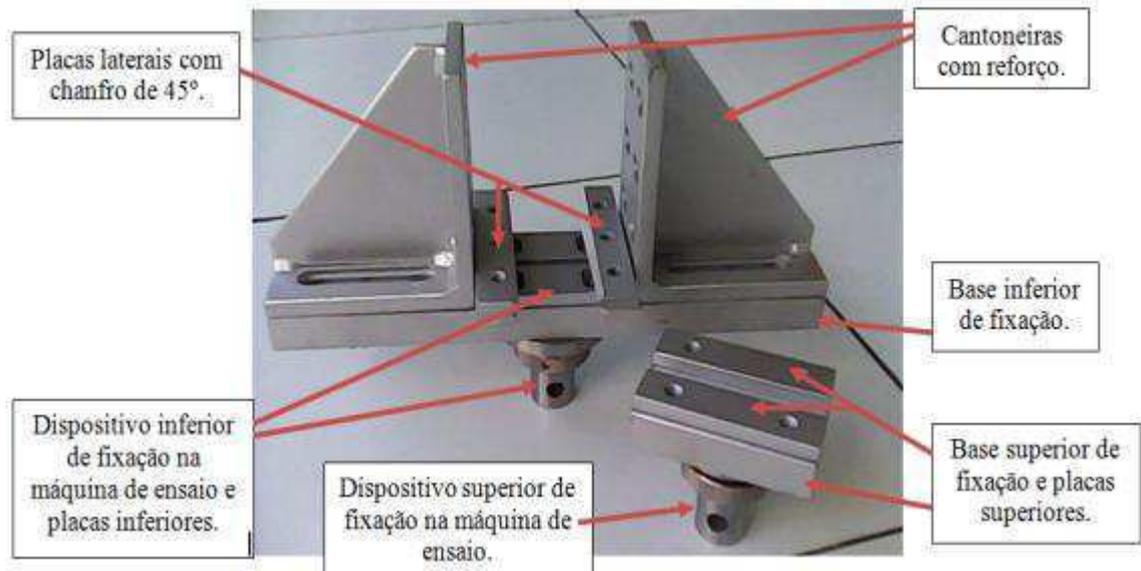


Figura 3.14 – Garra para ensaio de Compressão Após Impacto com detalhes de cada peça da garra.

3.2.4 Metodologias para os Ensaios Realizados nesse Projeto de Pesquisa

Neste tópico, descreveremos as metodologias que foram utilizadas para os três ensaios e a análise da área delaminada nos compósitos.

3.2.4.1 Metodologia para Ensaio de impacto Balístico

Nesse projeto de pesquisa foram efetuados 10 disparos sobre as placas compósitas.

Seleção do projétil a ser utilizado no Ensaio Balístico

Os ensaios Balísticos de todas as placas foram realizados em um campo de tiro em Campina Grande, utilizando munição padrão da CBC, sendo esta uma tentativa de se garantir que os projéteis usados tivessem as características equivalentes de acordo com o nível de blindagem que foi escolhido como parâmetro para as placas.

O trabalho foi realizado tendo como foco o nível de blindagem II-A, segundo a norma NIJ 0101.03 (Site: Ballistic Edge). A Tabela 3.5 apresenta as características das munições, como massa, velocidade e energia cinética do fabricante CBC.

Tabela 3.5 – Munições de armas curtas da CBC.



Munição	Projétil		Balística			Utilização / Características
	Peso grains	V m/s	E Joules	Provele cm		
.40 S&W						
1	CHPP Treinamento	160	355	653	10,2	Treinamento e adaptação de atiradores. Reduz o desgaste do cano das armas.
3	CSCV	160	355	653	10,2	Competições de tiro prático.
5	ETPP	180	300	524	10,2	Projétil de grande penetração.
8	Frangível	125	380	525	10,2	Projétil destinado a romper-se facilmente ao impacto com uma superfície dura, reduzindo o máximo a possibilidade de ricochete.
.45 Auto						
3	CSCV	200	290	545	12,7	Treinamento e adaptação de atiradores. Para perfeito funcionamento em alguns tipos de arma, pode haver necessidade de adaptação da rampa de alimentação.
6	ETOG	230	253	477	12,7	Projétil de boa penetração para uso das forças armadas e policiais.
9mm Luger						
4	EXPP Flat	95	405	506	10,2	Projétil expansivo de alto impacto.
6	ETOG	115	343	440	10,2	Projétil de grande penetração e que funciona com perfeição em qualquer tipo de arma semi-automática.
7	EXPO	115	349	445	10,2	Características balísticas ideais para uso policial.
6	ETOG	124	332	443	10,2	Projétil de grande penetração e que funciona com perfeição em qualquer tipo de arma semi-automática.
2	CHOG Treinamento	124	332	443	10,2	Destinada a treinamento. Reduz o desgaste do cano da arma e inclusive pode ser utilizada em submetralhadoras, pois o nível de pressão permite tanto o tiro semi-automático quanto o automático.
5	ETPP Subsônica	147	300	428	10,2	Destinada a armas equipadas com silenciadores (nos países onde seu uso é legal).
9	Frangível	100	370	443	10,2	Projétil destinado a romper-se facilmente ao impacto com uma superfície dura, reduzindo ao máximo a possibilidade de ricochete.

V (Velocidade) e E (Energia) medidas na boca. Provele (comprimento do cano).



COMPANHIA BRASILEIRA DE CARTUCHOS

A partir desta tabela e do nível de proteção da blindagem balística, foi possível escolher qual munição seria utilizada para os testes. Foi escolhida a munição CBC 9

mm Luger, com projétil ETOG (no Inglês FMJ) de 124 grains (8,0 g), velocidade de 332 m/s e energia cinética de 443 J, segundo a Tabela 3.5. Ver a Figura 3.15.



Figura 3.15 – Munição CBC 9 mm Luger utilizado no Ensaio Balístico.

Importante comentar que para um determinado calibre pode-se variar: peso do projétil, velocidade, energia cinética, forma e nível de encamisamento.

Fixação das placas compósitas no suporte de apoio desenvolvido

O alvo é fixado na estrutura metálica por 3 ou 4 grampos do tipo “C” presos a cada uma de suas extremidades, Figura 3.16, e obedecendo a distancia para os testes como descrito na norma NIJ 0101.03.



Figura 3.16 – Esquema de fixação do alvo na estrutura.

3.2.4.2 Metodologia para Ensaio quase-estático Punch Shear

A Metodologia para o ensaio quase-estático Punch Shear segue os experimentos realizados por Xiao et al. (2005), onde um Punção de Cisalhamento para Teste (daí vem o nome Punch Shear) é conduzido usando um aparato feito sobre encomenda para os testes sobre os laminados poliméricos fabricados. Os testes sobre os laminados geram um padrão de carga por deslocamento do punção e diferentes tipos de danos internos e externos para cada laminado. A taxa de deslocamento desempenhada nos testes é de 2,54 mm/min. A razão entre o diâmetro de abertura do acessório de teste e do diâmetro do punção, D_s/D_p , (chamada em Xiao et al. (2005), de SPR) foi igual a 8,0. A máquina utilizada para o teste foi uma máquina de ensaio universal eletromecânica, marca Instron, modelo 5582, com capacidade de 100 kN, que situa-se no Laboratório do LaMMEA do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Campina Grande. A Figura 3.17 demonstra as placas e o punção na máquina de testes.



Figura 3.17 – Aparato para ensaio quase-estático Punch Shear fixado na máquina Instron.

3.2.4.3 Metodologia para Ensaio de Compressão Após Impacto

Na Figura 3.18 temos os corpos de prova, com e sem dano, nas dimensões recomendadas pela norma antes do ensaio.



Figura 3.18 – Corpos de prova, com e sem dano, para realização do ensaio de Compressão Após Impacto.

Esta placa de manta de fibra de vidro com 5 camadas, foi submetida ao impacto e um dano gerado por um projétil CBC 9 mm FMJ, com massa de 8,0 g e a uma velocidade de 332 m/s (em média).

Na Figura 3.19, observamos o corpo de prova com as suas dimensões de largura, altura e espessura.

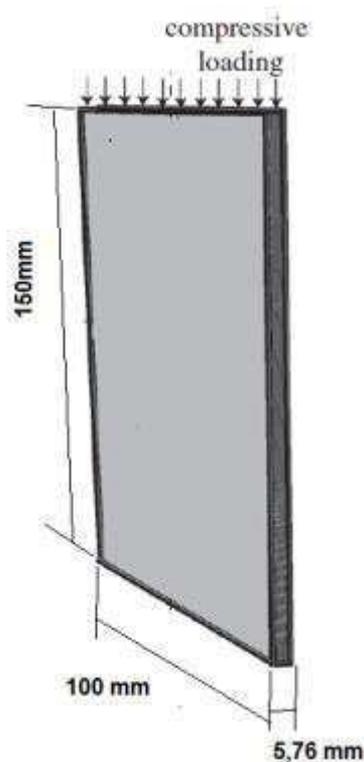


Figura 3.19 – Dimensões do corpo de prova.

As placas de compósito não possuem uma espessura uniforme, onde para cada local que se faz a medida temos um valor diferente. Para o cálculo da espessura dos corpos de prova foram feitas 3 medidas em locais distintos e calculou-se a média, como observamos na Figura 3.19, este valor foi de 5,76 mm.

Para os ensaios, foram feitas especificações como, por exemplo, a velocidade de aplicação da carga de compressão que é definida pela norma ASTM D7137-12, onde este valor é de 1,25 mm/min. No momento da fixação do corpo de prova na garra, seguimos outra especificação da norma ASTM7137-12, em que a mesma especifica que as superfícies laterais do corpo de prova fiquem com um espaçamento de aproximadamente de 1 mm entre a superfície do corpo de prova e as cantoneiras, isto para que com a aplicação da carga de compressão, a garra não impeça as deformações laterais que ocorre devido a carga de compressão.

3.2.4.4 Metodologia para análise do dano por delaminação nas placas compósitas

Foi necessária a proposta de um método de cálculo das áreas delaminadas, apresentado a seguir.

Primeiramente, foi realizada a medição em todas as áreas delaminadas, medindo sua altura e largura. E com o uso de dois software, Paint e Autodesk Inventor 2011 (versão estudante), foi realizado o calculo da área delaminada.

No Paint foi ajustado o formato de cada área delaminada e verificado se era uma elipse (que foi anteriormente constatado visualmente), Figura 3.20.

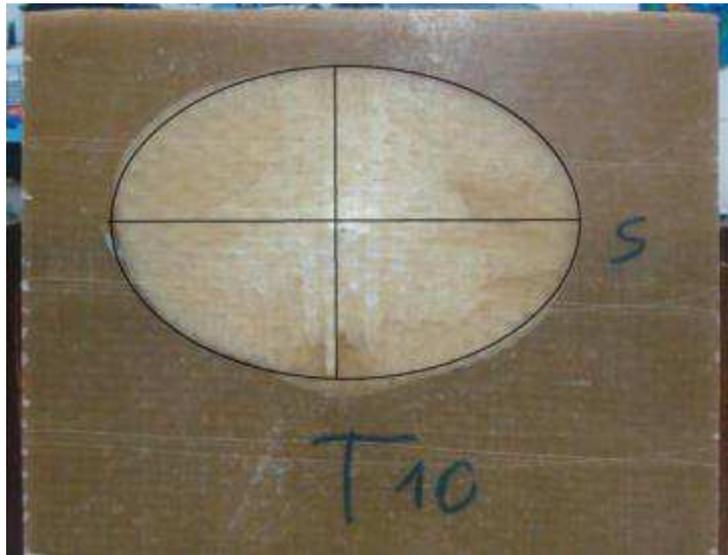


Figura 3.20 – Verificação da área delaminada na placa T10 no software Paint.

Após a verificação, a elipse foi desenhada no software Autodesk Inventor 2011 (versão estudante) com as medidas dos eixos maior (largura medida) e eixo menor (altura medida) e, em seguida, foi calculada a sua área, Figura 3.21.

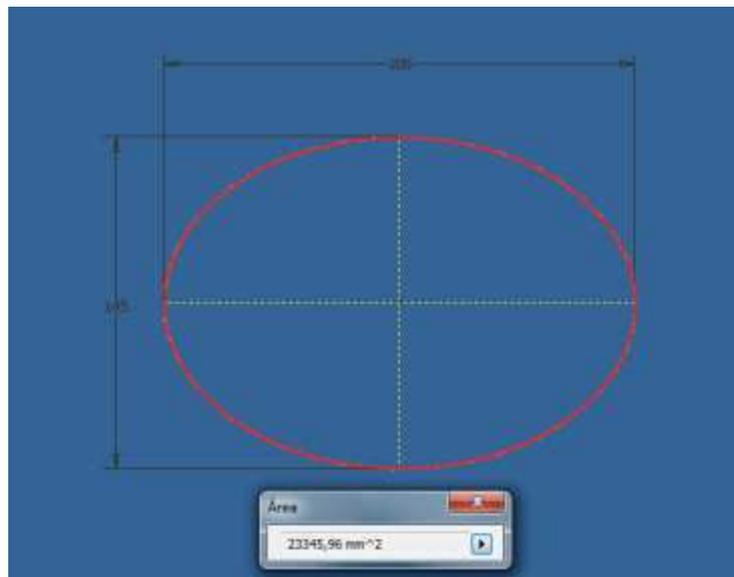


Figura 3.21 – Cálculo da área delaminada da placa T10 utilizando o software Autodesk Inventor 2011 (versão estudante).

3.2.4.5 Metodologia para cálculo dos parâmetros de Feret no ensaio quase-estático Punch Shear

Através da medição do dano por delaminação que ocorreu nas placas compósitas ensaiadas pelo método quase-estático Punch Shear, foi possível determinar o Maior diâmetro de Feret (F_{max}) e o Menor diâmetro de Feret (F_{min}), como descrito na Figura 3.22. A isotropia do dano causado neste ensaio foi melhor avaliada pela Razão de Feret. A Razão de Feret, que é igual a F_{min}/F_{max} , é uma medição básica da alongação da região. A Razão de Feret se aproxima de 1 para uma região isotrópica e vai para 0 para uma região fortemente alongada (Nunes et al., 2004).

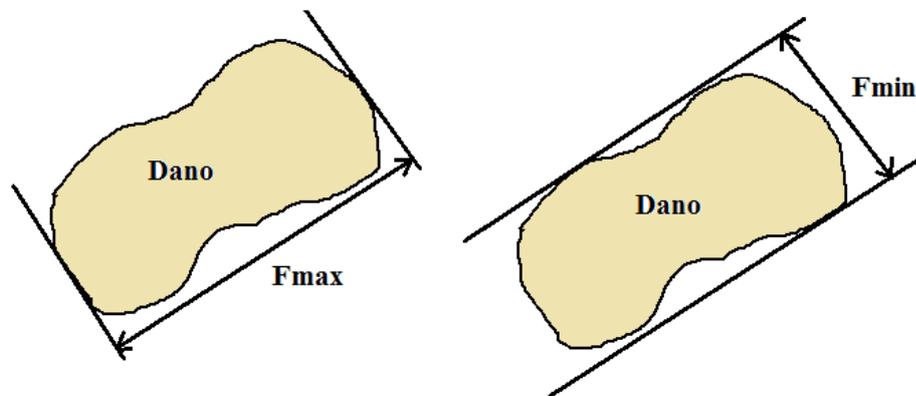


Figura 3.22 – Tamanho e orientação dos parâmetros de Feret medidos para caracterizar as regiões de dano.

3.2.4.6 Comportamento sob carregamento das placas compósitas ensaiadas por quase-estático Punch Shear

Foram levantadas as curvas carga x deslocamento para os compósitos ensaiados por quase-estático Punch Shear, e que mostraram em concordância com a literatura, duas fases distintas de propagação da falha com a completa perfuração do punção. Estas duas fases são indicadas como, iniciação do dano e propagação do punção (perfuração) (Pramanik e Mantena, 2009). A primeira fase foi considerada como início do dano, definida a partir do início de propagação do punção até o pico máximo de carga, onde se vê pequenos picos de carga ao longo da extensão. A segunda fase

configura-se a partir do pico máximo de carga até a carga ser cessada, que foi denominada como propagação do punção (perfuração).

A Figura 2.23 demonstra essas duas fases no diagrama carga x deslocamento.

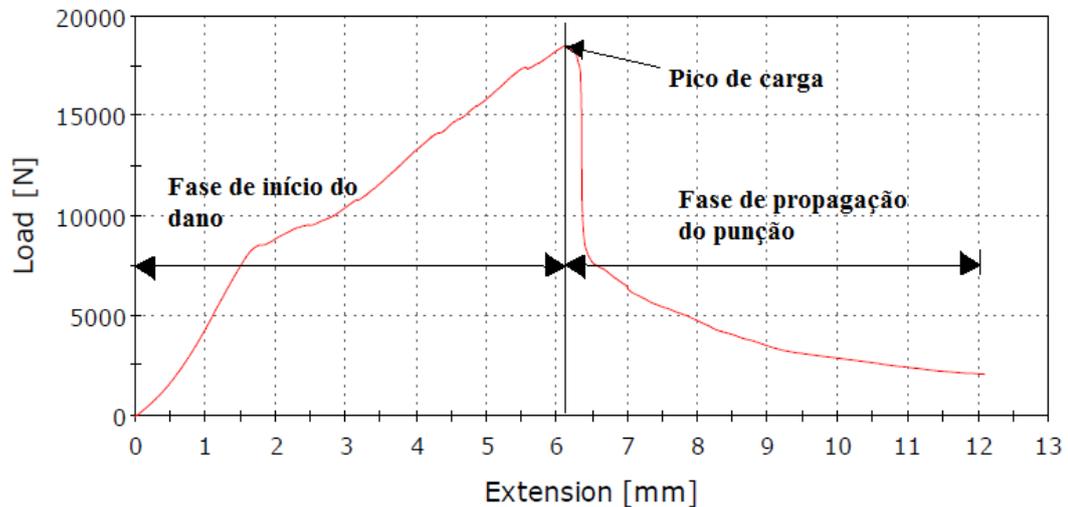


Figura 3.23 – Fases de dano por ensaio quase-estático Punch Shear, diagrama carga x deslocamento.

A Energia Absorvida pelas placas ensaiadas por quase-estático Punch Shear foram obtidas integrando a curva carga x deslocamento através do software Origin 8, e tal energia foi dividida em duas fases, como na Figura 3.23. A área abaixo da curva é exatamente a energia que os compósitos absorveram.

3.2.4.7 Definição de um compósito fino e um compósito espesso para o ensaio quase-estático Punch Shear

Segundo a metodologia de Gama et al. (s/d), iremos definir se os compósitos usados nos ensaios quase-estáticos Punch Shear se enquadram como finos ou espessos. Para isso, consideramos o punção do ensaio como um cilindro circular reto (Right Circular Cylinder, RCC) de diâmetro D_p , a abertura das placas como D_s e a espessura dos compósitos como H_c . Em seguida, os seguintes parâmetros geométricos podem ser definidos, de acordo com a Tabela 3.6:

Tabela 3.6 – Parâmetros geométricos adimensionais do ensaio Punch Shear.

Definição	Expressão
Razão do Suporte e o Diâmetro do Punção	$SPR = D_s/D_p$
Razão do Diâmetro do Punção e a Espessura do Compósito	$PTR = D_p/H_c$
Razão do Diâmetro do Suporte e a Espessura do Compósito	$STR = D_s/H_c$
Razão do Diâmetro do Punção e do Suporte pela Espessura Compósito	$PSTR = D_p D_s / H_c^2$

Neste trabalho, vários compósitos foram avaliados sob carregamento pelo ensaio quase-estático Punch Shear, apresentando um $SPR = 8,0$.

Segundo a literatura, o comportamento apresentado na forma de um ‘joelho’, nos gráficos carga x deslocamento, define se um compósito é considerado ‘fino’ ou ‘espesso’. Em seguida, o dano apresentado na forma de ‘joelho’ foi correlacionado com os valores de $PSTR$ apresentados para estes compósitos. Então foi visto que, valores de $PSTR$, isto é, $D_p D_s / H_c^2 < 50$ foram obtidos para compósitos laminados ‘espessos’, $D_p D_s / H_c^2 > 100$ foram obtidos para compósitos laminados ‘finos’, e $50 < D_p D_s / H_c^2 > 100$ define uma região de transição entre ‘fino’ e ‘espesso’ (Gama et al., s/d).

O comportamento apresentado na forma de ‘joelho’ pode ser visto na Figura 3.24, retirada do trabalho de Xiao et al. (2005). Este comportamento em ‘joelho’ é visto como um pequeno pico de carga, antes do pico máximo de carga que o material suporta.

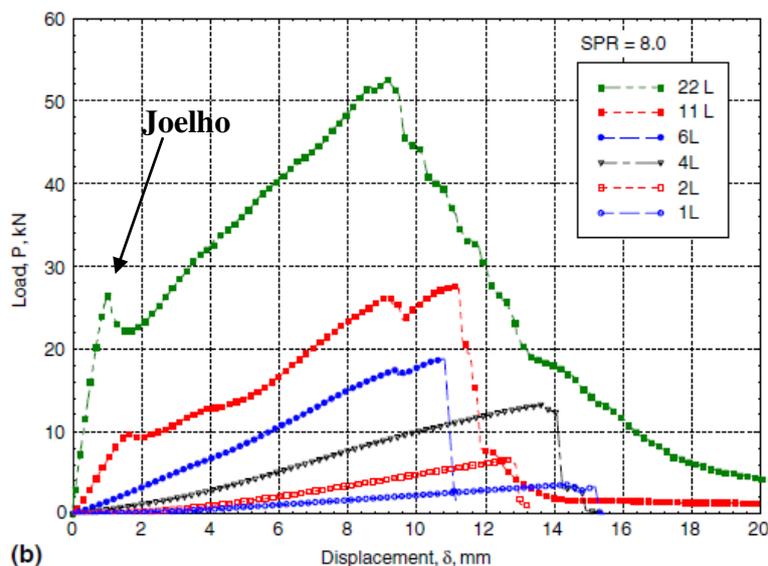


Figura 3.24 – Curvas carga x deslocamento com a definição do comportamento em ‘joelho’. Fonte: Xiao et al. (2005).

CAPÍTULO 4

RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 Resultados dos Ensaio Balísticos

A Tabela 4.1 apresenta os resultados dos ensaios de impacto Balístico nos laminados poliméricos, em termos de o projétil ter perfurado (P) ou não perfurado (NP).

Tabela 4.1 – Resultados dos Ensaio de Impacto Balístico.

Placas poliméricas	Perfurou (P)	Não Perfurou (NP)
M1	X	
M5	X	
M10	X	
M15		X
M20		X
T1	X	
T5	X	
T10		X
T15		X
T20		X

Esta tabela apresenta todos os compósitos que resistiram ao impacto do projétil. É possível notar que os compósitos de tecido de fibra de vidro tiveram maior resistência ao impacto do projétil em relação aos compósitos de manta de fibra de vidro.

Esta tabela é importante para propor protótipos de blindagem, no nível de blindagem escolhido, levando em consideração que foi disparado somente um projétil para cada placa. Os compósitos que suportaram o projétil, isto é, as placas não perfuradas (NP), serão levadas em consideração para apresentar os próximos resultados.

A seguir, serão analisadas as placas que não tiveram perfuração (NP) no ensaio Balístico.

Placa compósita M15

A Figura 4.1 apresenta o laminado polimérico de manta com 15 camadas (M15), onde podemos visualizar o dano na parte traseira (saída do projétil) da placa.



Figura 4.1 – Dano na parte traseira da placa M15.

Na região delaminada na placa M15 (Figura 4.1), foi percebido pouco abaulamento.

Houve dano local na resina (indicado por 1 na Figura 4.1) com desprendimento da mesma e algumas fibras danificadas.

Placa compósita M20

A Figura 4.2 apresenta a região delaminada na parte traseira da placa M20.

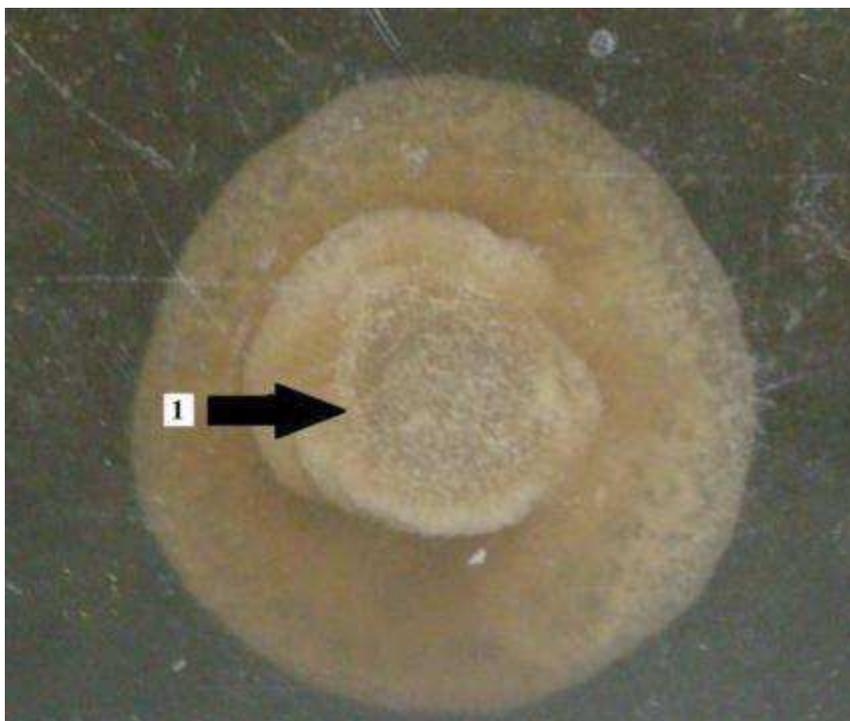


Figura 4.2 – Dano na parte traseira da placa M20.

Na Figura 4.2 não houve abaulamento da placa na área delaminada. O dano local superficial observado, foram algumas fissuras na resina (indicado por 1 na Figura 4.2), mas que não chegou a haver despendimento do material da placa.

Placa compósita T10

A Figura 4.3 apresenta a área delaminada na parte traseira da placa T10.

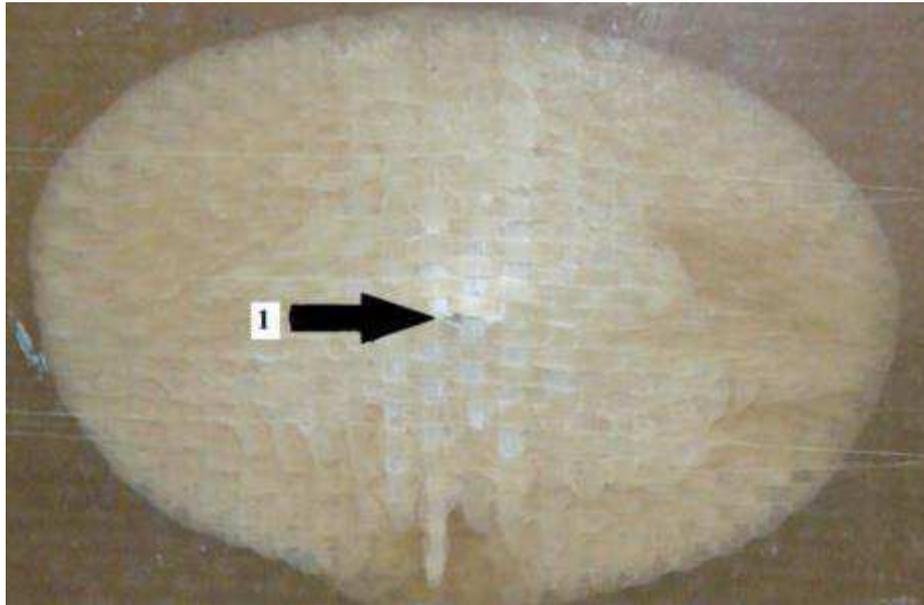


Figura 4.3 – Dano na parte traseira da placa T10.

Visualmente, a área delaminada na parte de trás da placa T10 mostrada na Figura 4.3, foi a que mais sofreu dano entre as placas que não tiveram perfuração (NP). Na região do impacto (indicado por 1 na Figura 4.3) foi observado abaulamento, além de várias fibras rompidas ou danificadas (indicadas por 1 na Figura 4.3), e parte da resina superficial próxima ao centro da área (1) se despreendeu com o impacto.

Placa compósita T15

Na Figura 4.4 é apresentada a área delaminada na parte traseira da placa T15.

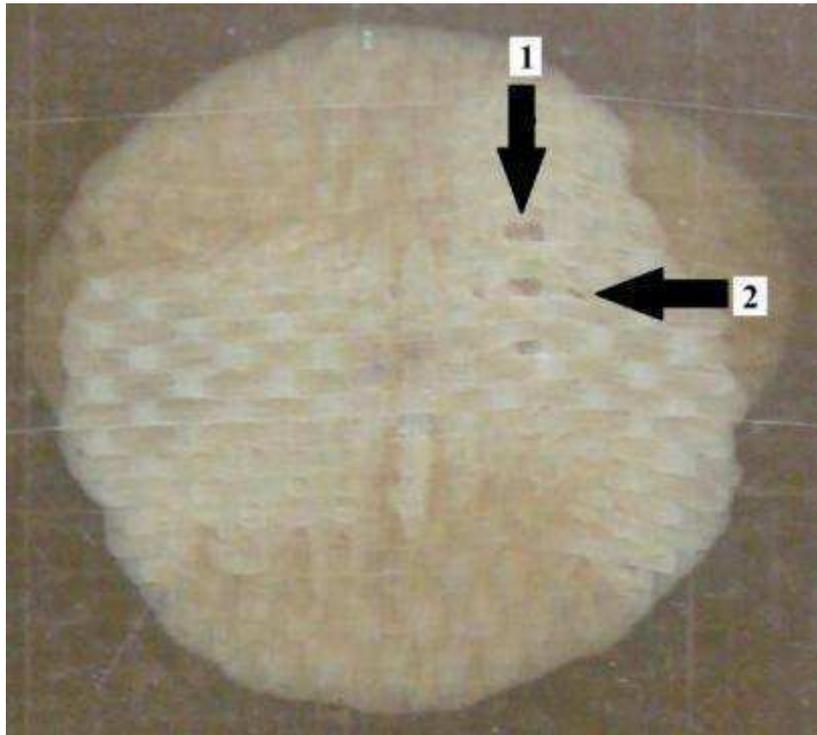


Figura 4.4 – Dano na parte traseira da placa T15.

Na Figura 4.4, foi possível observar que na área afetada com o impacto (área delaminada) houveram alguns locais onde a resina se desprende (indicado por 1 e 2 na Figura 4.4), e foi observado um leve abaulamento da área. Mas, não foi visualizado nenhum dano na última camada de fibra (rompimento das fibras).

Placa compósita T20

Na Figura 4.5 é possível visualizar a área delaminada na parte traseira da placa T20.

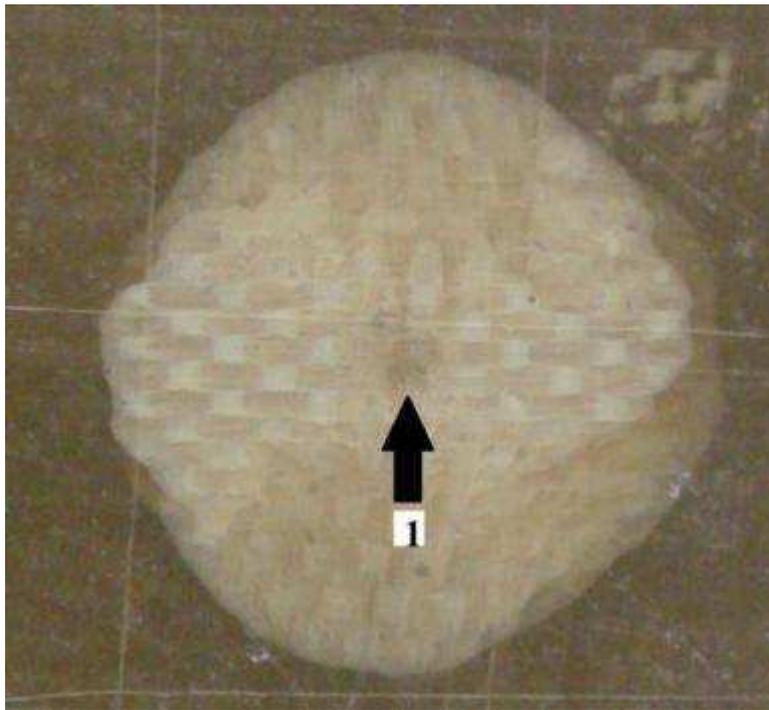


Figura 4.5 – Dano na parte traseira da placa T20.

Na Figura 4.5, na área delaminada da placa T20 não foi visualizado nenhum dano superficial das fibras, só algumas fissuras na resina no centro da área (indicado por 1 na Figura 4.5). Não foi observado nenhum abaulamento na área do impacto.

4.2 Análises do impacto balístico nos compósitos poliméricos

Serão realizadas, a seguir, análises nos compósitos poliméricos usados nos ensaios Balísticos, com o intuito de determinar a extensão do dano ocasionado pelo projétil (diâmetro do furo), as áreas delaminadas de entrada e saída e as melhores configurações apresentadas dos compósitos estudados (mais eficientes).

Análise do diâmetro do furo nos compósitos poliméricos de manta de fibra de vidro

As Figuras 4.6, 4.7, 4.8, 4.9 e 4.10 apresentam as placas compósitas de manta de fibra de vidro, após os ensaios de impacto balístico. Em todas elas, a foto da esquerda apresenta o furo da entrada do projétil e a da direita o furo de saída do projétil (para as que houveram perfuração).



Figura 4.6 – Placa de 1 camada de manta de fibra de vidro (M1).



Figura 4.7 – Placa de 5 camadas de manta de fibra de vidro (M5).

