



Universidade do Porto

Faculdade de Engenharia

FEUP

**Estudo do Comportamento ao Impacto de Alta
Velocidade de Estruturas em Materiais Compósitos**

Jorge Manuel C. F. Justo

Dissertação submetida à Universidade do Porto
para a obtenção do grau de Doutor em
Engenharia Mecânica

Junho 2005

Estudo do Comportamento ao Impacto de Alta Velocidade de Estruturas em Materiais Compósitos

Jorge Manuel C. F. Justo

Orientador: Professor António Torres Marques

Tese submetida em Junho de 2005

À minha família

AGRADECIMENTOS

Desejo exprimir o meu reconhecimento a todas as pessoas e entidades que contribuíram nos trabalhos conducentes a esta dissertação. Gostaria, no entanto, de particularizar algumas pessoas que durante a realização deste trabalho estiveram mais próximas.

Ao Prof. Dr. Torres Marques, orientador deste trabalho, pela sua disponibilidade, pelos seus conselhos, pelo seu apoio e pela sua ajuda, sem o qual este trabalho não chegaria a bom termo, o meu obrigado.

Ao amigo e colega Eng. Fernando Ferreira, pela ajuda e partilha de experiências em muitos dos trabalhos realizados.

Ao Comandante Fidalgo de Oliveira, da Marinha Portuguesa, por todo o empenho, ajuda e disponibilidade demonstrada.

A todos os colegas do LOME-Laboratório de Óptica e Mecânica Experimental, em especial o Prof. Dr. Mário Vaz, pela atenção, apoio, colaboração e amizade com que fui tratado.

A todos os colegas do CEMACOM - Centro de Materiais Compósitos do INEGI, pela ajuda e disponibilidade demonstradas.

Aos colegas do Laboratório Cavendish, em Cambridge, em especial ao Dr. William Proud, toda a disponibilidade demonstrada na realização dos ensaios de inverse flyer plate.

Ao Prof. Manuel Freitas do Instituto Superior Técnico, agradeço toda a ajuda e empenho na realização dos ensaios de ultra-sons.

Ao Eng. Fernando Ruas, da empresa Siemens Portugal, por toda a ajuda, conselhos e sugestões dados.

À Fundação para a Ciência e Tecnologia, agradeço o apoio financeiro concedido no âmbito do programa PRODEP.

RESUMO

O objectivo deste trabalho consistiu no estudo do impacto de alta velocidade em materiais compósitos. Inicialmente, foi realizada uma pesquisa dos materiais a que actualmente se recorre para produtos de protecção balística pessoal, tendo-se seleccionado os dois mais utilizados, Kevlar[®] 129 e Dyneema[®] SK66.

Foi realizada com sucesso a caracterização mecânica destes dois materiais, tanto em regime *quasi*-estático como em regime dinâmico. Na caracterização em regime dinâmico foram realizados ensaios em dispositivos SHBT (*Split Hopkinson Bar Technique*) e ensaios de *inverse flyer plate*. Nos ensaios em SHBT foi testado com êxito um dispositivo que permite ensaiar em tracção este tipo de materiais. Os ensaios de *inverse flyer plate* realizados pelo autor no Laboratório Cavendish, na Universidade de Cambridge, permitiram caracterizar o comportamento ao choque destes materiais.

Foi investigado o comportamento destes materiais quando sujeitos a impacto de alta velocidade por simulacros de fragmento, tendo sido realizados ensaios de impacto reais, com medição tanto da velocidade de impacto como da velocidade residual. Foi desenvolvido e construído um sistema de medição de velocidade, bem como um sistema de lançamento de projecteis.

O dano provocado por impacto de alta velocidade foi caracterizado, tendo-se avaliado a capacidade das técnicas de ultra-sons e de ESPI para, de uma forma não destrutiva, detectar dano nos materiais testados. Tendo sido identificadas algumas limitações destas técnicas, foi testada a aplicação da técnica de TAC (Tomografia Axial Computorizada) a estes materiais. Esta forneceu muito bons resultados, quer quanto à extensão, quer quanto à distribuição espacial do dano.

Foram realizadas simulações numéricas de impacto de alta velocidade, utilizando o código de elementos finitos AUTODYN[®]. Foi efectuado um estudo paramétrico para análise dos efeitos de algumas características do modelo numérico, na resposta ao impacto balístico. Foram simulados os ensaios de *inverse flyer plate* realizados, bem como vários casos de impacto de alta velocidade em placas, com valores desde 340 até 1200 m/s.

RÉSUMÉ

L'objectif de ce travail était d'étudier le comportement des matériaux composites en régime balistique. Initialement, une recherche a été effectuée sur les matériaux employés pour la protection balistique personnelle et les deux matériaux, le plus largement utilisés, ont été choisis, Kevlar® 129 et Dyneema® SK66.

La caractérisation du comportement mécanique des matériaux sélectionnés a été effectué avec succès, en conditions quasi-statiques et dynamiques. Dans le régime dynamique, la technique de la barre de Hopkinson et l'essai de *inverse flyer plate* ont été employés. La technique de la barre de Hopkinson a été employée avec succès, pour conduire des essais de traction, en utilisant un nouveau système de fixation des éprouvettes qui a été spécifiquement développé pour ces matériaux. Des essais de *inverse flyer plate* ont été effectués par l'auteur dans le Cavendish Laboratory, de l'Université de Cambridge, pour caractériser le comportement au choc des deux matériaux.

Des essais en régime balistique ont été effectués, employant des projectiles simulant les fragments. Un système de lancement des projectiles a été développé spécifiquement dans ce but. La vitesse de l'impact et la vitesse résiduelle ont été mesurées pendant les essais, pour déterminer la vitesse limite balistique et l'énergie absorbée pendant l'impact. Un système pour mesurer la vitesse du projectile a été également développé par l'auteur.

L'endommagement provoqué par impact en régime balistique a été évalué, en utilisant les méthodes d'inspection ultrasonore et l'ESPI (*Electronic Speckle Pattern Interferometry*). Plusieurs limitations de ces techniques, une fois appliquées aux matériaux choisis, ont été identifiées. La technique de TAC (tomographie axiale calculée) a été également appliquée, montrant de très bons résultats, en ce qui concerne l'étendue de l'endommagement et la distribution spatiale.

Des simulations numériques de l'impact en régime balistique ont été effectuées, pour évaluer l'importance des paramètres du modèle numérique dans la réponse en déformation et pénétration des matériaux composites stratifiés. Le code d'éléments finis explicite AUTODYN® a été employé, et les effets des paramètres du modèle numérique sur la réponse balistique prévue ont été intensivement évalués. Des simulations numériques des essais de *inverse flyer plate* ont été effectuées, et une bonne concordance est obtenue quand une équation d'état polynomiale est employée.

ABSTRACT

The objective of this work was to study high velocity impact behaviour of composite materials. In the beginning, a research of the materials used in products for personal ballistic protection was carried out and the two most widely used materials were selected for further studying, Kevlar[®] 129 and Dyneema[®] SK66.

The mechanical behavior of the selected materials was successfully carried out, both in *quasi*-static and dynamic conditions. In the dynamic regime, the Split Hopkinson Bar Technique and the inverse flyer plate test were used. Tensile tests were successfully conducted with the Hopkinson bar technique, using a new gripping system developed specifically for these materials. Inverse flyer plate tests were carried out by the author in the Cavendish Laboratory, in Cambridge University, to characterize shock behaviour of the two materials.

High velocity impact tests using fragment simulating projectiles were carried out, using a launching system specifically developed for this purpose. Impact and residual velocity were measured during the tests, to determine the ballistic limit and the absorbed energy during impact. A system for measuring the projectile's velocity was also developed by the author.

Damage caused by high velocity impact was assessed, using non-destructive testing techniques, such as the ultrasonic method and ESPI (Electronic Speckle Pattern Interferometry). Several limitations of these techniques, when applied to the selected materials, were identified. The CAT (Computed Axial Tomography) technique was also applied, showing very good results, as far as damage extension and spacial distribution is concerned.

High velocity impact numerical simulations were carried out to gain insight into the parameters governing the penetration and deformation response of laminated composites. The explicit finite element code AUTODYN[®] was used, and the effects of the various model parameters on the predicted ballistic response were evaluated extensively. Numerical simulations of the inverse flyer plate tests were carried out, results showing good agreement when a polynomial equation of state was used.

ÍNDICE

Índice.....	i
Índice de tabelas.....	viii
Índice de figuras.....	ix
Simbologia	xxi
Capítulo 1 Introdução e Objectivos	1
Capítulo 2 Estado da arte.....	3
2.1 Introdução	3
2.2 Fibras e fios.....	5
2.2.1 Propriedades genéricas das fibras.....	5
2.2.2 Fibra de poli-(p-fenil-teraftalamida).....	7
2.2.3 Fibra de polietileno de muito alto peso molecular (UHMWP).....	7
2.2.4 Propriedades mecânicas em regime dinâmico e resistência ao impacto.....	8
2.2.4.1 Dependência das propriedades mecânicas com a razão de deformação.....	9
2.2.4.2 Dependência das propriedades mecânicas na eficiência balística.....	15
2.2.4.2.1 Módulo de Elasticidade.....	15
2.2.4.2.2 Denier	16
2.2.4.2.3 Velocidade crítica de impacto	17
2.2.4.2.4 Torção do fio	18
2.3 Tecidos	18
2.3.1 Propriedades obtidas em regime dinâmico e comportamento ao impacto.....	21
2.3.2 Modelos matemáticos	27
2.4 Materiais compósitos	29
2.4.1 Técnicas experimentais usadas para caracterizar o impacto de alta velocidade	30
2.4.2 Propriedades mecânicas em regime dinâmico e resistência ao impacto.....	33

2.4.2.1	Influência da razão de deformação nas propriedades mecânicas.....	33
2.4.2.2	Propriedades ao impacto de alta velocidade	34
2.4.3	Modelos matemáticos	36
Capítulo 3 Ensaio de caracterização dos materiais		42
3.2	Materiais.....	44
3.3	Determinação da densidade dos compósitos.....	45
3.4	Ensaio quasi-estáticos.....	46
3.4.1	Ensaio de flexão em Kevlar® 129.....	46
3.4.2	Ensaio de flexão em Dyneema® SK66.....	48
3.4.3	Caracterização em regime <i>quasi</i> -estático do Kevlar® 129 no plano das fibras	49
3.4.3.1	Ensaio de tracção	49
3.4.3.2	Determinação do coeficiente de <i>Poisson</i> no plano das fibras	52
3.4.3.3	Determinação do módulo de corte no plano das fibras	53
3.4.4	Caracterização em regime <i>quasi</i> -estático do Dyneema® SK66 no plano das fibras	53
3.4.4.1	Ensaio de tracção	53
3.4.4.2	Determinação do coeficiente de <i>Poisson</i> no plano das fibras	57
3.4.4.3	Determinação do módulo de corte no plano das fibras	59
3.4.5	Caracterização do Kevlar® 129 em compressão <i>quasi</i> -estática na direcção transversal.....	60
3.4.6	Caracterização do Dyneema® SK66 em compressão <i>quasi</i> -estática na direcção transversal.....	62
3.5	Ensaio dinâmico	64
3.5.1	A técnica da Barra de Hopkinson	65
3.5.1.1	A arquitectura do dispositivo Barra de Hopkinson	65
3.5.1.2	Caracterização da propagação de ondas em barras cilíndricas	66
3.5.1.3	Impulso incidente, reflectido e transmitido sobre o provete no cálculo das tensões e deformações	70
3.5.1.4	Translação dos impulsos no tempo	74
3.5.1.5	Correcção dos impulsos à dispersão.....	75
3.5.1.6	O efeito do tamanho da amostra.....	76
3.5.1.7	Processamento dos sinais	77

3.5.2	Barra de Hopkinson para ensaios de compressão	78
3.5.3	Caracterização dinâmica em compressão na direcção transversal do Kevlar® 129	79
3.5.4	Caracterização dinâmica em compressão na direcção transversal de Dyneema® SK66	84
3.5.5	Barra de Hopkinson em tracção	85
3.5.5.1	Geração da onda de tracção	86
3.5.6	Dispositivo para ensaios de tracção	89
3.5.7	Caracterização dinâmica em tracção do Kevlar® 129	92
3.5.8	Caracterização dinâmica em tracção do Dyneema® SK66	99
3.5.9	Testes de <i>inverse flyer plate</i>	105
3.5.9.1	Conceitos fundamentais	106
3.5.9.2	Descrição do ensaio de <i>inverse flyer plate</i>	110
3.5.9.3	Canhão a gás	114
3.5.9.4	Sistemas de alinhamento para o canhão a gás	116
3.5.9.5	Sistema de alinhamento mecânico	117
3.5.9.6	Sistema VISAR	118
3.5.9.7	Produção dos provetes	119
3.5.9.8	Ensaio de <i>inverse flyer plate</i> realizados	121
3.5.9.9	Análise de provetes após ensaios	126
3.6	Conclusões dos ensaios experimentais	129
Capítulo 4 Ensaio de impacto balístico		130
4.1	Dispositivo de ensaios de impacto balístico	131
4.1.1	Sistema de lançamento dos projecteis	132
4.1.2	Sistema de medição de velocidade desenvolvido	138
4.1.2.1	Sistema de detecção	138
4.1.2.2	Sistema de contagem	141
4.1.2.3	Calibração e teste do sistema de medição de velocidade desenvolvido	142
4.1.3	Sistema de medição de velocidade Model 35P Proof Chronograph	143
4.1.4	Sistema de amarração de provetes	144
4.2	Normalização utilizada nos ensaios de impacto balístico	146
4.3	Metodologia utilizada nos ensaios de impacto balístico	147

4.4	Ensaio de impacto balístico em Kevlar® 129.....	148
4.5	Ensaio de impacto balístico em Dyneema® SK66.....	151
4.6	Comparação de resultados.....	153
4.7	Conclusões	154
Capítulo 5 Avaliação de dano		155
5.1	Introdução.....	155
5.2	Técnicas destrutivas	155
5.2.1	Técnica de desempilhamento.....	155
5.2.2	Técnica de <i>Cross-sectional Fractography</i>	157
5.3	Técnicas não destrutivas de inspeção	159
5.3.1	Inspeção visual.....	159
5.3.1.1	Inspeção visual a placas em Kevlar® 129	159
5.3.1.2	Inspeção visual a placas em Dyneema® SK66	162
5.3.1.3	Conclusões das análises por inspeção visual.....	165
5.3.2	Líquidos penetrantes	166
5.3.3	Correntes de Foucault	166
5.3.4	Efeito termoelástico	167
5.3.5	Emissão acústica	168
5.3.6	Ultra-sons.....	170
5.3.6.1	Técnicas de controlo por ultra-sons	174
5.3.6.1.1	Ressonância.....	174
5.3.6.1.2	Transmissão.....	174
5.3.6.1.3	Reflexão ou eco-pulsado	175
5.3.6.2	Transdutor	179
5.3.6.3	Modos de representação	179
5.3.6.3.1	A-Scan.....	180
5.3.6.3.2	B-Scan	180
5.3.6.3.3	C-Scan	181
5.3.6.3.4	D-Scan.....	183
5.3.6.3.5	F-Scan.....	183
5.3.6.3.6	P-Scan.....	183
5.3.6.4	Aplicação às placas de Kevlar® 129 e Dyneema® SK66.....	184
5.3.6.4.1	Análise de placas em Kevlar® 129.....	185
5.3.6.4.1.1	Placa 5C_P2.....	185

5.3.6.4.1.2	Placa 11C_P1.....	188
5.3.6.4.1.3	Placa 18C_P2.....	190
5.3.6.4.2	Análise de placas em Dyneema® SK66.....	193
5.3.6.4.2.1	Placa BD2_3.....	193
5.3.6.4.2.2	Placa BD6_2.....	195
5.3.6.4.2.3	Placa BD7_1.....	198
5.3.6.5	Conclusões da análise de dano por ultra-sons.....	201
5.3.7	Técnicas ópticas: sistema de <i>ESPI</i>	201
5.3.7.1	Sistema de <i>ESPI</i> convencional.....	203
5.3.7.2	Sistema de <i>ESPI</i> em fibra óptica.....	206
5.3.7.3	Técnicas de processamento de imagem.....	207
5.3.7.4	Aplicação às placas de Kevlar® 129 e Dyneema® SK66.....	210
5.3.7.4.1	Análise de placas em Kevlar® 129.....	210
5.3.7.4.1.1	Placa 5C_P1.....	211
5.3.7.4.1.2	Placa 5C_P2.....	213
5.3.7.4.1.3	Placa BK5_2.....	214
5.3.7.4.2	Análise de placas em Dyneema® SK66.....	217
5.3.7.4.2.1	Placa BD1_2.....	217
5.3.7.4.2.2	Placa BD2_3.....	221
5.3.7.4.2.3	Placa BD5_2.....	227
5.3.7.5	Conclusões da análise por <i>ESPI</i>	229
5.3.8	Tomografia Axial Computadorizada.....	230
5.3.8.1	Princípio da tomografia por raio X.....	230
5.3.8.2	Aplicação às placas ensaiadas.....	232
5.3.8.2.1	Análise no <i>ITMA</i>	232
5.3.8.2.1.1	Método experimental.....	234
5.3.8.2.1.2	Resultados obtidos com tomografia.....	235
5.3.8.2.2	Análise Tomográfica realizada em Portugal.....	239
5.3.8.2.2.1	Análise de placas em Kevlar® 129.....	240
5.3.8.2.2.2	Análise de placas em Dyneema® SK66.....	255
5.3.8.3	Conclusões da análise de dano por TAC.....	263
5.4	Conclusões gerais da análise do dano.....	263

Capítulo 6 Modelação numérica	265
6.1 Modelo constitutivo e equação de estado.....	265
6.1.1 Modelo constitutivo	265
6.1.2 Equação de estado polinomial	272
6.2 Critérios de rotura.....	273
6.3 Modelo de dano utilizado.....	278
6.3.1 Delaminagem	279
6.3.2 Dano no plano da camada	280
6.3.3 Dano combinado	281
6.3.4 Decomposição e fusão	281
6.4 Simulação numérica dos ensaios de <i>inverse flyer plate</i>	281
6.4.1 Simulação dos ensaios em Kevlar [®] 129	283
6.4.2 Simulação dos ensaios em Dyneema [®] SK66	285
6.5 Modelo numérico para simulação de impacto de alta velocidade.....	286
6.6 Efeitos de parâmetros do modelo no comportamento balístico	289
6.6.1 Efeitos de parâmetros do material.....	289
6.6.2 Sensibilidade à malha de elementos finitos	292
6.6.3 Efeito da forma do projectil	295
6.6.4 Efeito da velocidade de rotação do projectil.....	297
6.6.5 Efeito do coeficiente de atrito	298
6.6.6 Efeito do controlo dos modos de energia zero.....	299
6.6.7 Efeito da equação de estado	303
6.6.8 Conclusões	304
6.7 Simulação dos ensaios de impacto balístico	304
6.7.1 Simulações em Kevlar [®] 129	304
6.7.2 Simulações em Dyneema [®] SK66.....	310
6.8 Conclusões	320
Capítulo 7 Conclusões e sugestões de trabalhos futuros	322
7.1 Conclusões	322
7.2 Sugestões de trabalhos futuros	323

Anexo 1	326
Anexo 2	327
Anexo 3	328
Anexo 4	329
Anexo 5	330
Anexo 6	332
Anexo 7	334
Anexo 8	336
Anexo 9	338
Anexo 10	340
Anexo 11	342
Referências Bibliográficas	344

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 2.1 Influência do estiramento nas propriedades mecânicas dos fios de Nylon®	5
Tabela 2.2 Propriedades da fibra PIPD (M5®).....	6
Tabela 2.3 Propriedades de algumas das fibras de Kevlar®	7
Tabela 2.4 Dependência das propriedades mecânicas de fios com a razão de deformação.	13
Tabela 2.5 Propriedades físicas e mecânicas de fibras usadas em proteções balísticas flexíveis.	16
Tabela 2.6 Velocidade crítica de impacto e velocidade do som para diferentes fibras sintéticas.	18
Tabela 3.1 Classificação das técnicas de ensaio de acordo com a razão de deformação.	43
Tabela 3.2 Características do tecido pré-impregnado Kevlar® 129 STYLE 258 PHF.....	44
Tabela 3.3 Propriedades do material pré-impregnado Dyneema® SK66 STYLE 507 L12.....	45
Tabela 3.4 Densidades dos materiais compósitos estudados.....	46
Tabela 3.5 Características do canhão a gás do Laboratório Cavendish.....	114
Tabela 3.6 Características dos ensaios de <i>inverse flyer plate</i> realizados.....	122
Tabela 3.7 Resultados obtidos para Kevlar® 129 e Dyneema® SK66.....	125
Tabela 4.1 Características das placas em Kevlar® 129 utilizadas nos ensaios de impacto balístico.	149
Tabela 4.2 Resultados de resistência balística obtidos para Kevlar® 129.	149
Tabela 4.3 Características das placas em Dyneema® SK66 utilizadas nos ensaios de impacto balístico.	151
Tabela 4.4 Resultados de resistência balística obtidos para Dyneema® SK66.....	151
Tabela 5.1 Impedâncias acústicas de alguns materiais correntes.	172
Tabela 5.2 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD2_3.	193
Tabela 5.3 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD6_2.	196
Tabela 5.4 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD7_1.	198
Tabela 5.5 Características das placas de Kevlar®129 analisadas por ESPI.....	211
Tabela 5.6 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BK5_2.	215
Tabela 5.7 Características das placas de Dyneema® SK66 analisadas por ESPI.	217
Tabela 5.8 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD1_2.	217
Tabela 5.9 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD2_3.	222
Tabela 5.10 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD5_2.	227
Tabela 5.11 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BK5_2.	251
Tabela 5.12 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD7_1.	256
Tabela 6.1 Características dos ensaios de <i>inverse flyer plate</i> realizados em Kevlar® 129.	284
Tabela 6.2 Características dos ensaios de <i>inverse flyer plate</i> realizados em Dyneema® SK66.	285
Tabela 6.3 Características das simulações realizadas para avaliação da influência da definição da malha de elementos finitos.	292
Tabela 6.4 Resumo dos resultados obtidos para avaliação da influência da definição da malha de elementos finitos.	294

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1 Propagação de ondas numa fibra submetida a impacto transverso.....	9
Figura 2.2 Fotografia de um fio de Nylon [®] submetido a impacto transverso: a) velocidade de impacto de 499 m/s e velocidade da onda transversal de 538 m/s; b) velocidade de impacto de 577 m/s e velocidade da onda transversal de 577 m/s.	12
Figura 2.3 Curvas tensão vs deformação obtidas por Smith <i>et al.</i> para a) poliéster, b) acrílico c) fibra de vidro e d) Nylon [®] , obtidas para diferentes razões de deformação.	12
Figura 2.4 Curvas tensão vs deformação obtidas por Morrison para fios de Kevlar [®] 29 e 49 a duas razões de deformação diferentes.....	14
Figura 2.5 Alguns tipos de malha: a) tafetá, b) sarja (<i>twill</i>), c) <i>satín</i> , d) <i>basket</i>	20
Figura 2.6 Estrutura do tecido tridimensional 3Weave [®] da empresa 3Tex.	21
Figura 2.7 Fotografia de alta velocidade da superfície posterior ao impacto de um tecido de Nylon [®] , durante o impacto e: a) antes da saída, b) após a saída do projectil.....	23
Figura 2.8 Energia perdida pelo projectil em função da velocidade de impacto. A linha a tracejado representa o limite balístico.....	23
Figura 2.9 Tempo de interacção entre o projectil e o tecido de Nylon [®] , em função da velocidade de impacto. A linha a tracejado indica o limite balístico.....	24
Figura 2.10 Imagem de impacto em tecido: a) efeito da propagação da onda longitudinal, em que o material fora da deflexão transversal flui em direcção ao ponto de impacto e está claramente deformado; b) escorregamento de fios no tecido, mais provável em tecidos não equilibrados como este.....	25
Figura 2.11 Impacto balístico em tecido não equilibrado.....	25
Figura 2.12 Comparação do desempenho balístico de blindagens com várias camadas vs várias blindagens de uma camada.....	26
Figura 2.13 Dispositivo utilizado por Ajax para medição da velocidade do projectil.....	32
Figura 2.14 Curva de intensidade captada à passagem do projectil.....	32
Figura 2.15 Influência da percentagem da matriz no desempenho balístico de Kevlar [®] 49.....	35
Figura 2.16 Influência da percentagem da matriz no desempenho balístico de Kevlar [®] 49.....	36
Figura 2.17 Velocidades limite de perfuração calculadas e determinadas experimentalmente em função da relação massa por área. Resultados obtidos por Bless e Hartman para placas com matriz de poliéster e fibra de vidro R.....	38
Figura 3.1 Curvas força vs deslocamento obtidas nos ensaios de flexão em três pontos do Kevlar [®] 129.....	47
Figura 3.2 Resultados obtidos nos ensaios de flexão do Dyneema [®] SK66.....	48
Figura 3.3 Curvas tensão vs deformação obtidas com o tipo 2 da norma ISO 527 com provetes em Kevlar [®] 129.....	50
Figura 3.4 Delaminagens na zona central de provete rectangular em Kevlar [®] 129.....	50
Figura 3.5 Rotura de provete rectangular em Kevlar [®] 129.....	50
Figura 3.6 Forma tipo haltere dos provetes em Kevlar [®] 129 testados.....	51
Figura 3.7 Curvas tensão vs deformação obtidas com provetes em haltere de Kevlar [®] 129.....	51
Figura 3.8 Rotura de provete de Kevlar [®] 129 em haltere.....	52
Figura 3.9 Provette de Kevlar [®] 129 instrumentado para determinação do coeficiente de <i>Poisson</i> no plano das fibras.....	52

Figura 3.10 Provete de Kevlar [®] 129 instrumentado para determinação do módulo de corte no plano das fibras.....	53
Figura 3.11 Curva tensão vs deformação para provete rectangular de Dyneema [®] SK66 segundo a norma ISO 527.	54
Figura 3.12 Curva tensão vs deformação para provete em forma de haltere de Dyneema [®] SK66 segundo a norma ISO 527.....	55
Figura 3.13 Forma alternativa nº1 dos provetes em Dyneema [®] SK66 testados.....	55
Figura 3.14 Zona delaminada de um provete em Dyneema [®] SK66 após ensaio de tracção. Provete com forma alternativa nº1.	56
Figura 3.15 Forma alternativa nº2 dos provetes em Dyneema [®] SK66 testados.....	56
Figura 3.16 Rotura na zona central de um provete em Dyneema [®] SK66 após ensaio de tracção. Provete com forma alternativa nº2.....	57
Figura 3.17 Curvas tensão-deformação obtidas com o ensaio em tracção da 4ª forma alternativa dos provetes de Dyneema [®] SK66.....	57
Figura 3.18 Provete de Dyneema [®] SK66 instrumentado para medição das deformações longitudinal e transversal.....	58
Figura 3.19 Deformações longitudinal obtida pelo deslocamento da amarra e deformação transversal obtida com extensómetro eléctrico num provete de Dyneema [®] SK66, durante um ensaio para determinação do coeficiente de <i>Poisson</i>	59
Figura 3.20 Provete de Dyneema [®] SK66 instrumentado para determinação do módulo de corte no plano das fibras.....	60
Figura 3.21 Provetes de Kevlar [®] 129 fabricados para ensaios de compressão em regime <i>quasi</i> -estático e dinâmico. a) $\phi=10\text{ mm}$ b) $\phi=18\text{ mm}$	61
Figura 3.22 Setup utilizado durante os ensaios de compressão transversal de Kevlar [®] 129. Provete com comprimento de 19 mm e $\phi=18\text{ mm}$	61
Figura 3.23 Curvas força vs deslocamento obtidas num ensaio de compressão transversal com descarga, para Kevlar [®] 129.	62
Figura 3.24 Curva tensão vs deformação obtida num ensaio de compressão transversal de Kevlar [®] 129.....	62
Figura 3.25 Curvas força vs deslocamento obtidas num ensaio de compressão transversal com descarga, para Dyneema [®] SK66.....	63
Figura 3.26 Curva tensão vs deformação obtida num ensaio de compressão transversal de Dyneema [®] SK66.	64
Figura 3.27 Dispositivo Barra de Hopkinson em compressão.	65
Figura 3.28 Barra esbelta e um seu elemento diferencial dx de coordenada x e deslocamento u sob um estado de tensão.	66
Figura 3.29 Impacto sobre uma barra em repouso.	68
Figura 3.30 Onda incidente, transmitida e reflectida nos extremos das barras, junto ao provete, no dispositivo Barra de Hopkinson.	70
Figura 3.31 Impulsos incidente, transmitido e reflectido transladados no tempo para um ensaio em compressão.	75
Figura 3.32 Tempos de translação para correcção dos impulsos à dispersão.....	76
Figura 3.33 Propagação de um impulso rectangular ao longo de uma barra. Forma inicial e forma dispersiva, após se ter propagado durante 1 m [86].	76
Figura 3.34 Diagrama de Lagrange ($x-t$) para barra de Hopkinson em compressão.	79
Figura 3.35 Curvas tensão vs deformação para Kevlar [®] 129 em regime dinâmico e <i>quasi</i> -estático.....	80