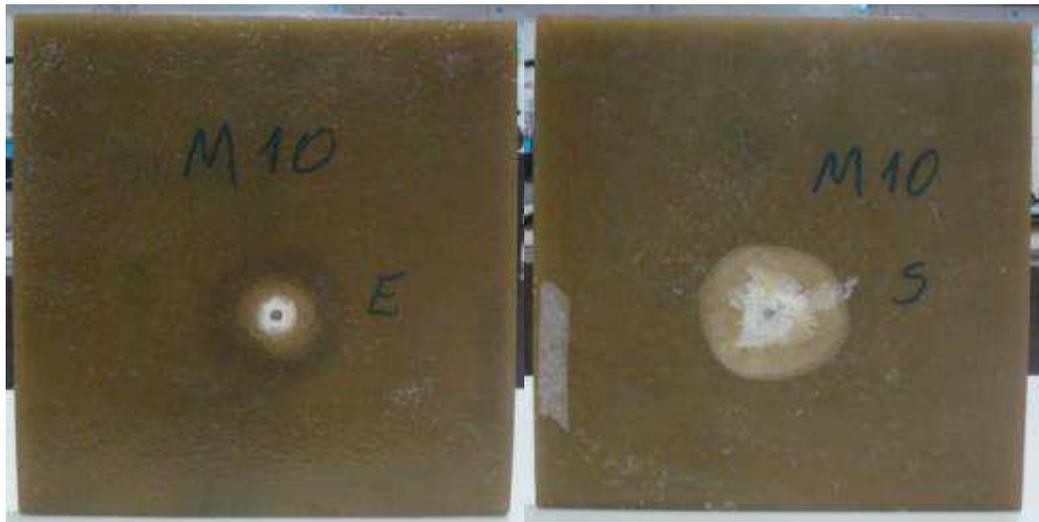


Figura 4.8 – Placa de 10 camadas de manta de fibra de vidro (M10).



Figura 4.9 – Placa de 15 camadas de manta de fibra de vidro (M15).



Figura 4.10 – Placa de 20 camadas de manta de fibra de vidro (M20).

Para a medida dos furos de entrada e saída (frontal e traseiro) de todas as placas, foram realizadas duas medidas, uma na horizontal (D1) e outra na vertical (D2), como mostrado na Figura 4.11. Na Tabela 4.2, são mostradas as medidas desses furos nas placas compósitas de manta.

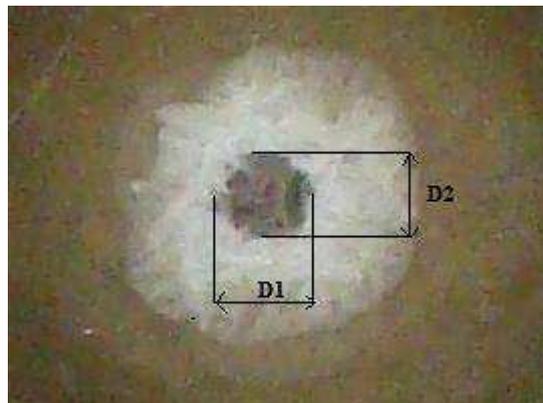


Figura 4.11 – Medição do diâmetro do furo.

Tabela 4.2 – Medida dos furos de entrada e saída das placas compósitas de manta.

Placa	Entrada			Saída		
	D1 (mm)	D2 (mm)	Media (mm)	D1 (mm)	D2 (mm)	Media (mm)
M1	8,6	9,1	8,85	---	---	---
M5	6,3	7,3	6,8	6,8	7,1	6,95
M10	9,0	8,6	8,8	11,1	10,6	10,85
M15	9,5	8,7	9,1	---	---	---
M20	8,6	10,0	9,3	---	---	---

Algumas considerações devem ser feitas em relação aos furos de saída. Na placa M1, por esta ter apenas uma camada, o diâmetro do furo de entrada foi igual ao diâmetro do furo de saída. Já nas placas M15 e M20 não houve perfuração total das placas, logo só há possibilidade de medição do furo de entrada dessas placas.

A partir da placa M5, houve um crescimento do diâmetro do furo de entrada na medida em que o número de camadas aumentou. A diferença do diâmetro dos furos de entrada da placa M10 e da placa M20 (dobro de camadas), foi de apenas 5,7 %. A diferença entre o diâmetro dos furos de entrada e saída das placas M5 e M10, foi de 2,2 % e 23,3 %, respectivamente.

Análise das áreas delaminadas das placas de manta

As áreas delaminadas de todas as placas foram medidas de acordo com o item 3.2.4.4. Onde suas medidas são apresentadas na Tabela 4.3. Na placa M1 não houve área delaminada por esta só ter uma camada e não está inclusa nesta tabela.

Tabela 4.3 – Áreas delaminadas das placas poliméricas de manta de fibra de vidro.

Placas	Área delaminada frontal (mm ²)	Área delaminada traseira (mm ²)
M5	395,13	1662,29
M10	481,05	5860,64
M15	6208,57	9836,33
M20	5529,20	10381,98

Podemos ver por esta tabela que, a área delaminada frontal aumentou com o aumento do número de camadas, com exceção da placa M20, onde houve uma queda. As áreas delaminadas traseiras aumentaram com o aumento do número de camadas. E, houve sempre um aumento da área delaminada frontal em relação a área delaminada traseira para todas as placas, onde pode-se perceber que o aumento da área delaminada entre a frente e a traseira da placa M10 foi de 1200 %.

Análise do diâmetro do furo nos compósitos poliméricos de tecido de fibra de vidro

As Figuras 4.12, 4.13, 4.14, 4.15 e 4.16 apresentam as placas laminadas poliméricas de tecido de fibra de vidro, após os ensaios de impacto balístico. Em todas elas a foto a esquerda apresenta o furo de entrada do projétil (frontal) e a da direita o furo de saída (traseiro) do projétil (para as que houveram perfuração).



Figura 4.12 – Placa de 1 camada de tecido de fibra de vidro (T1).

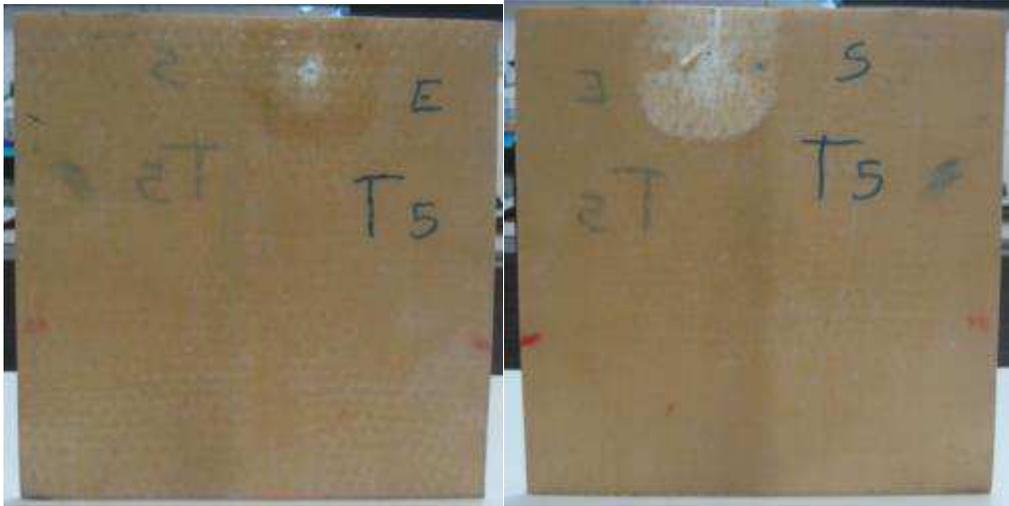


Figura 4.13 – Placa de 5 camadas de tecido de fibra de vidro (T5).

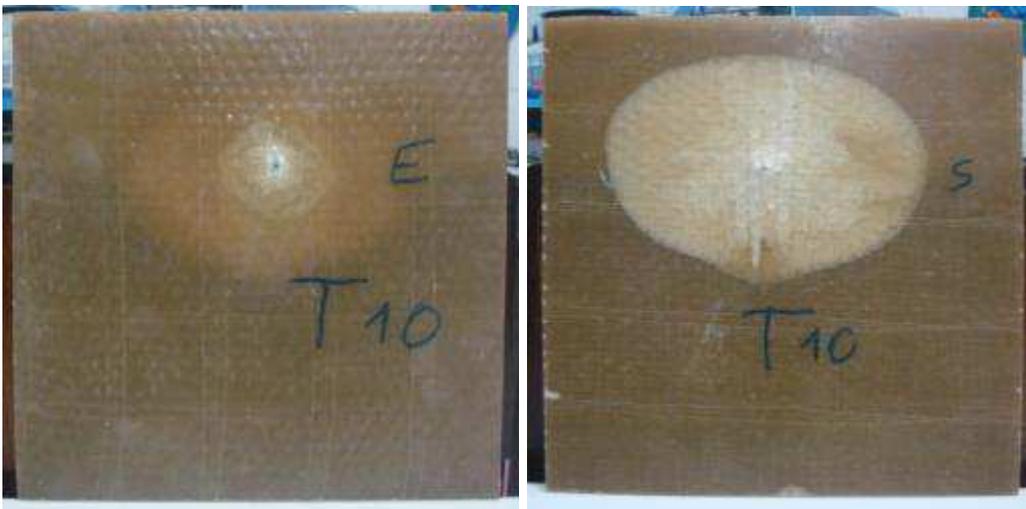


Figura 4.14 – Placa de 10 camadas de tecido de fibra de vidro (T10).



Figura 4.15 – Placa de 15 camadas de tecido de fibra de vidro (T15).



Figura 4.16 – Placa de 20 camadas de tecido de fibra de vidro (T20).

A seguir na Tabela 4.4, as medidas dos furos realizados nas placas de tecido de fibra de vidro, seguindo a mesma metodologia descrita nos compósitos de manta de fibra de vidro.

Tabela 4.4 – Medidas dos furos de entrada e saída das placas compósitas de tecido de fibra de vidro.

Placas	Entrada			Saída		
	D1 (mm)	D2 (mm)	Media (mm)	D1 (mm)	D2 (mm)	Media (mm)
T1	10,5	7,2	8,85	---	---	---
T5	6,1	5,5	5,8	5,4	4,7	5,05
T10	6,0	6,7	6,35	---	---	---
T15	8,5	8,3	8,4	---	---	---
T20	7,9	7,9	7,9	---	---	---

Com relação aos furos de saída nas placas de tecido, são válidas as mesmas considerações feitas nas de manta, onde na placa T1 por só ter uma camada o diâmetro do furo de entrada foi igual ao diâmetro do furo de saída. As placas T10, T15 e T20 não foram perfuradas pelo projétil.

Houve um aumento do diâmetro do furo de entrada entre as placas T5 e T15 (triplo de camadas), onde esse aumento foi de 44,8 %, até verificar uma queda na placa T20. A diferença entre o diâmetro dos furos de entrada e saída da placa T5 foi de 14,9 %, onde houve uma diminuição do diâmetro do furo de saída em relação ao diâmetro do furo de entrada.

Análise das áreas delaminadas das placas de tecido

As áreas delaminadas de todas as placas foram medidas de acordo com o item 3.2.4.4. Onde as medidas são apresentadas na Tabela 4.5. Na placa T1 não houve área delaminada por esta só ter uma camada.

Tabela 4.5 – Áreas delaminadas das placas poliméricas de tecido de fibra de vidro.

Placas	Área delaminada frontal (mm ²)	Área delaminada traseira (mm ²)
T5	1048,03	5717,70
T10	984,89	23345,96
T15	1350,88	15692,25
T20	1565,14	10117,50

Podemos ver por esta tabela que, a área delaminada frontal aumentou com o aumento do número de camadas, a partir da placa T10. As áreas delaminadas traseiras apresentaram um comportamento irregular, com o aumento do número de camadas.

Houve sempre um aumento da área delaminada frontal em relação a área delaminada traseira para todas as placas, onde pode-se perceber que o aumento da área delaminada entre a frente e a traseira da placa T10 foi de 2370 %.

Curva de variação das áreas delaminadas

A partir da área delaminada calculada de todas as placas compósitas, foram plotados gráficos comparativos de Área delaminada x N° de camadas, Figura 4.17 e 4.18, e Área delaminada x Espessura, Figura 4.20 e 4.21.

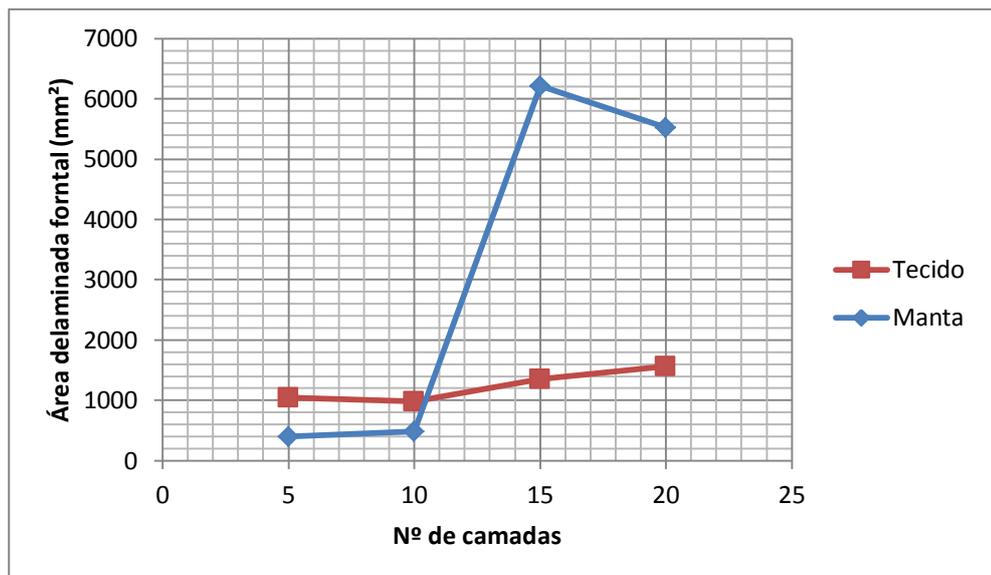


Figura 4.17 – Gráfico da variação da área delaminada frontal com o número de camadas.

Podemos ver pelo gráfico da Figura 4.17, que o aumento da área delaminada frontal para as placas de tecido não variou muito com o aumento do número de camadas, ficando na faixa de 1000 e 2000 mm². Já as placas de manta variaram bastante a área delaminada frontal, onde podemos perceber dois patamares: 1 patamar relacionado as placas T5 e T10, que ficaram abaixo de 1000 mm² de área delaminada; e, 1 patamar relacionado as placas T15 e T20, que ficaram na faixa de 5500 e 6500 mm² de área delaminada.

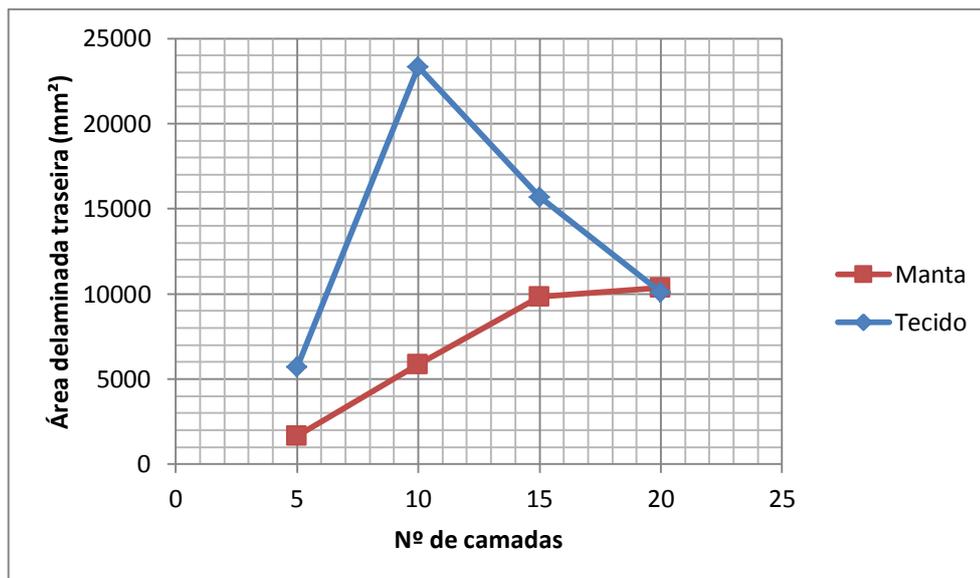


Figura 4.18 – Gráfico da variação da área delaminada traseira com o número de camadas.

Analisando o gráfico da Figura 4.18, podemos verificar que as placas de tecido atingem um ápice de área delaminada de saída na placa T10 e, logo depois, tende a diminuir. Isso pode ter acontecido devido o compósito de 10 camadas (T10) ter suportado o projétil e absorvido a máxima (ou aproximadamente) quantidade de energia, apresentando maior delaminação na última camada (delaminação máxima). Como, por exemplo, o compósito T5 foi totalmente perfurado, o mesmo apresentou área delaminada traseira menor (em relação aos outros compósitos), devido não ter absorvido a energia máxima dissipada pelo projétil.

A diferença entre a área delaminada de saída da placa T10 é de 230 % em relação a placa T20 (dobro de camadas). Para as placas de manta é possível verificar uma tendência crescente da área delaminada de saída, tendo como menor e maior área delaminada as placas M5 e M20, respectivamente. A diferença da área delaminada de saída entre as placas M20 e M5 foi de 625 %. Há de ressaltar que o tiro na placa M15 foi próximo à borda, impedindo completa formação da área delaminada, na Figura 4.19.

De um modo geral, as áreas delaminadas de saída para as placas de tecido foram maiores em relação as placas de manta.

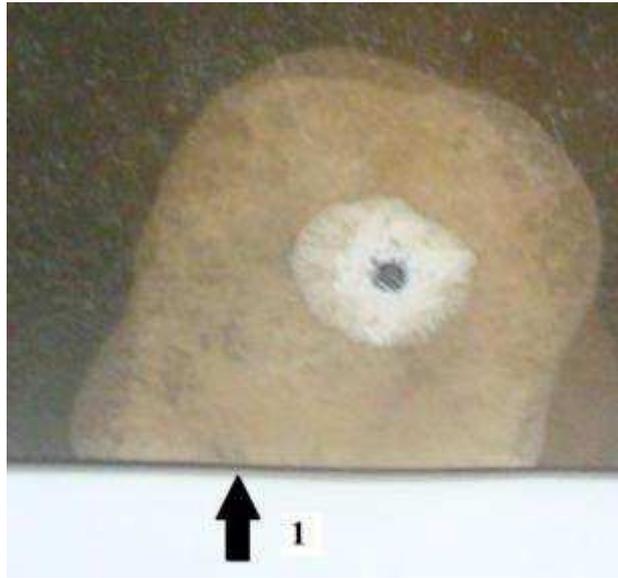


Figura 4.19 – Área delaminada na placa M15.

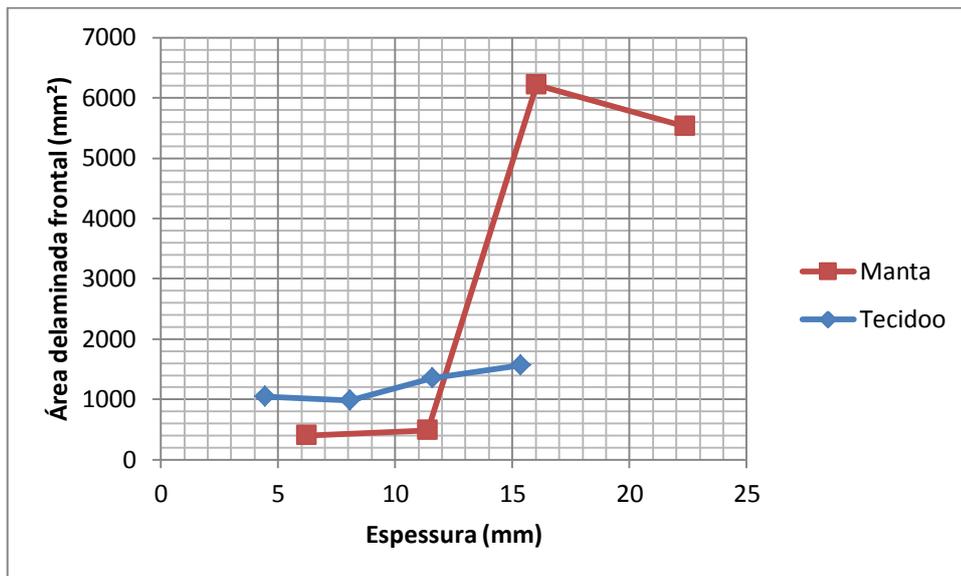


Figura 4.20 – Gráfico da variação da área delaminada frontal com espessura das placas.

De um modo geral, o gráfico da Figura 4.20 apresentou comportamento semelhante ao gráfico da Figura 4.17, onde pode-se perceber que para as placas de manta houveram 2 patamares de área delaminada de entrada: 1 patamar referente as placas M5 e M10 (6,22 e 11,4 mm de espessura, respectivamente); e, 1 patamar referente as placas M15 e M20 (16,04 e 22,38 mm de espessura, respectivamente). Para as placas de tecido houve aumento da área delaminada frontal, a partir da placa T10 (8,08 mm de espessura) até a placa T20 (15,34 mm de espessura).

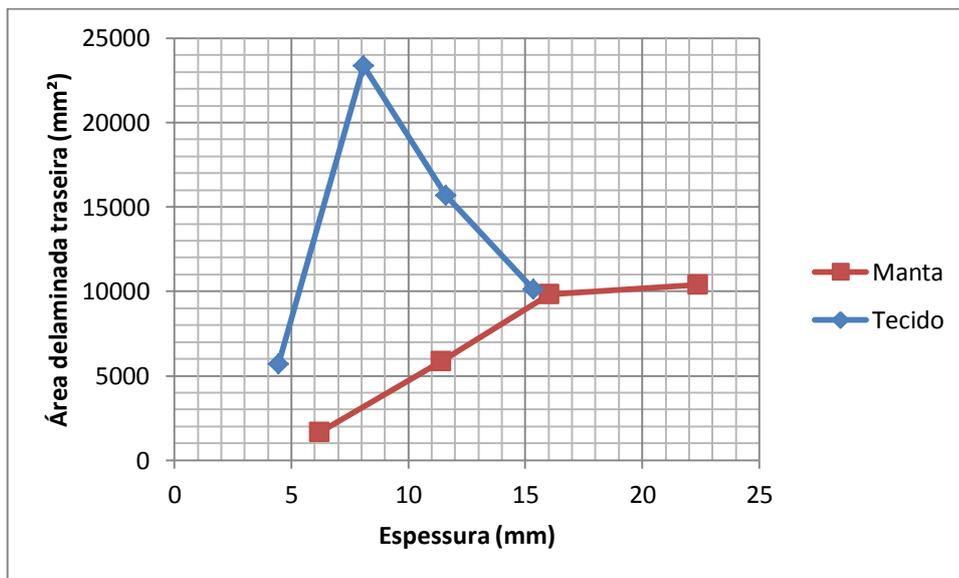


Figura 4.21 – Gráfico da variação da área delaminada traseira com espessura das placas.

No gráfico da Figura 4.21, é importante notar a coincidência da área delaminada de saída entre as placas M15 e T20, mostrando que a espessura é praticamente a mesma, mas que a diferença é de 5 camadas entre essas duas placas. A área delaminada traseira das placas de tecido foi praticamente maior em relação as placas de manta.

4.2.1 Eficiência balística dos laminados poliméricos fabricados

O peso é um parâmetro importante na seleção de materiais para uso em uma blindagem balística. Dessa forma, foi necessário o cálculo da Densidade Superficial e a Energia Absorvida Específica dos compósitos não perfurados (NP) neste projeto de pesquisa.

Análise da variação de espessura

A Tabela 4.6 apresenta as espessuras das placas compósitas não perfuradas (NP) e de uma blindagem de 6 camadas de Kevlar® XP™ S102 presente no mercado, para o mesmo nível de blindagem (DuPont, 2013).

Tabela 4.6 – Valores de espessura das placas não perfuradas (NP) e uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).

Placas	Espessura (mm)
T10	8,08
T15	11,60
T20	15,34
M15	16,04
M20	22,38
Kevlar® XP™ S102 (6 camadas)	2,94

A seguir é plotado o gráfico dos dados da Tabela 4.6. Onde podemos ver claramente a diferença de espessura das placas compósitas não perfuradas (NP). A espessura da blindagem de Kevlar® XP™ S102 foi calculada através da espessura de cada camada do material, isto é, 0,49 mm (DuPont, 2013).

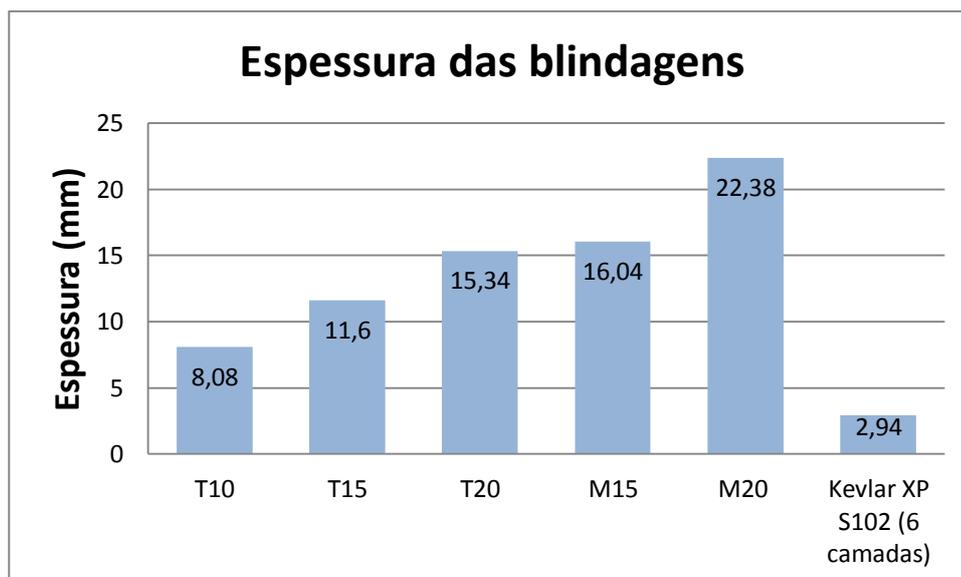


Figura 4.22 – Variação de espessura das placas compósitas não perfuradas (NP) e uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).

Como podemos ver na Figura 4.22, a espessura da placa T10 é de aproximadamente 50% da espessura da placa M15, um número bastante substancial, se levarmos em conta que as placas T10 e M15 foram as duas placas com menores números de lâminas, utilizando tecido e manta, respectivamente. A espessura da placa T10 é cerca de 90 % inferior a placa T20 (dobro de camadas). A princípio, a placa T10 seria escolhida com a blindagem ideal por apresentar a menor espessura, mas outros parâmetros devem ser levados em consideração.

Comparando a espessura da placa T10 com a blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas), é possível perceber que há uma diferença de espessura de aproximadamente 275 %.

Cálculo da Densidade Superficial

O termo ‘Areal Density’ ou Densidade Superficial (DS) é definido como a razão da densidade pela área de um corpo, dada em kg/m². Este parâmetro permite a comparação da razão peso por área entre blindagens balísticas constituídas por diferentes materiais. A Tabela 4.7 apresenta os valores calculados de DS dos compósitos que não foram perfurados pelo impacto do projétil 9 mm (Nível NIJ 0101.06 II-A) e de uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).

Tabela 4.7 – Valores de Densidade Superficial das placas não perfuradas (NP) e uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).

Placa	Área superficial (m ²)	Peso (kg)	Densidade superficial (kg/m ²)
T10	0,094986	1,210	12,73
T15	0,093787	1,700	18,12
T20	0,095090	2,350	24,71
M15	0,092622	2,075	22,40
M20	0,093091	2,950	31,68
Kevlar® XP™ S012 (6 camadas)	--	--	3,00

Em termo de comparação, o compósito de Kevlar usado para blindagem Nível NIJ II-A, tem densidade superficial de 3,00 kg/m². A seguir é plotado o gráfico dos dados da Tabela 4.7, na Figura 4.23. Podemos ver claramente a diferença de densidade superficial das placas não perfuradas (NP) e uma comparação visual com um compósito de Kevlar® XP™ S102.

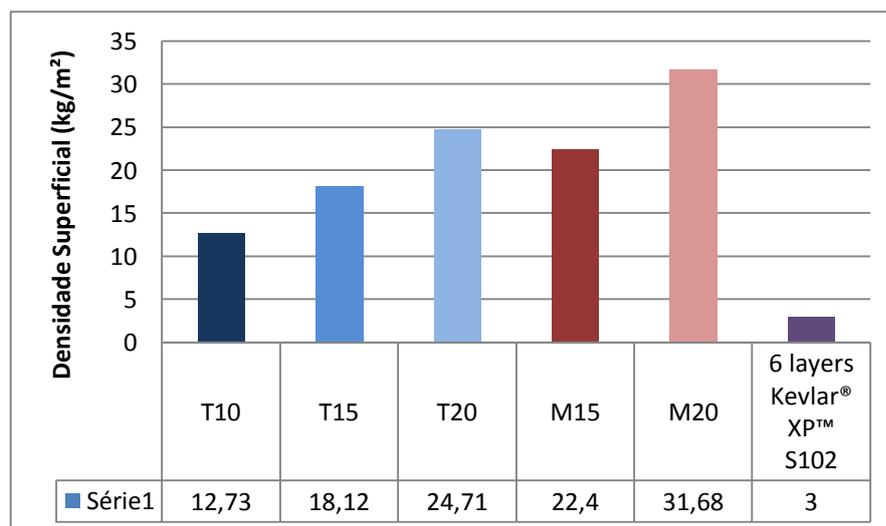


Figura 4.23 – Gráfico das densidades superficiais das placas.

A partir da Figura 4.23, podemos ver que a DS da placa T10 é cerca de 51 % da DS da placa T20 e é 56 % da DS da placa M15. A DS da placa T20 tem cerca de 77 % do valor de DS da placa M20. Comparando a placa T10 com o compósito de Kevlar® XP™ S102, o DS da placa T10 é mais de 400 % do DS deste compósito.

Cálculo da Energia Absorvida Específica

O termo ‘Specific Energy Absorbed’ ou Energia Absorvida Específica (EAE) é definido como a razão entre a energia cinética dispensada pelo projétil, em Joule (J), e a Densidade Superficial, em kg/m², possuindo a unidade Jm²/kg. O conhecimento deste parâmetro permite a comparação de eficiência balística, em blindagens com diferentes DSs, submetidas a mesmas energias cinéticas de impacto (Amorim Jr, 2007).

A Tabela 4.8 apresenta os valores calculados de EAE das placas compósitas poliméricas não perfuradas (NP). Foi adotado como energia cinética do projétil, a informada pelo fabricante, que é de 443 J.

Tabela 4.8 – Valores de Energia Específica Absorvida (EAE) dos compósitos não perfurados (NP) e uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).

Placas	Energia Absorvida Específica (EAE) (Jm ² / kg)
T10	34,80
T15	24,45
T20	17,93
M15	19,77
M20	13,98
Kevlar® XP™ S102 (6 camadas)	147,67

E a seguir, é plotado o gráfico dos dados da Tabela 4.8, na Figura 4.24.

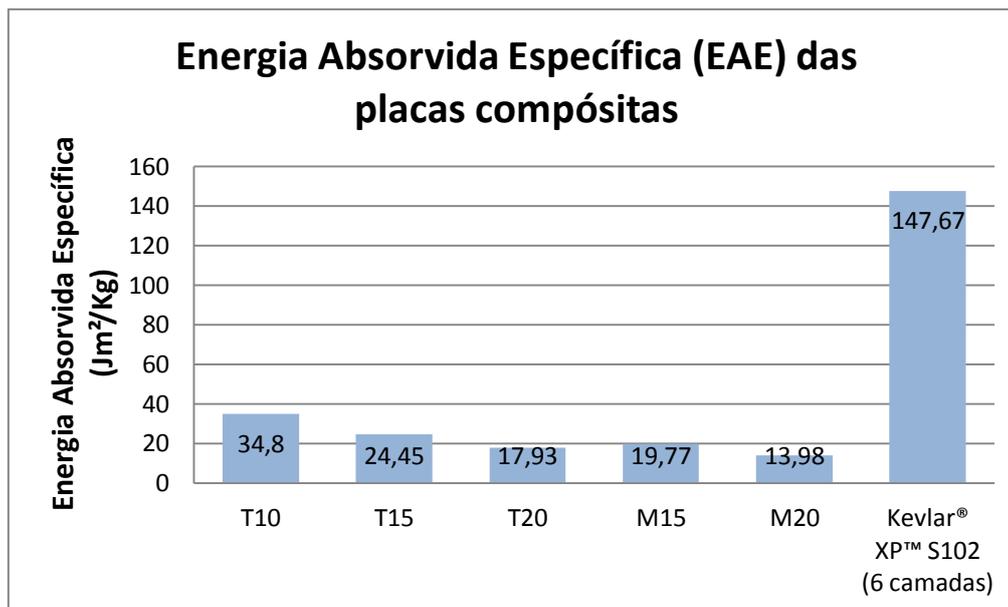


Figura 4.24 – Energia Absorvida Específica (EAE) das placas compósitas não perfuradas (NP) e uma blindagem de Kevlar® XP™ S102 (6 camadas).

Analisando o gráfico da Figura 4.24, podemos perceber que as placas laminadas de tecido de fibra de vidro tiveram uma melhor eficiência em relação às placas laminadas de manta.

Temos que a placa T10 possui EAE 42% superior à placa T15 que é a segunda em maior eficiência (EAE), e 76% superior a EAE da placa M15.

Com todos esses resultados, podemos concluir que as blindagens apresentadas nesse estudo teriam grande usabilidade em portas blindadas, paredes blindadas, estruturas para proteção de redes de supermercado e etc. Além do mais, elas não se oxidam e são obtidas por um processo simples para obter materiais compósitos.

4.3 Resultados do Ensaio quase-estático Punch Shear

A seguir, serão apresentados os resultados do ensaio quase-estático Punch Shear em termos da: fratura interna dos compósitos, forma do dano da área delaminada, diâmetro dos furos de entrada e saída nas placas compósitas, determinação dos parâmetros de Feret, Energia Absorvida e Pico máximo de carga, diagramas carga x deslocamento e definição de um laminado compósito fino e espesso.

4.3.1 Análise da fratura interna dos compósitos no Ensaio quase-estático Punch Shear

Tem sido proposto na literatura que os mecanismos de dano de um evento de impacto à alta velocidade são os mesmos para um evento de ensaio quase-estático Punch Shear (Gama et al., 2005). Obviamente, neste caso, não são levados em consideração os efeitos causados pela propagação da onda de choque causada por um projétil balístico. Sendo assim, podemos comparar o dano interno associado aos ensaios quase-estático Punch Shear e o dano interno de placas compósitas ensaiadas por impacto Balístico.

A Figura 4.25 mostra o dano interno (corte transversal) na placa compósita de tecido TP14, onde, possivelmente, as falhas que ocorreram devido as cargas impostas pelo punção, foram: cisalhamento das fibras por compressão, parte superior; e, cisalhamento das fibras por tração, parte inferior. Todos os compósitos de tecido apresentaram comportamento semelhante do dano que o apresentado no compósito TP14, Figura 4.25.

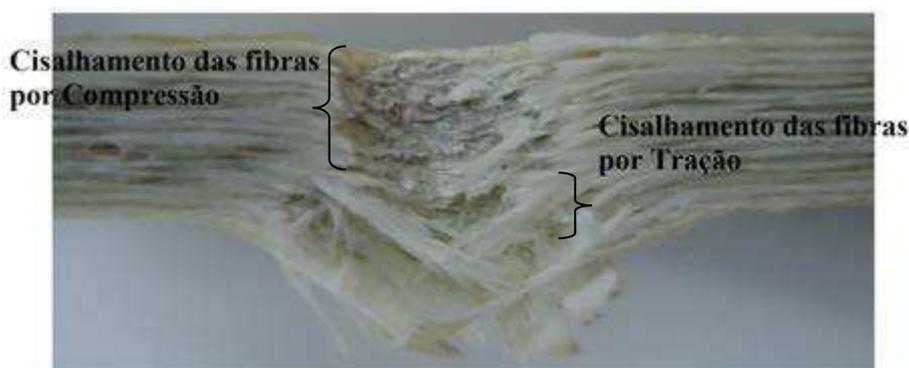


Figura 4.25 – Tipos de dano interno provocados no ensaio quase-estático Punch Shear. Placa TP14.

Este dano assemelha-se ao dano apresentado na Figura 4.26, apresentada em Gama e Gillespie (2008), onde vemos o esquema de um evento de impacto balístico apresentando cinco diferentes fases. Na Figura 4.26, o projétil cilíndrico com ponta reta, ao tocar o compósito causa corte imediato das fibras, causado por cisalhamento

compressivo (Fase II e III). Na Fase IV, o dano é apresentado na forma de fibras finais do compósito cisalhando por tração imposta pelo projétil.

Já na Fase V, é possível notar uma semelhança entre o dano apresentado no compósito TP14 (Figura 4.25) e o dano ocasionado pela saída do projétil (Figura 4.26).

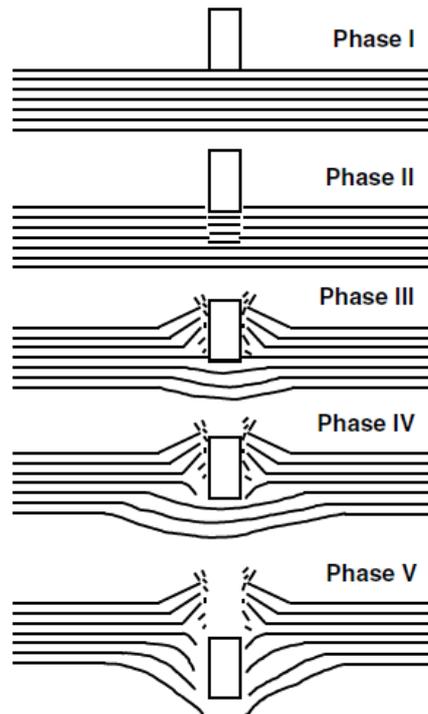


Figura 4.26 – Diferentes fases do evento de impacto balístico em compósitos.

Fonte: Gama e Gillespie (2008).

A Figura 4.27 mostra todos os compósitos de tecido com corte transversal, na região do dano. Medindo o dano nestes compósitos foi possível notar que, quanto maior foi o número de camadas destes compósitos, maior foi o comprimento da região onde ocorreu cisalhamento das fibras por compressão. Isso pode mostrar que, para os compósitos de tecido, a Fase de cisalhamento por compressão foi maior que a Fase de cisalhamento por tração. A Tabela 4.9 mostra a espessura da Fase de cisalhamento por compressão e a espessura total do compósito.

Os danos vistos nos compósitos de tecido, Figura 4.27, foram: ruptura da fibra e da matriz através do caminho percorrido pelo punção; delaminação na região da penetração do punção; e, descolamento das fibras na matriz.

Tabela 4.9 – Espessura da Fase de cisalhamento por compressão e espessura total dos compósitos de tecido no ensaio quase-estático Punch Shear.

Placa	Espessura da Fase de cisalhamento por compressão (mm)	Espessura Total (mm)
TP8	2,87	5,36
TP10	3,36	6,39
TP12	3,79	7,08
TP14	4,69	8,6
TP15	8,99	12,24
TP20	9,79	19,2

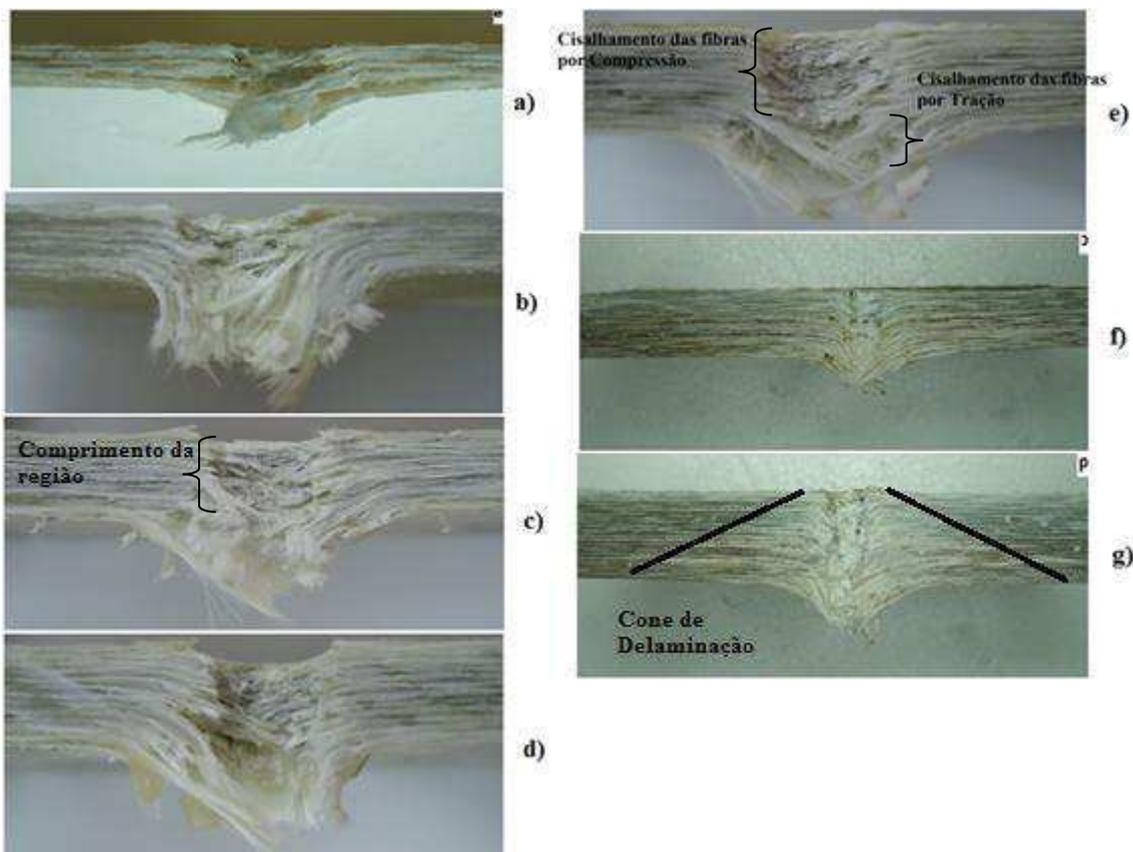


Figura 4.27 – Corte transversal dos compósitos de tecido ensaiados por quase-estático Punch Shear. Placa a) TP5, b) TP8, c) TP10, d) TP12, e) TP14, f) TP15 e g) TP20.

Os danos internos nas placas de manta no ensaio quase-estático Punch Shear podem ser vistos através da Figura 4.28. Foi verificado que os principais danos nestas

placas, foram: ruptura da fibra, trincamento da matriz, delaminação (formado na forma de um cone de fratura).

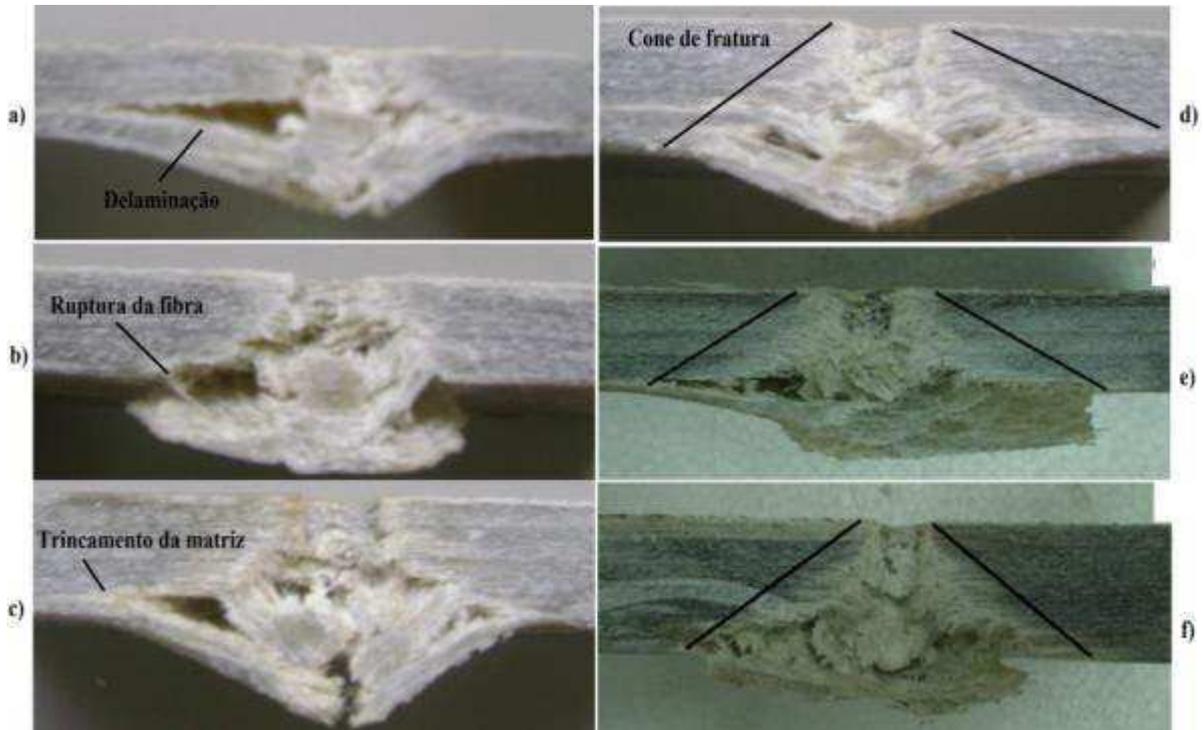


Figura 4.28 – Corte transversal das placas de manta usadas no ensaio quase-estático Punch Shear. Placa a) MP8, b) MP10, c) MP12, d) MP14, e) MP15 e f) MP20.

A Figura 4.29 mostra os principais danos internos obtidos em um ensaio quase-estático Punch Shear. Por esta figura, são vistas as zonas de dano em uma placa de manta, MP10, onde é possível notar, claramente: a zona de dano onde o cisalhamento das fibras ocorreu por compressão (corte ‘reto’), que são originadas até o pico máximo de carga, no diagrama carga x deslocamento; após atingir o pico máximo de carga no diagrama carga x deslocamento, é formado um *plug* de material, que é parte do material que falhou pelas cargas de compressão impostas pelo punção. Após o *plug* se formar, ele é esmagado pelo punção contra o material restante abaixo do *plug*, onde ocorre deformação por flexão; e, a zona onde o cisalhamento das fibras ocorreu por tração, que é a parte do material logo abaixo do *plug*, que se comporta como uma ‘viga’ (Xiao et al. 2005).

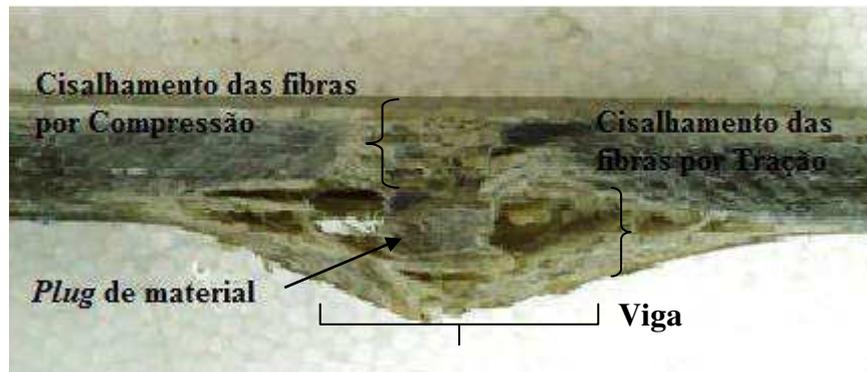


Figura 4.29 – Tipos de dano interno provocados no ensaio quase-estático Punch Shear. Placa MP10.

4.3.2 Formas de dano nas placas compósitas Ensaçadas por quase-estático Punch Shear

Pandya et al. (2013), em seu recente trabalho, obteve resultados experimentais para as formas de dano provocados pelo ensaio balístico em compósitos de fibra de vidro, fibra de carbono e híbridos (fibra de vidro/carbono). Esse danos podem ser vistos na Figura 4.30.

Resultados experimentais nas formas de dano devido ao ensaio quase-estático Punch Shear foram obtidos para as placas compósitas de manta e de tecido com 8, 10, 12, 14, 15 e 20 camadas. A seguir, serão apresentadas as figuras referentes aos danos nos compósitos desse projeto de pesquisa, Figura 4.31.

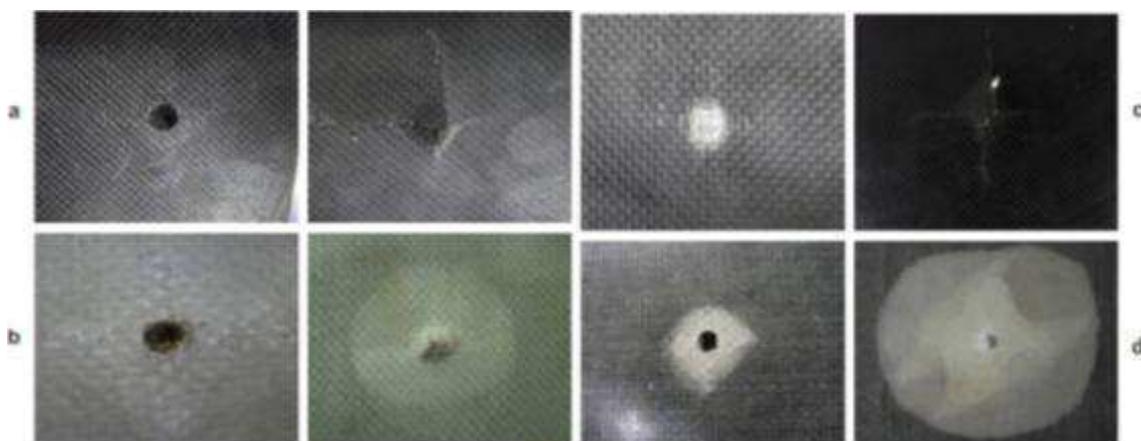


Figura 4.30 – Formas de dano obtidos experimentalmente. Ensaio Balístico. Fonte: Pandya et al., (2013).

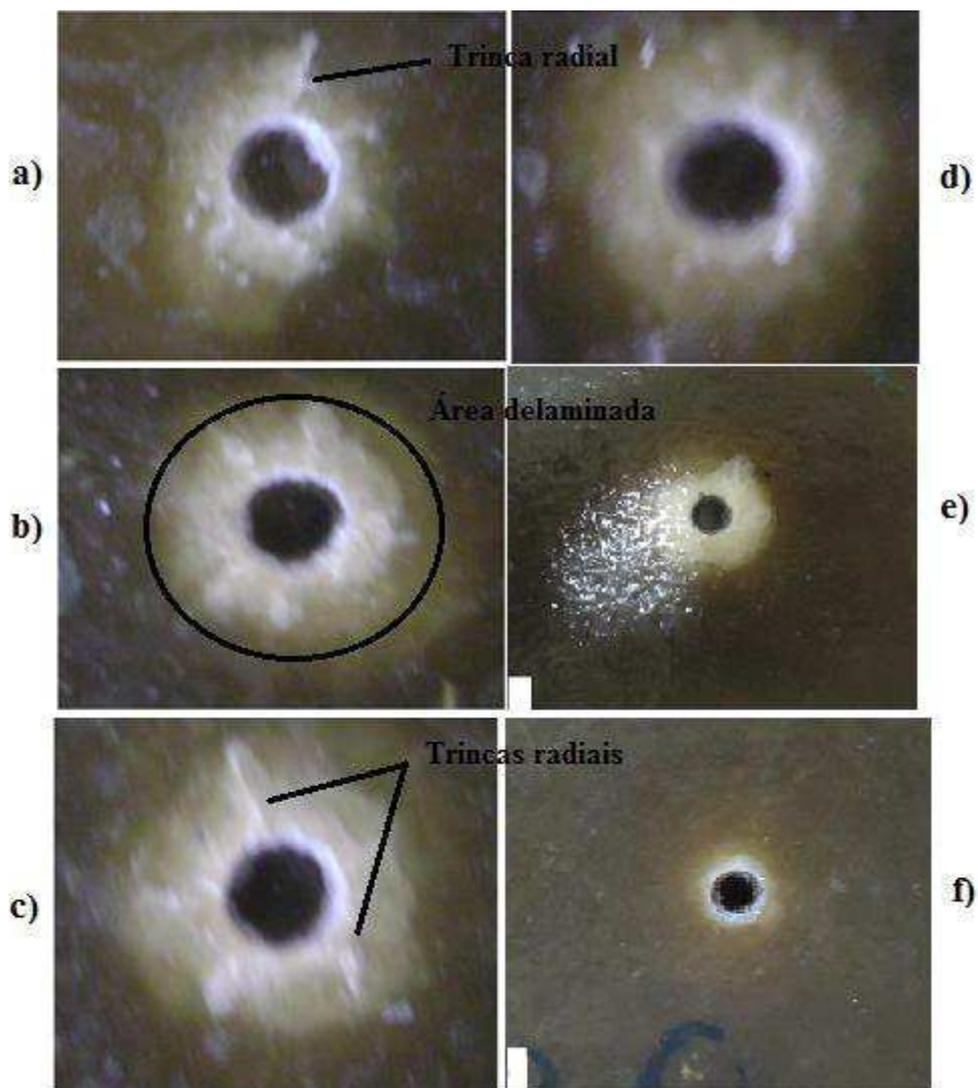


Figura 4.31 – Formas de danos obtidos experimentalmente no ensaio quase-estático Punch Shear (superfície frontal): a) MP8, b) MP10, c) MP12, d) MP14, e) MP15 e f) MP20.

Em todos os compósitos de manta de fibra de vidro, foi visto pela figura que, houve uma região delaminada ao redor do furo ocasionado pelo punção (Figura 4.31 b)), com pequenas trincas radiais superficiais na matriz (Figura 4.31 c)). Houve também desprendimento da resina do compósito. Todos esses fenômenos são formas do material absorver energia imposta pelo punção.

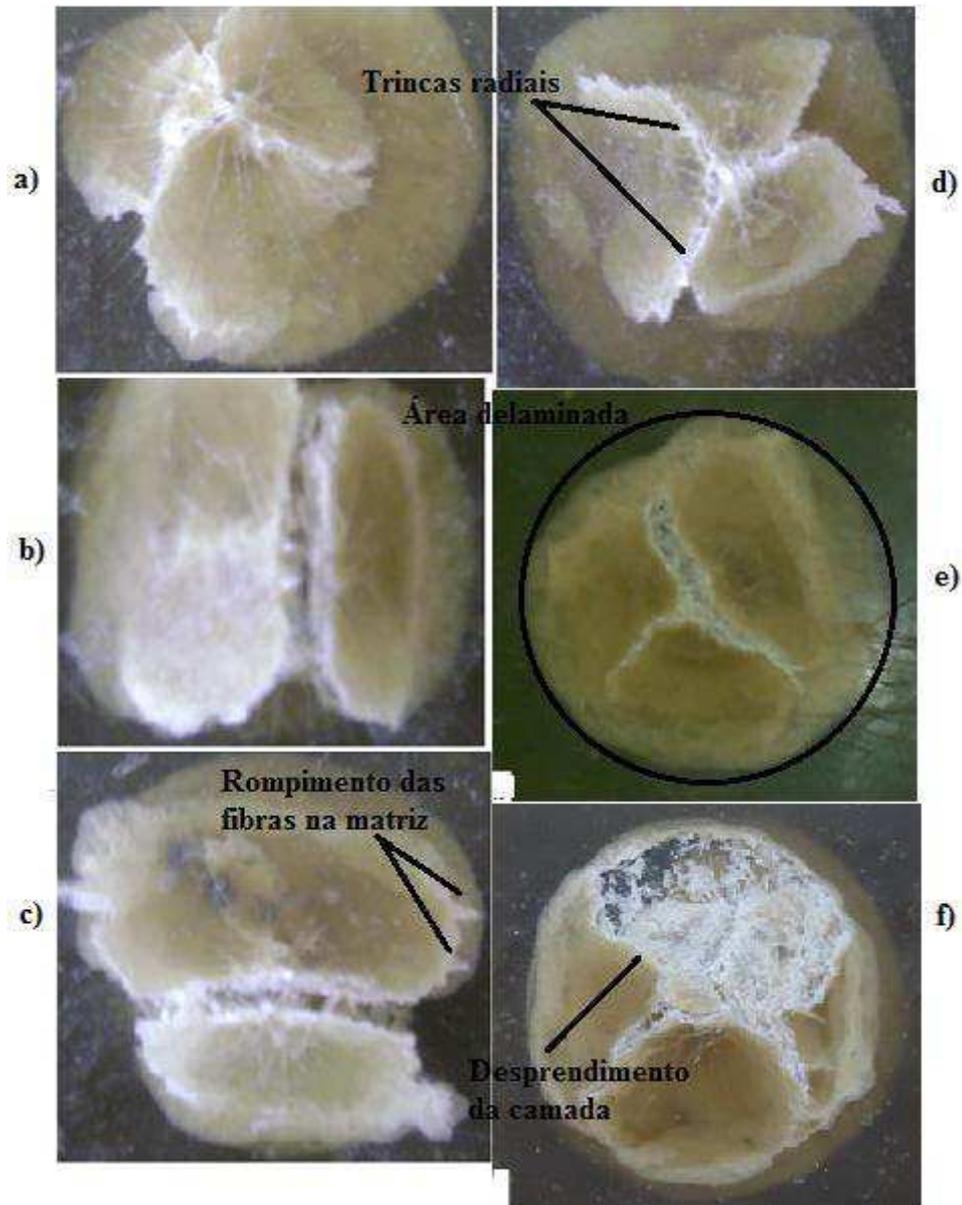


Figura 4.32 – Formas de danos obtidos experimentalmente no ensaio quase-estático Punch Shear (superfície traseira): a) MP8, b) MP10, c) MP12, d) MP14, e) MP15 e f) MP20.

Na superfície traseira das placas de manta de fibra de vidro, Figura 4.32, foi percebido que houve uma maior delaminação em relação a parte frontal das placas. A delaminação não aparentou uma forma circular para todas as placas. É possível notar também como forma de dano, trincas radiais na matriz (Figura 4.32 d), rompimento das

fibras na matriz (Figura 4.32 c)) e desprendimento da última camada de manta do compósito (Figura 4.32 f)).

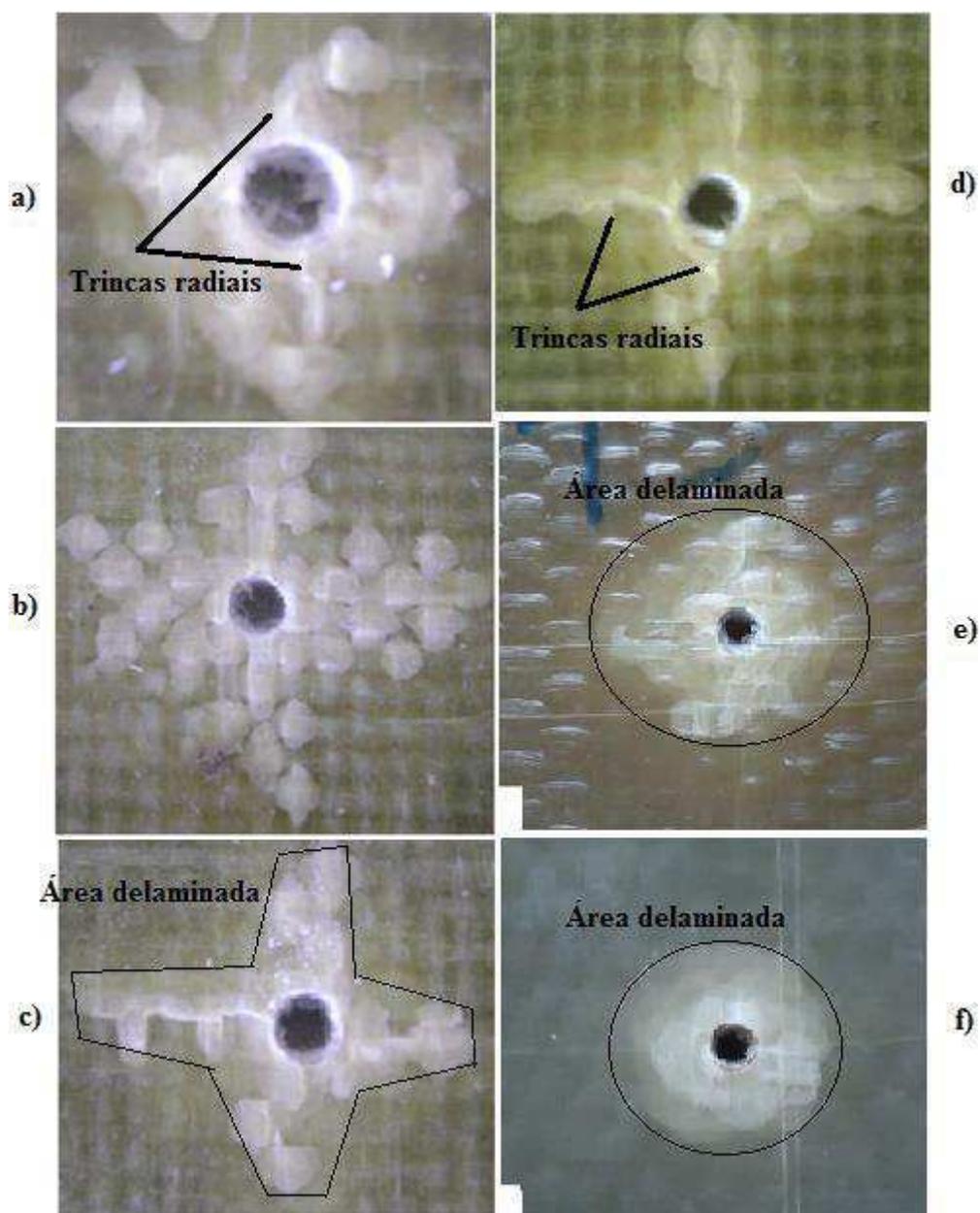


Figura 4.33 – Formas de danos obtidos experimentalmente no ensaio quase-estático Punch Shear (superfície frontal): a) TP8, b) TP10, TP12, d) TP14, e) TP15 e f) TP20.

Na Figura 4.33, todas as placas apresentaram uma área delaminada ao redor do furo. Notou-se a presença de trincas radiais da matriz (Figura 4.33 a) e c)) e um dano na forma de ‘estrela’ ou ‘pétala’ (*petalling*) apresentado na Figura 4.33 c), mas também

visto entre a Figura 4.33 a) a d). O dano na forma de ‘pétala’ é recorrente em chapas finas de materiais como aço ou alumínio impactados balisticamente. Uma região aproximadamente circular de delaminação foi vista entre a Figura 4.33 e) e f).

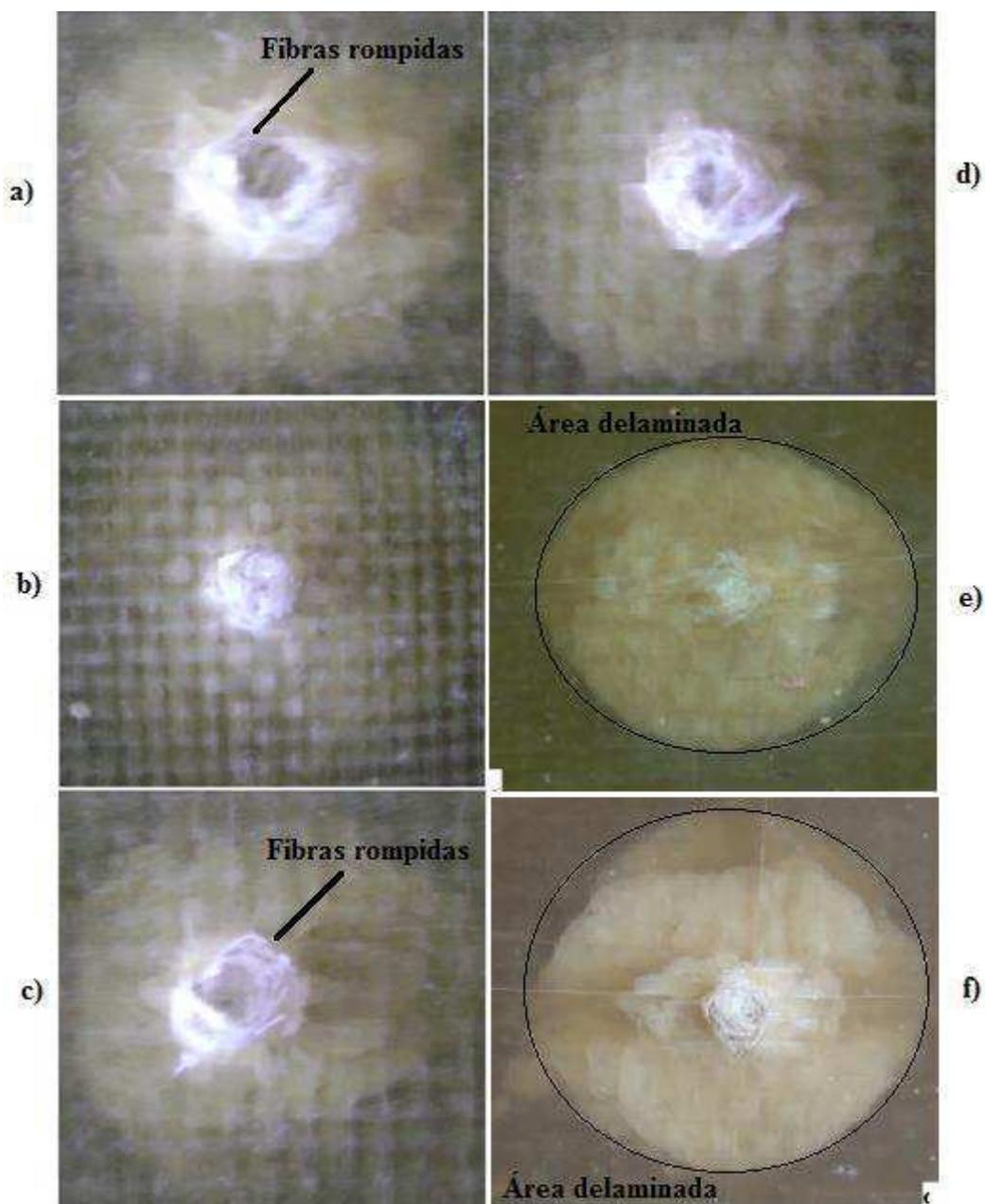


Figura 4.34 – Formas de danos obtidos experimentalmente no ensaio quase-estático Punch Shear (superfície traseira): a) TP8, b) TP10, c) TP12, d) TP14, e) TP15 e f) TP20.

Na Figura 4.34, mostrou-se uma região de delaminação em volta das fibras rompidas pelo punção. Tal delaminação aparece na forma aparentemente circular, em todos os compósitos, sendo mais visível nos compósitos TP15 e TP20. Pode-se visualizar também, o rompimento das fibras (na região central) e desprendimento das fibras na matriz.

4.3.3 Análise do diâmetro do furo das placas compósitas no Ensaio quase-estático Punch Shear

A metodologia de medição do diâmetro dos furos nas placas compósitas de manta e tecido de fibra de vidro ensaiadas por quase-estático Punch Shear, segue a mesma metodologia usada na medição das placas compósitas ensaiadas no teste Balístico. Foram feitas duas medidas, uma na horizontal (D1) e outra na vertical (D2), como mostrado na Figura 4.35.