Figura 3.36 Evolução da razão de deformação ao longo do tempo, para provetes de Kevlar [®] 129. Provetes com dimensões $\varnothing 18 \times 19.1$ e $\varnothing 18 \times 8.9$ mm.	80
Figura 3.37 Evolução da tensão transversal de compressão ao longo do tempo, para os provetes da figura anterior.	81
Figura 3.38 Curvas tensão vs deformação para o Kevlar [®] 129 em regime dinâmico e <i>quasi</i> -estático. Provetes de várias dimensões.....	82
Figura 3.39 Modos de rotura obtidos nos ensaios de compressão dos provetes de Kevlar [®] 129 de menor diâmetro.	83
Figura 3.40 Sinais registados num ensaio de compressão transversal de um provete de Kevlar [®] 129. Detecção do instante de cedência do provete.....	83
Figura 3.41 Modo de rotura obtido nos ensaios de compressão dos provetes de Dyneema [®] SK66.....	84
Figura 3.42 Curvas tensão vs deformação para o Dyneema [®] SK66 em regime dinâmico e <i>quasi</i> -estático.	85
Figura 3.43 Dispositivo Barra de Hopkinson em tracção, impactor tubular.....	86
Figura 3.44 Diagrama de Lagrange ($x-t$) para barra de Hopkinson em tracção, impactor tubular.	86
Figura 3.45 Esquema da montagem utilizada por Eskandari <i>et al.</i> para barra de Hopkinson em tracção.	87
Figura 3.46 Esquema da fixação para os provetes utilizado por Eskandari <i>et al.</i>	88
Figura 3.47 Esquema dos mordentes em barra de Hopkinson em tracção usados por Chocron Benloulou [93].	88
Figura 3.48 Sistema de amarração de provetes testado.....	90
Figura 3.49 Montagem adoptada para realizar os ensaios de tracção.	90
Figura 3.50 Amarras testadas para realização dos ensaios de tracção.	91
Figura 3.51 Vista das estrias das amarras do dispositivo para ensaios de tracção.	91
Figura 3.52 Versão final das amarras de fixação do provete para ensaio de tracção.....	92
Figura 3.53 Ensaio de tracção em regime <i>quasi</i> -estático em Kevlar [®] 129.	93
Figura 3.54 Formas dos provetes de Kevlar [®] 129 cortados.....	93
Figura 3.55 Formas dos provetes de Kevlar [®] 129 utilizadas nos ensaios de tracção, a) tipo 3 e b) tipo 4.....	94
Figura 3.56 Modo de rotura verificado nos provetes de tracção em ensaios <i>quasi</i> -estáticos. Kevlar [®] 129.....	95
Figura 3.57 Comparação entre as curvas tensão vs deformação obtidas em regime <i>quasi</i> -estático e em regime dinâmico. Provetes Kevlar [®] 129 tipo 3.	96
Figura 3.58 Comparação entre as curvas tensão vs deformação obtidas em regime <i>quasi</i> -estático e em regime dinâmico. Provetes Kevlar [®] 129 tipo 4.	96
Figura 3.59 Evolução da razão de deformação ao longo do tempo, para os provetes de Kevlar [®] 129 dos tipos 3 e 4 referidos nas figuras anteriores.	97
Figura 3.60 Evolução da tensão ao longo do tempo, para os mesmos provetes referidos na figura anterior.....	97
Figura 3.61 Variação da tensão com a taxa de deformação. Provetes de Kevlar [®] 129 do tipo 4.	98
Figura 3.62 Variação do módulo de elasticidade com a taxa de deformação. Provetes de Kevlar [®] 129 do tipo 4.....	98
Figura 3.63 Algumas das formas de provetes em Dyneema [®] SK66, com 5 camadas, cortadas por <i>laser</i> para testes de tracção.	100

Figura 3.64 Curvas tensão vs deformação em regime <i>quasi</i> -estático para Dyneema [®] SK66, para provetes de 2 e 5 camadas.	101
Figura 3.65 Modo de rotura verificado em ensaios de tracção <i>quasi</i> -estáticos nos provetes tipo 3 de 5 camadas de Dyneema [®] SK66.	101
Figura 3.66 Comparação entre as curvas tensão vs deformação obtidas em regime <i>quasi</i> -estático e em regime dinâmico. Provetes de Dyneema [®] SK66 com 5 camadas.	102
Figura 3.67 Comparação entre as curvas tensão vs deformação obtidas em regime <i>quasi</i> -estático e em regime dinâmico. Provetes de Dyneema [®] SK66 com 2 camadas.	102
Figura 3.68 Evolução da razão de deformação ao longo do tempo, para os provetes de Dyneema [®] SK66 de 2 e 5 camadas referidos na figura anterior.	103
Figura 3.69 Evolução da tensão ao longo do tempo, para os provetes de Dyneema [®] SK66 com 2 e 5 camadas para os ensaios referidos nas figuras anteriores.	103
Figura 3.70 Variação da tensão com a taxa de deformação. Provetes de Dyneema [®] SK66 com duas camadas.	104
Figura 3.71 Variação do módulo de elasticidade com a razão de deformação. Provetes de Dyneema [®] SK66 de 5 e 2 camadas.	104
Figura 3.72 Condições na frente de uma onda de choque.	106
Figura 3.73 Representações da equação de estado para pressões moderadas.	109
Figura 3.74 Configuração do a) teste de <i>inverse flyer plate</i> , b) detalhe da zona do choque, com o projectil, composto pelo <i>backing plate</i> e provete, e a placa testemunha.	110
Figura 3.75 Conjunto <i>sabot</i> , <i>flyer plate</i> e amostra de material em Dyneema [®] SK66.	111
Figura 3.76 Diagrama de Lagrange (x-t) do ensaio de <i>inverse flyer plate</i>	112
Figura 3.77 Ondas laterais originadas no bordo do <i>flyer plate</i>	113
Figura 3.78 Esquema do funcionamento do canhão a gás usado no programa de ensaios de <i>inverse flyer plate</i>	115
Figura 3.79 Laboratório onde são realizados os testes de <i>inverse flyer plate</i> na Universidade de Cambridge.	116
Figura 3.80 Esquema do sistema de alinhamento mecânico.	117
Figura 3.81 Montagem utilizada para garantir o alinhamento, a) esquema, b) pormenor da placa testemunha já montada no anel de alumínio.	118
Figura 3.82 Aplicação do sistema <i>VISAR</i> à superfície posterior da placa testemunha para um dos ensaios.	119
Figura 3.83 Sistema <i>VISAR Valyn</i> do Laboratório de Cavendish, Cambridge.	119
Figura 3.84 Esquema do molde usado para produção dos provetes para os testes de <i>inverse flyer plate</i> , 1) placa-molde inferior, 2) provete, 3) parede do molde, 4) calço com espessura do provete, 5) placa-molde superior e 6) molde interior.	120
Figura 3.85 Molde usado para produção dos provetes para os testes de <i>inverse flyer plate</i>	120
Figura 3.86 Provetes de Kevlar [®] 129 produzidos para os testes de <i>inverse flyer plate</i>	121
Figura 3.87 Provetes de Dyneema [®] SK66 produzidos para os testes de <i>inverse flyer plate</i>	121
Figura 3.88 Evolução da velocidade da superfície livre da placa testemunha ao longo do tempo, para os ensaios de <i>inverse flyer plate</i> realizados em Kevlar [®] 129.	124
Figura 3.89 Evolução da velocidade da superfície livre da placa testemunha ao longo do tempo, para os ensaios de <i>inverse flyer plate</i> realizados em Dyneema [®] SK66.	124
Figura 3.90 Relação entre a velocidade da onda de choque, U_s , e a velocidade de partícula, u_p , obtidos para Kevlar [®] 129 e Dyneema [®] SK66.	125

Figura 3.91 Conjunto a) placa testemunha e provete e b) <i>backing plate</i> , após teste do provete de Kevlar [®] 129 ensaiado a 401 <i>m/s</i>	126
Figura 3.92 Provete após ensaio a) Kevlar [®] 129, b) Dyneema [®] SK66.....	127
Figura 3.93 Fragmentos recolhidos após teste do provete de Kevlar [®] 129 a 1028 <i>m/s</i> : a) <i>sabot</i> , b) placa testemunha e c) anel de suporte da placa testemunha.....	127
Figura 3.94 Vista posterior do conjunto placa testemunha, provete e <i>backing plate</i> recolhidos após teste do provete de Dyneema [®] SK66 a 396 <i>m/s</i>	128
Figura 3.95 Vista do lado do impacto do conjunto placa testemunha, provete e <i>backing plate</i> , recolhidos após teste do provete de Dyneema [®] SK66 a 396 <i>m/s</i>	128
Figura 3.96 Fragmentos recolhidos após ensaio do provete de Dyneema [®] SK66 a 1028 <i>m/s</i>	128
Figura 4.1 Projétil tipo simulacro de fragmento ou <i>FSP</i> de 1.1 g especificado pela norma STANAG 2920. Dimensões em <i>mm</i>	131
Figura 4.2 Esquema do sistema utilizado nos ensaios de impacto balístico: 1) Canhão balístico; 2) Projétil; 3) sensores do sistema de medição de velocidade e 4) provete e sistema de fixação do provete.	132
Figura 4.3 Conjunto projétil <i>FSP</i> de 1.108 g e <i>sabot</i> montado num invólucro da munição do calibre 0.308 Winchester.	133
Figura 4.4 Redutor de calibre utilizado para aumentar a densidade de carregamento.	134
Figura 4.5 Carabina M1, de calibre 0.30 Carbine, testada para velocidades de impacto entre 300 e 600 <i>m/s</i>	135
Figura 4.6 Pistola Parabellum, de calibre 7.65 Parabellum, utilizada para velocidades de impacto entre 300 e 600 <i>m/s</i>	135
Figura 4.7 Munição utilizada em a) pistola Parabellum e b) espingarda CZ de calibre 0.308 Winchester.	136
Figura 4.8 Curva de calibração da quantidade de pólvora <i>vs</i> velocidade de tiro, para a gama de velocidades entre 300 e 600 <i>m/s</i> , com pistola Parabellum e pólvora Alliant Bullseye.....	136
Figura 4.9 Espingarda CZ de calibre 0.308 Winchester utilizada para velocidades de impacto entre 600 e 850 <i>m/s</i>	137
Figura 4.10 Curva de calibração da quantidade de pólvora <i>vs</i> velocidade, para espingarda CZ de calibre 0.308 Winchester, com pólvora NobelSport Vectan BA10.....	137
Figura 4.11 Resultados obtidos com espingarda CZ de calibre 0.300 Winchester Magnum com pólvora NobelSport Vectan TUBAL 3000.....	138
Figura 4.12 Princípio do sistema de funcionamento do sistema de detecção de projéteis.	139
Figura 4.13 Sinal de saída do comparador em função do sinal fornecido pelo amplificador operacional.....	140
Figura 4.14 Interior de um dos protótipos para detecção de passagem do projétil, onde são assinalados os fotodíodos de resposta rápida.	141
Figura 4.15 Protótipo construído para detecção de passagem do projétil.	141
Figura 4.16 Sistema de contagem do tempo construído.	142
Figura 4.17 Ecrãs de detecção de projéteis do sistema Oehler Model 35P Proof Chronograph.	143
Figura 4.18 Montagem utilizada para medir a velocidade de impacto e a velocidade de saída do projétil.	144
Figura 4.19 Sistema de amarração dos provetes e banca de ensaios utilizados.	145
Figura 4.20 Velocidade de impacto <i>vs</i> velocidade de saída para Kevlar [®] 129.	150
Figura 4.21 Energia absorvida por massa/área <i>vs</i> velocidade de impacto para Kevlar [®] 129.....	150

Figura 4.22 Velocidade de impacto vs velocidade de saída para Dyneema [®] SK66.....	152
Figura 4.23 Energia absorvida por massa/área vs velocidade de impacto para Dyneema [®] SK66.	153
Figura 4.24 Comparação dos valores de limite balístico obtidos para Kevlar [®] 129 e Dyneema [®] SK66.	153
Figura 5.1 Tamanho e forma das delaminagens num laminado de fibra de carbono/matriz de epóxico [0°, 45°, 90°, -45°], após impacto de 3.78 J.....	156
Figura 5.2 Vista da secção de um laminado de fibra de carbono/matriz de epóxico, com 56 camadas, empilhamento <i>quasi</i> -isotrópico, com dano produzido por impacto.....	157
Figura 5.3 Distribuição espacial do dano, para um laminado de fibra de carbono em resina de epóxico, com 32 camadas na sequência [±45°], após ensaios de impacto de baixa velocidade repetidos, com energias de impacto acumuladas de a) 80 J e b) 310 J [113].	158
Figura 5.4 Pormenor do impacto na placa 5C_P1 a) lado do impacto, b) lado posterior ao impacto.	160
Figura 5.5 Zona de impacto na placa 5C_P2, para uma velocidade de impacto de 389 m/s e velocidade residual de 224 m/s: a) lado do impacto e b) lado posterior ao impacto.	161
Figura 5.6 Pormenor do impacto na placa 5C_P2: a) lado do impacto, b) lado posterior ao impacto.	161
Figura 5.7 Placa 11C_P1 lado do impacto com penetração parcial. Velocidade de impacto ligeiramente inferior ao limite balístico.	162
Figura 5.8 Pormenor da zona de impacto da placa 11C_P1: a) lado do impacto e b) lado posterior.....	162
Figura 5.9 Impacto na placa BD2_1, com penetração parcial.....	163
Figura 5.10 Pormenor do impacto referido na figura anterior com a) face de impacto e b) face posterior ao impacto.	163
Figura 5.11 Face de impacto na placa BD7_1, com velocidade de impacto de 1258 m/s e velocidade residual de 956 m/s.....	164
Figura 5.12 Pormenor na face de impacto da figura 5.11.....	164
Figura 5.13 Impacto ligeiramente abaixo do limite balístico na placa BD7_1: a) face de impacto e b) face posterior ao impacto.....	165
Figura 5.14 Processo de evolução do mecanismo de dano.	166
Figura 5.15 Esquema típico de um sistema de emissão acústica.....	169
Figura 5.16 Representação de um equipamento de ultra-sons com os seus principais componentes.....	172
Figura 5.17 Rectificação de um impulso (a); rectificação negativa de meia onda (b), rectificação de onda completa (c).....	173
Figura 5.18 Feixe acústico produzido por um transdutor.....	174
Figura 5.19 Controlo por transmissão em ultra-sons.....	175
Figura 5.20 Técnica de controlo por eco-pulsado.	176
Figura 5.21 Sinal característico obtido por eco-pulsado, sem detecção de defeito.	176
Figura 5.22 Interfaces acústicas para a técnica de transmissão.....	177
Figura 5.23 Inspeção com recurso à técnica de imersão.....	178
Figura 5.24 Representação do tipo A-Scan.	180
Figura 5.25 Representação do tipo B-Scan	181
Figura 5.26 Representação do tipo C-Scan	182