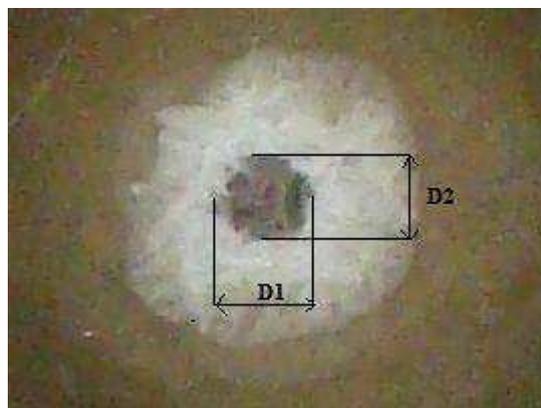


Figura 4.35 – Medição do diâmetro do furo nas placas ensaiadas pelo teste quase-estático Punch Shear.

A seguir, é mostrada a Tabela 4.10 com os resultados das medições dos furos de entrada nas placas compósitas ensaiadas pelo método quase-estático Punch Shear. O diâmetro dos furos de saída não puderam ser medidos, por estes não serem bem definidos na parte traseira das placas.

Tabela 4.10 - Medidas dos furos de entrada das placas compósitas ensaiadas pelo teste quase-estático Punch Shear.

Placas	Entrada		
	D1 (mm)	D2 (mm)	Média (mm)
MP8	8,23	8,40	8,315
MP10	8,19	7,59	7,89
MP12	8,55	8,32	8,435
MP14	8,06	7,64	7,85
MP15	8,19	7,87	8,03
MP20	8,15	8,1	8,125
TP5	7,75	7,1	7,425
TP8	8,40	8,00	8,20
TP10	8,00	7,60	7,8
TP12	7,64	7,92	7,78
TP14	7,19	7,71	7,45
TP15	8,12	8,32	8,22
TP20	7	7,35	7,125

Podemos notar por esta tabela que, em nenhuma das medições o diâmetro médio dos furos nas placas compósitas atingiram o diâmetro do punção, isto é, 9 mm. A Figura 4.36 apresenta o projétil RCC (Cilindro Circular Reto, similar ao punção) no momento da penetração em uma placa compósita (Gama e Gillespie Jr., 2008). A placa ao ser tocada pelo projétil é defletida tendo a aparência de um cone com comprimento R_c , antes do corte das fibras por cisalhamento. Assim, podemos supor que nas placas ensaiadas por quase-estático Punch Shear, houve deflexão da placa no momento do início da penetração do punção, não permitindo um corte 'reto'. Isto é, as fibras deslizam em direção do punção e após cessarem as cargas, o diâmetro do furo fica menor que o próprio diâmetro do punção.

De um modo geral, as placas de tecido de fibra de vidro tiveram menores diâmetros de furo comparando com as placas de manta de fibra de vidro.

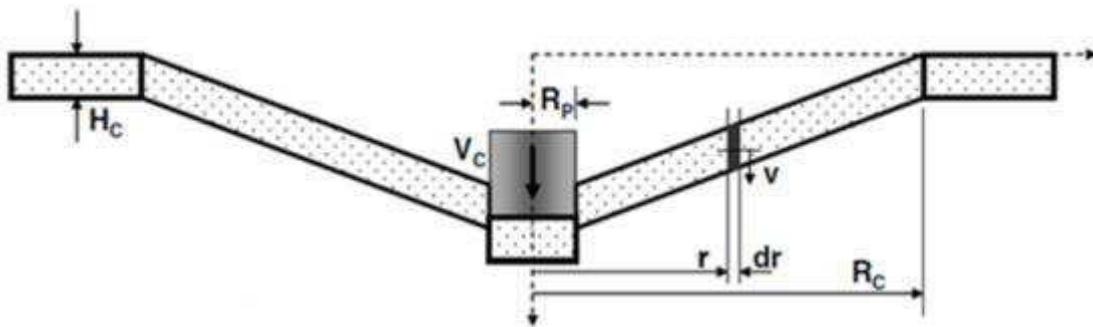


Figura 4.36 – Penetração do projétil e deflexão da placa na forma cônica. Fonte: Gama e Gillespie Jr. (2008).

4.3.4 Determinação dos parâmetros de Feret nas placas compostas Ensaçadas por quase-estático Punch Shear

Na Tabela 4.11, estão descritos os resultados obtidos dos compósitos ensaiados pelo método quase-estático Punch Shear, para os parâmetros de Feret (F_{min} e F_{max}) e a Razão de Feret (F_{min}/F_{max}). Foram determinados nos danos de entrada e saída das placas (parte frontal e traseira, respectivamente).

A isotropia do dano causado pelo ensaio quase-estático Punch Shear é melhor avaliado pela Razão de Feret. Pode ser visto pela Tabela 4.11, que todos os compósitos apresentaram um alto comportamento isotrópico (isotropia do dano acima de 80 %) e que a isotropia do dano aumentou do lado de entrada para a saída, exceto para o compósito MP10. Resultado semelhante foi encontrado no trabalho de Nunes et al. (2004), para o compósitos de 20 camadas de fibra de vidro/epóxi impactados balisticamente, onde a isotropia do dano sempre aumentou do lado de entrada para o lado de saída do projétil.

Os compósitos fabricados com manta de fibra de vidro, de um modo geral, tiveram uma isotropia do dano maior que os compósitos fabricados com tecido de fibra de vidro.

Tabela 4.11 – Diâmetros de Feret e Razão de Feret para os compósitos ensaiados pelo teste quase-estático Punch Shear (entrada e saída).

Placa	Medidas de Entrada			Medidas de Saída		
	Fmin	Fmax	Fmin/Fmax	Fmin	Fmax	Fmin/Fmax
MP8	19,88	21,28	0,934	57,54	58,23	0,988
MP10	22,21	23,4	0,949	43,66	50,71	0,861
MP12	22,61	24,06	0,939	58,89	60,11	0,979
MP14	23,89	25,51	0,936	73,3	74,34	0,986
TP8	32,04	38,7	0,827	33,14	33,8	0,98
TP10	57,67	60,07	0,96	77,76	78,38	0,992
TP12	43,14	52,31	0,824	45,81	48,62	0,942
TP14	48,87	56,54	0,864	51,28	54,08	0,948

4.3.5 Comportamento carga x deslocamento dos compósitos no Ensaio quase-estático Punch Shear

A Figura 4.37 apresenta o gráfico carga x deslocamento para o compósito de manta de fibra de vidro, MP8, usado no ensaio quase-estático Punch Shear.

No diagrama do compósito MP8, a curva carga x deslocamento inicialmente é suave e contínua até o ponto onde faz um ‘joelho’, que nesse caso segundo a literatura, acontece um trincamento da matriz e delaminação do compósito (Ponto A) (Xiao et al., 2005). Em seguida, a carga atinge seu pico máximo, por volta de 7500 N, onde há a falha do material por tensão de compressão imposta pelo punção (Ponto B), e cai repentinamente (Ponto C) formando um *plug* de material. Após a formação do *plug*, o *plug* é então empurrado pelo punção e uma força de fricção (atrito) é gerada entre o *plug* e o material circundante. A força de fricção corresponde ao logo comprimento entre os pontos C e D (Abrate, 2011).

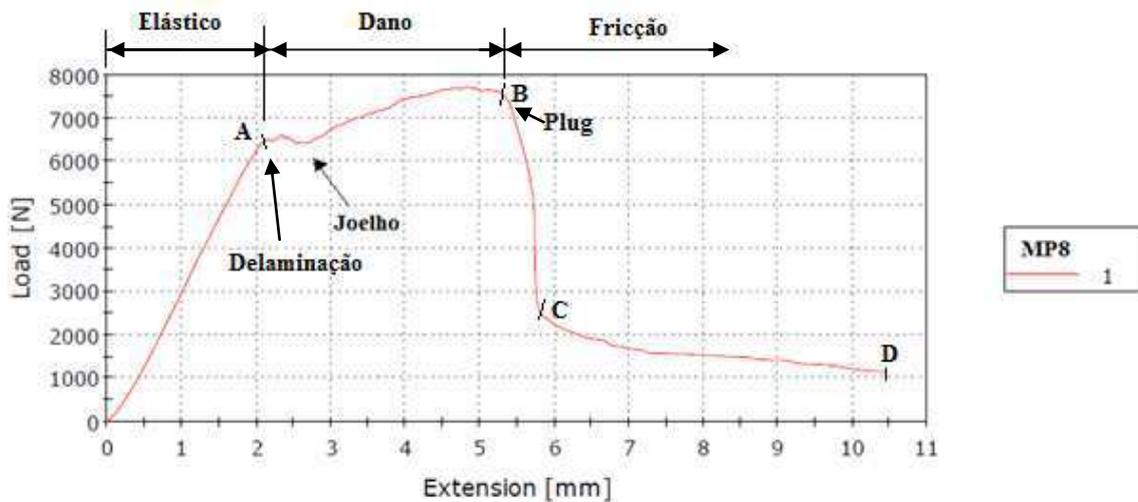


Figura 4.37 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito MP8 usado no ensaio quase-estático Punch Shear.

A partir do diagrama do compósito TP8, Figura 4.38, foi possível verificar um crescimento linear até 4000 N de carga, onde formou-se um pequeno ‘joelho’ devido ao trincamento da matriz e delaminação (Ponto A). Em seguida, houve o crescimento do gráfico atingindo pequenos picos de carga (Ponto B), onde há a quebra das fibras. O gráfico volta a subir até a carga máxima que foi de aproximadamente, 8500 N. No ponto C, há o início da formação do *plug*. Entre os pontos C e D, a formação do *plug* se dá completamente, com uma queda na carga. Entre os pontos D e E, há uma força de fricção que é gerada pelo atrito entre o *plug* e o material circundante (Abrate, 2011).

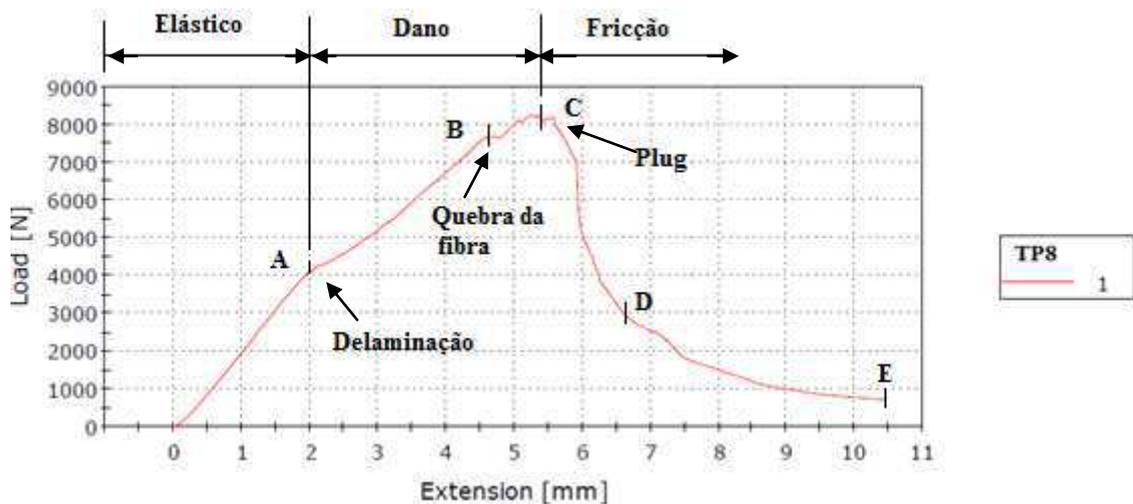


Figura 4.38 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito TP8 usado no ensaio quase-estático Punch Shear.

Podemos perceber por estes dois gráficos que ambos tiveram um comportamento semelhante, sendo que para o gráfico MP8, o ‘joelho’ foi um pouco mais visível e agudo em relação ao gráfico TP8. O pico máximo de carga no gráfico do compósito TP8 foi 13,3 % maior que o gráfico do compósito MP8.

Todos os gráficos carga x deslocamento referentes aos ensaios quase-estático Punch Shear, estão listados no Anexo D.

A Figura 4.39 mostra o gráfico carga x deslocamento para os compósitos de manta. Pode ser visto por este gráfico que as cargas que os compósitos suportaram aumentaram com o aumento do número de camadas. A inclinação da reta também muda com o aumento do número de camadas, tendo um inclinação linear com este aumento, até a formação de um ‘joelho’ (compósitos MP8 e MP14) ou até o pico máximo de carga (compósitos MP10, MP15 e MP20). Supõe-se que uma mudança na inclinação da reta (que é formada até o pico máximo de carga), muda a rigidez do corpo de prova, tornando mais rígido na medida em que as linhas do gráfico se aproximam do eixo das ordenadas. Não é possível notar um comportamento bi-linear em todos os gráficos, onde uma queda da carga na forma de ‘joelho’ é visto apenas nas linhas dos compósitos MP8 e MP14, os quais apresentaram comportamento bi-linear.

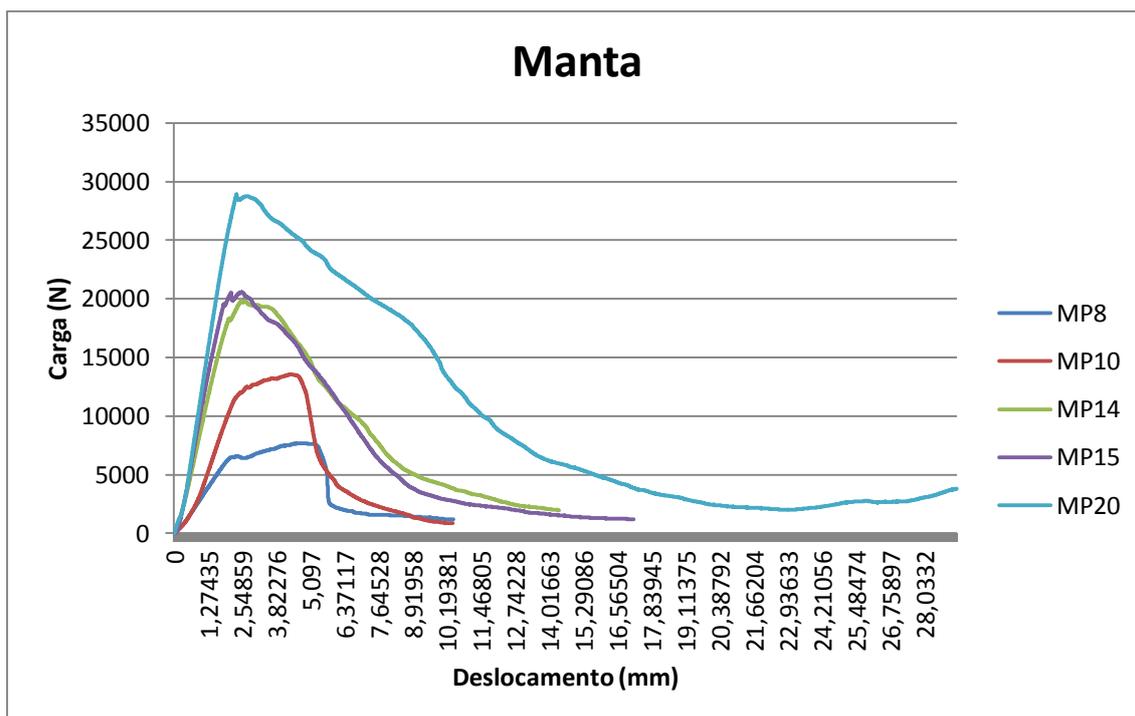


Figura 4.39 – Comportamento carga x deslocamento para os compósitos de manta usados no ensaio quase-estático Punch Shear.

A Figura 4.40 mostra os gráficos para os compósitos de tecido. Como para os compósitos de manta, os compósitos de tecido apresentaram maiores picos de carga na medida em que o número de camadas aumentaram. A inclinação da reta muda na medida em que o número de camadas aumentam, modificando a rigidez dos corpos de prova, tornando mais rígidos na medida em que as linhas do gráfico se aproximam do eixo das ordenadas. Estes gráficos apresentam um comportamento bi-linear a partir do compósito TP12, apresentando um comportamento de queda da carga na forma de ‘joelho’ entre os compósitos TP12 até TP20, onde ocorre trincamento da matriz e delaminação (Xiao et al., 2005).

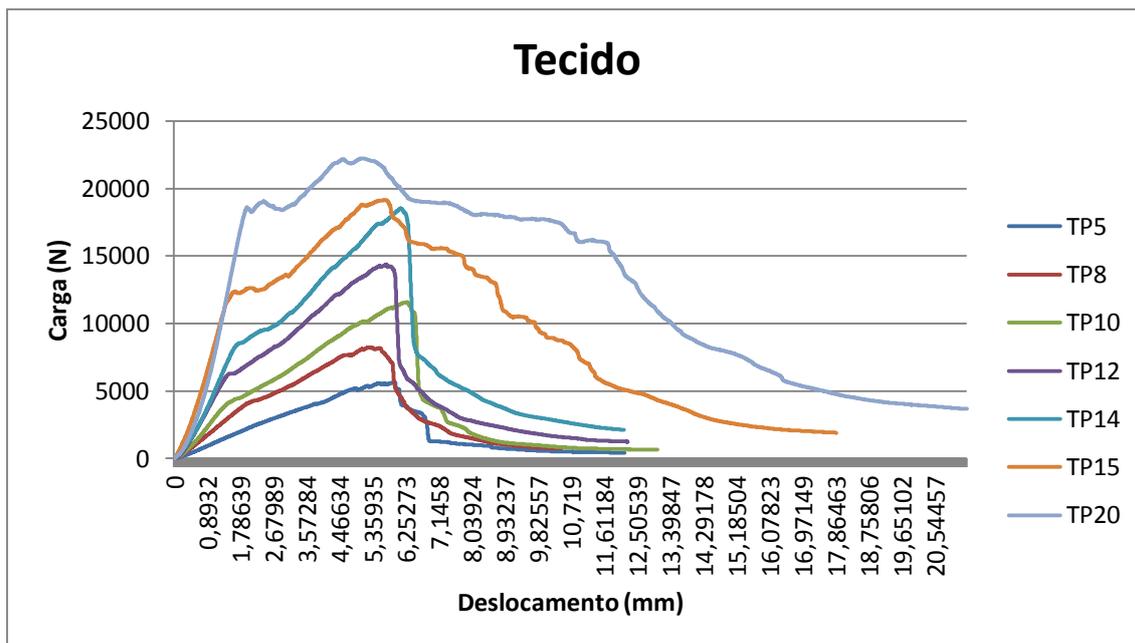


Figura 4.40 – Comportamento carga x deslocamento para os compósitos de tecido usados no ensaio quase-estático Punch Shear.

4.3.6 Comportamento da Energia Absorvida e do Pico máximo de carga pelo número de camadas e espessura nos Ensaio quase-estáticos Punch Shear

A Tabela 4.12 apresenta os resultados da Energia Absorvida e o Pico máximo de carga, de acordo com o tipo de compósito (placa) ensaiado. Podemos ver que, de um modo geral, estas energias foram relativamente baixas, comparado com as energias obtidas nos ensaios balísticos (energia de 443 J desprendida pelo projétil).

Tabela 4.12 – Energia Absorvida e Pico máximo de carga pelas placas ensaiadas por quase-estático Punch Shear.

Placa	Energia Absorvida (J)			Pico máximo de carga (N)
	Início do dano (E1)	Propagação do Punção (E2)	Total	
MP8	24,595	15,235	39,83	7648,502
MP10	39,327	22,569	61,896	13558,77
MP14	30,993	95,933	126,926	19817,789
MP15	22,851	103,081	125,932	20544,85
MP20	47,471	242,613	290,084	28766,94
TP5	18,637	7,146	25,783	5633,53
TP8	26,581	10,86	37,441	8229,71
TP10	41,156	12,136	53,292	11581,3
TP12	47,985	19,749	67,734	14359,34
TP14	64,353	26,726	91,079	18513,11
TP15	72,927	92,133	165,06	19171,3
TP20	78,203	188,472	266,675	22239,94

Serão apresentados nos gráficos, a seguir, o comportamento dos compósitos sob a Energia Absorvida nas fases E1 (início do dano) e E2 (propagação do punção), a Energia Total Absorvida (ET) e o Pico máximo de carga em relação ao número de camadas e a espessura dos compósitos ensaiados pelo teste quase-estático Punch Shear.

Resultados para os compósitos de manta no ensaio quase-estático Punch Shear

A seguir serão descritos os gráficos para os compósitos de manta de fibra de vidro.

Pode-se perceber pelos gráficos da Figura 4.41, que a linha não segue uma tendência da Energia Absorvida (E1), apresentando uma ‘flutuação’ da energia entre os compósitos estudados. Foi visto também na Figura 4.41 e Figura 4.42, para os compósitos MP14, MP15 e MP20, a Energia Absorvida (E2) foi maior que a Energia Absorvida (E1). Através da Figura 4.39, foi possível formular uma hipótese de como os compósitos absorvem energia. Uma hipótese para os compósitos MP8 e MP10 apresentarem maior Energia Absorvida (E1) que a Energia Absorvida (E2) foi que, a carga cai repentinamente após o pico máximo de carga, absorvendo pouca Energia

Absorvida (E2). E isto está associado a ‘viga’ que se forma abaixo do *plug*, não ter maior resistência para suportar as cargas do punção. Para as placas MP14, MP15 e MP20, após o pico máximo de carga, a carga não cai repentinamente, a qual ajuda a absorver um valor maior de Energia Absorvida (E2) em relação a Energia Absorvida (E1).

Observando os gráficos da Figura 4.42, a Energia Absorvida (E2) é crescente com relação ao número de camadas e a espessura. Percebe-se que há um ‘salto’ da Energia Absorvida (E2), entre os compósitos MP10 e MP14, que é de 425 %, e um ‘salto’ entre os compósitos MP15 e MP20, que é de 235 %. Mostrando que há a existência de um comportamento em ‘degrau’ da Energia Absorvida (E2), entre os compósitos de manta estudados.

A Energia Total Absorvida (ET) foi aparentemente crescente apresentando uma leve queda entre os compósitos MP14 e MP15 e a energia que o compósito MP20 absorveu foi mais de 4 vezes a energia do compósito MP10 (dobro de camadas), Figura 4.43. Isso mostra uma tendência de maior absorção de energia com o aumento do número de camadas e da espessura.

É observado pelos gráficos da Figura 4.44 que com o aumento do número de camadas o pico máximo de carga aumentou, tendo uma tendência crescente. Assim, o ensaio quase-estático Punch Shear realmente mostra que é uma técnica para prever a espessura de um compósito para suportar determinadas cargas. Isto é, com o aumento do número de camadas (e consequentemente da espessura), a resistência a penetração do compósito aumenta.

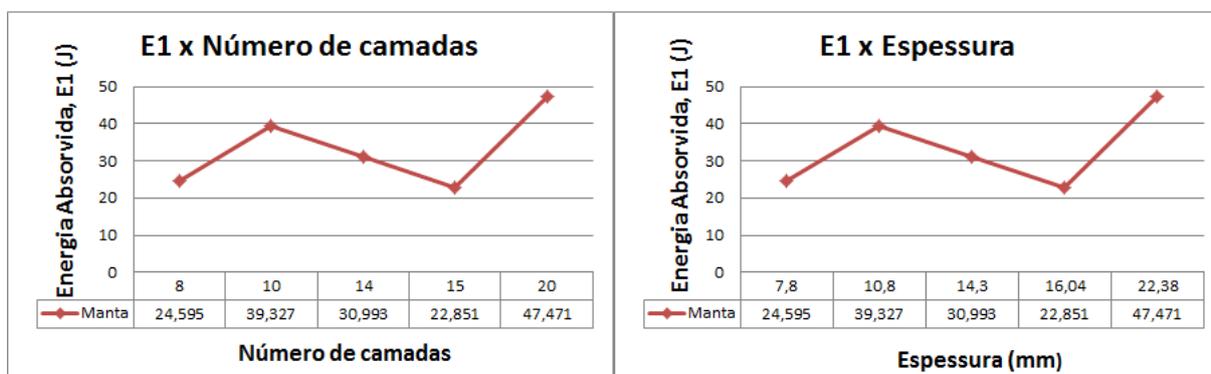


Figura 4.41 – Diagrama E1 x Número de camadas e E1 x Espessura dos compósitos de manta obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.

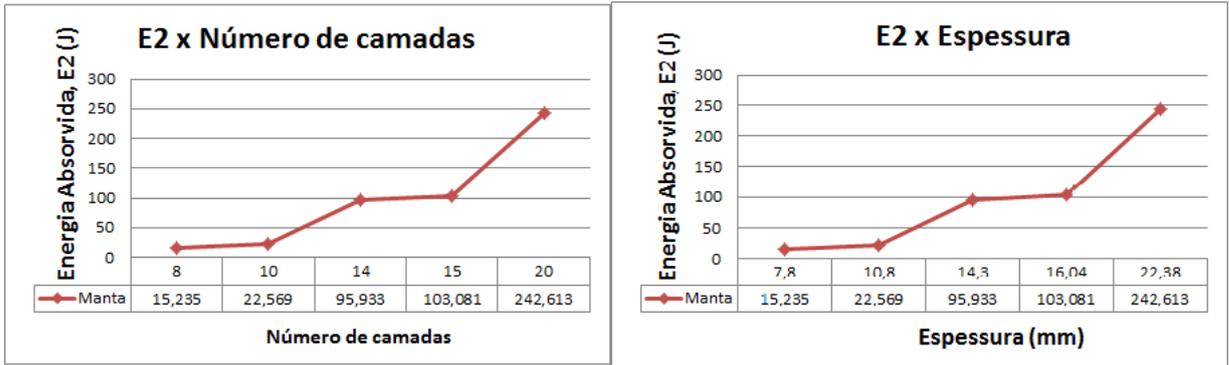


Figura 4.42 – Diagrama E2 x Número de camadas e E2 x Espessura dos compósitos de manta obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.

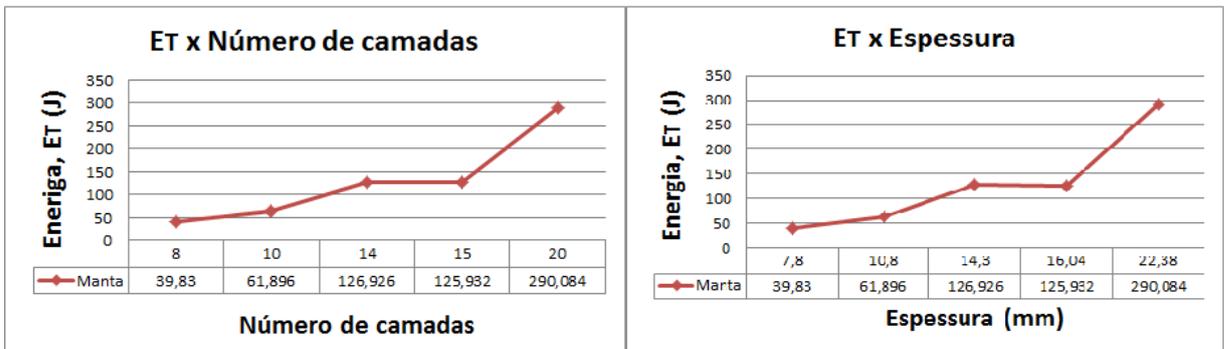


Figura 4.43 – Diagrama ET x Número de camadas e ET x Espessura dos compósitos de manta obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.

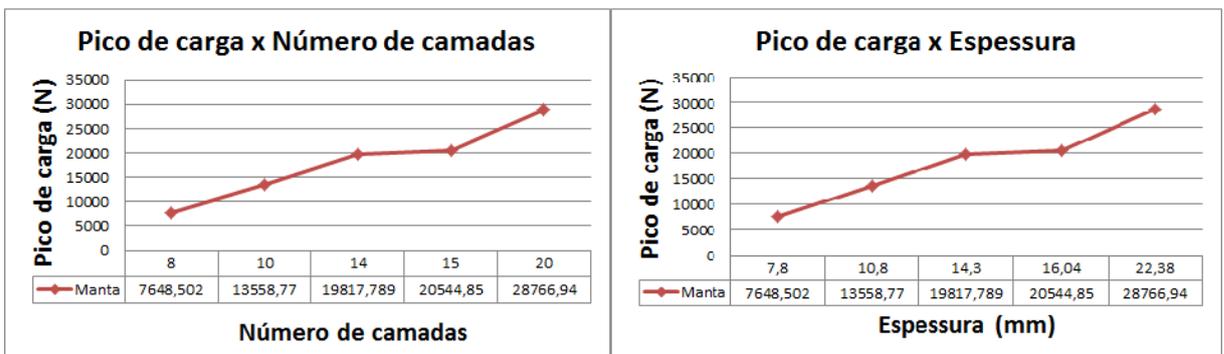


Figura 4.44 – Diagrama Pico de carga x Número de camadas e Pico de carga x Espessura dos compósitos de manta obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.

Resultados para os compósitos de tecido no ensaio quase-estático Punch Shear

São mostrados, a seguir, os gráficos referentes aos compósitos de tecido. No gráfico da Figura 4.45, podemos ver que a Energia Absorvida (E1) é crescente em relação ao número de camadas e a espessura, tendo valores maiores que a energia absorvida para as placas de manta, para o mesmo número de camadas.

No gráfico da Figura 4.46, pode-se ver um ‘salto’ da Energia Absorvida (E2) nas placas TP15 e TP20 em relação as outras placas, onde houve uma diferença de 344 % entre a Energia Absorvida (E2) das placas TP14 e TP15. Podemos supor que para placas acima de 14 camadas, a Energia Absorvida (E2) tende a ser sempre maior que a Energia Absorvida (E1).

Observando o gráfico carga x deslocamento da Figura 4.40, pode-se formular uma hipótese para o comportamento bi-linear da Energia Absorvida (E2), na Figura 4.46. A hipótese do comportamento bi-linear, está na forma como o gráfico da Figura 4.40 se apresenta a partir do pico máximo de carga, isto é, entre as placas TP5 e TP14 a carga cai repentinamente após o pico máximo de carga, absorvendo menor Energia Absorvida (E2) em relação a Energia Absorvida (E1). Para as placas TP15 e TP20, a carga não cai de forma repentina após o pico máximo de carga, absorvendo maior Energia Absorvida (E2) em relação a Energia Absorvida (E1). Este comportamento pode ser associado devido a ‘viga’ abaixo do *plug* formado nas placas TP15 e TP20, suportar maiores cargas e dessa forma absorver maior energia em relação as placas TP5 à TP14.

A Energia Total Absorvida (ET) Figura 4.47, é sempre maior na medida em que o número de camadas e a espessura aumentam. A Energia Total Absorvida (ET) foi sempre maior para as placas de manta comparando com as placas de tecido, exceto para a placa TP15.

O Pico máximo de carga, Figura 4.48, foi aproximadamente linear na medida em que o número de camadas e a espessura aumentaram. Assim, o ensaio quase-estático Punch Shear realmente mostra que é uma técnica para prever a espessura de um compósito para suportar determinadas cargas. Isto é, com o aumento do número de camadas (e conseqüentemente da espessura), a resistência a penetração do compósito aumenta.

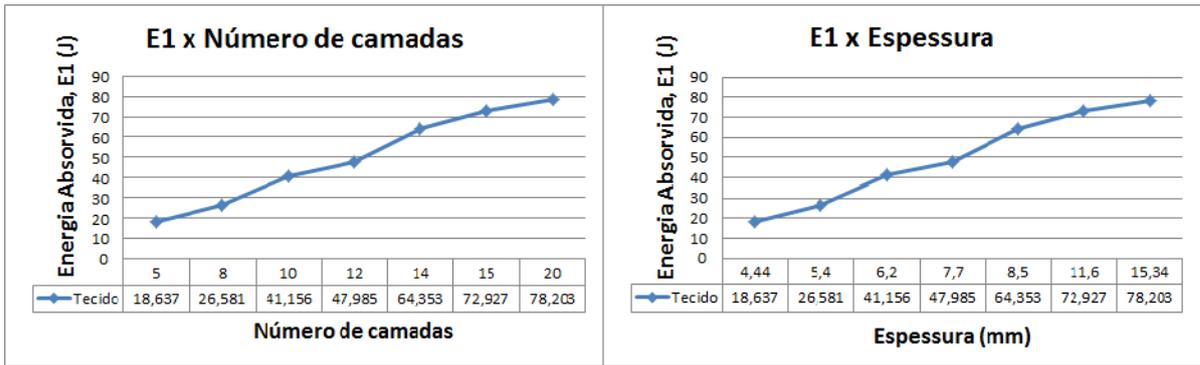


Figura 4.45 – Diagrama E1 x Número de camadas e E1 x Espessura dos compósitos de tecido obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.

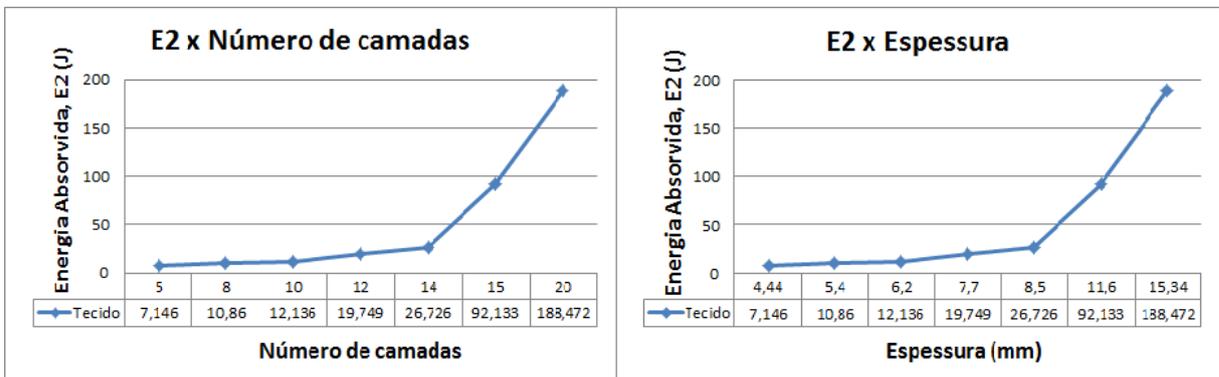


Figura 4.46 – Diagrama E2 x Número de camadas e E2 x Espessura dos compósitos de tecido obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.