Figura 5.27 Representação do tipo D-Scan.....	183
Figura 5.28 Equipamento de ultra-sons utilizado.	184
Figura 5.29 Face de impacto da placa 5C_P2 ensaiada.	185
Figura 5.30 Imagem obtida por C-Scan da placa 5C_P2, com a face de impacto orientada para a sonda.....	185
Figura 5.31 Face posterior ao impacto da placa 5C_P2 ensaiada.	186
Figura 5.32 Imagem obtida por C-Scan da placa 5C_P2 com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.....	186
Figura 5.33 Sinal característico obtido por eco-pulsado, em zona sem dano.	187
Figura 5.34 Sinal obtido para a placa 5C_P2 correspondente a uma zona sem dano.	187
Figura 5.35 Sinal obtido para a placa 5C_P2 correspondente a uma zona com dano.....	188
Figura 5.36 Face de impacto da placa 11C_P1 ensaiada.	188
Figura 5.37 Imagem obtida por C-Scan da placa 11C_P1, com a face de impacto orientada para a sonda.....	189
Figura 5.38 Face posterior ao impacto da placa 11C_P1 ensaiada.	189
Figura 5.39 Imagem obtida por C-Scan da placa 11C_P1 com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.....	190
Figura 5.40 Face de impacto da placa 18C_P2 ensaiada.	191
Figura 5.41 Imagem obtida por C-Scan da placa 18C_P2, com a face de impacto orientada para a sonda.....	191
Figura 5.42 Face posterior ao impacto da placa 18C_P2 ensaiada.	192
Figura 5.43 Imagem obtida por C-Scan da placa 18C_P2 com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.....	192
Figura 5.44 Face de impacto da placa BD2_3 ensaiada.....	194
Figura 5.45 Imagem obtida por C-Scan da placa BD2_3, com a face de impacto orientada para a sonda.....	194
Figura 5.46 Face posterior ao impacto da placa BD2_3 ensaiada.	195
Figura 5.47 Imagem obtida por C-Scan da placa BD2_3, com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.....	195
Figura 5.48 Face de impacto da placa BD6_2 ensaiada.....	196
Figura 5.49 Imagem obtida por C-Scan da placa BD6_2, com a face de impacto orientada para a sonda.....	197
Figura 5.50 Face posterior ao impacto da placa BD6_2 ensaiada.	197
Figura 5.51 Imagem obtida por C-Scan da placa BD6_2, com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.....	198
Figura 5.52 Face de impacto da placa BD7_1 ensaiada.....	199
Figura 5.53 Imagem obtida por C-Scan da placa BD7_1, com a face de impacto orientada para a sonda.....	199
Figura 5.54 Face posterior ao impacto da placa BD7_1 ensaiada.	200
Figura 5.55 Imagem obtida por C-Scan da placa BD7_1, com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.....	200
Figura 5.56 Defeito numa placa tipo <i>sandwich</i> , com peles em carbono e núcleo em ninho de abelha em Nomex [®]	203
Figura 5.57 Diagrama esquemático de um sistema de ESPI convencional.	204
Figura 5.58 Diagrama esquemático de um sistema de ESPI em fibra óptica.....	206

Figura 5.59 Correlação por subtracção. As imagens a) e b) correspondem a dois padrões de <i>speckle</i> , respectivamente antes e depois do objecto ser deformado. A imagem c) corresponde à subtracção das duas primeiras.	208
Figura 5.60 Mapas de fase. (a) Fase embrulhada, (b) fase desembrulhada.	208
Figura 5.61 Levantamento tridimensional da deformada e respectivas curvas de nível.	208
Figura 5.62 Gravação em tempo médio do padrão de interferência correspondente a um dos modos próprios de uma placa rectangular de material compósito, excitada acusticamente com um altifalante.	209
Figura 5.63 Apresentação pseudo tridimensional de uma das posições ocupadas pela placa e obtida a partir da imagem anterior.	209
Figura 5.64 Montagem do sistema de ESPI utilizado.	210
Figura 5.65 Face posterior ao impacto da placa 5C_P1.	211
Figura 5.66 a) Levantamento de fase obtido e b) após aplicação de um filtro de fase.	212
Figura 5.67 a) Deslocamento na direcção perpendicular ao plano e b) após derivada nas direcções horizontal e vertical, com sobreposição à imagem registada.	212
Figura 5.68 Deslocamentos na direcção normal ao plano da placa 5C_P1.	212
Figura 5.69 Face de impacto da placa 5C_P2.	213
Figura 5.70 a) Deslocamento na direcção perpendicular ao plano obtido para a face de impacto e b) após derivada nas direcções horizontal e vertical, com sobreposição à imagem registada.	213
Figura 5.71 Face posterior ao impacto da placa 5C_P2.	214
Figura 5.72 a) Deslocamento na direcção perpendicular ao plano da placa 5C_P2 obtido para a face posterior ao impacto e b) após derivada nas direcções horizontal e vertical, com sobreposição à imagem registada.	214
Figura 5.73 Face posterior ao impacto da placa BK5_2 ensaiada.	215
Figura 5.74 Deslocamento na direcção perpendicular ao plano da placa BK5_2, obtido a partir da face posterior ao impacto.	216
Figura 5.75 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.74.	216
Figura 5.76 Face de impacto da placa BD1_2 ensaiada.	218
Figura 5.77 Avaliação dos deslocamentos na face de impacto da placa BD1_2.	218
Figura 5.78 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.77.	219
Figura 5.79 Face posterior ao impacto da placa BD1_2 ensaiada.	220
Figura 5.80 Avaliação dos deslocamentos na face posterior ao impacto da placa BD1_2.	220
Figura 5.81 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.80.	221
Figura 5.82 Após derivação nas direcções horizontal e vertical para a face posterior ao impacto do deslocamento normal ao plano, obtido com um aquecimento diferente.	221
Figura 5.83 Face posterior ao impacto da placa BD2_3 ensaiada.	222
Figura 5.84 Avaliação dos deslocamentos na face posterior ao impacto da placa BD2_3.	223
Figura 5.85 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.84.	223
Figura 5.86 Pormenor na face de impacto do impacto nº1.	224
Figura 5.87 Avaliação dos deslocamentos na face de impacto da placa BD2_3, na zona do 1º impacto.	225

Figura 5.88 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.87.....	225
Figura 5.89 Pormenor do 1º impacto, na face posterior ao impacto da placa BD2_3.	226
Figura 5.90 Representação tridimensional dos deslocamentos na direcção perpendicular ao plano na zona do 1º impacto, obtidos na face posterior ao impacto.	226
Figura 5.91 Derivada dos deslocamentos na direcção perpendicular ao plano na zona do 1º impacto, obtidos na face posterior ao impacto.....	227
Figura 5.92 Face posterior ao impacto da placa BD5_2.	228
Figura 5.93 Representação tridimensional dos deslocamentos na direcção perpendicular ao plano da placa BD5_2.	228
Figura 5.94 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.93.....	229
Figura 5.95 Comparação da técnica de raio X convencional e da técnica de tomografia por raio X.	230
Figura 5.96 Esquema do principio de funcionamento da tomografia por raio X.....	231
Figura 5.97 <i>Scanner</i> do <i>ITMA</i>	233
Figura 5.98 Placa de Kevlar® 129 em matriz fenólica (18C_P1) examinada.	234
Figura 5.99 a) Face de impacto e b) face posterior ao impacto da placa ensaiada.....	234
Figura 5.100 Posicionamento dos cortes por tomografia na placa, do lado do impacto.	235
Figura 5.101 Corte tomográfico na zona não danificada.	236
Figura 5.102 Perfil da Densidade Tomográfica DT (Pixel) através da espessura da placa, para uma zona íntegra.	236
Figura 5.103 Histograma do corte efectuado na placa.....	236
Figura 5.104 Corte tomográfico no impacto de 856 m/s.....	237
Figura 5.105 Três perfis da densidade tomográfica DT (Pixel), ao longo da espessura, para a zona mais afectada com um impacto de 856 m/s.	237
Figura 5.106 Perfil da densidade tomográfica DT (Pixel), ao longo do plano da placa, direcção oX.	238
Figura 5.107 Corte tomográfico virtual no plano XoY, na perfuração inferior da figura 5.100.....	238
Figura 5.108 Equipamento utilizado na análise por Tomografia Axial Computorizada.	239
Figura 5.109 <i>Setup</i> utilizado nas análises por Tomografia Axial Computorizada.....	240
Figura 5.110 Exemplo de um corte tomográfico obtido no teste no.1.....	241
Figura 5.111 Face de impacto da placa 18C_P1 ensaiada.	242
Figura 5.112 Face posterior ao impacto da placa 18C_P1 ensaiada.	242
Figura 5.113 Localização do perfil para avaliação da densidade tomográfica na placa 18C_P1.....	243
Figura 5.114 Perfil da densidade tomográfica na direcção da espessura da placa 18C_P1, utilizando a escala Hounsfield.	243
Figura 5.115 Escala de cores usada para exprimir a densidade tomográfica.	243
Figura 5.116 Sequência de cortes tomográficos no plano XoY, na zona do impacto central na placa 18C_P1.	244
Figura 5.117 Sequência de cortes tomográficos por planos virtuais (XoZ) na zona do impacto central na placa 18C_P1, desde a face de impacto até à face posterior.	246
Figura 5.118 Face de impacto da placa 18C_P2 ensaiada.	247
Figura 5.119 Face posterior ao impacto da placa 18C_P2 ensaiada.	247
Figura 5.120 Sequência de cortes tomográficos na zona do impacto central na placa 18C_P2.	248

Figura 5.121 Sequência de cortes tomográficos por planos virtuais (XoZ) na zona do impacto central na placa 18C_P2, desde a face de impacto até à face posterior.....	250
Figura 5.122 Face de impacto da placa BK5_2 ensaiada.....	252
Figura 5.123 Face posterior ao impacto da placa BK5_2 ensaiada.....	252
Figura 5.124 Corte tomográfico na zona do impacto nº 1, velocidade de impacto de 748 m/s, velocidade residual de 478 m/s, com perfuração completa, no plano XoY da placa BK5_2.....	253
Figura 5.125 Corte tomográfico na zona do impacto nº 6, velocidade de impacto de 856 m/s, velocidade residual de 632 m/s, com perfuração completa na placa BK5_2.....	253
Figura 5.126 Corte tomográfico na zona do impacto nº 7, velocidade de impacto de 1230 m/s, velocidade residual de 995 m/s, com perfuração completa na placa BK5_2.....	253
Figura 5.127 Sequência de cortes tomográficos por planos virtuais (XoZ) na placa BK5_2, desde a face de impacto até à face posterior.....	255
Figura 5.128 Face de impacto da placa de Dyneema® SK66 BD7_1 ensaiada.....	257
Figura 5.129 Face posterior ao lado do impacto da placa de Dyneema® SK66 BD7_1 ensaiada.....	257
Figura 5.130 Tomograma com localização dos cortes tomográficos inicial e final, da placa de Dyneema® SK66 BD7_1.....	258
Figura 5.131 Secção da placa BD7_1 utilizada para estudo da referência da densidade tomográfica.....	258
Figura 5.132 Perfil da densidade tomográfica na direcção da espessura da placa BD7_1, utilizando a escala Hounsfield.....	259
Figura 5.133 Escala de cores usada para exprimir a densidade tomográfica.....	259
Figura 5.134 Corte tomográfico na zona do impacto nº 5 na placa BD7_1, sem perfuração completa.....	260
Figura 5.135 a) Corte tomográfico na zona do impacto nº 5, com velocidade de impacto de 735 m/s, sem perfuração completa.....	261
Figura 5.136 Perturbação na reconstituição da imagem introduzida pela presença do fragmento do impacto nº 5.....	262
Figura 5.137 Perturbação na reconstituição da imagem na zona do impacto nº 1.....	262
Figura 6.1 Estado tridimensional de tensão.....	266
Figura 6.2 <i>Lamina</i> ortotópica com sistemas de eixos principais e não principais do material.....	268
Figura 6.3 Curvas tensão-deformação para solicitações do tipo uniaxial e de corte, com as tensões e deformações limite da <i>lamina</i>	274
Figura 6.4 Comparação entre as superfícies de rotura previstas e dados experimentais obtidos para laminados de carbono/epóxico.....	275
Figura 6.5 Modos de fendilhamento da matriz, A, B and C.....	277
Figura 6.6 Sistema de eixos utilizado.....	279
Figura 6.7 <i>Set-up</i> utilizado na simulação dos testes de <i>inverse flyer plate</i>	282
Figura 6.8 Localização dos alvos nas duas placas testemunhas, para registo da velocidade da superfície livre.....	283
Figura 6.9 Comparação dos resultados experimentais de Kevlar® 129 com os obtidos na simulação numérica dos testes de <i>inverse flyer plate</i>	284
Figura 6.10 Comparação dos resultados experimentais com os obtidos na simulação numérica dos testes de <i>inverse flyer plate</i> para Dyneema® SK66.....	285
Figura 6.11 Malha de elementos finitos usada no projectil cilindrico, com 48 elementos.....	287
Figura 6.12 Vistas de frente e de topo da malha de elementos finitos usada na placa de Kevlar® 129, com 6.1 mm de espessura, com 15000 elementos.....	287