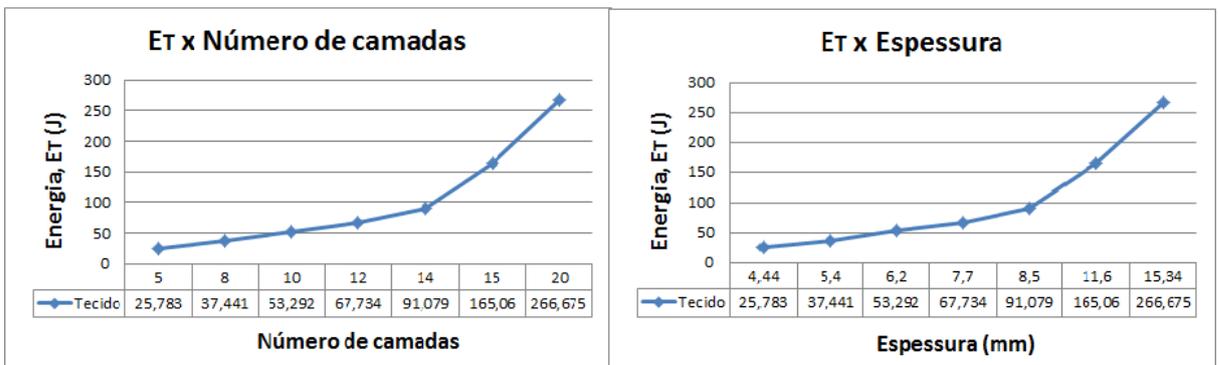


Figura 4.47 – Diagrama ET x Número de camadas e ET x Espessura dos compósitos de tecido obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.

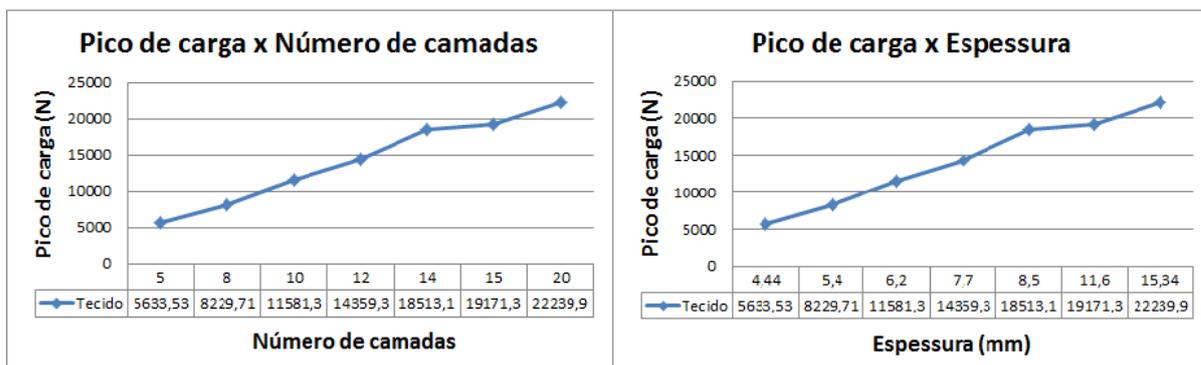


Figura 4.48 – Diagrama Pico de carga x Número de camadas e Pico de carga x Espessura dos compósitos de tecido obtidos no ensaio quase-estático Punch Shear.

4.3.7 Definição de um compósito fino e um compósito espesso pelo Ensaio quase-estático Punch Shear

Foram vistos nos gráficos carga x deslocamento que os mesmos apresentaram um ‘joelho’ e um ‘pico’ de carga como comportamento. O comportamento em ‘joelho’ é associado com o dano na matriz e delaminação em volta do punção, e é escolhido como um atributo de um laminado ‘espesso’. A Tabela 4.13 detalha estes resultados.

Tabela 4.13 – Cálculo dos parâmetros adimensionais no ensaio quase-estático
Punch Shear.

Placa	Hc (mm)	Dp (mm)	Ds (mm)	SPR Ds/Dp	PTR Dp/Hc	STR Ds/Hc	PSTR DpDs/Hc ²	Joelho	Fino / Espesso
MP8	7,8	9	72	8	1,15	9,23	10,65	Sim	Espesso
MP10	10,8	9	72	8	0,83	6,67	5,55	<u>Não</u>	Fino
MP12	12,2	9	72	8	0,737	5,9	4,35	/	/
MP14	14,3	9	72	8	0,629	5,03	3,17	Sim	Espesso
MP15	16,04	9	72	8	0,561	4,489	2,519	<u>Não</u>	Fino
MP20	22,38	9	72	8	0,402	3,217	1,294	<u>Não</u>	Fino
TP5	4,44	9	72	8	2,027	16,216	32,871	<u>Não</u>	Fino
TP8	5,4	9	72	8	1,67	13,3	22,2	<u>Não</u>	Fino
TP10	6,2	9	72	8	1,45	11,61	16,86	<u>Não</u>	Fino
TP12	7,7	9	72	8	1,17	9,35	10,93	Sim	Espesso
TP14	8,5	9	72	8	1,06	8,47	8,97	Sim	Espesso
TP15	11,60	9	72	8	0,776	6,207	4,816	Sim	Espesso
TP20	15,34	9	72	8	0,587	4,694	2,754	Sim	Espesso

Para os compósitos de manta, possivelmente por as fibras curtas serem distribuídas de forma aleatória, não se verificou um comportamento claro em relação aos compósitos laminados serem ‘finos’ ou ‘espessos’. As placas MP8 e MP14 foram consideradas ‘espessas’ (por apresentarem o comportamento em ‘joelho’), mas não houve uma região de transição clara, em termos de PSTR, entre compósitos laminados ‘finos’ ou ‘espessos’.

Para os compósitos de tecido, o máximo valor de PSTR encontrado para um compósito laminado ‘espesso’ foi de 10,93, para o compósito de tecido TP12. O compósito TP10 com SPTR = 16,86, obteve o menor valor para um compósito ‘fino’ e o compósito TP12 com SPTR = 10,93, obteve o maior valor para um compósito ‘espesso’. Dessa forma, podemos concluir que a região de transição, entre um compósito ser ‘fino’ ou ‘espesso’, ficou aproximadamente entre os valores $16,86 < DpDs/Hc^2 > 10,93$, diferentemente dos valores apresentados em Gama et al., (s/d).

4.4 Correlação da absorção de energia, área delaminada e fratura transversal entre os Ensaio quase-estático Punch Shear e Balístico

Compósitos de manta e tecido de fibra de vidro foram testados sob carregamento quase-estático Punch Shear e Balístico. A resposta destes compósitos sob estes dois ensaios são comparados e correlacionados. As configurações de teste comparativas e a energia absorvida por estes compósitos são tabuladas na Tabela 4.14 e Tabela 4.15, respectivamente. A área delaminada é comparada entre os dois ensaios e são apresentadas na Figura 4.49 e Figura 4.50. A fratura transversal comparativa entre os dois ensaios é mostrada na Figura 4.51 e Figura 4.52.

Tabela 4.14 – Parâmetros de teste comparativos entre os ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico.

Parâmetros dos Ensaio	quase-estático Punch Shear	Balístico
Método	Metodologia de Xiao et al., (2005)	NIJ 0101.03
Dimensões do corpo de prova	127 x 127 mm	300 x 300 mm
Fixação	Fixado nos quatro lados	Fixado nos quatro lados
Diâmetro do punção/projétil	9,0 mm	Aprox. 9,0 mm
Formato final do punção/projétil	Ponta reta (RCC)	Ogival
Massa do punção/projétil	/	8,0 g
Movimento do ensaio	Verticalmente descendente	Horizontal
Velocidade do ensaio	2,54 mm/min	332 m/s
Energia do ensaio	Variável com a espessura da placa	443 J
Repetição do ensaio	Simple	Simple
Penetração	Total	Parcial ou Total
Deformação do punção/projétil	Indeformável	Deformável

Tabela 4.15 – Energia Absorvida Específica pelos compósitos nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico.

Manta	Energia Absorvida Específica quase-estático Punch Shear (Jm²/kg)	Energia Absorvida Específica Balístico (Jm²/kg)
1 camada	-	-
5 camadas	-	-
8 camadas	3,76	-
10 camadas	4,13	-
12 camadas	-	-
14 camadas	6,43	-
15 camadas	5,64	24,14
20 camadas	9,17	17,55
Tecido	Energia Absorvida Específica quase-estático Punch Shear (Jm²/kg)	Energia Absorvida Específica Balístico (Jm²/kg)
1 camada	-	-
5 camadas	3,78	-
8 camadas	4,35	-
10 camadas	5,13	29,53
12 camadas	5,52	-
14 camadas	6,44	-
15 camadas	9,18	20,027
20 camadas	10,75	14,28

Obs.: A Energia (J) usada no ensaio Balístico foi de 443 J.

- Amostras não avaliadas.

É visto pela Tabela 4.15 que os compósito usados no ensaio Balístico, de um modo geral, apresentaram maior Energia Absorvida Específica (Jm²/kg) que os compósitos usados no ensaio quase-estático Punch Shear. Isso se deve ao fato de que a energia desprendida pelo projétil, no ensaio Balístico, ser maior que a energia que o punção emprega para perfurar os compósitos, no ensaio quase-estático Punch Shear.

Os compósitos de manta no ensaio Balístico, pela Tabela 4.15, tiveram uma Energia Absorvida Específica (Jm²/kg) maior que os compósitos de tecido, isso se deve ao fato de que os compósitos de manta apresentam menor densidade superficial (kg/m²) que os compósitos de tecido, apresentados nesse ensaio.

Já no ensaio quase-estático Punch Shear, Tabela 4.15, os compósitos de tecido apresentaram Energia Absorvida Específica (Jm^2/kg) superior aos compósitos de manta, apesar dos compósitos de manta apresentarem Energia Absorvida (J) maior que os compósitos de tecido.

A seguir são mostradas a Figura 4.49 e a Figura 4.50, com a comparação da área delaminada de entrada e saída (frontal e traseira, respectivamente) entre os compósitos de manta e tecido, ambos para os ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico.

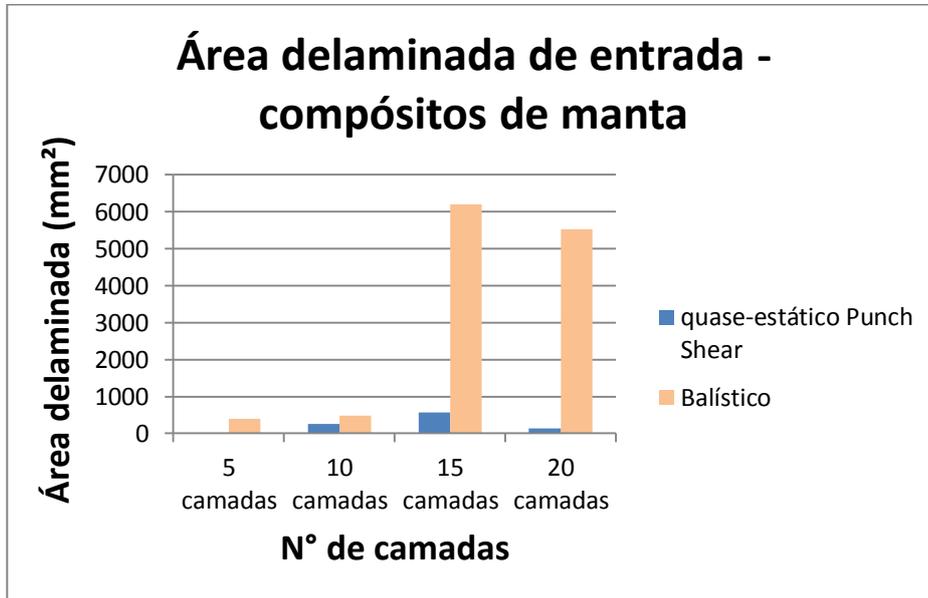
No gráfico da Figura 4.49, é possível notar que há uma grande diferença da área delaminada entre os ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico, havendo uma maior região delaminada para os compósitos do ensaio Balístico. Isso pode ter acontecido devido a onda de tensão que é gerada no ensaio Balístico, fazendo também com que haja maior região delaminada aumentando da entrada para a saída das placas (Amorim Jr, 2007).

No gráfico da Figura 4.50, é possível notar que, para a área delaminada de entrada, os compósitos de 5 e 20 camadas apresentaram área delaminada superior no ensaio Balístico em relação ao ensaio quase-estático Punch Shear, e os compósitos de 10 e 15 camadas apresentaram área delaminada superior no ensaio quase-estático Punch Shear em relação ao ensaio Balístico. Para a área delaminada de saída, todos os compósitos empregados no ensaio Balístico tiveram área delaminada superior aos compósitos usados no ensaio quase-estático Punch Shear.

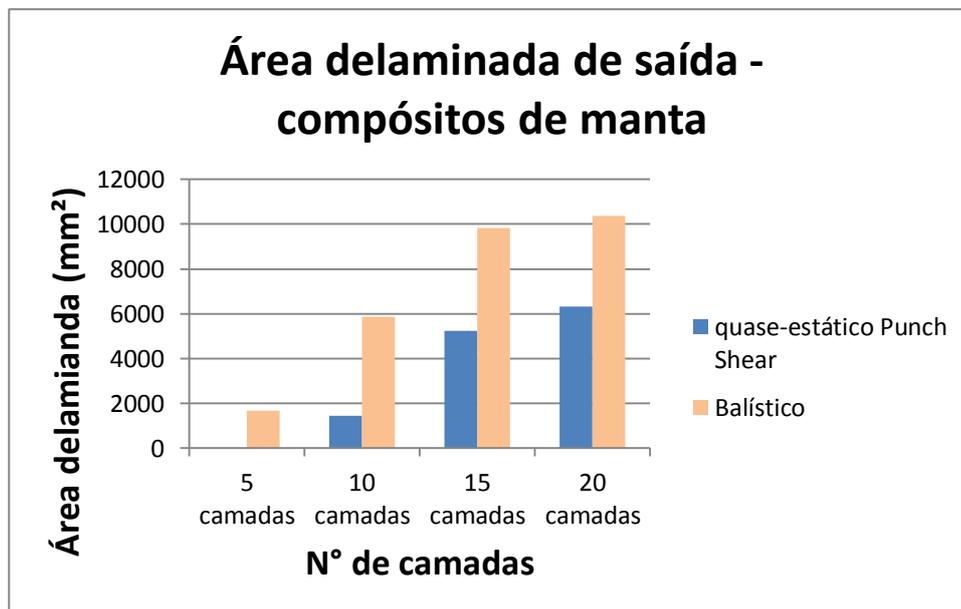
Na Figura 4.51, é mostrada a comparação da fratura transversal dos compósitos de manta que foram empregados no ensaio quase-estático Punch Shear e Balístico. Foi verificado que em ambos os ensaios, ocorreu uma área delaminada na forma de um cone, que é visível entre as placas MP10 e M10. Foi possível ver também que houveram algumas fibras rompidas nos compósitos, em ambos os ensaios.

Na Figura 4.52, é mostrada a comparação da fratura transversal dos compósitos de tecido que foram empregados nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico. Foi verificado, como nos compósitos de manta, que houve uma área delaminada na forma de um cone, que é visível em todos os compósitos. Foi possível ver também algumas fibras rompidas, que no caso do ensaio quase-estático Punch

Shear, se apresentaram na direção de saída do punção. Já no ensaio Balístico, as fibras rompidas se apresentaram de forma aleatória.

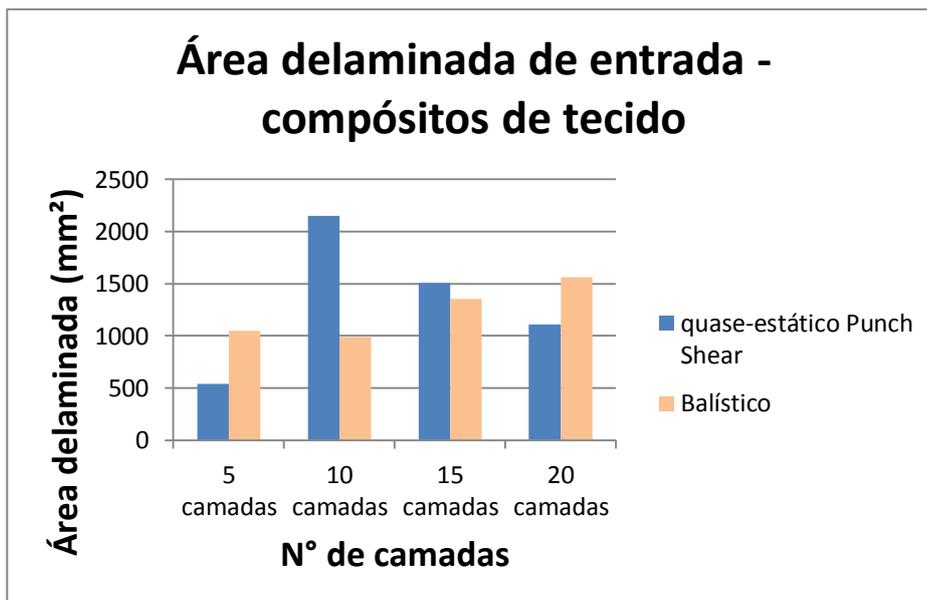


a)

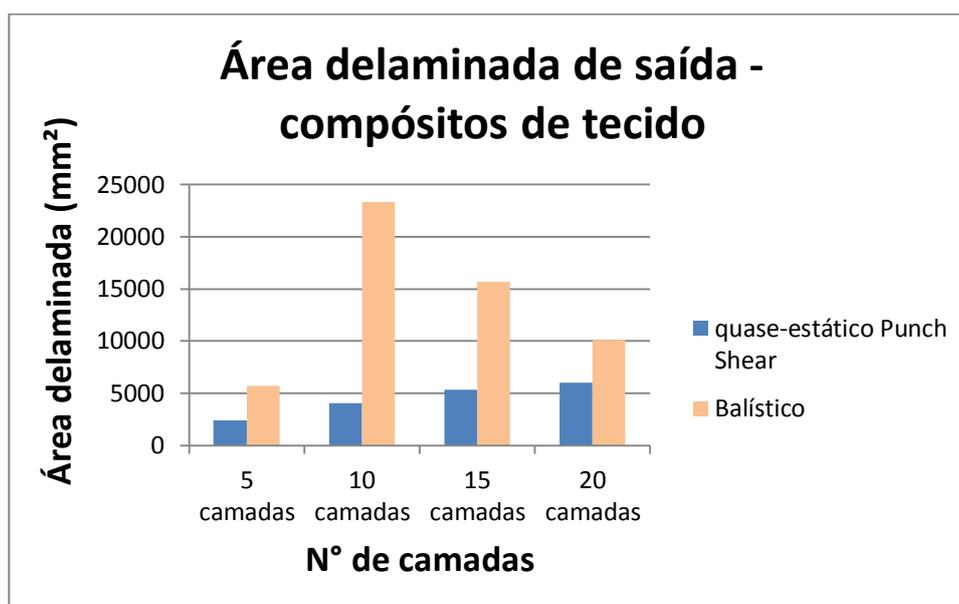


b)

Figura 4.49 – Gráfico da a) área delaminada de entrada e b) área delaminada de saída, dos compósitos de manta usados nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico.



a)



b)

Figura 4.50 – Gráfico da a) área delaminada de entrada e b) área delaminada de saída, dos compósitos de tecido usados nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico.

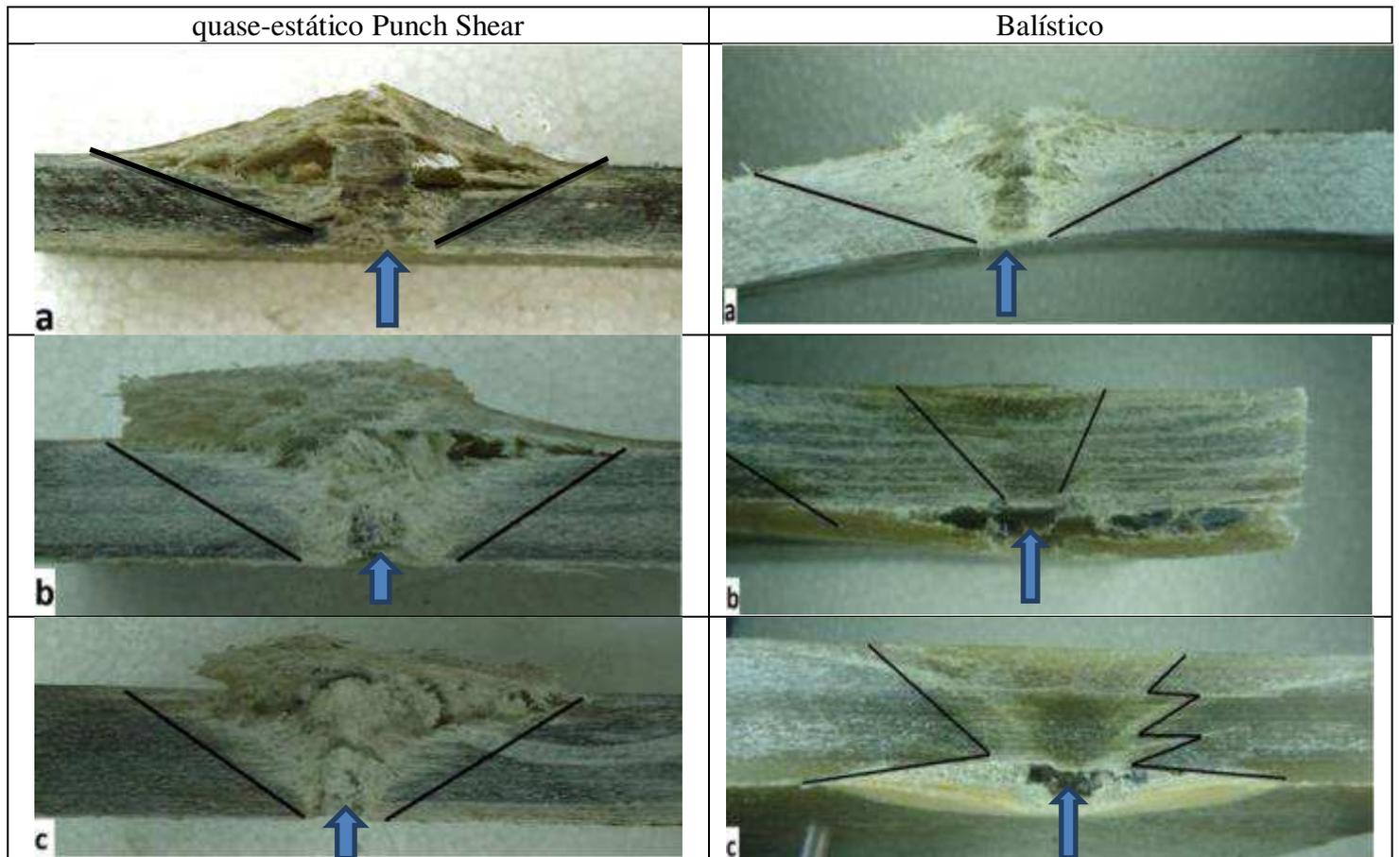


Figura 4.51 – Seção transversal dos compósitos de manta usados nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico. Placa a) MP10 e M10, b) MP15 e M15, e c) MP20 e M20.

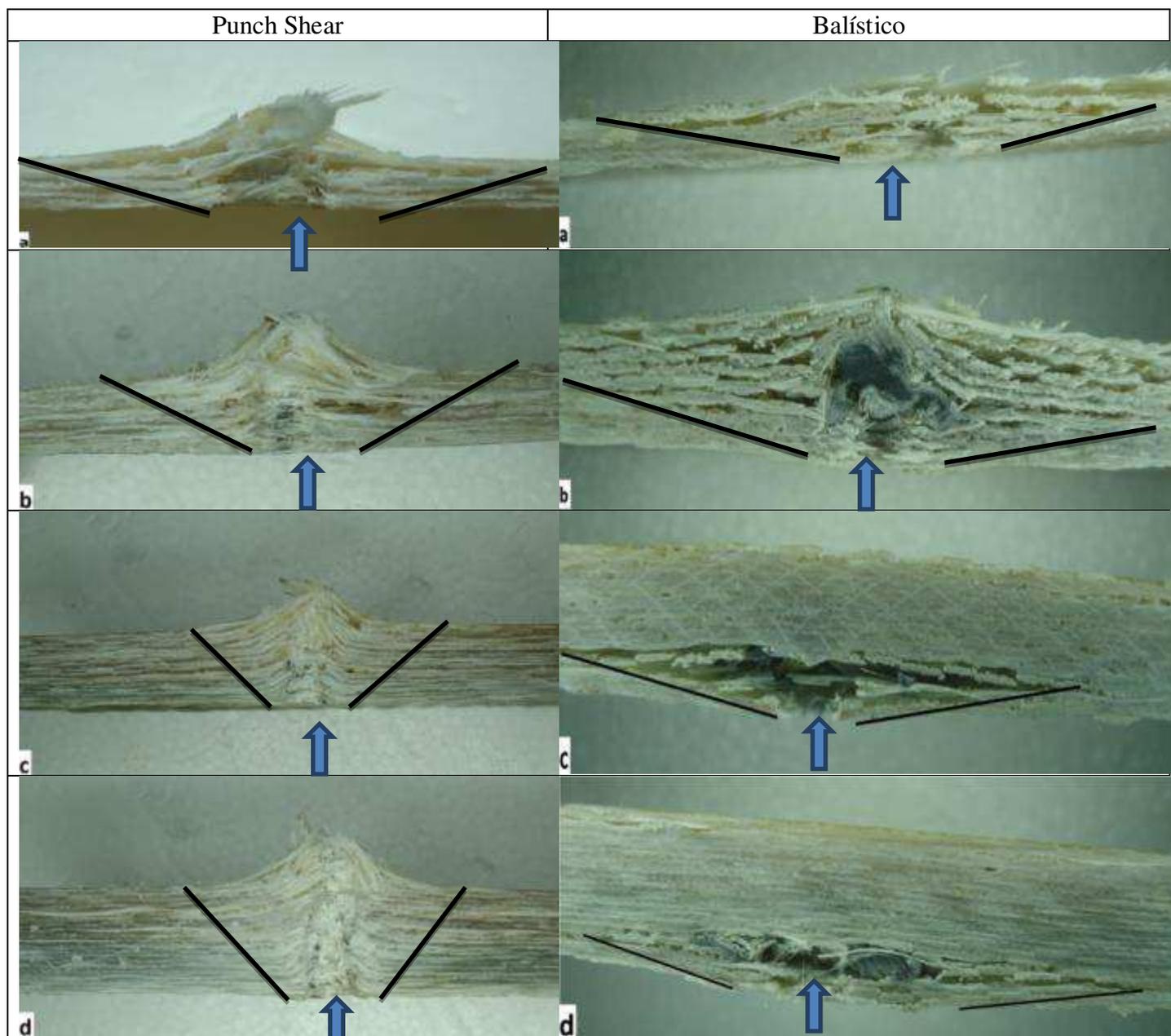


Figura 4.52 – Seção transversal dos compósitos de tecido usados nos ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico. Placa a) TP5 e T5, b) TP10 e T10, c) TP15 e T15, e d) TP20 e T20.

4.5 Resultados do Ensaio de Compressão Após Impacto

A seguir são apresentados os resultados para o ensaio de Compressão Após Impacto. A máquina de ensaio foi regulada para registrar 4 pontos por segundo, onde os dados registrados foram: Força (N), deslocamento (mm), tempo (s) e tensão (MPa). Com estes pontos salvos foram gerados os gráficos, força x deslocamento, força x tempo e tensão x deslocamento. Logo após, foi calculado a tensão de ruptura para a configuração sem dano e com dano.

4.5.1 Resultados do Ensaio de Compressão Após Impacto para o corpo de prova sem dano

A Figura 4.53 mostra o gráfico força x deslocamento para o corpo de prova sem dano.

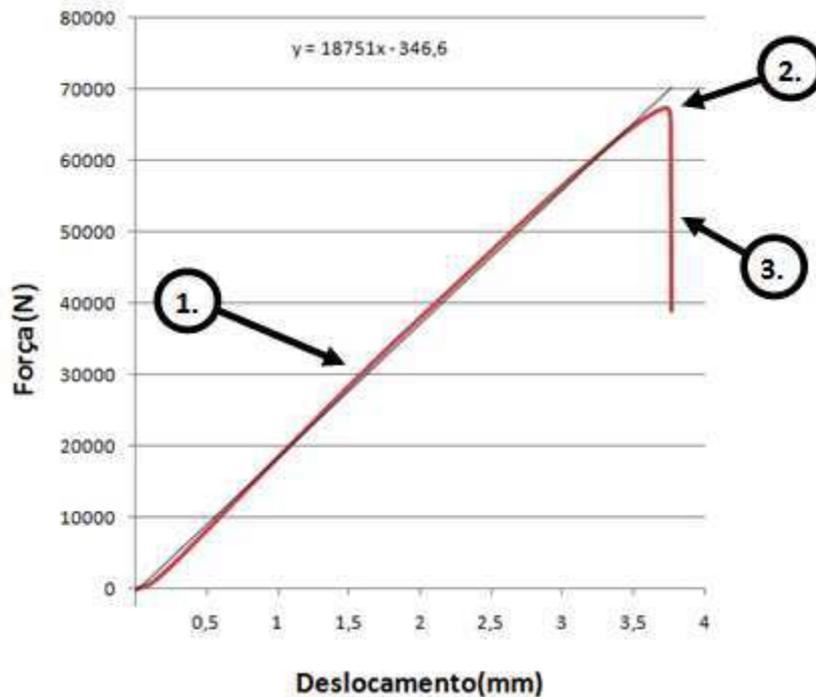


Figura 4.53 – Gráfico força x deslocamento para o compósito sem dano.

Temos a partir da Figura 4.53 que o gráfico tem um comportamento aparentemente linear (1), foi aplicada a linha de tendência linear gerada no software

Microsoft Excel 2010, com o intuito de obtermos a equação aproximada desta região. Podemos observar também que, a força máxima suportada pelo compósito sem o dano (2) foi de 67,5 kN e, temos em (3) que o material tem um comportamento aparentemente frágil pela forma com que a falha ocorre, ou seja, instantaneamente.

Temos na Figura 4.54 o gráfico força x tempo para o corpo de prova sem dano. Observamos através do diagrama que o corpo de prova sem o dano levou aproximadamente 180 segundos, ou seja 3 minutos, para falhar.

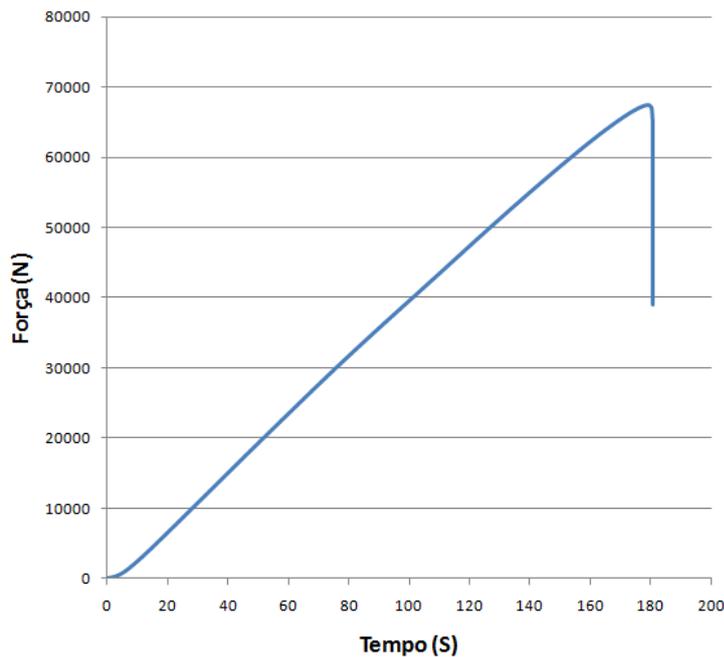


Figura 4.54 – Gráfico força x tempo para o compósito sem dano.

Na Figura 4.55 temos o gráfico tensão x deslocamento, onde a partir das dimensões do corpo de prova foi calculada a área que estaria sujeita a aplicação da carga de compressão.

Observamos no diagrama da Figura 4.55 que a tensão máxima que o corpo de prova sem o dano resistiu (1) foi de 117,1 MPa, este valor é a tensão de ruptura do material. Abaixo temos a Equação 4.1 para calcular a tensão de ruptura.

$$\sigma_{rup} = \frac{F_{max}}{A} = \frac{67465,90137 \text{ N}}{(0,1 \times 0,00576) \text{ m}^2} = 117,1283 \times 10^6 = 117,13 \text{ MPa} \quad (4.1)$$

Onde temos que, F_{max} é a carga máxima que o corpo de prova resiste e A é a área da superfície que estará sujeita a carga de compressão, ou seja, a largura x espessura.

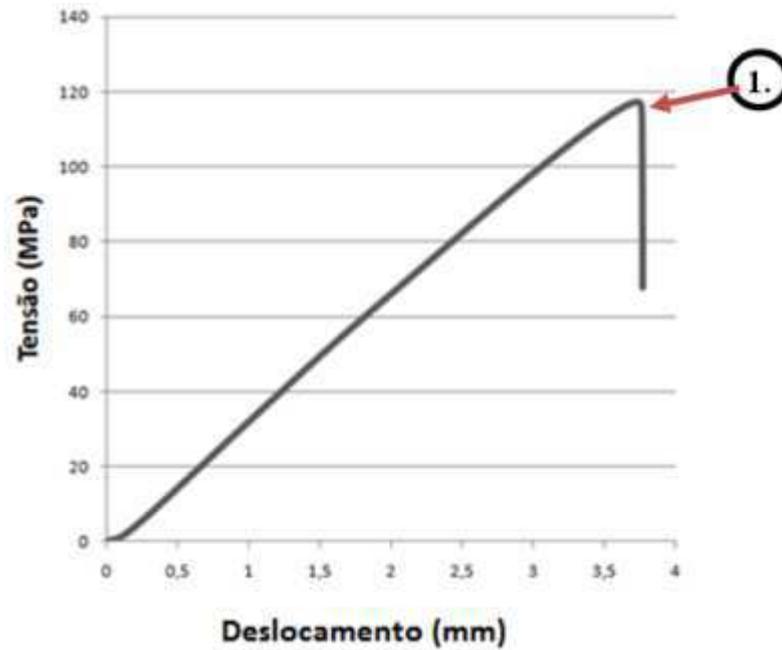


Figura 4.55 – Gráfico tensão x deslocamento do compósito sem dano.