Figura 6.13 Pormenor das malhas de elementos finitos usadas na zona de impacto.	288
Figura 6.14 Zonas de aplicação da condição fronteira no bordo da placa.	288
Figura 6.15 Evolução da velocidade do projectil para a configuração inicial.	289
Figura 6.16 Efeito da alteração da deformação longitudinal máxima, $\varepsilon_{22}^{fail} = \varepsilon_{33}^{fail}$, na velocidade residual do projectil.	290
Figura 6.17 Efeito da alteração da deformação longitudinal limite ε_{11}^{fail} na velocidade residual do projectil.	290
Figura 6.18 Efeito da alteração da deformação de corte interlaminar máxima, γ_{23}^{fail} , na velocidade residual do projectil.	291
Figura 6.19 Efeito da alteração da deformação de corte intralaminar máxima, $\gamma_{12}^{fail} = \gamma_{13}^{fail}$, na velocidade residual do projectil.	291
Figura 6.20 Efeito da alteração da densidade da malha na espessura.	293
Figura 6.21 Efeito da alteração da densidade da malha no plano.	293
Figura 6.22 Efeito da alteração da densidade da malha tanto na espessura como no plano.	294
Figura 6.23 Projectil do tipo 1 utilizado: a) geometria b) malha de elementos finitos com 324 elementos.	295
Figura 6.24 Projectil do tipo 2 utilizado: a) geometria b) malha de elementos finitos com 637 elementos.	296
Figura 6.25 Projectil do tipo 3 utilizado: a) geometria b) malha de elementos finitos com 264 elementos.	296
Figura 6.26 Efeito da forma do projectil na sua velocidade residual.	297
Figura 6.27 Malha de elementos finitos utilizada no projectil (<i>FSP</i>), com 924 elementos.	298
Figura 6.28 Efeito da velocidade de rotação na velocidade residual do projectil <i>FSP</i> 17 <i>grain</i>	298
Figura 6.29 Efeito do coeficiente de atrito na velocidade residual do projectil <i>FSP</i> 17 <i>grain</i>	299
Figura 6.30 Definição do elemento.	300
Figura 6.31 Elemento com distorção devido a modos de deformação de energia nula.	301
Figura 6.32 Região a duas dimensões com distorção devido a modos de deformação de energia nula.	301
Figura 6.33 Região com distorção tridimensional devido a modos de deformação de energia nula.	302
Figura 6.34 Efeito do parâmetro de controlo dos modos de energia nula na velocidade do projectil.	302
Figura 6.35 Efeito do tipo de equação de estado na velocidade do projectil.	303
Figura 6.36 Malha de elementos finitos usada para impacto em placa de 3 mm.	305
Figura 6.37 Sequência com dano provocado numa placa de Kevlar® 129 com 3 mm de espessura, para velocidade de impacto de 443 m/s e velocidade residual de 235 m/s, com perfuração.	306
Figura 6.38 Comparação dos resultados numéricos com experimentais para placa de Kevlar® 129 de 3 mm de espessura.	307
Figura 6.39 Malha de elementos finitos usada para impacto em placa de 7.8 mm.	307
Figura 6.40 Sequência com dano provocado numa placa de Kevlar® 129 com 7.8 mm de espessura, para velocidade de impacto de 535 m/s, com penetração parcial.	309
Figura 6.41 Comparação dos resultados numéricos com experimentais para placa de Kevlar® 129 de 7.8 mm de espessura.	310

Figura 6.42 Malha de elementos finitos usada para impacto em placa de 3.1 <i>mm</i> de espessura.....	311
Figura 6.43 Dano provocado na placa de Dyneema® SK66 de 3.1 <i>mm</i> de espessura, para velocidade de impacto de 340 <i>m/s</i> , com penetração parcial.....	316
Figura 6.44 Comparação dos resultados numéricos com experimentais para placa de Dyneema® SK66 de 3.1 <i>mm</i>	317
Figura 6.45 Malha de elementos finitos usada para impacto em placa de 11.1 <i>mm</i>	317
Figura 6.46 Dano provocado na placa de Dyneema® SK66 de 11.1 <i>mm</i> de espessura, para uma velocidade de impacto de 700 <i>m/s</i>	319
Figura 6.47 Comparação dos resultados numéricos com experimentais para placa de Dyneema® SK66 de 11.1 <i>mm</i>	320

SIMBOLOGIA

A	área de secção recta
A_0	área de secção recta de uma barra
b	largura do provete num ensaio de flexão
c	velocidade de propagação de onda longitudinal numa fibra
$[C]$	matriz de rigidez
c_0	velocidade de propagação de onda em meios unidireccionais
C_0	velocidade do som no meio para um estado hidrostático, para um material sem resistência ao corte
c_v	calor específico a volume constante
d	constante do material para modelo de Van Gorp
D_p	diâmetro da cavidade criada
DT	“densidade tomográfica”
e	energia interna por unidade de massa
e_0, e_1	energia interna por unidade de massa para o instante inicial e instante considerado, respectivamente
$e_L^{(-)}, e_L^{(+)}$	deformações longitudinais limite, à compressão e à tracção, respectivamente
e_{LT}	deformação de corte limite
$e_T^{(-)}, e_T^{(+)}$	deformações transversais limite, à compressão e à tracção, respectivamente
E	módulo de elasticidade
E_{abs}	energia absorvida
E_b	módulo de elasticidade aparente
E_i	módulo de Young na direcção principal do material
E_p	energia necessária para a perfuração
F	carga para um ponto sobre a parte linear inicial da curva força-deslocamento num ensaio de flexão

F_c	força devida ao esforço de corte
$F(x,t)$	função não harmónica que descreve a forma de impulsos propagando-se em meios unidireccionais em sentidos opostos, na direcção x e à velocidade c_0
g_c	factor correctivo igual a 0.8
G	módulo de corte para um material isotrópico
G_{ij}	módulo de corte
$G(x,t)$	função não harmónica que descreve a forma de impulsos propagando-se em meios unidireccionais em sentidos opostos, na direcção x e à velocidade c_0
h	espessura do provete
I, R, T	índices para incidente, reflectida, transmitida
\mathbf{J}	matriz Jacobiana
$ \mathbf{J} $	determinante da matriz Jacobiana \mathbf{J}
K	módulo de compressão volumétrica
K'	módulo de compressão volumétrica de um material ortotrópico
l	comprimento
l_{imp}	comprimento do impactor
l_p	comprimento do provete
L_f	distância entre apoios num ensaio de flexão
L	espessura do objecto atravessado pela radiação
m_{pr}	massa do projectil
N	esforço normal a uma secção
Q	quantidade de movimento
Q_{imp}	quantidade de movimento do impactor
Q_p	quantidade de movimento das partículas de uma onda de deformação elástica
s, e	índices para saída e entrada
S	constante do material
S_f	área da face de impacto do fragmento em mm^2
$[\mathbf{S}]$	matriz de flexibilidade

$s_L^{(-)}, s_L^{(+)}$	tensões longitudinais limite, à compressão e à tracção, respectivamente
s_{LT}	tensão de corte limite
$s_T^{(-)}, s_T^{(+)}$	tensões transversais limite, à compressão e à tracção, respectivamente
t	tempo
T	coeficiente de transmissão da onda ultrasónica
T_{pl}	espessura da placa
$u(x,t)$	deslocamento na direcção do eixo x
u, u_p	velocidade de partícula
u_{sl}	velocidade da superfície livre da placa testemunha
$u_{p.p.t.}$	velocidade de partícula da placa testemunha
$u_{p, amostra}$	velocidade de partícula da amostra
U	velocidade da onda de choque
U_t	velocidade de propagação da onda transversal numa fibra em relação a um referencial lagrangeano fixo na fibra
U_s	velocidade da onda de choque
$U_{s, amostra}$	velocidade da onda de choque na amostra
$U_{s, p.t.}$	velocidade da onda de choque na placa testemunha
\bar{U}_t	velocidade de propagação da onda transversal numa fibra para um observador fixo no exterior
v_{us}	velocidade de propagação
$v(x,t)$	$= v_p$, velocidade de partícula numa barra de dimensões infinitas
v_{imp}	velocidade do impactor
V_e	volume específico
V	velocidade de impacto
V_{50}	limite balístico
V_{LP}	velocidade limite de perfuração
w	velocidade de partícula longitudinal numa fibra
W_f	peso do simulacro de fragmento em gramas
x	coordenada espacial

x_p	profundidade da penetração
y_f	flecha correspondente à carga F num ensaio de flexão
Z	impedância mecânica
Z_a	impedância acústica
α	coeficiente de dilatação linear
Δt	incremento de tempo
$\Delta \varepsilon_v$	incremento da componente volumétrica da deformação
$\Delta \varepsilon_{ij}^d$	incremento da deformação de desvio
ΔP	incremento de pressão
$\Delta \sigma_{ij}$	incrementos de tensão
ε	deformação
$\dot{\varepsilon}$	razão ou taxa de deformação
$\dot{\varepsilon}_n$	razão de deformação nominal
$\{\boldsymbol{\varepsilon}\}$	vector deformação
ε_0	deformação longitudinal numa fibra
ε_h	deformação na direcção de propagação da onda de choque
$\varepsilon_I(t), \varepsilon_R(t), \varepsilon_T(t)$	onda de deformação elástica incidente, reflectida e transmitida
ε_x	deformação na direcção do eixo x
ε_{ij}	componentes do tensor das deformações
ε_{ii}^{fail}	deformação longitudinal limite
$\gamma_{12}^{fail}, \gamma_{13}^{fail}$	deformação de corte intralaminar máxima
γ_{23}^{fail}	deformação de corte interlaminar máxima
γ_{ij}	componentes do tensor das deformações de engenharia
Γ	parâmetro de Gruneisen
I_λ	intensidade de radiação transmitida
$I_{0,\lambda}$	intensidade de radiação inicial
λ	comprimento de onda
μ	coeficiente de atenuação

ν	coeficiente de <i>Poisson</i>
ν_{ij}	coeficientes de <i>Poisson</i>
ρ	massa volúmica
ρ_{pr}	massa volúmica do material do projectil
σ_0	tensão normal
σ_f	tensão máxima devida à flexão
$\sigma(x,t)$	campo de tensão dinâmico
σ_h	tensão na direcção de propagação da onda de choque
σ_{ij}	componentes do tensor das tensões
$\{\sigma\}$	vector tensão
τ_{tr}	tensão de corte na direcção transversal
$\omega_j, \omega_k, \omega_l$	factores de peso para integração numérica de Gauss
ξ, η, ζ	coordenadas paramétricas adimensionais dos pontos nodais

Lista de acrónimos

AD	Relação massa por área (<i>Areal Density</i>)
ASTM	American Society for Testing and Materials
CEMACOM	Centro de Materiais Compósitos do INEGI
ELVS	<i>Enhanced Laser Velocity System</i>
EOS	Equação de estado (<i>Equation of State</i>)
ESA	Agência Espacial Europeia (<i>European Space Agency</i>)
ESPI	<i>Electronic Speckle Pattern Interferometry</i>
INEGI	Instituto de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial
ITMA	<i>Institut des Technologies et des Matériaux Avancés</i>
LLVS	<i>Laser Line Velocity Sensor</i>
LOME	Laboratório de Óptica e Mecânica Experimental
NATO	<i>North Atlantic Treaty Organization</i>
PBO	Polifenilenobenzo-bis-tiazola

PBT	Tereftalato de polibutileno
PIPD	Polipirido-bis-imidazola
PPTA	Poli-(p-fenil-teraftalamida)
SHBT	<i>Split Hopkinson Bar Technique</i>
TAC	Tomografia Axial Computadorizada
TOF	Tempo de voo (<i>Time of Flight</i>)
UHMWP	Polietileno de muito alto peso molecular (<i>Ultra-high molecular weight polyethylene</i>)
VISAR	<i>Velocity Interferometer System for Any Reflector</i>
VPCMB	Velocidade de Penetração Completa Mais Baixa
VPPME	Velocidade de Penetração Parcial Mais Elevada

Capítulo 1

INTRODUÇÃO E OBJECTIVOS

Actualmente, os materiais compósitos reforçados com fibras são largamente utilizados em várias indústrias, nomeadamente as indústrias aeronáutica, automóvel e de defesa. A possibilidade de obter valores elevados de resistência e rigidez específica, bem como a possibilidade de fabricar produtos com propriedades mecânicas “talhadas” à medida das direcções de solicitação preferenciais, têm levado a uma aplicação crescente destes materiais. Acrescente-se, ainda, que a resistência ao ataque por produtos químicos é elevada, pois pode ser optimizada em função do ambiente em que vão trabalhar.

No entanto, a aplicação destes materiais apresenta, por vezes, alguns problemas. Um desses problemas é o seu comportamento a cargas de impacto localizado, nomeadamente impacto de baixa velocidade. Este aspecto tem sido abordado por muitos autores, provavelmente não só devido à frequência com que ocorre, mas também devido à relativa facilidade com que o necessário trabalho experimental pode ser levado a cabo. Comparativamente, o número de estudos publicados sobre impacto de alta velocidade é muito menor, sendo aceite que muito do trabalho desenvolvido nesta área é de acesso restrito, não sendo publicado em literatura científica “aberta”. Registe-se, ainda, que no nosso país tem havido um interesse crescente, nos últimos anos, nesta área de investigação, registando-se algum trabalho desenvolvido em projectos apoiados pelo Ministério da Defesa.

Esta tese, pretendendo contribuir para o estudo do impacto de alta de velocidade em materiais compósitos, debruçou-se sobre dois materiais específicos, Kevlar[®] 129 e Dyneema[®] SK66, escolhidos por serem os de utilização mais frequente em aplicações de protecção pessoal. Além da pesquisa bibliográfica efectuada, foi realizada a caracterização do comportamento mecânico destes materiais, tanto em regime *quasi*-estático como em regime dinâmico. O ensaio destes materiais em regime dinâmico, seja utilizando o dispositivo Barra de Hopkinson em Tracção, seja com ensaios de *inverse flyer plate*, é, na opinião do autor, uma das características inovadoras deste trabalho.

Durante este trabalho foi ainda desenvolvido um sistema de lançamento de projecteis do tipo simulacro de fragmento, capaz de os lançar com precisão a velocidades que podem ir de 300 a 1250 *m/s*. Este sistema foi posteriormente utilizado para realizar ensaios de impacto em placas de dimensões normalizadas.

Outro aspecto abordado neste trabalho é a caracterização do dano causado pelo impacto de alta velocidade. Este é, sem dúvida, um aspecto importante, pois o conhecimento tanto da extensão como da distribuição espacial do dano permite não só avaliar a capacidade dos materiais serem submetidos a impactos repetidos, mas também aferir a qualidade dos modelos matemáticos existentes. Constata-se, no entanto, que a aplicação das técnicas de avaliação de dano mais comuns a estes materiais levanta questões importantes, não previstas inicialmente, pelo que para as ultrapassar, é testada a aplicação da técnica de tomografia axial computadorizada. A aplicação desta técnica a estes materiais permite, assim, ultrapassar as limitações colocadas por outros métodos, sendo considerada inovadora pelo autor.

Este trabalho termina com um estudo numérico do fenómeno de impacto de alta velocidade, utilizando o *software* de elementos finitos AUTODYN[®]. Os ensaios de *inverse flyer plate* são simulados para determinar a equação de estado mais adequada. É realizado um estudo paramétrico para analisar os efeitos de algumas características do modelo na resposta ao impacto balístico, sendo simulados também vários ensaios de impacto reais, para diferentes materiais e espessuras. O tipo e forma do dano previsto pelo modelo numérico são, também, comparados com os resultados obtidos.

Capítulo 2

ESTADO DA ARTE

2.1 Introdução

Na presença de um ambiente hostil, o Homem sempre se preocupou em proteger a sua integridade física, recorrendo aos materiais então disponíveis. Esses materiais incluíam, em tempos antigos, pele de animais, madeira, fibras naturais, aço e bronze. Estes mesmos materiais foram utilizados, sob diversas formas, em protecções do corpo, em confrontos com inimigos. A forma como eram empregues dependia da sua disponibilidade e das técnicas dominadas, verificando-se, em determinada época, a tendência de proteger o corpo, cobrindo-o tanto quanto possível. Esta tendência traduziu-se num aumento considerável do peso da protecção utilizada e, conseqüentemente, numa redução da mobilidade do utilizador.

O aumento das feridas na cabeça, devido à introdução da guerra com trincheiras levou ao desenvolvimento de protecções específicas: o capacete. O exército francês desenvolveu um capacete em aço que foi introduzido em serviço em Setembro de 1915, tendo sido seguido pelo exército britânico que introduziu o modelo Mark I em Novembro do mesmo ano. O exército alemão introduziu também nesta altura um modelo que oferecia melhor protecção ao soldado, mas era, também, mais pesado do que o modelo francês e o britânico [1].

Durante a 2ª Guerra Mundial foi utilizada uma solução que recorria a aço para a protecção do abdómen, peito e costas. Este tipo de protecção não teve grande aceitação pelo exército devido ao seu peso ter sido considerado excessivo. No entanto, este tipo de protecção foi utilizado por tripulações de aeronaves, pois a bordo não era necessário um grau de mobilidade elevado e a protecção obtida compensava o seu uso. Pesquisas posteriores levaram ao desenvolvimento de alternativas de menor peso que recorriam a placas de alumínio combinadas com Nylon[®], bem como de um compósito que utilizava fibra de vidro como material de reforço, designado Doron[®]. Em 1951 foi desenvolvida uma protecção semi-flexível constituída por 12 camadas de Nylon[®] e placas de Doron[®] que foi muito utilizada pela marinha norte-americana. Posteriormente o exército norte-americano

desenvolveu uma protecção utilizando apenas Nylon[®], solução essa que durante a guerra da Coreia permitiu uma redução entre 60 a 70% dos ferimentos nas zonas abdominal e peitoral [1].

A partir de 1941, o exército norte-americano passou a utilizar um capacete de “casca” metálica com revestimento interior de um material compósito com reforço de fibra de algodão. Posteriormente este revestimento passou a ser dum material compósito que utilizava fibra de Nylon[®] como material de reforço. Diversos materiais foram sendo testados ao longo do tempo, tais como policarbonato, titânio, compósito reforçado com Nylon[®], etc [2].

Na década de 1960 a empresa E.I. du Pont de Nemours desenvolveu uma fibra para-aramídica sob a designação comercial de Kevlar[®]. As propriedades desta fibra levaram a que passasse a ser utilizada como material de protecção balística, com um desempenho superior ao do Nylon[®]. Actualmente, as suas aplicações balísticas incluem coletes anti-bala e capacetes, utilizados nomeadamente pelo exército norte-americano. Várias outras fibras foram entretanto sendo desenvolvidas, sendo aqui objecto de referência posterior.

Actualmente a protecção balística é escolhida de acordo com o grau de ameaça previsto, a mobilidade que retira ao utilizador e o acréscimo de peso que provoca. A protecção contra determinados projecteis exige coletes anti-bala que, se realizados exclusivamente em materiais compósitos, têm uma relação de massa por unidade de área relativamente elevada, o que dificulta os movimentos do utilizador, tornando-se incómodos. Por essa razão, passaram a ser utilizadas placas cerâmicas rígidas em combinação com um material compósito reforçado com fibras. Com estas placas cerâmicas apenas se procura proteger os órgãos vitais, podendo ser removidas do colete quando se prevê não serem necessárias.

A complexidade dos problemas de impacto sobre os materiais compósitos levou a que muitos investigadores que se debruçaram sobre este assunto tenham iniciado o seu estudo por estruturas mais simples para, posteriormente, abordarem estruturas mais complexas. Por esta razão, a sequência seguida na pesquisa efectuada aos trabalhos de investigação até agora realizados começa pelo comportamento dos fios, abordando-se em seguida o dos tecidos e terminando com o comportamento dos materiais compósitos.

2.2 Fibras e fios

2.2.1 Propriedades genéricas das fibras

A maioria das fibras têxteis é constituída por conjuntos de moléculas dispostas em longas cadeias moleculares, possuindo um elevado grau de anisotropia. No caso das fibras produzidas pelo homem, as moléculas estão parcialmente alinhadas, sendo esse alinhamento condicionado pelo processo de fabricação, como, por exemplo, fiação, extrusão e estiramento. O grau de alinhamento desempenha um papel muito importante na hora de determinar as propriedades de uma fibra individual, verificando-se um aumento do módulo elástico e da resistência quando se incrementa o grau de orientação. Assim, por exemplo, o módulo de Nylon[®] pode ser multiplicado por um factor de 3 se a fibra passar por um processo de estiramento, tal como se pode ver na tabela 2.1 [3].

As unidades habituais para medir a resistência são gramas por denier ($g\ den^{-1}$), a que corresponde a carga de rotura dividida pelo peso em gramas de 9000 *m* de fio. Este tipo de unidades é necessário por ser difícil medir a área da secção recta de uma fibra ou de um fio (conjunto de fibras). O Sistema Internacional recomenda usar a unidade *Newton/Tex* (*N/Tex*), onde *Tex* é o peso em gramas de 1000 *m* de fio.

Estiramento	Módulo elástico [GPa]	Resistência [g den ⁻¹]
1 x	1.97	1.12
2 x	2.74	1.73
3 x	3.70	3.12
4 x	4.59	4.27
5 x	5.77	6.31
6 x	6.74	7.57

Tabela 2.1 Influência do estiramento nas propriedades mecânicas dos fios de Nylon[®].

Laible e Henry [4], citados por Morrison [3], fizeram uma revisão de propriedades das fibras para estabelecer a sua importância e grau de influência no comportamento balístico. Ensaio experimentais realizados levou-os a concluir que as poliamidas, como Nylon[®] ou aramida, obtinham melhores resultados que acrílicos, polietileno e polipropileno. Laible sublinhou que até a essa altura não havia sido feito

nenhum esforço significativo para obter uma fibra óptima e que, portanto, as suas conclusões poderiam revelar-se erradas. O desenvolvimento de Dyneema[®] (ou Spectra[®]), fibra de polietileno de muito alto peso molecular com propriedades tão boas como o Kevlar[®], veio confirmar isso mesmo. Laible também afirmou que uma fibra de alta resistência obteria melhores resultados em termos balísticos. As fibras de poliamida testadas por Laibe tinham alto peso molecular, portanto alta resistência, tendo este autor considerado ser esse um factor importante para o bom desempenho balístico.

Actualmente as fibras mais usadas em protecção balística pessoal são a fibra aramídica (ex.: Kevlar[®], Twaron[®]) e a fibra de polietileno de muito alto peso molecular (ex.: Dyneema[®], Spectra[®], Tekmilon[®]). Existem também actualmente outras fibras no mercado, tais como fibra de poliéster (Vectran[®]) e PBO (Polifenilenobenzo-bis-tiazola), comercializado sob a designação comercial Zylon[®]. A utilização desta última em coletes anti-bala tem sido posta em causa devido à degradação provocada por hidrólise. A possibilidade de utilização em capacetes militares do exército americano tem sido estudada no *U.S. Army Soldier Systems Center-Natick* por Cunniff [5].

Mais recentemente foi desenvolvida pela empresa AKZO NOBEL uma nova fibra, PIPD (Polipirido-bis-imidazola), com designação comercial M5[®]. Os resultados obtidos até agora, em testes mecânicos e balísticos, foram considerados muito promissores [5, 6]. Em ensaios realizados à compressão, esta fibra apresentou um comportamento plástico e a resistência foi considerada muito alta para uma fibra polimérica. A tabela 2.2 apresenta alguns destes valores [6].

Módulo de Elasticidade [GPa]	Tensão de rotura em tracção [MPa]	Máxima deformação em tracção [%]	Tensão de cedência em compressão [MPa]	Deformação de cedência em compressão [%]	Máxima deformação em compressão [%]
330-350	3500-4500	1.3-1.5	1450-1600	0.40-0.45	>2.5

Tabela 2.2 Propriedades da fibra PIPD (M5[®]).

Em seguida será apresentada uma descrição das fibras objecto de estudo neste trabalho e que são as mais usadas em protecção balística pessoal, Kevlar[®] e Dyneema[®].

2.2.2 Fibra de poli-(p-fenil-teraftalamida)

Poli-(p-fenil-teraftalamida) ou PPTA, comercializado desde 1972 pela empresa E.I. du Pont de Nemours sob a designação comercial de Kevlar[®], foi sintetizado por Stephanie Kwolek na década de 1960. Trata-se de uma fibra para-aramídica com boa resistência mecânica e alto módulo de elasticidade, boa estabilidade térmica, boa resistência ao impacto e ao desgaste, tudo associado a um peso reduzido. Como desvantagens incluem-se a absorção de humidade e sensibilidade aos raios ultravioletas, o que as torna mais sensíveis a condições ambientais. A sua resistência à compressão é também relativamente reduzida. Para cortar tecido seco ou pré-impregnado é necessário recorrer a tesouras adequadas, pois é difícil de cortar. O corte de laminados com Kevlar[®] sem introduzir dano é também difícil.

Existem no mercado diferentes produtos, como o básico Kevlar[®] 29, uma variante tratada a alta temperatura-Kevlar[®] 49, e as versões de alta resistência, Kevlar[®] 129 e Kevlar[®] 149, respectivamente. A tabela seguinte apresenta algumas propriedades de algumas destas fibras [7].

Tipo	Densidade	Módulo de Elasticidade [GPa]	Resistência à rotura [GPa]	Deformação à rotura [%]
29	1.44	83	3.6	4.0
49	1.44	131	3.6-4.1	2.8
149	1.47	186	3.4	2.0

Tabela 2.3 Propriedades de algumas das fibras de Kevlar[®].

A capacidade desta fibra em proporcionar protecção balística contra fragmentos e projecteis foi rapidamente estabelecida. Actualmente, as aplicações desta fibra incluem coletes anti-bala, capacetes militares, artigos desportivos e aplicações nas indústrias aeronáutica e aeroespacial.

2.2.3 Fibra de polietileno de muito alto peso molecular (UHMWP)

A fibra de polietileno de muito alto peso molecular (*ultra-high molecular weight polyethylene*) ou UHMWP é produzida por dissolução do polietileno de alta densidade num solvente e posterior extrusão por pequenos orifícios (*spinneret*). Em

seguida, esta solução é solidificada por arrefecimento, fixando uma estrutura molecular com um elevado grau de ordenamento das cadeias moleculares. Esta fibra contém uma estrutura quase 100% cristalina, com moléculas perfeitamente arranjadas, o que promove a sua alta resistência e alto módulo de elasticidade.

Esta fibra, desenvolvida pela empresa DSM[®] e comercializada sob o nome comercial de Dyneema[®] (ou Spectra[®] nos Estados Unidos), tem uma densidade inferior à unidade, boa resistência ao impacto, ao desgaste e a ataques químicos, não sofrendo degradação por absorção de humidade. A sua resistência é pouco afectada pela exposição à luz, podendo ser usada sem qualquer protecção ou cobertura suplementar.

As aplicações deste material incluem produtos de protecção balística pessoal como coletes anti-bala e capacetes, artigos desportivos, cordas, redes, etc.

Existem no mercado diferentes tipos de fibras com aplicações em protecção balística tais como Dyneema[®] SK66 e SK76. Os produtos fabricados podem utilizar tanto tecidos, como unidireccionais ou ainda não-tecidos. Podem ser utilizados para obter protecção flexível (*soft armour*) ou protecção rígida (*hard armour*), fornecendo protecção contra fragmentos, projectéis perforantes (*armour piercing*) e não perforantes [8].

2.2.4 Propriedades mecânicas em regime dinâmico e resistência ao impacto

Para evitarem a realização de estudos extensos e dispendiosos na produção de tecidos e outras protecções balísticas, muitos investigadores tentaram avaliar indirectamente o potencial de utilização de fibras em protecção balística.

Como o impacto transversal em fios parece intuitivamente ter relação com o impacto em painéis de tecidos, a comunidade científica interessada em protecção balística leve devotou esforços intensivos a este problema desde a 2^a Guerra Mundial.

Alguns dos primeiros trabalhos sobre as propriedades de fios submetidos a cargas de impacto foram desenvolvidos em Natick, Massachusetts, EUA. Na década de 1960 foi publicada, por uma equipa que incluía Jack C. Smith, Franck L. McCrackin e Herbert F. Schiefer, uma série de dez artigos intitulada “*Stress-strain relationships in yarns subjected to rapid impact loading*” [9, 10, 11, 12, 13, 14, 15,

16, 17, 18], cujo trabalho constituiu a base sobre a qual se apoiariam mais tarde David K. Roylance, Anthony F. Wilde, J. S. Hearle, C. E. Morrison nos anos de 1970-1980, e mais recentemente Philip M. Cunnif e Robert Prosser. Seguidamente será feita uma resumo do trabalho desenvolvido por estes investigadores e respectivas conclusões.

2.2.4.1 Dependência das propriedades mecânicas com a razão de deformação

Jack C. Smith [9] iniciou em 1955 no *Textile Research Journal* o primeiro de uma série de dez artigos dedicados ao impacto balístico em fios. Nesta série são apresentadas extensas contribuições experimentais e teóricas, nomeadamente a teoria de impacto transversal em fibras com comportamento independente da razão de deformação, $\dot{\epsilon}$, definida como $\dot{\epsilon} = d\epsilon / dt$. Esta teoria pode ser ilustrada com recurso à figura 2.1, onde se pode observar uma fibra deformada por acção de um impacto transversal de um projectil que se desloca para cima. Antes do impacto, a fibra estava esticada e disposta horizontalmente.