Após o ensaio, observamos na Figura 4.56 como ficou o corpo de prova.

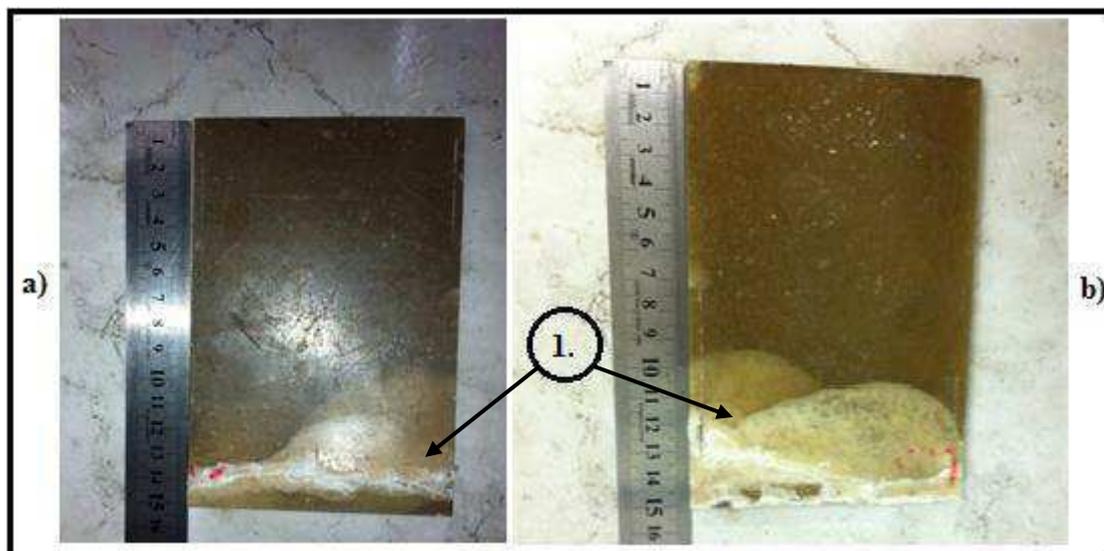


Figura 4.56 – Corpo de prova sem o dano, após ensaio de Compressão Após Impacto. Parte a) frontal e b) traseira.

Na Figura 4.56 são mostradas as regiões de delaminação (1). A falha ocorreu na borda inferior do corpo de prova sem o dano.

4.5.2 Resultados do Ensaio de Compressão Após Impacto para o corpo de prova com dano

Na Figura 4.57 é visualizada uma amostra da progressão do defeito a partir do local do dano que a placa possui, observa-se também a ocorrência da delaminação nesta região.

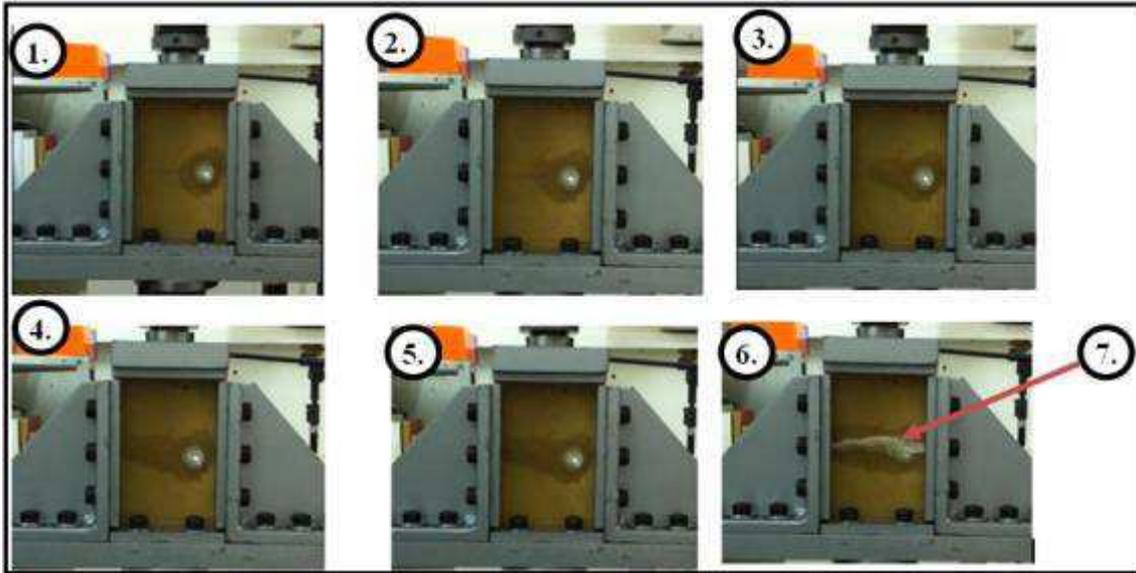


Figura 4.57 – Progressividade do defeito na região do dano.

Na Figura 4.57 pode-se observar que progressão da falha ocorre no local do dano, onde em (1) temos o início da propagação, e em (2), (3), (4) e (5) o aumento da região afetada, onde há separação das camadas do compósito (delaminação), e em (6) a ocorrência da ruptura das lâminas quando as mesmas não suportam a carga aplicada, temos em (7) mostrando a região onde ocorreu a fratura.

A Figura 4.58 mostra o gráfico força x deslocamento para o corpo de prova com dano.

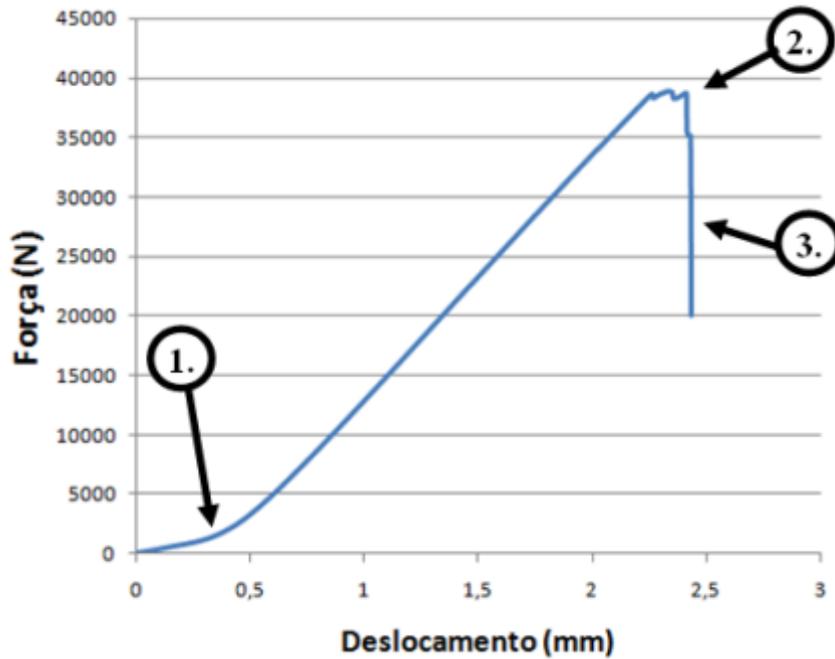


Figura 4.58 – Gráfico força x deslocamento para o compósito com dano.

Pode-se observar na Figura 4.58 que em (1) há um leve encurvamento da reta, diferentemente do corpo de prova sem o dano, onde a reta cresce aparentemente uniforme. Este encurvamento é causado pelo dano no corpo de prova. Em (2) temos a força máxima suportada pelo corpo de prova com o dano, onde observa-se que este valor é de aproximadamente 38,75 kN. Assim, temos uma redução elevada na resistência comparada com a placa sem o dano. Temos em (3) uma queda na carga, onde o material se comporta aparentemente frágil.

Na Figura 4.59 temos o gráfico força x tempo construído com o intuito de observarmos o tempo que o corpo de prova com o dano levaria até falhar.

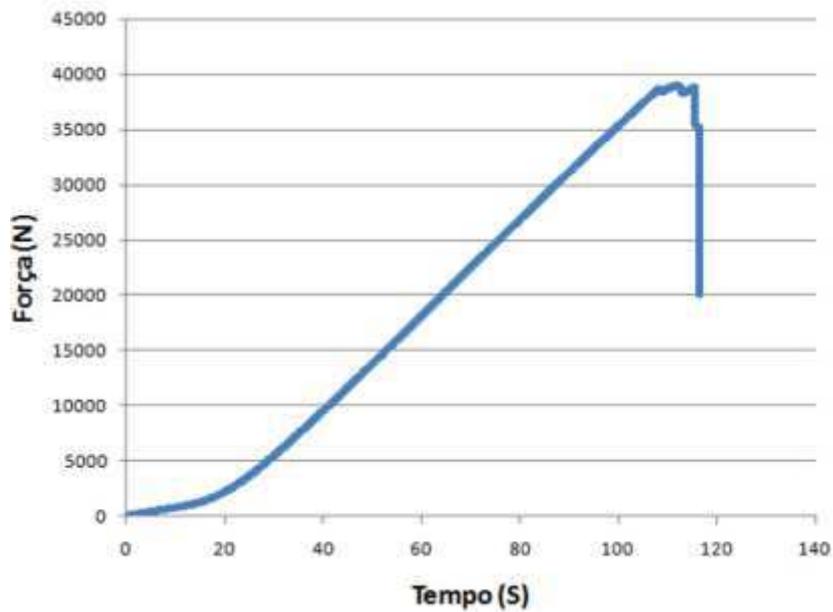


Figura 4.59 – Gráfico força x tempo para o compósito com o dano.

Observamos na Figura 4.59 que o tempo para que o corpo de prova com o dano viesse a falhar foi de aproximadamente 120 segundo ou 2 minutos. Comparando com o corpo de prova sem dano, a falha ocorreu em um tempo mais curto, devido ao dano na placa.

Na Figura 4.60 temos o diagrama tensão x deslocamento, onde a partir das dimensões do corpo de prova juntamente com a carga aplicada, foi possível calcular as tensões de compressão que o compósito estaria sujeito.

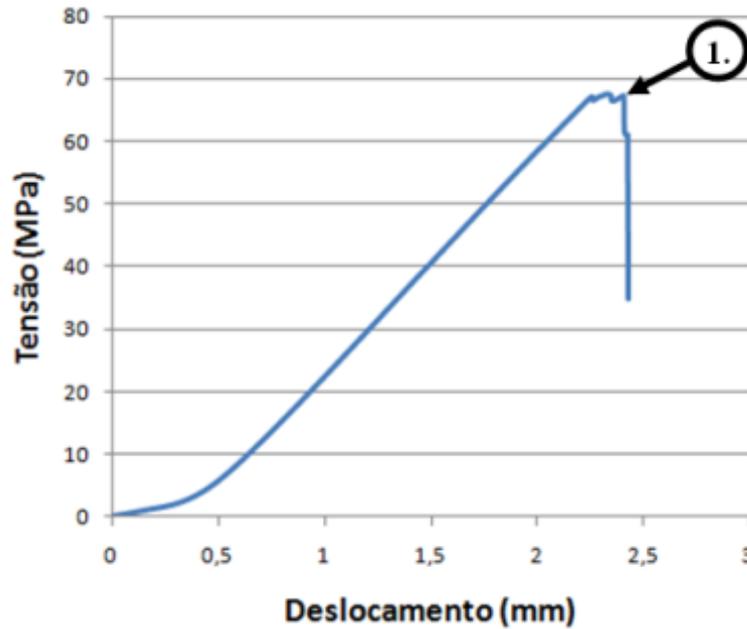


Figura 4.60 – Gráfico tensão x deslocamento para o compósito com dano.

Temos da observação do gráfico da Figura 4.58 que o corpo de prova com o dano resistiu a uma força máxima bem menor que o corpo de prova sem o dano, como esperado. Este valor foi de 38,75 kN. Com este valor podemos calcular a tensão de ruptura (1) do compósito, como temos as suas dimensões e sabemos que, tensão é força sobre a área, na Equação 4.2 abaixo, obtemos:

$$\sigma_{rup} = \frac{F_{max}}{A} = \frac{38747,46263 \text{ N}}{(0,1 \times 0,00576) m^2} = 67,27 \times 10^6 = 67,27 \text{ MPa} \quad (4.2)$$

Onde temos que, F_{max} é a carga que o corpo de prova resiste e A é a área da superfície que estará sujeita a carga de compressão, ou seja, a largura x espessura.

Na Figura 4.61 vemos como ficou o corpo de prova após o ensaio. Observa-se que a propagação da falha se iniciou na região do dano (1).

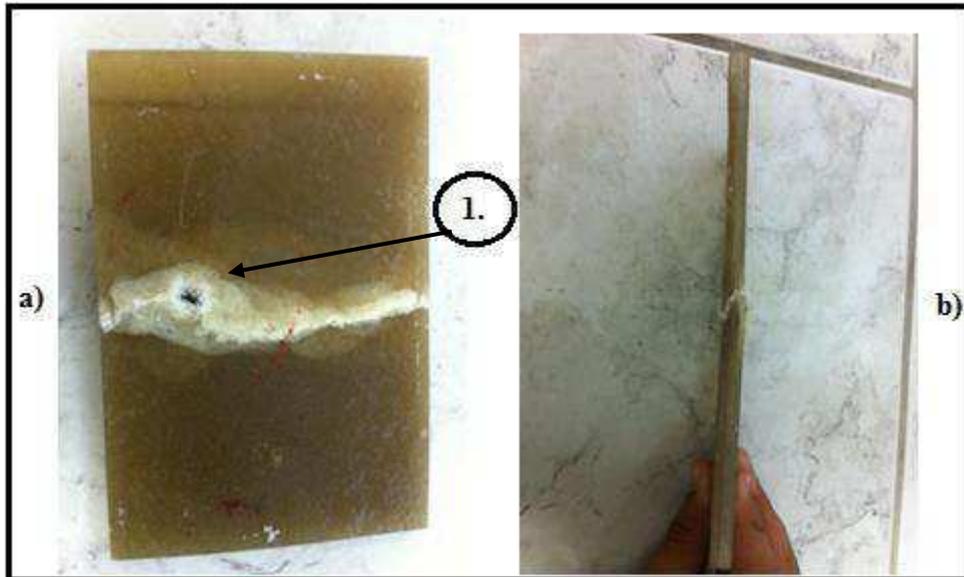


Figura 4.61 – Corpo de prova com o dano, após ensaio de Compressão Após Impacto. Parte a) frontal e b) lateral.

Comparando a resistência da carga de compressão entre a placa sem o dano e com o dano, observamos que houve uma considerável redução. A força máxima que a placa sem o dano resistiu foi de 67,5 kN e a força máxima que a placa com o dano resistiu foi de 38,75 kN. Dessa forma, houve uma redução de 42,59 % de resistência da placa com dano em relação a placa sem o dano. A Equação 4.3 mostra o cálculo da redução da resistência.

$$X = \frac{67,5 - 38,75}{67,466} \times 100 = 42,59\% \quad (4.3)$$

CAPÍTULO 5

CONCLUSÕES E SUGESTÕES

5.1 Conclusões

A partir dos resultados obtidos neste presente estudo, é possível concluir este trabalho com alguns comentários:

- Foi possível obter a fabricação de 5 diferentes placas compósitas de tecido e manta de fibra de vidro (T10, T15, T20, M15 e M20) com o nível de proteção balística NIJ 0101.03 II-A (calibre 9 mm FMJ).
- Dos compósitos obtidos com a finalidade de blindagem balística estudados, as que apresentaram melhores eficiências balísticas foram aquelas que tinham como material o tecido de fibra de vidro.
- O compósito mais eficiente foi o compósito de tecido de fibra de vidro T10, onde apresenta espessura de 8,08 mm, peso de 1,21 Kg, Densidade Superficial 12,73 Kg/m² e Energia Absorvida Específica 34,8 Jm²/Kg.
- A partir de ensaios apresentados na literatura, foi possível projetar e fabricar um aparato para ensaios do tipo quase-estático Punch Shear.
- No ensaio quase-estático Punch Shear, foi verificado a fratura interna nos compósitos de tecido e de manta, onde podemos notar a presença de modos de falha, como: ruptura da fibra e da matriz, trincamento da matriz e delaminação; e, uma comparação com o dano em ensaios balísticos da literatura.

- No ensaio quase-estático Punch Shear, os diâmetros de Feret e a Razão de Feret foram determinados, onde foram obtidos danos com isotropia acima de 80 %, tanto para compósitos de manta quanto para os compósitos de tecido.
- No ensaio quase-estático Punch Shear, obteve-se gráficos da Energia Absorvida (E1, E2 e ET) e do Pico máximo de carga, onde foram descritos e avaliados cada gráfico em função do número de camadas e espessura para os compósitos de manta e de tecido, constatando que os compósitos de manta de uma forma geral, absorveram maior quantidade de energia e tiveram maiores picos de carga em relação aos compósitos de tecido.
- No ensaio quase-estático Punch Shear, definiu-se compósitos finos e espessos, onde para as placas de manta essa definição não foi bem constatada, mas para as placas de tecido ficou claro que os compósitos com o número de camadas acima da placa TP10 foram considerados espessos.
- Foi possível correlacionar a energia absorvida, a área delaminada e a fratura transversal entre os ensaios quase-estático Punch Shear e Balístico, onde viu-se que a energia absorvida e a área delaminada dos compósitos no ensaio Balístico, de uma forma geral, foram maiores em relação aos compósitos no ensaio quase-estático Punch Shear. E que, uma área delaminada na forma de um cone, foi vista nos compósitos ensaiados por quase-estático Punch Shear e Balístico.
- Foi possível o desenvolvimento da metodologia experimental de Compressão Após Impacto (CAI) para materiais compósitos. A partir dos ensaios de CAI, verificou-se os danos e os gráficos força x deslocamento, força x tempo e tensão x deslocamento, obtendo resultados satisfatórios, semelhantes aos resultados vistos na literatura.

5.2 Sugestões para trabalhos futuros

Utilizar um outro tipo de processamento de materiais compósitos, como RTM, e avaliá-los e comparar com os resultados dos materiais obtidos neste estudo.

Estender nossas pesquisas para avaliar compósitos de fibra de Kevlar/Poliéster e Carbono/Poliéster nos três ensaios realizados nesse estudo.

Fabricar novos aparatos para ensaio quase-estático Punch Shear com diferentes SPRs e aplicar em outros materiais.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABRATE, SERGE. **Impact engineering of composites structures**. Carbondale: SpringerWienNewYork, 2011, 409 p.

ALVES, ANDRÉIA LEITE DOS SANTOS. **Processamento de Placas Compósitas pela Técnica de Moldagem por Infusão de Resina de Seemann (SCRIMP)**. 2006. 84 p. Dissertação (Mestrado em Ciências em Engenharia Metalúrgica e de Materiais). Departamento de Engenharia Metalúrgica e de Materiais, COPPE, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro.

AMORIM JR, W. F. 2007, **Processamento de placa espessa de compósito através de moldagem por transferência de resina**. 2007. 225 p. Tese (Doutorado em Ciências em Engenharia Metalúrgica e de Materiais). Departamento de Engenharia Metalúrgica e de Materiais, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro.

B. A. GAMA, J. W. GILLESPIE JR. Punch shear based penetration model of ballistic impact of thick-section composites. **Composites Structures** **86**, p. 356-369, 2008.

Ballistic Edge. **NIJ Standard 0101.03 1987**. Disponível em: <http://www.ballisticedge.com.au/NIJ0103.htm> Acesso em: 05 Outubro 2013.

BEN-DOR, G., DUBINSKY, A., ELPERIN, T., FRAGE, N. Optimization of two component ceramic armor for a given impact velocity. **Theoretical and Applied Fracture Mechanics** **33**, p. 185-190, 2000.

C. T. SUN, S. V. POTTI. A simple model to predict residual velocities of thick composite laminates subjected to high velocity impact. **Impact Engineering** **18**, p. 339-353, 1996.

CALLISTER JR., WILLIAN D. **Materials science and engineering: an introduction**. New York: John Wiley and Sons, 2006, 832 p.

CARRILLO, J. G., GAMBOA, R. A., FLORES-JOHNSON, E. A., GONZALES-CHI, P. I. Ballistic performance of thermoplastic composite laminates made from aramid woven fabric and polypropylene matrix. **Polymer Testing** **31**, p. 512-519, 2012.

CHOCRON BENLOULO, I. S., SÁNCHEZ-GÁLVEZ, V. A new analytical model to simulate impact onto ceramic/composite armors. **International Journal of Impact Engineering** **21**, n. 6, p. 461-471, 1998.

COUTO, CARLOS ALBERTO DE OLIVEIRA. **Estudo de blindagem mista contendo compósito cerâmico para proteção contra impactos de micrometeoróides em satélites artificiais**. 2011. 93 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica). Departamento de Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos.

DefesaNet. **Boeing aposta no futuro do composto de plástico e fibras**. Disponível em: <<http://www.defesanet.com.br/aviacao/noticia/3097/Boeing-aposta-no-futuro-do-composto-de-plastico-e-fibras>> Acesso em: 20 Abril 2013.

DuPont Brasil. **DuPont™ Armura®**. Disponível em:
<http://www2.dupont.com/Kevlar/en_US/assets/downloads/DSP_KevlarXP_Reference_Designs_K23338.pdf>. Acesso em: 02 Outubro 2013.

DuPont. **Kevlar® Reference Designs for Vests made with DuPont™ Kevlar®/Kevlar® XPT™**. Disponível em: <
http://www2.dupont.com/Kevlar/en_US/assets/downloads/DSP_KevlarXP_Reference_Designs_K23338.pdf>. Acesso em: 15 Outubro 2013.

FERREIRA, DÉBORA BRAGA BARROS. Comportamento **Mecânico de Blindagens Compósitas Leves**.1994. 102 p. Dissertação (Mestrado em Ciência dos Materiais). Instituto Militar de Engenharia (IME), Rio de Janeiro.

GÁLVEZ, VICENTE SÁNCHEZ, PARADELA, LAURA SÁNCHEZ. Analysis of failure of add-on armour for vehicle protection against ballistic impact. **Engineering Failure Analysis** **16**, p. 1837-1845, 2009.

GAMA, BAZLE A., BOGETTI, TRAVIS A., FINK, BRUCE K, YU, CHIN-JYE, CLAAR, T. DENNIS, EIFERT, HARALD H., GILLESPIE JR, JOHN W. Aluminium foam integral armor: a new dimension in armor design. **Composite Structures** **52**, p. 381-395, 2001.

GAMA, B. A., GILLESPIE JR, J. W. Punch shear based penetration model of ballistic impact of thick-section composites. **Composite Structures** **86**, p. 356-369, 2008.

GAMA, B. A., LOPATNIKOV, S. L., GILLESPIE JR, J. W. Punch Shear behavior of composites at low and high rates. University of Delaware Center for Composite Materials, s/d.

GELLERT, E. P., CIMPOERU, S. J., WOODWARD, R. L. A study of the effect of target thickness on the ballistic perforation of glass-fibre-reinforced plastic composites.

International Journal of Impact Engineering **24**, p. 445-456, 2000.

GONÇALVES, DINIZ PEREIRA, MELO, FRANCISCO CRISTOVÃO LOURENÇO DE. Blindagem para aeronaves. Centro Técnico Aeroespacial (CTA). Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) – Divisão de Materiais (AMR).

HORSFALL, I., AUSTIN, S. J., BISHOP, W. Structural ballistic armour for transport aircraft. **Materials and Design** **21**, p. 19-25, 2000.

KERR-ANDERSON, E., PILLAY, S., VAIDYA, U.K. Compression After Impact of Stitched FRP Laminates with Machined Holes Versus Ballistic Impact Penetration Apertures. Department of Materials Science and Engineering. Univeristy of Alabama at Birmingham, Birmingham, Alabama, USA. s/d.

LARSSON, F., SVENSSON, L. Carbon, polyethylene and PBO hybrid fibre composite for structural lightweight armour. **Composites: Part A** **33**, p. 221-231, 2002.

LEVI NETO, FLAMÍNIO, PARDINI, LUIZ CLAUDIO. **Compósitos Estruturais: ciência e tecnologia**. São Paulo: Edgad Blucher, 2006, 1 Edição, p. 311.

LIU, D., MALVERN, L. E. Matrix Cracking in Impacted Glass/Epoxy Plates. **Journal of Composite Materials** **21**, Julho 1987.

LIU, DAHSIN, RAJU, BASAVARAJU B., DANG, XINGLAI. Impact perforation resistance of laminated and assembled composite plates. **International Journal of Impact Engineering** **24**, p. 733-746, 2000.

LUO, YIWEN et al. Permeability measurement of textile reinforcements with several testfluids. **Composites: Part A**, v. 32, p. 1497-1504, 2001.

MAYSELESS, M., GOLDSMITH, W., VIROSTEK, S. P., FINNEGAN, S. A. Impact on Ceramic Targets. **Journal of Applied Mechanics** **54**, p. 373-378, Junho 1987.

MEDVEDOWSKI, EUGENE. Ballistic performance of armour ceramics: Influence of design and structure. Part 2. **Ceramics International** **36**, p. 2017-2127, 2010.

MUSETTI NETO, E. Resinas, gel-coats e iniciadores de reação: curso técnico sobre plástico reforçado. São Paulo: Asplar, 1999.

NETTLES, A. T., HODGE, A. J. Compression after impact testing of thin composites materials. **Proceedings of the 23rd international SAMPE technical conference**, p.177, 1991.

NUNES, L. M., PACIORNIK, S., D'ALMEIDA, J. R. M. Evaluation of the damaged area of glass-fiber-reinforced epoxy-matrix composite materials submitted to ballistic impacts. **Composites Science and Technology** **64**, p. 945-954, 2004.

ONG, C. W., BOEY, C. W., HIXSON, R. S., SINIBALDI, J. O. Advanced layered personnel armor. **International Journal of Impact Engineering** **38**, p. 369-383, 2011.

PANDYA, K. S., POTHNIS, J. R., RAVIKUMAR, G., NAIK, N. K. Ballistic impact behavior of hybrid composites. **Materials and Design** **44**, p. 128-135, 2013.

PRAMANIK, B., MANTENA, P. R. Punch-shear characteristics of nanoclay and graphite platelet reinforced vinyl ester plates, laminated face sheets and sandwich composites under low-velocity impact. **ASME-Early Career Technical Journal**,

Vol. 8, n. 1, p. 8.1-8.8, October 2009.

Redelease. **Tecido: Fibra de vidro 110 [5 x 0,65 M]**. Disponível em: <
<http://www.redelease.com.br/lojavirtual/tecido-de-fibra-de-vidro-110-m-linear-5x0-65-m.html>> Acesso em: 15 Agosto 2013.

REZENDE, MIRABEL C. e C. BOTELHO, EDSON. O uso de compósitos estruturais na Indústria Aeroespacial. **Polímeros: Ciência e Tecnologia**, vol 10, nº 2, 2000.

Ricardo Xavier. **DuPont inova para “popularizar” blindagem**. Disponível em:
<<http://www.ricardoxavier.com.br/index.php?acao=entrevistas&subacao=ler&i=52>>
Acesso em: 15 Janeiro 2013.

SANCHEZ-SAEZ, S., BARBERO, E., ZAERA, R., NAVARRO, C. Compression after impacto of thin composite laminates. **Composite Science and Technology**, vol. 65, n.13, p. 1911-1919, 2005.

SJOBLOM, P. O., HWANG, B. Compression after impact: The \$ 5 000 data point!. **International SAMPE Symposium and Exhibition**, vol. 34, p. 1411, 1989.

S. T. JENQ, H. –S. JING, C. CHUNG. Predicting the ballistic limit for plain woven glass/epoxy composite laminate. **Impact Engineering 15**, p. 451-464, 1994.

TORRES, MARCOS FABÍUS DE CARVALHO. **Simulação do desempenho balístico de blindagem mista cerâmica/compósito**. 2005. 89 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica). Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos.

ULVEN, C., VAIDYA, U. K., HOSUR, M. V. Effect of projectile during ballistic perforation of VARTM carbon/epoxy composite panels. **Composite Structures** **61**, p. 143-150, 2003.

U.S. DEPARTMENT OF JUSTICE: OFFICE OF JUSTICE PROGRAMS. **Ballistic Resistance of Body Armor NIJ Standard-0101.06**. Washington, 2008, 89 p.

XAVIER, CÉLIO, WIEBECK, HÉLIO, SANTOS, PÉRSIO DE SOUZA. Desenvolvimento de compósitos cerâmicos para blindagens balísticas. **13º CBECIMAT**, p. 1886-1892, s/d.

XIAO, J. R., GAMA, B. R., GILLESPIE JR, J. W. Progressive damage and delamination in plain weave S-2 glass/SC-15 composites under quasi-static punch-shear loading. **Composites Structures** **xxx**, s/p, 2005.

ANEXOS

ANEXO A – Projeto de fabricação do suporte para fixação das placas compósitas a ser usado no ensaio balístico

Nesse projeto de pesquisa, foi necessário o desenvolvimento e fabricação de um suporte para fixação das placas a ser usado no ensaio balístico.

Segue nas Figuras A1 e A2 as medidas do suporte (todas as medidas estão em milímetros), onde a Figura A1 é uma vista frontal e a Figura A2 uma vista da lateral direita. Na Figura 3.4 pode-se ver o suporte depois de fabricado.

Para sua fabricação foi utilizado cantoneiras de aço “L” de abas iguais de 1.1/2” x 1/8”, peso nominal de 1,83 Kg/m, e foram utilizados aproximadamente 18,5 metros. O conjunto foi soldado com eletrodo E6013.

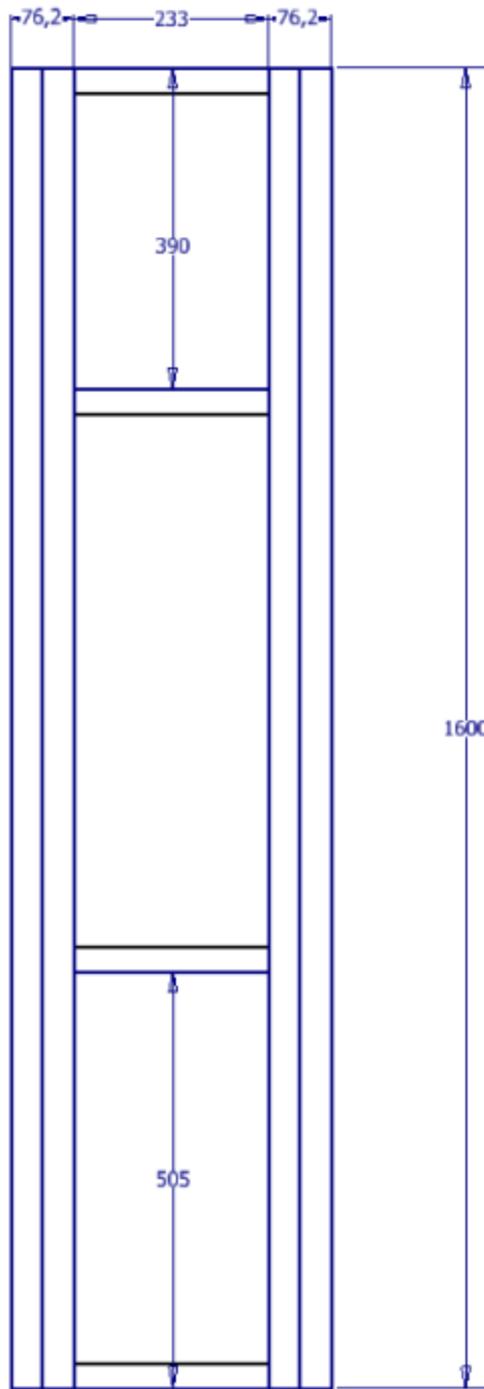


Figura A1 – Vista frontal do suporte.

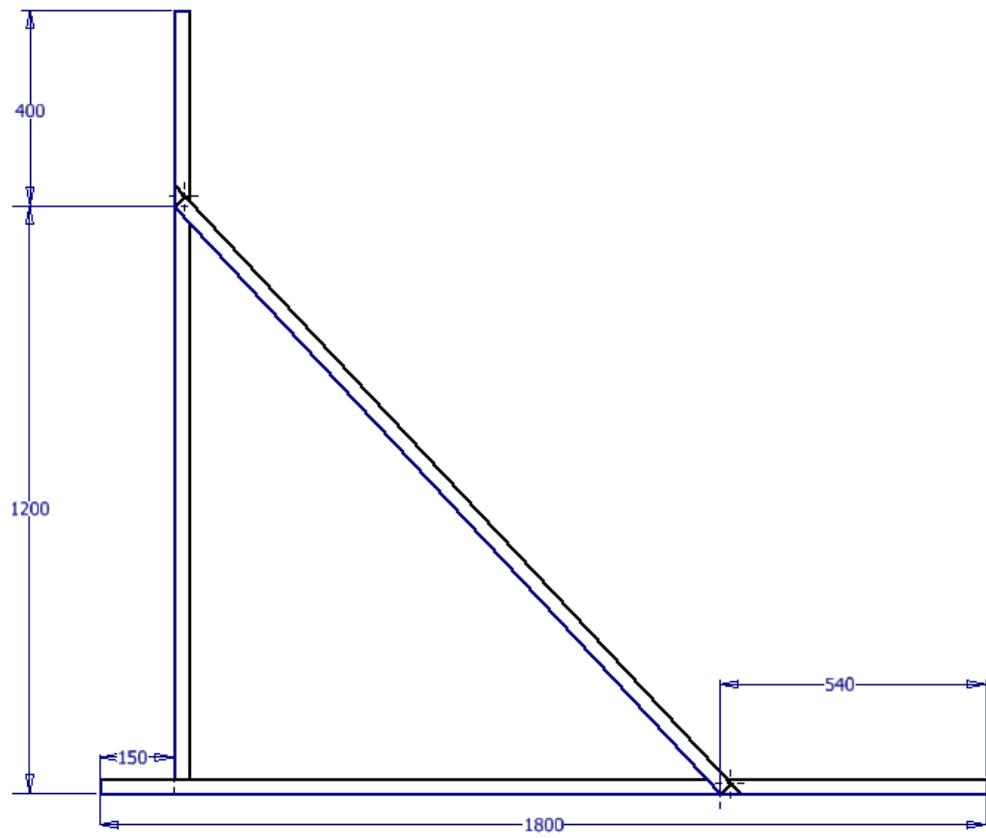


Figura A2 – Vista lateral direita do suporte.