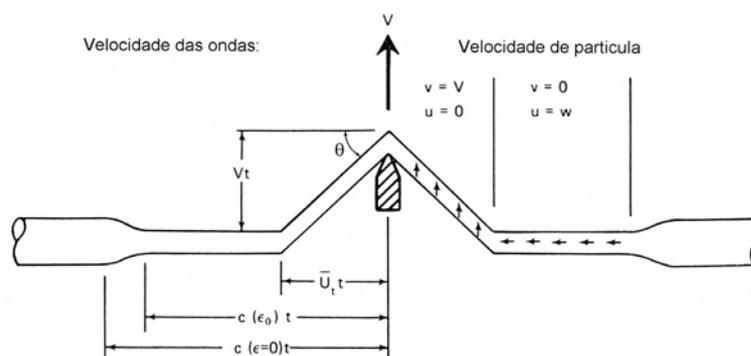


Figura 2.1 Propagação de ondas numa fibra submetida a impacto transversal.

Após o impacto propagam-se duas ondas, uma longitudinal e outra transversal, que se afastam do ponto de impacto. A onda mais rápida é a onda longitudinal, propagando-se a uma velocidade c . Atrás desta onda, o material flui em direcção ao ponto de impacto a uma velocidade de partícula w , deformação ϵ_0 e tensão σ_0 . Após a passagem da onda longitudinal surge uma onda transversal, deixando o

material de se deslocar em direcção ao ponto de impacto e passando a deslocar-se com uma velocidade de partícula transversal igual em amplitude e direcção à velocidade do projectil. Atrás da frente de onda transversal a configuração da fibra é uma linha recta com inclinação constante θ relativamente à direcção longitudinal.

A velocidade de partícula longitudinal w é dada por

$$w = \int_0^{\varepsilon_0} c(\varepsilon) d\varepsilon \quad (2.1)$$

sendo $c(\varepsilon)$ a velocidade do som no material da fibra. No caso de materiais com comportamento não-linear, como é o caso de muitos dos materiais das fibras usadas em protecção balística, o módulo de elasticidade pode ser caracterizado como tendo um comportamento dependente da deformação, $E = E(\varepsilon)$, pelo que a velocidade do som pode ser calculada por

$$c = c(\varepsilon) = \sqrt{\frac{E(\varepsilon)}{\rho}} \quad (2.2)$$

sendo ρ a massa volúmica do material.

A velocidade de propagação U_t da onda transversal em relação a um referencial lagrangeano fixo na fibra é dada por

$$U_t = \sqrt{\frac{\sigma_0}{\rho(1 + \varepsilon_0)}} \quad (2.3)$$

Para um observador fixo ao exterior, a onda transversal parece propagar-se a uma velocidade \bar{U}_t dada por

$$\bar{U}_t = (1 + \varepsilon_0) U_t - w \quad (2.4)$$

Finalmente estas variáveis estão relacionadas com a velocidade de impacto V através da seguinte relação

$$V = \sqrt{(1 + \varepsilon_0)^2 U_t^2 - \bar{U}_t^2} \quad (2.5)$$

Com as equações anteriores e conhecendo a relação entre ε_0 e σ_0 através da curva do comportamento do material, desde que se conheça um dos parâmetros, por exemplo V , os outros parâmetros independentes podem ser calculados. Para comportamentos do material não-lineares uma solução numérica é necessária.

Devem ser referidas algumas limitações desta análise feita por Smith. Um dos aspectos mais limitativos é ser independente da razão de deformação, visto que a maior parte das fibras poliméricas tem um comportamento que é influenciado pela razão de deformação. No entanto, talvez a limitação mais importante da análise feita por este autor é não ser aplicável aos fenómenos que surgem mais tarde durante o processo de propagação de ondas. Assim, numa situação real, a onda longitudinal de tensão que se propaga afastando-se do ponto de impacto rapidamente encontra um obstáculo: seja o bordo onde a fibra está presa (no caso de impacto numa fibra isolada), seja um cruzamento com outra fibra (no caso de impacto num tecido). Nesta interacção com o obstáculo surge uma onda reflectida que se propaga no sentido inverso. Esta onda reflectida, ao atingir a onda transversal que se afasta do ponto de impacto, sobrepõe-se, somando-se os seus efeitos. Estas ondas reflectidas ao atingirem o projectil, reflectem-se novamente, multiplicando o estado de tensão sobre a fibra. O resultado destas reflexões e interacções sucessivas é uma situação que se torna difícil de tratar numa forma analítica. Esta é a razão principal para o desenvolvimento de soluções numéricas.

No artigo nº 7 [15] da série de dez referida, Smith estudou a dependência do módulo de elasticidade com a razão de deformação para 19 fios, de 11 materiais diferentes. Os resultados apresentados, com razões de deformação entre 0.01 e 1 min^{-1} foram obtidos com máquinas convencionais de ensaio, enquanto que para razões superiores a técnica consistiu em lançar transversalmente um projectil contra o fio e fotografar o seu deslocamento com câmaras de alta velocidade capazes de registar 15 000 fotogramas por segundo. Na figura 2.2 podem ser observadas duas fotografias obtidas desta forma para a situação de impacto transversal num fio de

Nylon[®], a duas velocidades diferentes [18]. Na figura 2.3 são apresentadas algumas das curvas tensão vs deformação obtidas com recurso a este método.

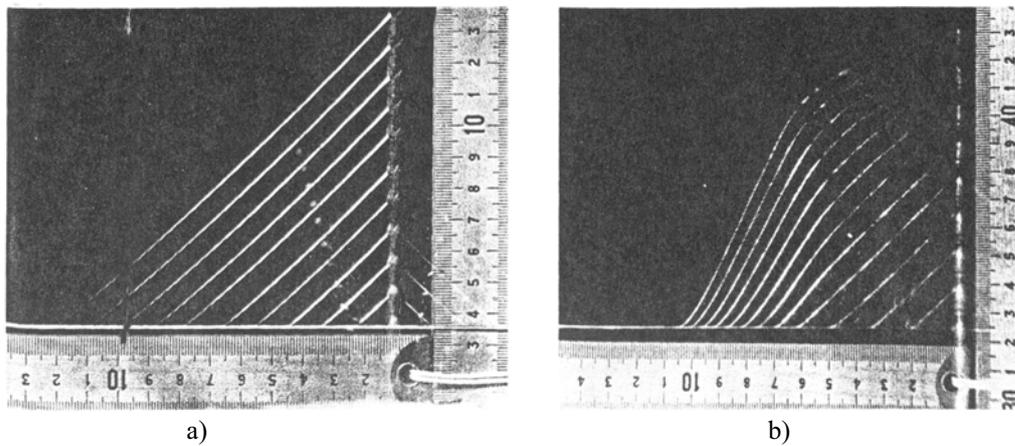


Figura 2.2 Fotografia de um fio de Nylon[®] submetido a impacto transverso: a) velocidade de impacto de 499 m/s e velocidade da onda transversal de 538 m/s; b) velocidade de impacto de 577 m/s e velocidade da onda transversal de 577 m/s.

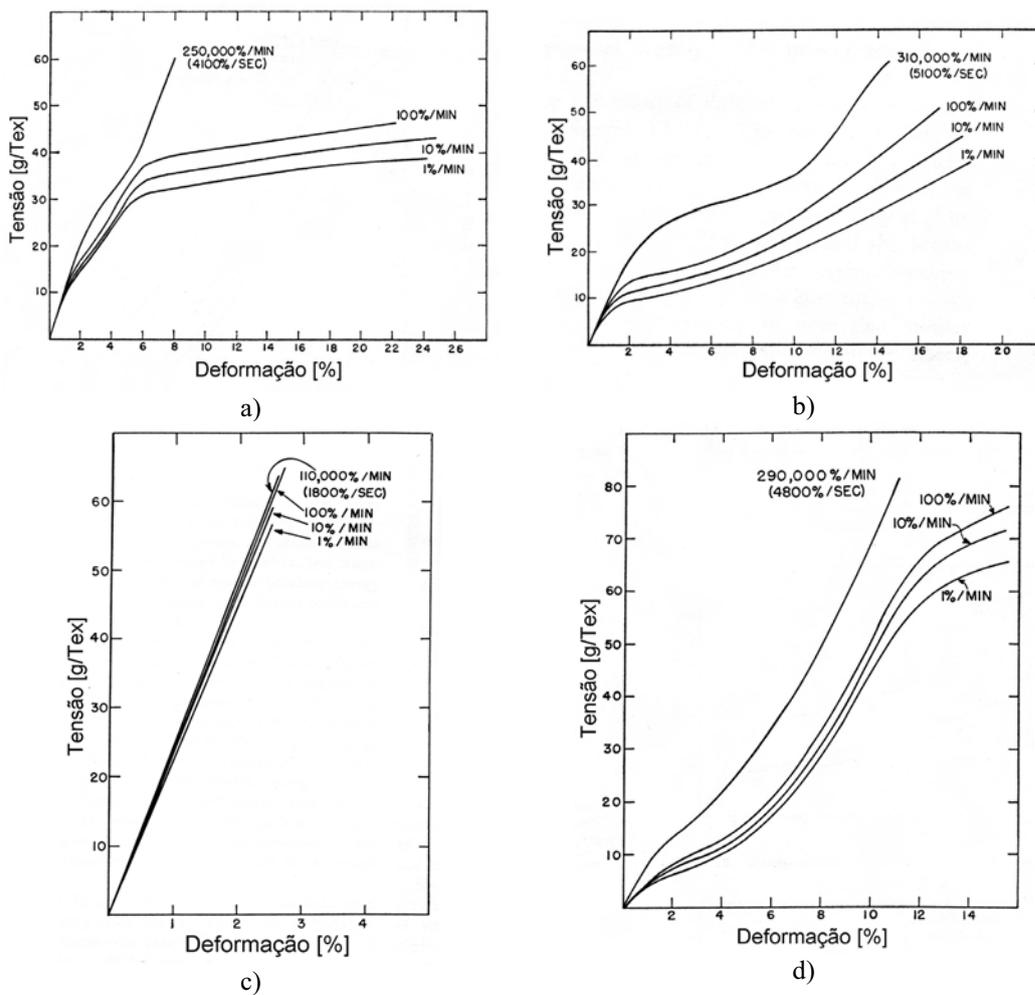


Figura 2.3 Curvas tensão vs deformação obtidas por Smith *et al.* para a) poliéster, b) acrílico c) fibra de vidro e d) Nylon[®], obtidas para diferentes razões de deformação.

Na tabela 2.4 são apresentados os resultados mais importantes obtidos para alguns dos materiais testados. Nesta tabela pode observar-se que a razão de deformação influi muito nas propriedades dos fios com uma marcada plasticidade como, por exemplo, Nylon[®] e poliéster. Nas fibras com comportamento elástico, como a fibra de vidro, a razão de deformação apenas influencia as curvas de tensão vs deformação. É importante referir que o efeito do aumento da razão de deformação se traduz, regra geral, por aumento do módulo de elasticidade e uma diminuição da deformação de rotura.

Fibra	Razão de deformação	Módulo de Elasticidade [g/tex]	Resistência [g/tex]	Deformação de rotura [%]
Poliéster	0.01 min ⁻¹	940	39.9	24.1
	0.10 min ⁻¹	990	42.6	24.8
	1.00 min ⁻¹	1100	44.0	22.3
	41 s ⁻¹	1100	60.5	8.0
Fibra de vidro	0.01 min ⁻¹	2310	58	2.6
	0.10 min ⁻¹	2370	62.6	2.7
	1.00 min ⁻¹	2430	64.5	2.7
	18 s ⁻¹	2470	63.1	2.6
Acrílico	0.01 min ⁻¹	800	39.4	18.4
	0.10 min ⁻¹	870	44.6	18.1
	1.00 min ⁻¹	980	50.6	17.0
	51 s ⁻¹	1020	60.6	14.6
Nylon [®]	0.01 min ⁻¹	390	65.7	15.5
	0.10 min ⁻¹	430	71.1	15.4
	1.00 min ⁻¹	480	75.8	15.5
	48 s ⁻¹	860	81.4	11.1

Tabela 2.4 Dependência das propriedades mecânicas de fios com a razão de deformação.

Morrison estudou em pormenor fios de Kevlar[®] 29 e 49, sendo os resultados apresentados na sua tese de doutoramento [3]. O método utilizado para determinação do módulo de elasticidade foi o seguinte:

-disparar um projectil (neste caso um simulacro de fragmento) na direcção transversal;

- fotografar a fibra em diferentes posições sucessivas;
- utilizar um programa de computador para encontrar a velocidade de propagação da onda longitudinal que se adaptasse às diferentes posições que tinham sido registadas;
- determinação do módulo de elasticidade.

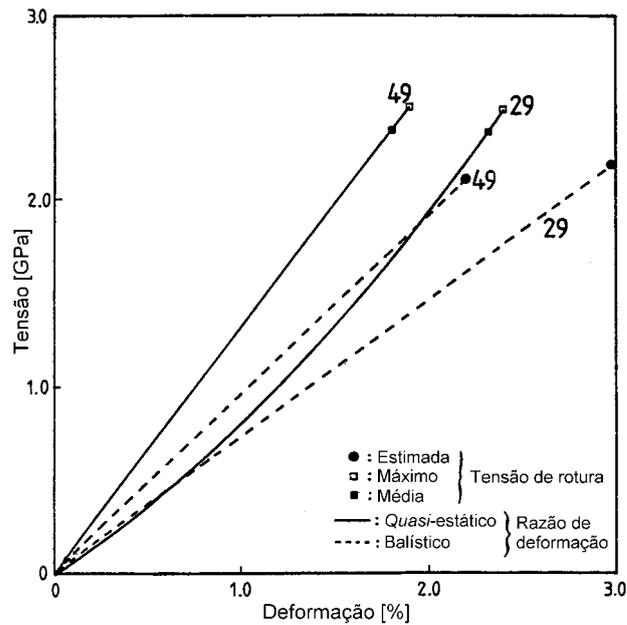


Figura 2.4 Curvas tensão vs deformação obtidas por Morrison para fios de Kevlar[®] 29 e 49 a duas razões de deformação diferentes.

A figura 2.4, obtida deste autor, parece indicar que a regra geral referida anteriormente tem exceções: no Kevlar[®] 29 e 49 o módulo de elasticidade baixa com a razão de deformação. Este autor refere que resultados semelhantes tinham sido obtidos por Abbot *et al.* [19]. No caso do Kevlar[®] 29 verifica-se um comportamento não-linear em condições *quasi*-estáticas, observando-se um comportamento linear com a razão de deformação obtida nos testes balísticos.