ANEXO B – Projeto dimensional dos aparatos para ensaio quase-estático
Punch Shear.

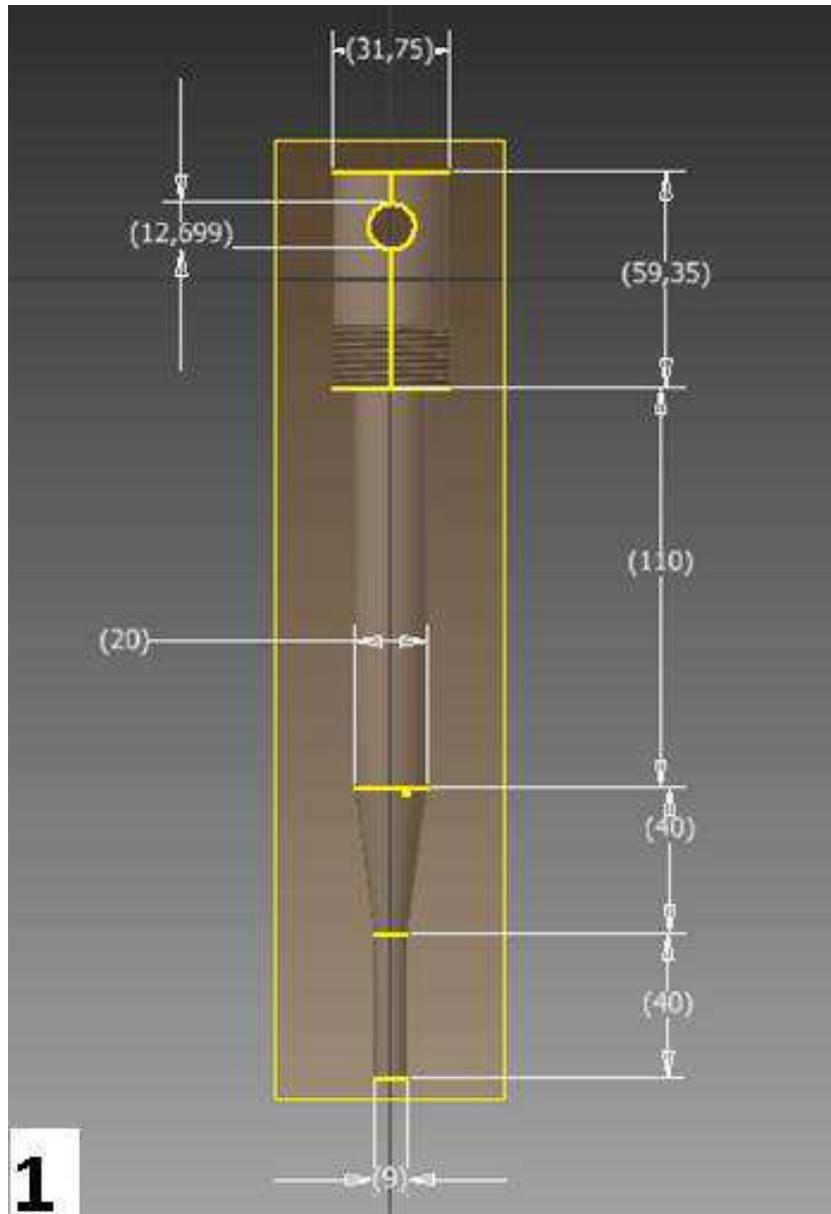


Figura B1 – Dimensões do Punção.

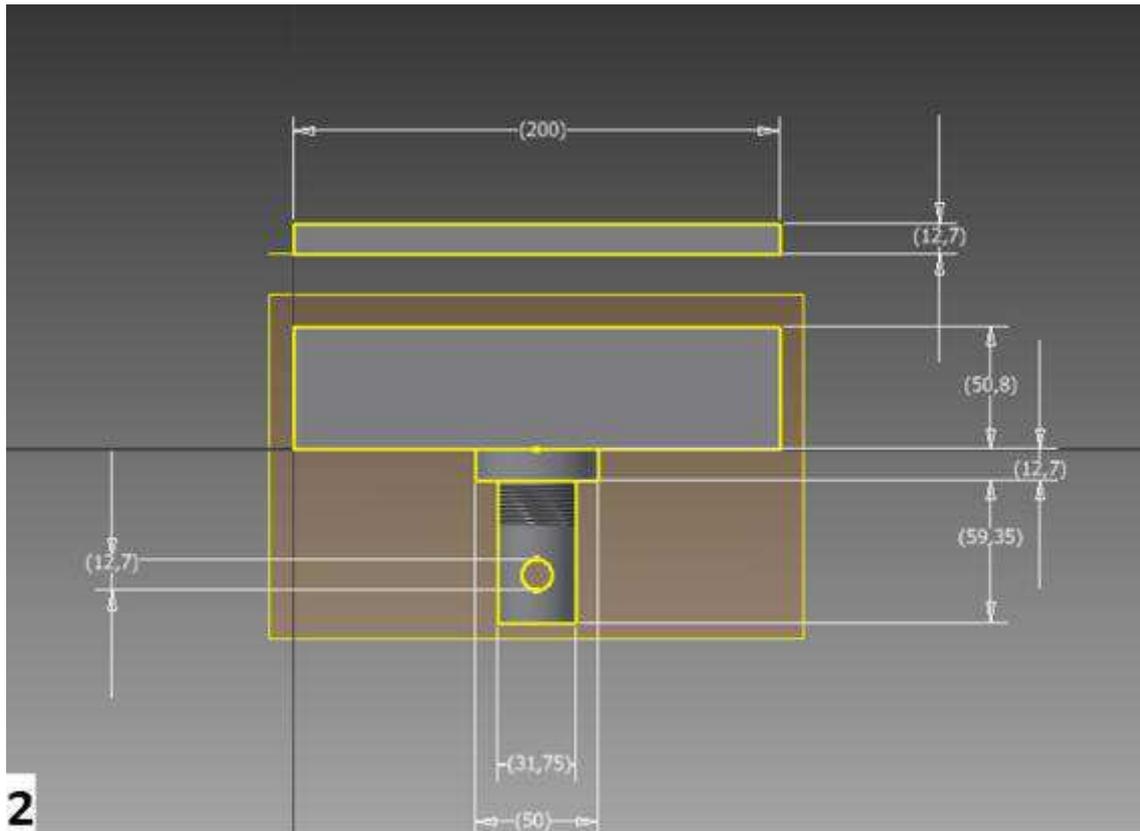


Figura B2 – Dimensões do Suporte e da Placa de Cobertura (vista lateral).

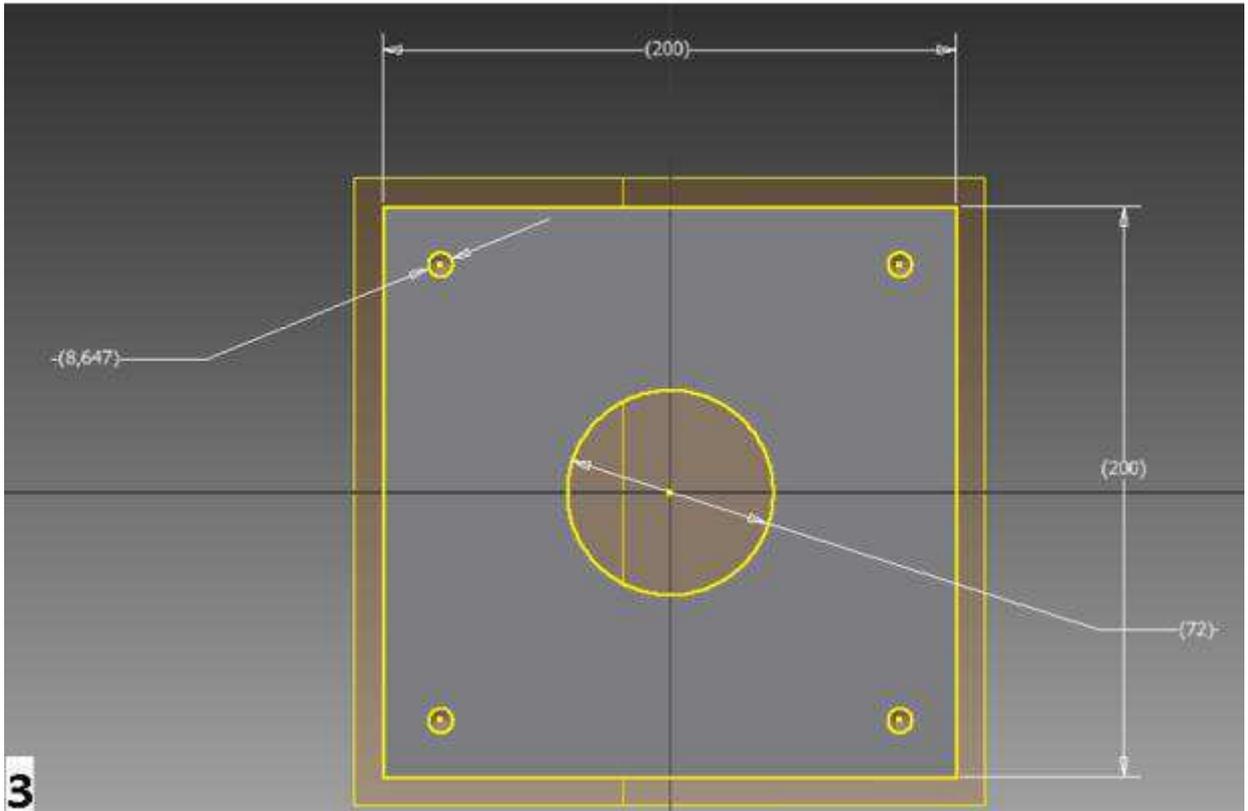


Figura B3 – Dimensões do Suporte e da Placa de Cobertura (vista superior).

ANEXO C – Garra de Compressão Após Impacto

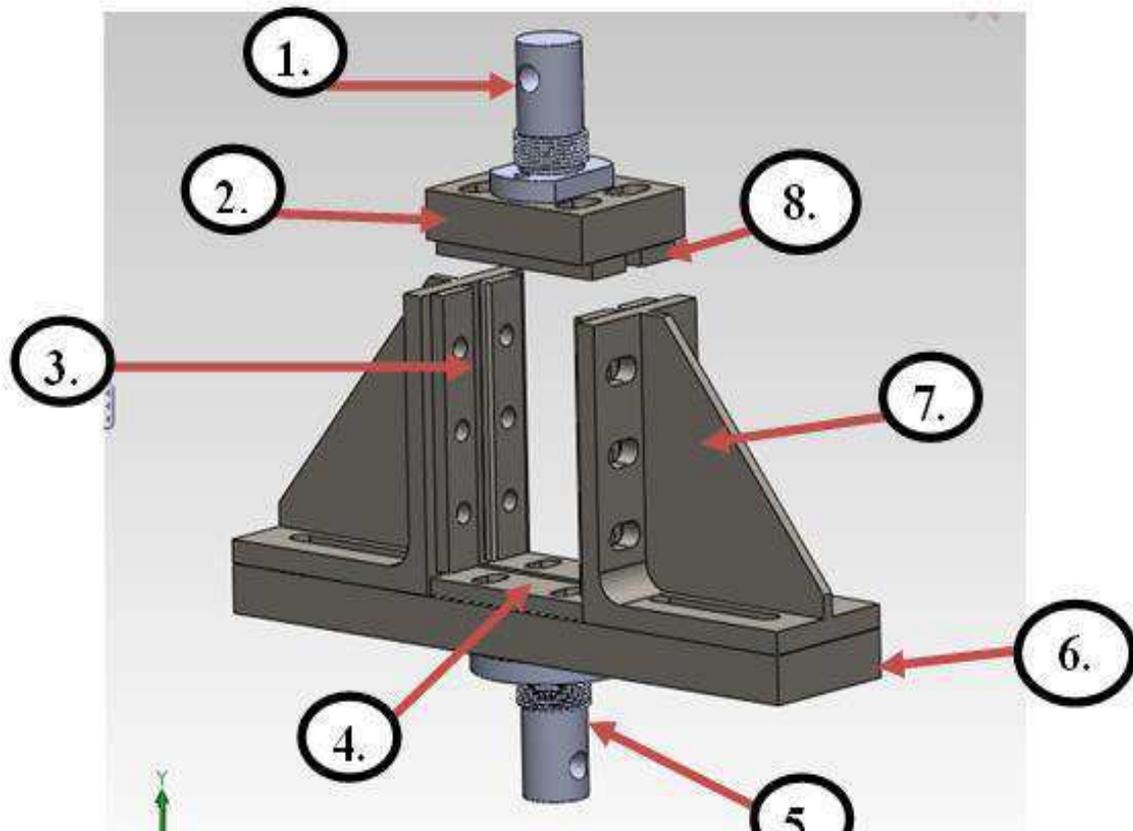


Figura C1 - Garra com o conjunto montado mostrando a posição de cada componente.

1. Dispositivo superior de fixação da garra no suporte da máquina de ensaio.
2. Base superior.
3. Placas laterais.
4. Placas da base inferior.
5. Dispositivo inferior de fixação da garra no suporte da máquina de ensaio.
6. Base inferior.
7. Cantoneiras com reforço.
8. Placas da base superior.

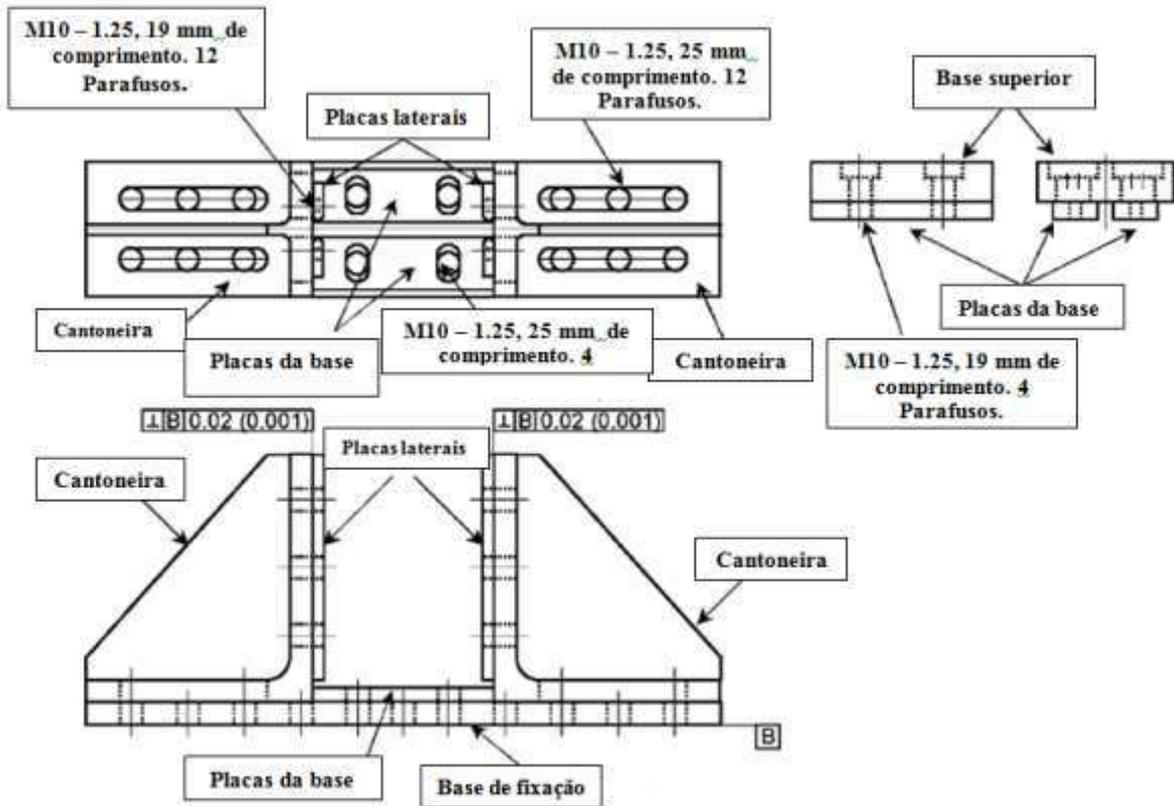


Figura C2 – Montagem da Garra de Compressão Após Impacto.

OBS: Material para todas as peças SAE 1020

- 1) Todas as dimensões em milímetros.
- 2) Tolerâncias dimensionais são (+/- 0,5 mm) para medidas lineares e (+/-0,5) graus angulares.
- 3) Quebrar Todas as arestas.

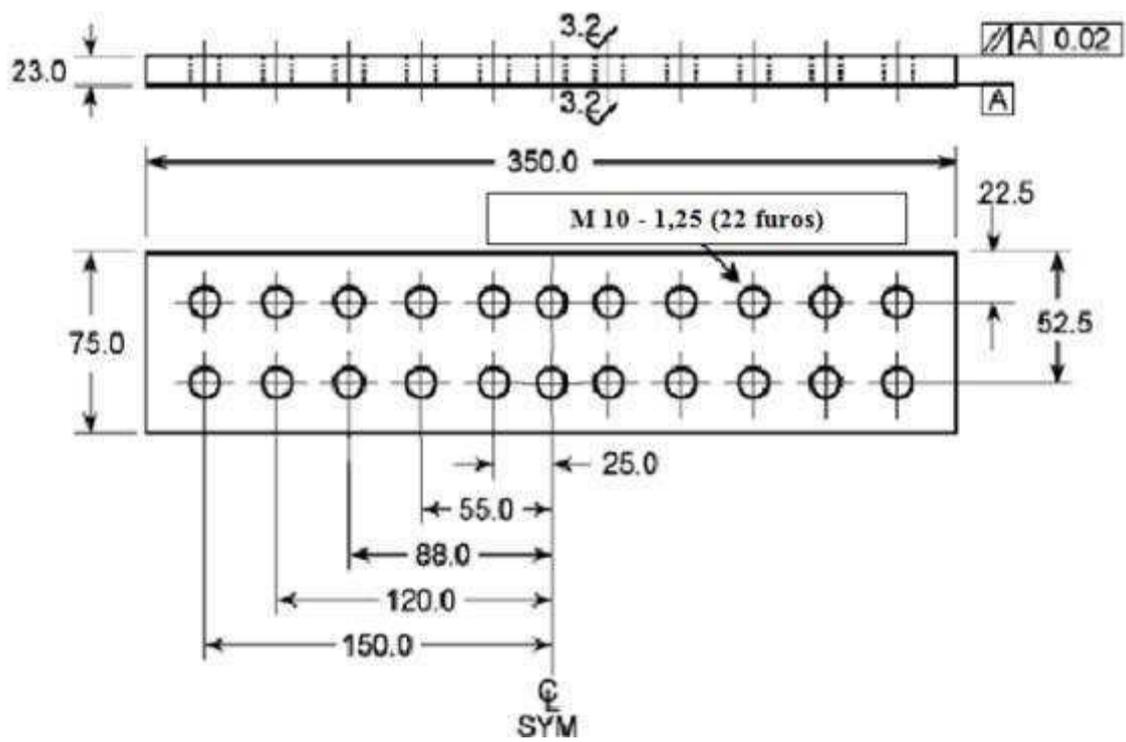
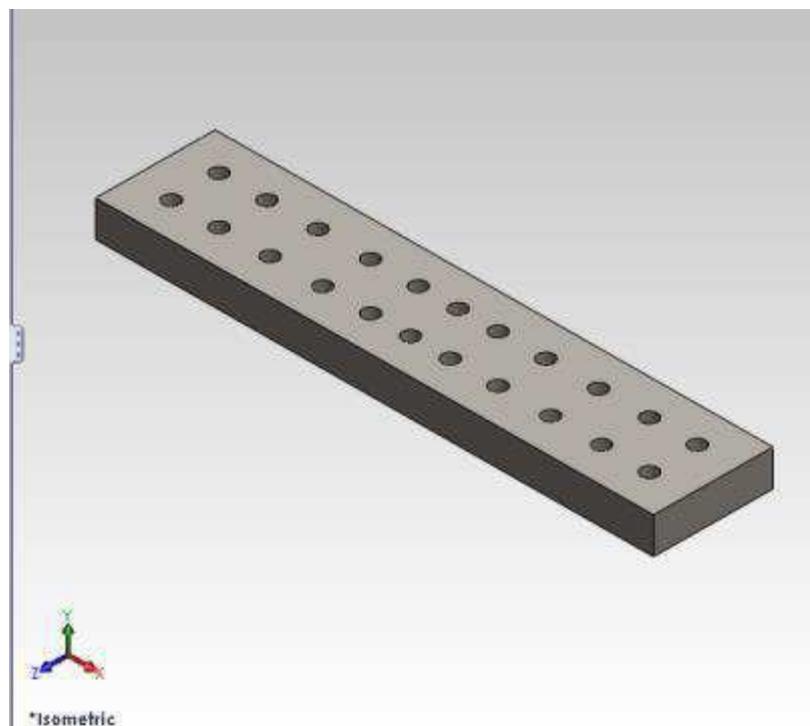


Figura C3 – Base de fixação inferior.



C4 – Desenho em 3D da base de fixação inferior.

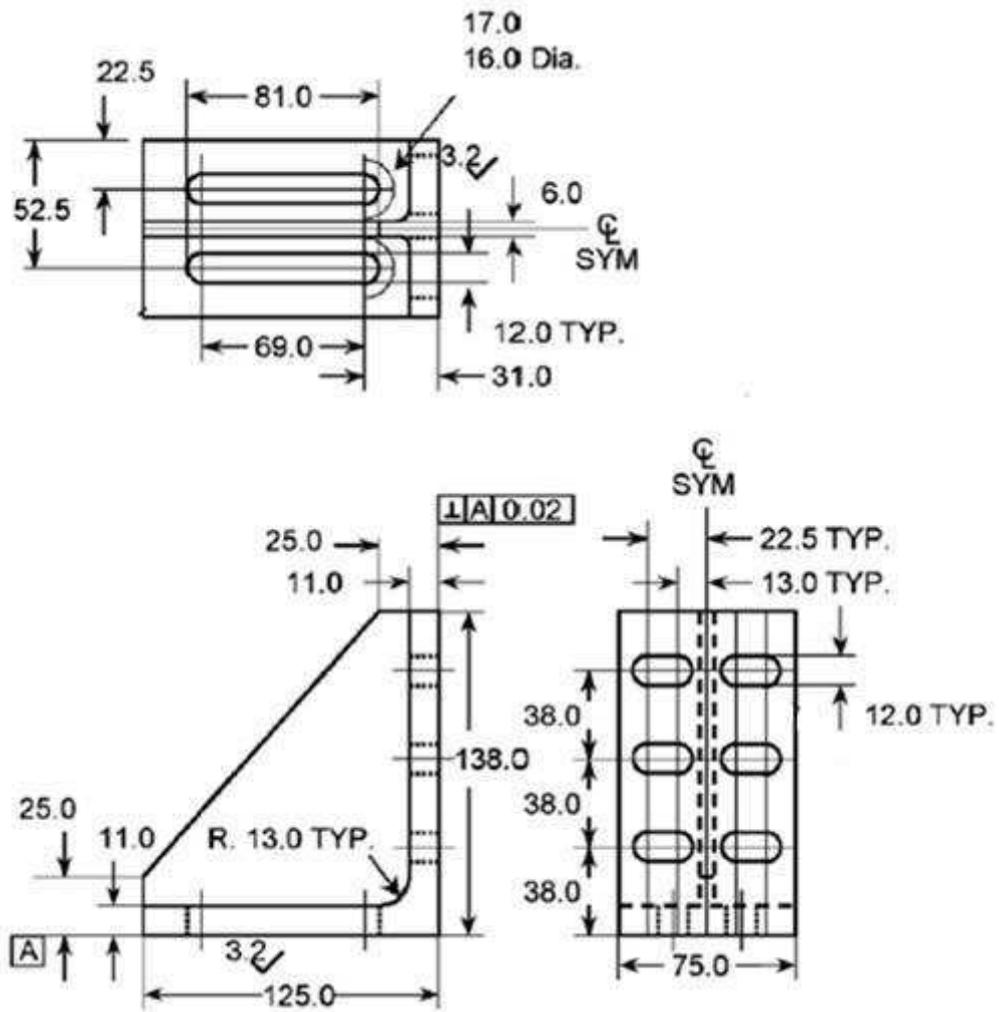


Figura C5 – Cantoneiras com reforço.

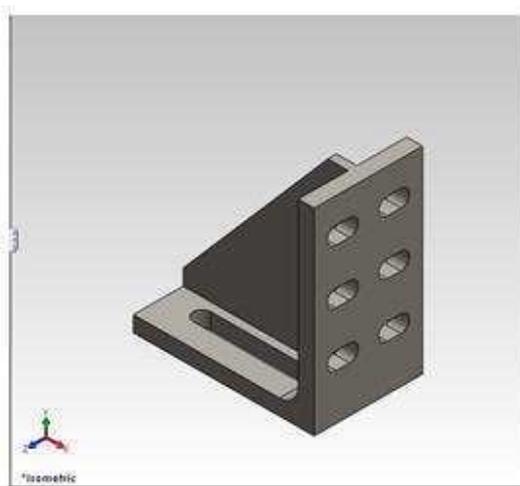


Figura C6 – Desenho em 3D das cantoneiras com reforço.

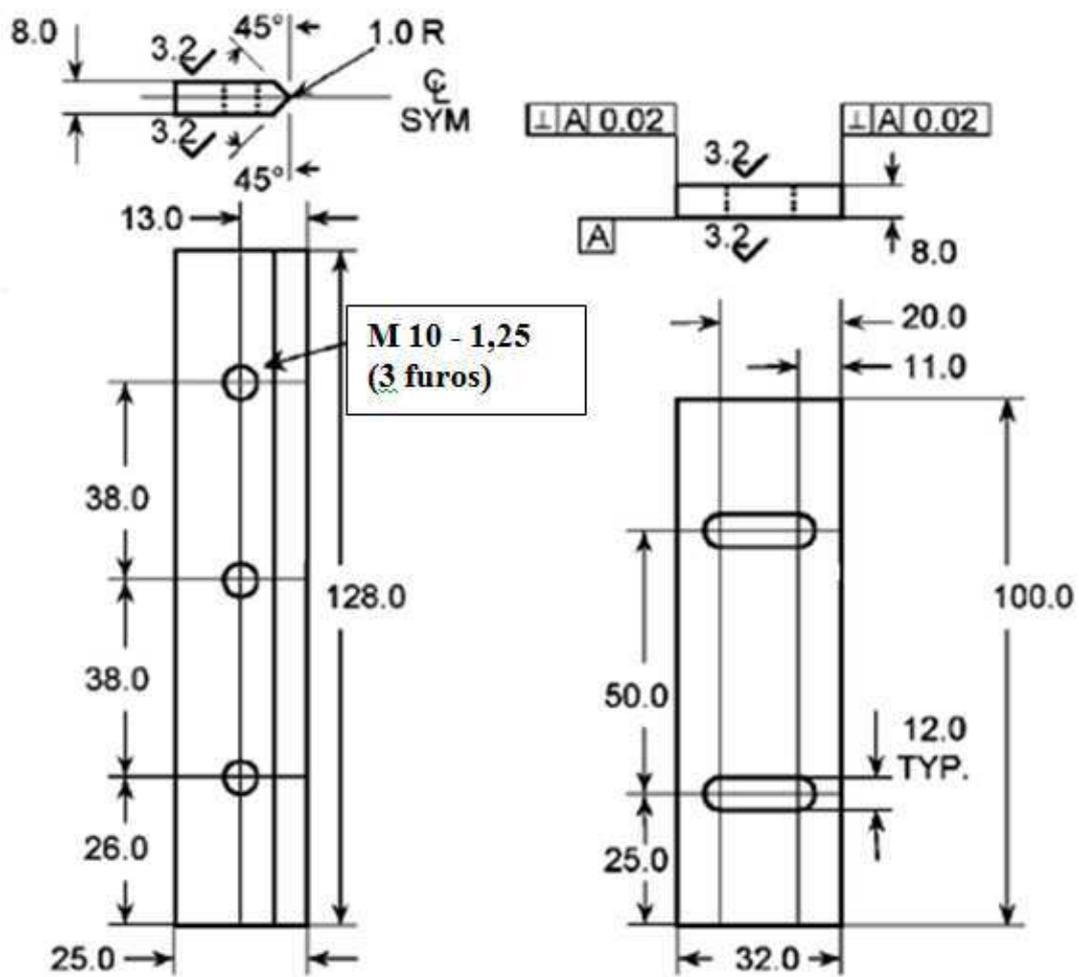


Figura C7 – Placas laterais e da base.

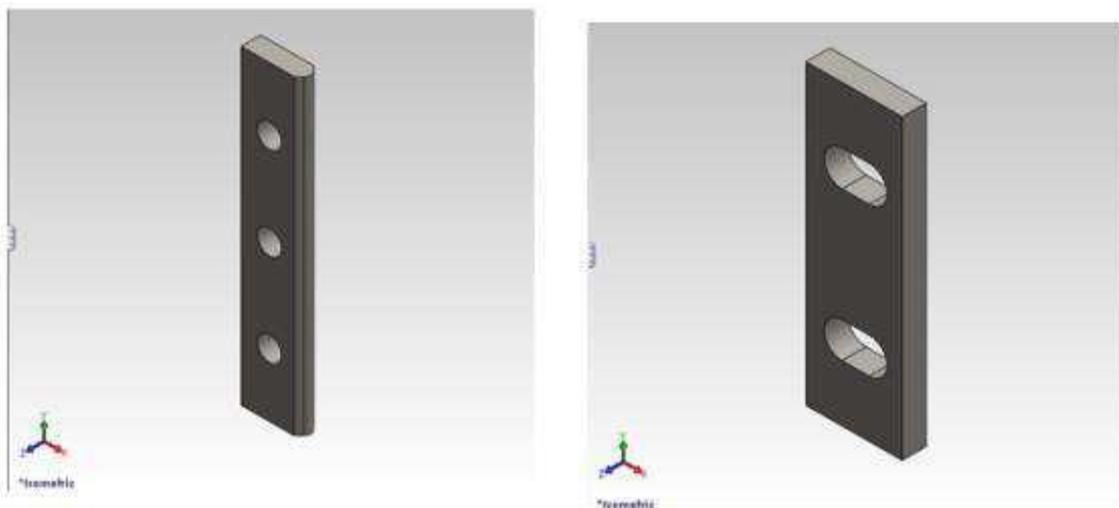


Figura C8 – Desenho em 3D das placas laterais (esquerda) e da base (direita).

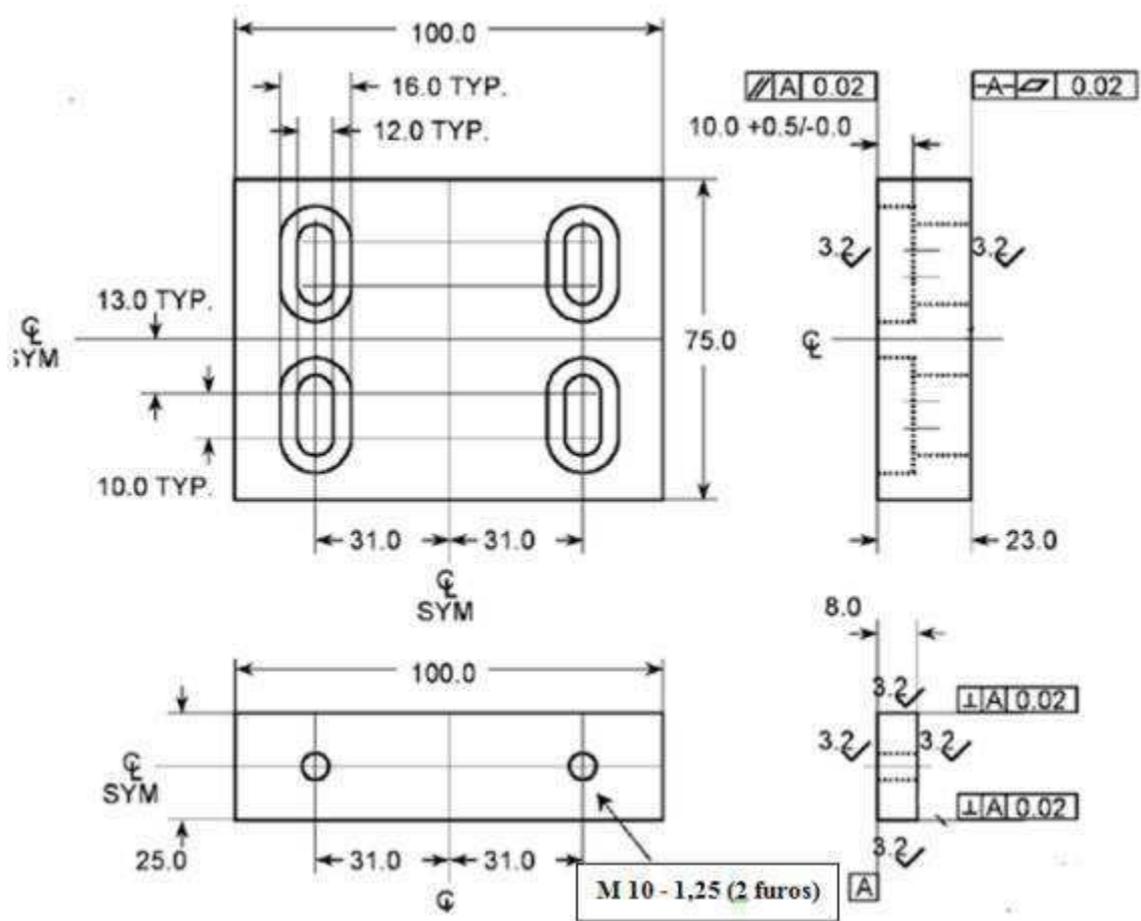


Figura C9 – Base superior e placas da base superior.

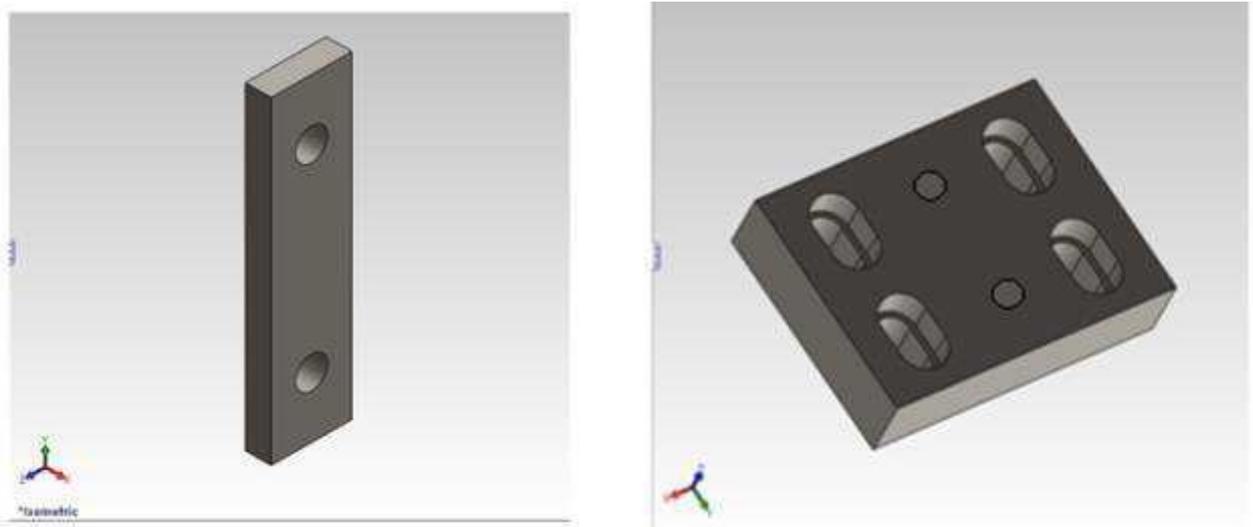


Figura C10 – Desenho em 3D da placa da base superior (esquerda) e base superior (direita).

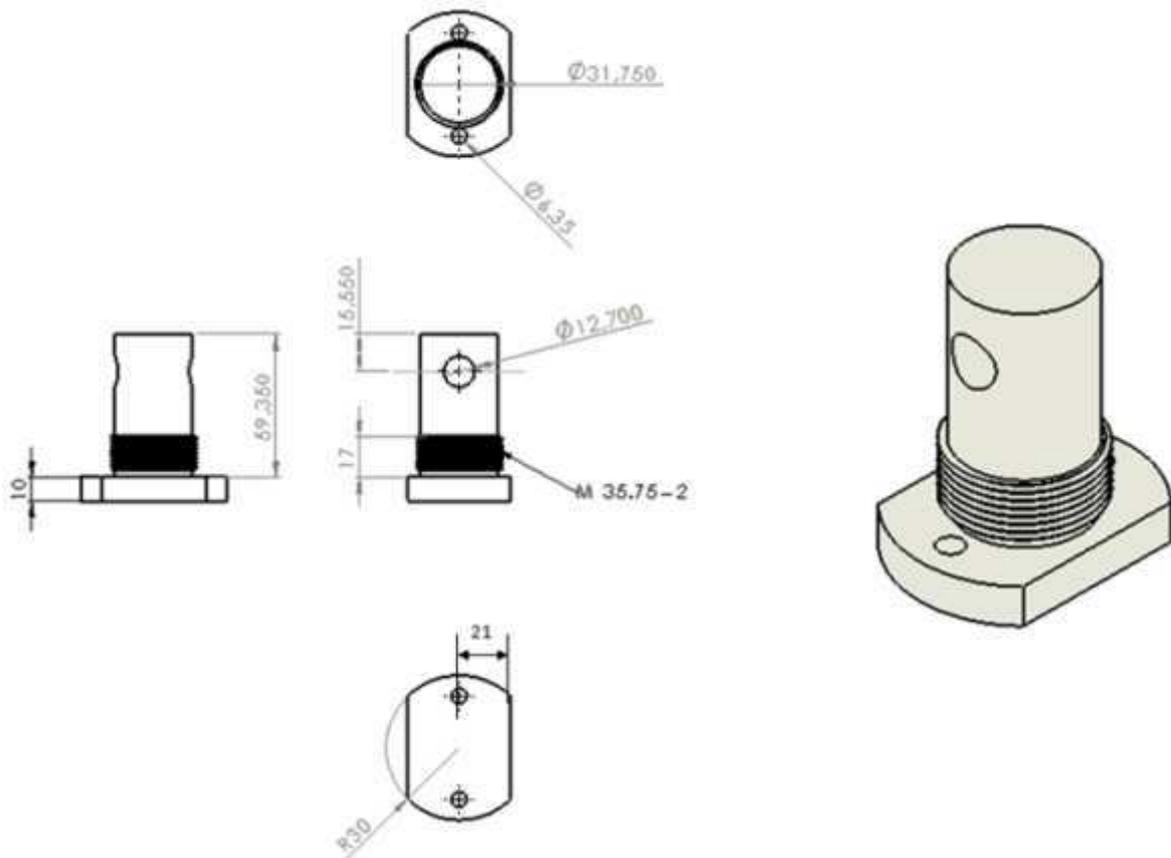


Figura C11 – Dispositivo de fixação da base superior.

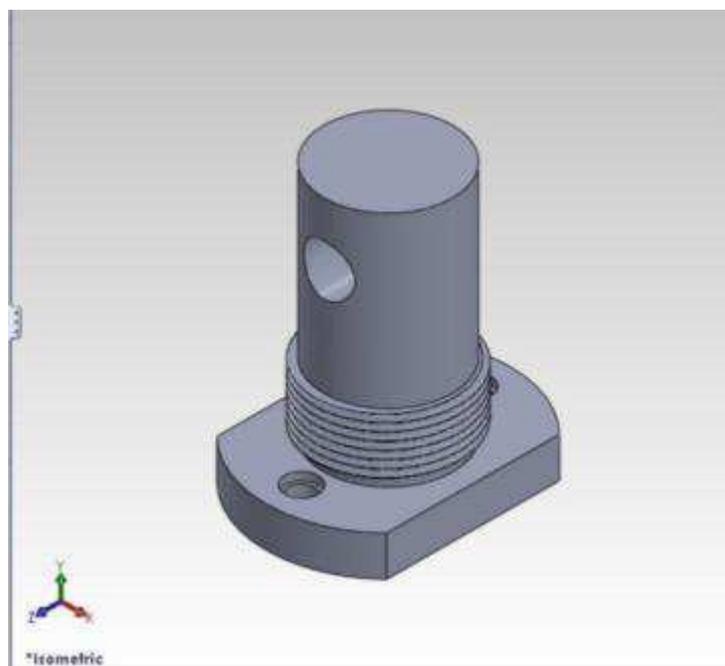


Figura C12 – Desenho em 3D do dispositivo de fixação da base superior.

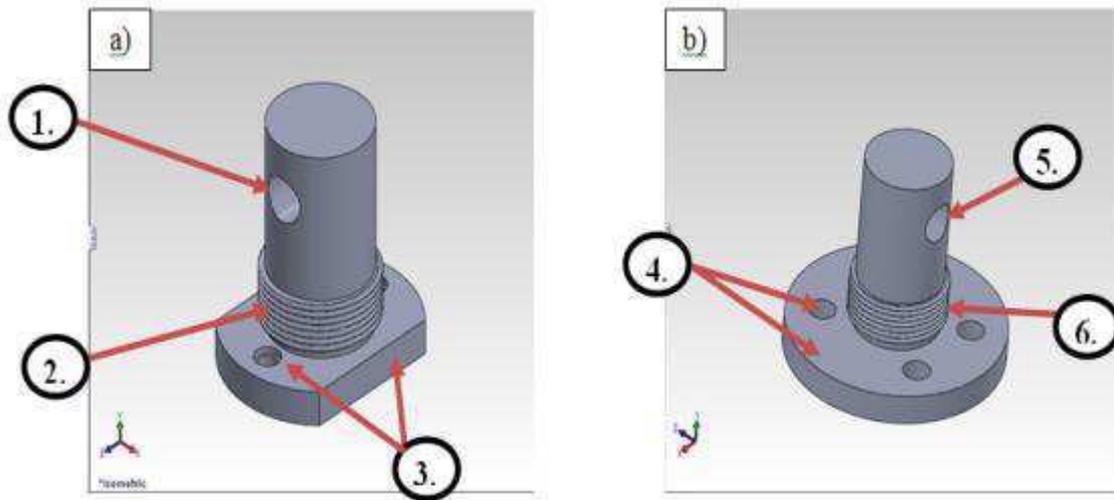


Figura C13 – Dispositivos para fixação da garra na máquina de ensaio com sistema antifolga.

Abaixo estão descritos cada parte dos dispositivos de fixação da garra na máquina de ensaio na Figura C13.

1. Furo do pino.
2. Rosca para porca do sistema de eliminação de folgas para base superior.
3. Disco com os furos de fixação do dispositivo na base superior da garra.
4. Disco com os furos de fixação do dispositivo na base inferior.
5. Furo do pino.
6. Rosca para a porca do sistema de eliminação de folgas para a base inferior.

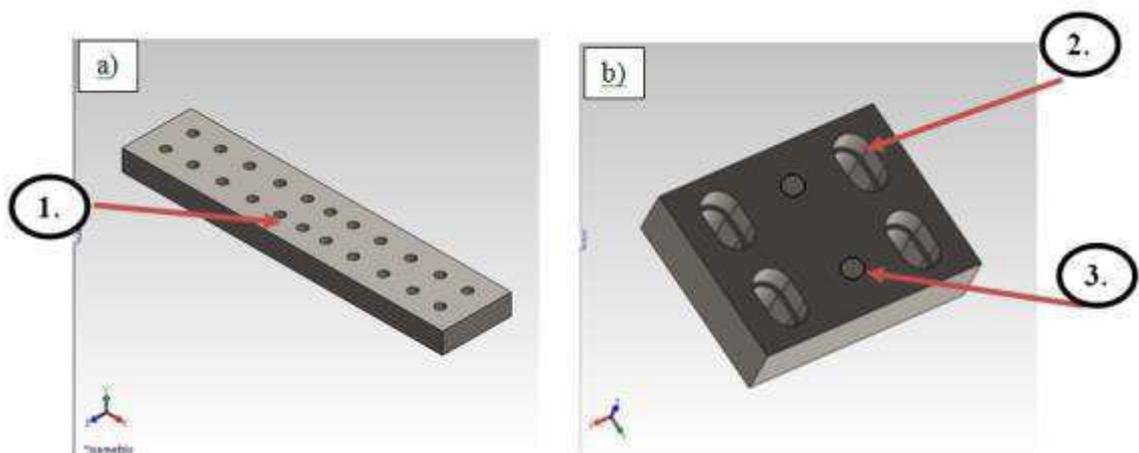


Figura C14 - Base (a) inferior e (b) superior da garra para ensaio de materiais compósitos de Compressão Após Impacto.

Abaixo estão descritos cada parte das bases inferior e superior da garra, indicado na Figura C14 (a) e (b).

1. Base inferior mostrando os furos com rosca para fixação das cantoneiras e placas da base.
2. Base superior mostrando em detalhe o rebaixo para alojar a cabeça do parafuso.
3. Furos da base superior com rosca para fixar o dispositivo de fixação superior.

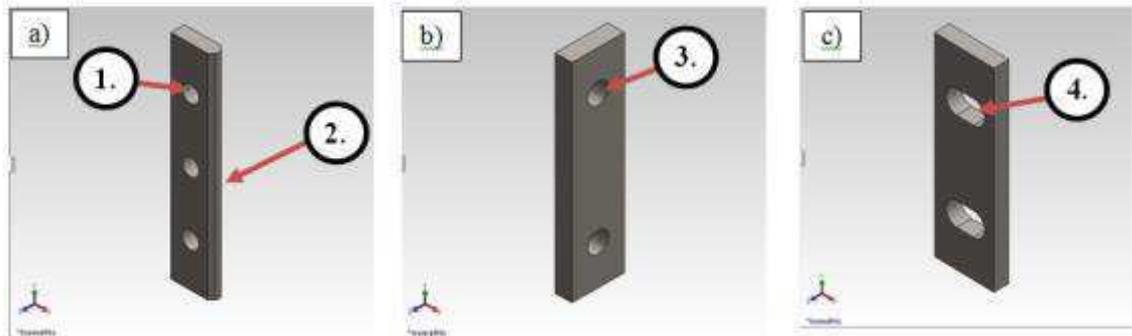


Figura C15 – Placas (a) laterais, (b) superior e (c) inferior para fixação do corpo de prova na garra.

Abaixo estão descritos cada parte das placas laterais, superior e inferior, respectivamente, da garra indicada na Figura C15.

1. Placa lateral com os furos com rosca.
2. Chanfro na placa lateral com um ângulo de 45° .
3. Placa inferior com os rasgos para que possa variar a espessura do corpo de prova ensaiado.

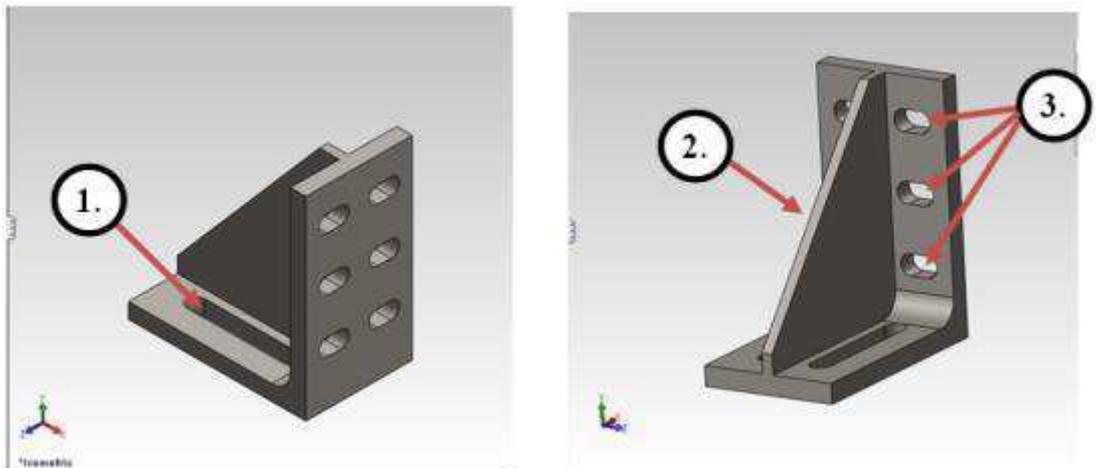


Figura C16 – Cantoneira para fixação das placas laterais.

Abaixo estão descritos cada parte da cantoneira, indicadas na Figura C16.

1. Rasgo para variar a largura do corpo de prova.
2. Reforço para evitar deformações na cantoneira no momento da aplicação da carga.
3. Rasgos para fixar as placas laterais e variar a espessura do corpo de prova.

ANEXO D – Gráficos carga x deslocamento para os compósitos ensaiados por quase-estático Punch Shear.

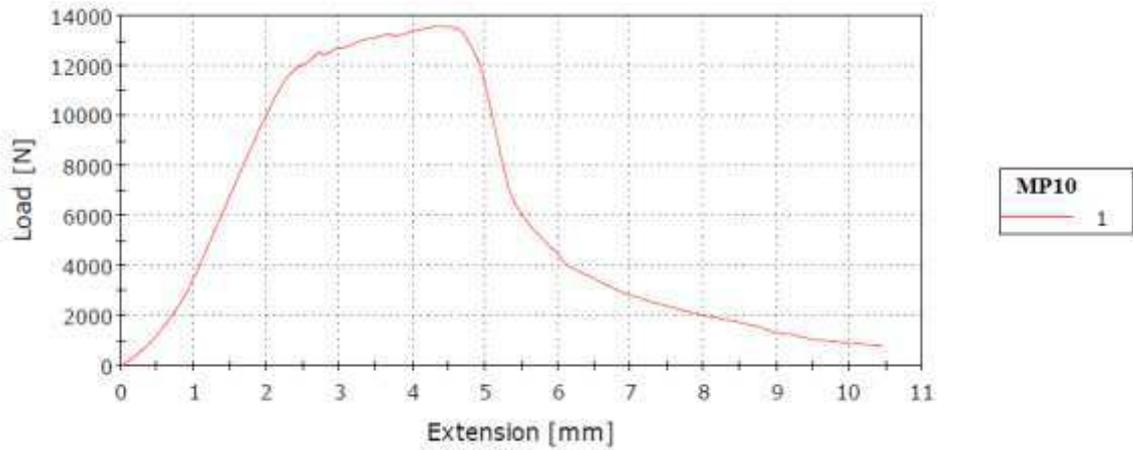


Figura D1 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito MP10.

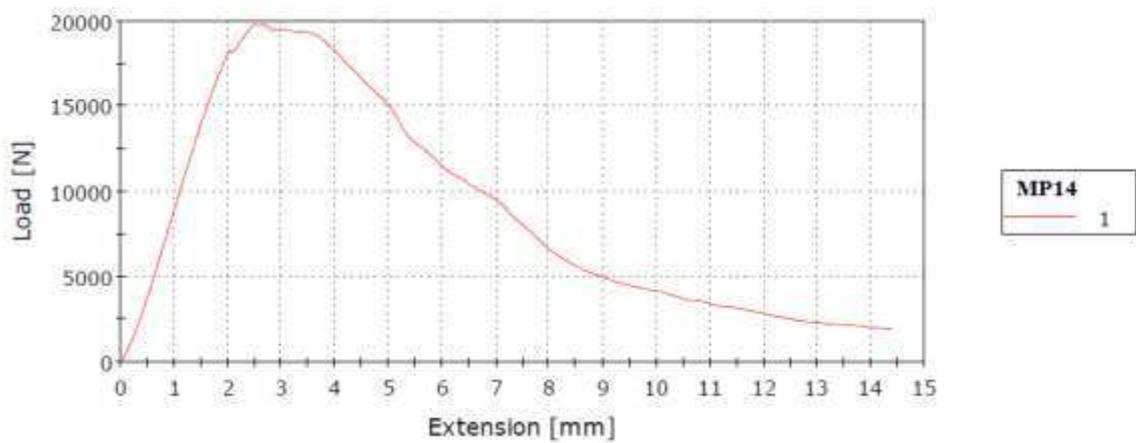


Figura D2 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito MP14.

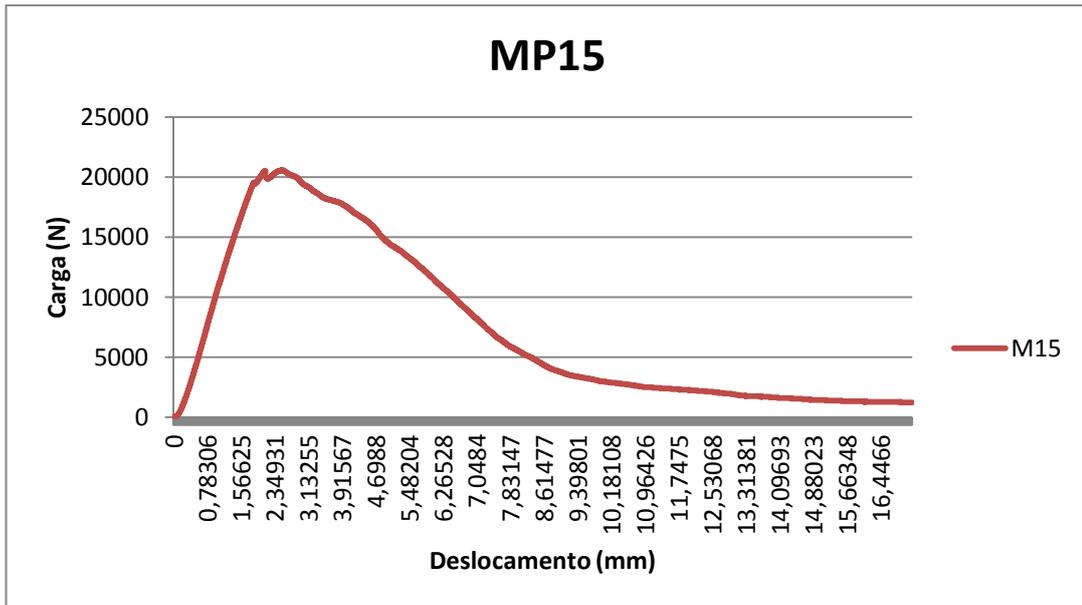


Figura D3 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito MP15.

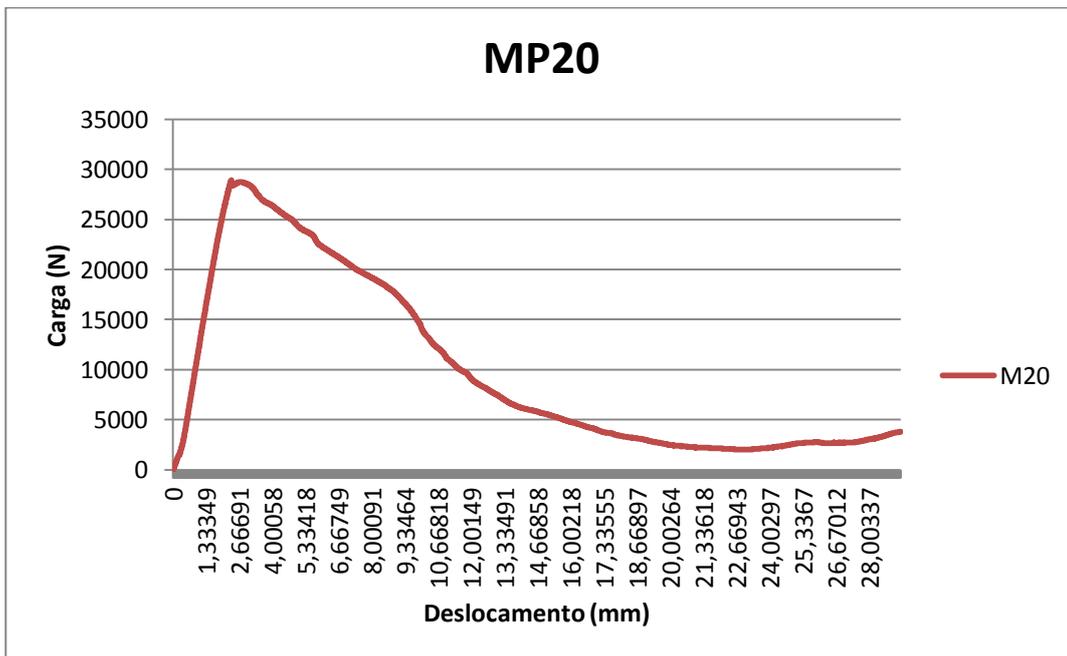


Figura D4 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito MP20.

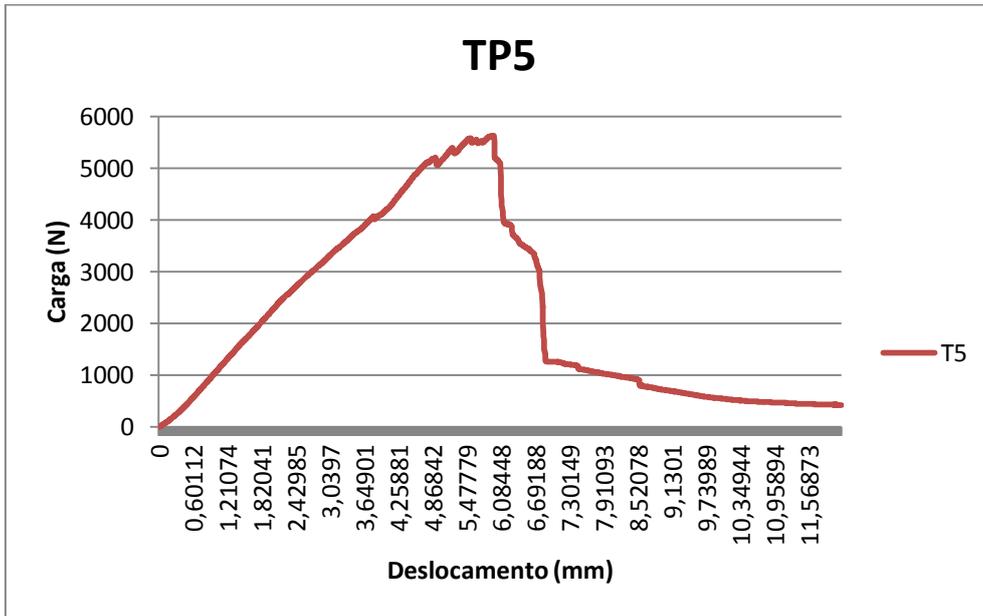


Figura D5 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito TP5.

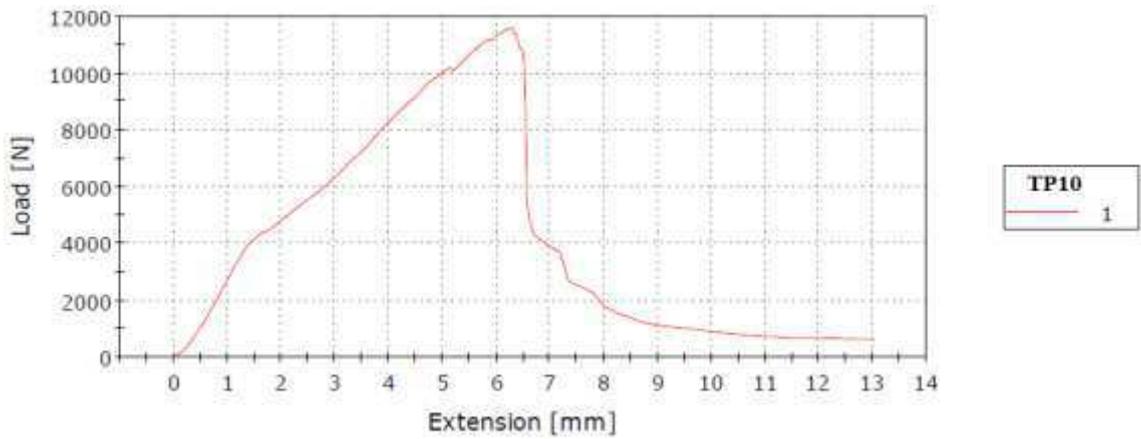


Figura D6 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito TP10.

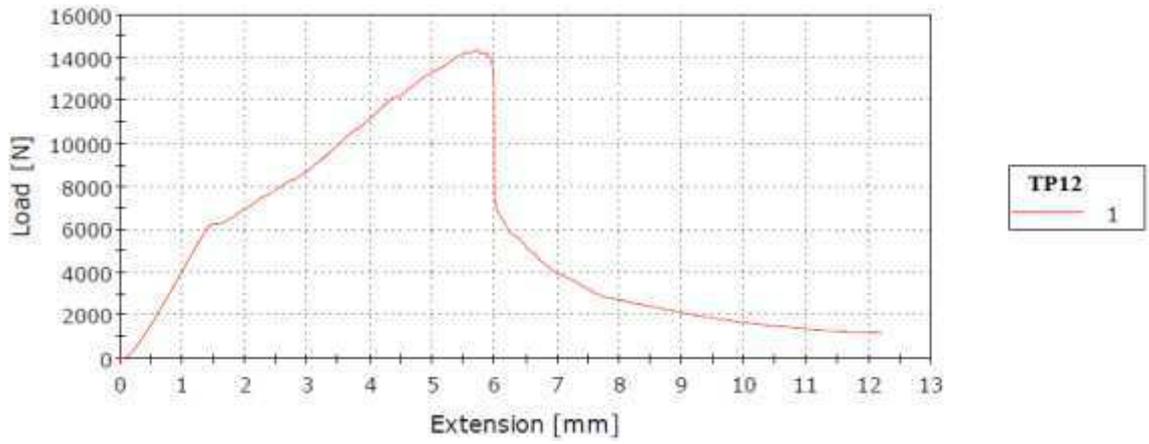


Figura D7 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito TP12.

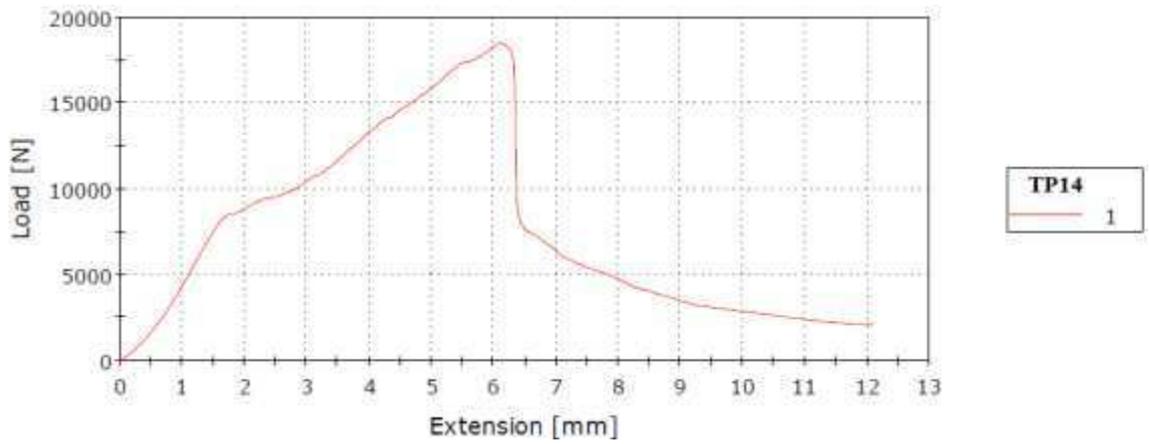


Figura D8 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito TP14.

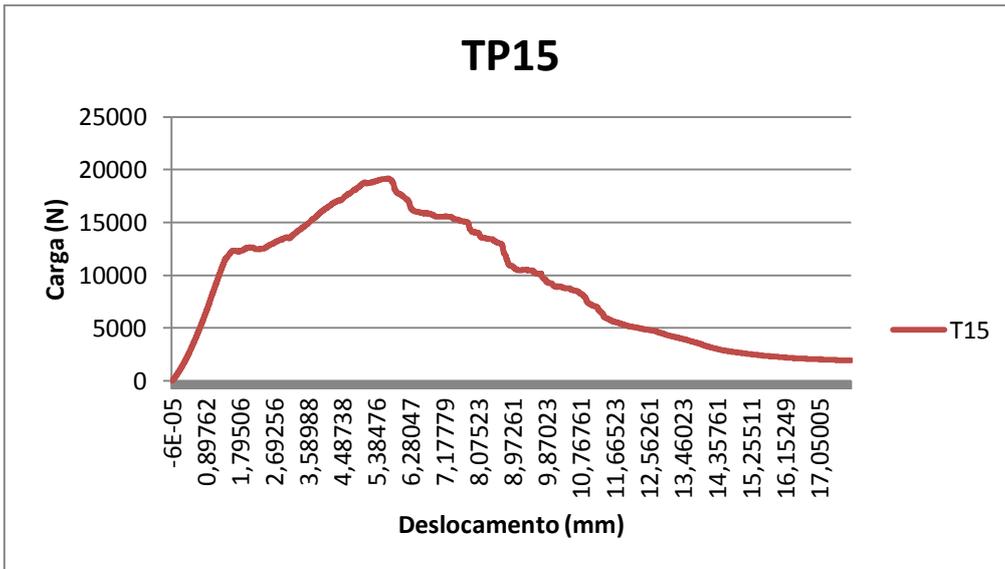


Figura D9 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito TP15.

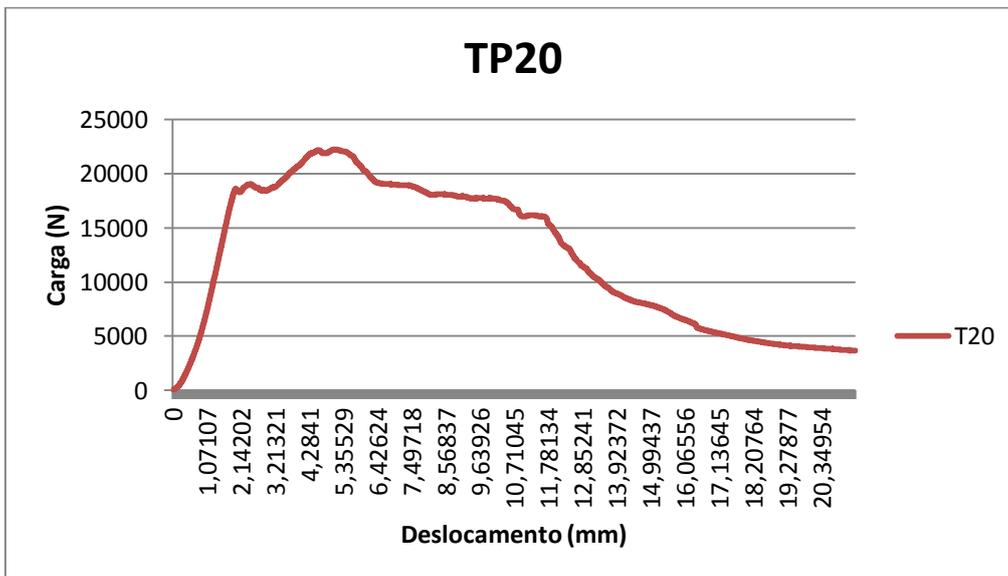


Figura D10 – Diagrama carga x deslocamento para o compósito TP20.