2.2.4.2 Dependência das propriedades mecânicas na eficiência balística

2.2.4.2.1 Módulo de Elasticidade

Roylance [20] simulou numericamente o impacto sobre vários tecidos, cada um com fios de materiais diferentes. Foram testados tecidos com fibras dos seguintes materiais: Kevlar® 29 e 49, Nylon® e carbono. A conclusão obtida foi que o parâmetro mais importante que condiciona a tensão num fio é o seu módulo de elasticidade e, sendo o fio utilizado num tecido, a energia absorvida pelo painel num impacto cresce monotonamente com o módulo. No entanto, os materiais de elevado módulo apresentam um fraco comportamento ao impacto, ficando este facto a dever-se provavelmente a uma baixa deformação de rotura. De acordo com este autor, a fibra de Kevlar® é a que apresenta a melhor combinação de propriedades: módulo elevado com uma deformação de rotura relativamente grande. O factor interessante será portanto a capacidade de absorção de energia.

De acordo com Matveev [21], citado por Machalaba [22], a energia de fractura de uma fibra é um dos parâmetros mais importantes para aferir as potencialidades desse material ser empregue como barreira em protecção balística. Este índice, que pode ser obtido a partir da curva carga *vs* deslocamento por integração da área circunscrita pela curva, é apresentado na tabela 2.5 para diversas fibras utilizadas em protecções balísticas pessoais [22]. Uma vez que são apresentados dados de fibras com diferentes densidades lineares, para permitir uma melhor comparação dos dados relativos à energia até à fractura esta foi calculada relativamente a uma densidade de referência de 58.8 *Tex*. As fibras de maior energia até à fractura são: SVM® e Armos® que são fibras do tipo poliamida heterocíclica produzidas na Rússia (tal como Ruser®), seguidas de Dyneema® e Technora®. Surpreendentemente, as fibras de Kevlar® 29 e Twaron® CT apresentam energia até à fractura relativamente baixa. Para Kevlar® 49 e Twaron® HM são observados valores ainda mais baixos, respectivamente 16 e 11 N.m [21], sendo que estas duas fibras não têm aplicação em protecção balística, não sendo por essa razão referidas na tabela 2.5.

Nome comercial	Fio		Índices mecânicos			Energia até à fractura [N.m]	
	Densidade linear [Tex]	Nº de filamentos	Tensão de rotura [cN/Tex]	Módulo de elasticidade [GPa]	Deformação de rotura [%]	Total	Reduzido a 58.8 Tex
Kevlar® 29	110	666	205	60-70	3.6	52	28
	167	1000					
Kevlar® Ht	84	500	235	75	3.6		
	93	666					
	110	666					
	158	1000					
Kevlar® Hc	110	666	205	45	4.5		
	167	1000					
Kevlar® Hp	21.5	134	205	90	3.1		
	420	1000					
Twaron® CT	110	750	230	80-85	3.5	70	37.4
Twaron® microfilament	94	1000	260	102	4.0		
Technora®	110		202	80	4.5	81	43
SVM®	58.8	200	230	110	3.5	54	54
Armos®	58.8	300	250-260	135-140	3.5	49	49
	100	330	270-290	130-140	3.5	89.1	53
Rusar®	29.4	200	250-290	130-140	3.5		
	58.8	300	240-270	130-140	3.5		
	120	600	250-280	140	3.4		
Vectran®	170		200	90	3.5	74	26
Dyneema	180		196	100	4.0	138	45

Tabela 2.5 Propriedades físicas e mecânicas de fibras usadas em protecções balísticas flexíveis.

2.2.4.2.2 Denier

Parga [23] mostrou que para um determinado impacto balístico, concretamente um impacto a 235 m/s, aumentar o *Tex*, ou seja a “densidade” do fio, produz uma melhoria bastante apreciável da capacidade de absorção de energia, havendo portanto um melhor comportamento balístico. Esta conclusão pode parecer trivial, mas há que ter em conta que ao aumentar a densidade se verifica uma redução da velocidade do som, i.e., existe uma menor distribuição do dano no fio já que tem de absorver a mesma energia num comprimento menor.

Recentemente tem-se registado uma tendência de aumentar a resistência das fibras de Kevlar® e Twaron®. No caso do Twaron®, este aumento tem sido

conseguido com a redução do diâmetro e aumento do número de filamentos que constituem a fibra. A empresa Acordis[®] desenvolveu tecnologia para a produção de fibras de Twaron[®] com microfíamentos. O diâmetro dos filamentos neste caso é de 8-9 μm vs 15-16 μm para a fibra de Twaron[®] CT. Segundo especialistas desta empresa citados por [24], verifica-se um aumento de 20% na dissipação de energia cinética em tecidos feitos com fibras de Twaron[®] com microfíamentos quando comparados com tecidos feitos com Twaron[®] normal.

2.2.4.2.3 Velocidade crítica de impacto

A teoria do impacto transversal num fio permite a definição de velocidade crítica de impacto longitudinal ou transversal sobre um fio, tal como definida por Smith [16]. Esta é a velocidade do projectil a que um fio se rompe instantaneamente por haver excedido a deformação de rotura. No entanto, os testes realizados mostram que quando se dispara um projectil contra um fio, com velocidade inferior à velocidade crítica, há rotura do fio. A justificação reside no facto do fio não ser infinito, havendo lugar a reflexões da onda longitudinal nos extremos (apoiados). Estas ondas de deformação reflectidas somam-se à deformação já existente devida à onda original, provocando um aumento da deformação, até que se ultrapassa o valor da deformação de rotura. Esta análise é válida quando se dispara um projectil de massa bastante superior à do fio.

Têm sido feitas tentativas de avaliar a capacidade das fibras para protecção balística utilizando este parâmetro. A tabela 2.6 apresenta valores de velocidade crítica para algumas fibras. Estes dados, retirados de [25], são interessantes. Assim, o Kevlar[®] 29 tem uma velocidade crítica inferior à do Nylon[®]: 570 e 616 m/s , respectivamente. No entanto a experiência mostra que os tecidos em Kevlar[®] são significativamente melhores do que os fabricados com Nylon[®] provavelmente devido às propriedades elásticas mais elevadas da fibra de Kevlar[®] 29 relativamente ao Nylon[®].

Fibra	Tensão de rotura [g/denier]	Deformação de rotura [%]	Módulo de elasticidade [g/denier]	V_{cr} [m/s]	Velocidade do som [m/s]
Nylon®	8.0	20.0	50	616	2100
Poliéster	9.0	15.0	115	472	3186
Kevlar® 29	23.0	3.6	585	570	7186
Kevlar® 49	23.0	2.5	950		9157
Kevlar® 129	26.5	3.3	780		8297
Kevlar® 149	18.0	1.5	1100		9053
Armos	28.5	3.1	1030		10800
Spectra® 900	30.0	3.5	1400		11116
Spectra® 1000	35.0	2.7	2000		13286
PBT inicial	18.0	2.4	1200		13807
PBT c/ trat. térmico	25.0	1.3	2200		16081
PBO inicial	22.2		2160		10291
PBO c/ trat. térmico	24.6		2930		13935

Tabela 2.6 Velocidade crítica de impacto e velocidade do som para diferentes fibras sintéticas.

2.2.4.2.4 Torção do fio

Entende-se por torção de um fio as voltas dadas em torno do seu próprio eixo durante o fabrico, tendo por objectivo variar as suas propriedades elásticas.

Smith [17] estudou a influência da torção do fio nas suas propriedades quando submetido a impacto e nas curvas tensão *vs* deformação. Concluiu que torcer um fio provoca uma diminuição do módulo elástico inicial e também da velocidade do som. Também a resistência à tracção piora, enquanto a deformação de rotura aumenta. Constatou, também, que o trabalho a exercer por massa de fio não se modificava com a torção deste e que a velocidade crítica transversal diminuía ligeiramente.

2.3 Tecidos

As fibras e fios podem ser combinados de diversas formas para dar lugar a tecidos, fazendo-se aqui referência apenas às mais comuns e também às dos tecidos utilizados neste trabalho. As propriedades destes dependerão não só dos fios usados, mas também da forma como estes são aplicados.

O feltro é o tecido mais simples, sendo produzido a partir de fibras unidas mediante uma acção mecânica, química ou térmica. Um exemplo duma aplicação deste tipo de tecido é o Fraglight[®] da empresa DSM[®]. É utilizado para parar fragmentos provenientes, por exemplo, de explosões de bombas e granadas de artilharia. Possui um desempenho notável pois consegue parar um simulacro de fragmento de 1.1 g a 450 m/s apenas com uma relação massa/área de 1.2 kg/m² [26]. É constituído por fibras curtas não-tecidas de polietileno de muito alto peso molecular (Dyneema[®]) com 50 mm de comprimento. Este material foi estudado por Gálvez *et al.* [27] tendo sido feita a sua caracterização mecânica em diversas condições, com o objectivo de modelar numericamente o seu comportamento. Estes autores concluíram que existe um efeito de tamanho importante no ensaio dos provetes, bem como uma influência notória da temperatura, chegando a verificar-se uma diminuição da resistência para 1/3 quando a temperatura de 100°C é ultrapassada. Foi também constatado que o tecido tinha uma rigidez e resistência superiores na direcção transversal ao rolo.

Outro tipo de tecido é formado por fibras unidas mediante um adesivo, ou ainda fundindo as fibras, se estas forem de material termoplástico. Habitualmente são dispostas em camadas, alternadamente a 0 e 90°. Em aplicações balísticas utiliza-se muito este tipo de tecidos, sendo exemplo disso o Dyneema[®] UD da empresa DSM[®]. Neste tecido as fibras são dispostas paralelamente em cada camada, sendo estas dispostas sucessivamente a 0 e 90°. De acordo com o fabricante, consegue-se desta forma uma transferência da energia de impacto mais rápida e eficiente do que nos tecidos convencionais (entrançados), devido à eliminação dos pontos de entrecruzamento (*crimp*) presentes nos tecidos convencionais.

Os tecidos mais conhecidos são sem dúvida os tecidos entrançados. São constituídos por fios entrançados a 90°, em sequências estabelecidas. Os fios paralelos à dimensão mais larga do rolo de tecido formam a teia e os perpendiculares formam a trama.

A malha mais simples é o tafetá, podendo ser vista na figura 2.5 a) um esquema representativo. É das malhas mais difíceis de conformar a curvaturas complexas, vendo as suas propriedades mecânicas prejudicadas pelo elevado grau de entrecruzamento de fibras. Esta malha é a mais utilizada em blindagens em Kevlar[®],

tanto para pessoas como veículos. É o tipo de malha presente nos tecidos de Kevlar[®] utilizados no decorrer deste trabalho.

Outro tipo de malha utilizado é a sarja (*twill*), representada na figura 2.5 b). É o tipo de malha presente nos tecidos de Dyneema[®] utilizados neste trabalho. Relativamente ao tafetá, permite uma melhor conformação a superfícies complexas, proporcionando também melhor impregnação. Devido ao menor grau de entrecruzamento entre fios, a sarja tem também propriedades mecânicas ligeiramente superiores ao tafetá.

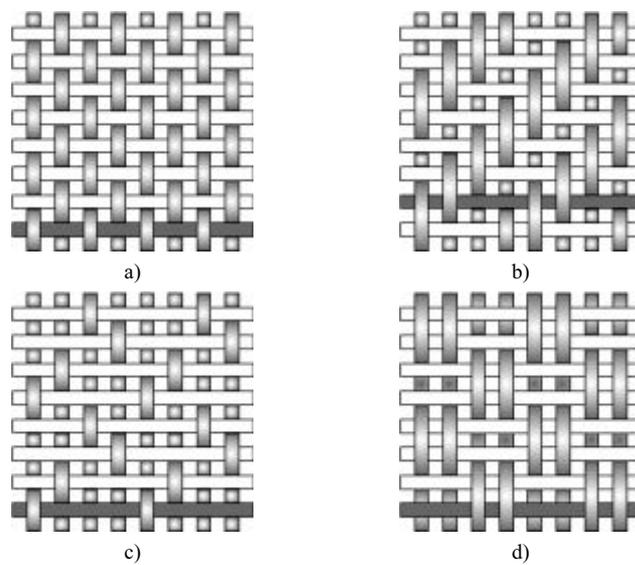


Figura 2.5 Alguns tipos de malha: a) tafetá, b) sarja (*twill*), c) *satin*, d) *basket*.

Mais recentemente, surgiu um tipo de tecido tridimensional, 3Weave[®], desenvolvido pela empresa 3Tex[®], cuja estrutura pode ser vista na figura 2.6. Pode ser produzido com espessura até 2.5 *cm*, possuindo boa capacidade de se adaptar a formas complexas. Devido à eliminação dos entrecruzamentos de fibras no plano, verifica-se uma melhoria das propriedades de protecção balística bem como da resistência mecânica [28]. Este tipo de tecido tem sido aplicado em protecções balísticas flexíveis e também como pré-forma em protecções balísticas rígidas.

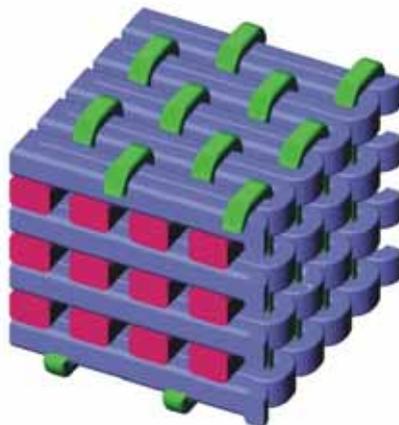


Figura 2.6 Estrutura do tecido tridimensional 3Weave[®] da empresa 3Tex.

O leitor interessado pode ainda encontrar mais informação geral sobre propriedades de fios, tecidos e materiais compósitos no livro editado por T.W. Chou [29].

2.3.1 Propriedades obtidas em regime dinâmico e comportamento ao impacto

Não é muito frequente encontrar informação na literatura que estabeleça uma dependência das propriedades mecânicas dos tecidos com a razão de deformação.

Um trabalho recente foi realizado por Gálvez *et al.* [27] no feltro Fraglight[®] (Dyneema[®]), tendo os seus autores constatado haver pouca influência da razão de deformação no comportamento mecânico em regime dinâmico, quando o material era solicitado na direcção do plano das fibras. Porém, os ensaios realizados com uma máquina de impacto de baixa velocidade na direcção transversal ao plano revelaram existir uma dependência acentuada da razão de deformação. Verificou-se existir uma acentuada diminuição do deslocamento transversal correspondente à carga máxima, que chega a atingir os 60%, quando comparado com ensaios em regime *quasi*-estático.

Existe um grande número de estudos de propriedades de tecidos submetidos a impactos transversais, devido às aplicações em protecções balísticas flexíveis, protecções para aviões para contenção de fragmentos provenientes do motor, etc.

Roylance foi um dos primeiros na investigação e modelização do comportamento dos tecidos. Num artigo de 1973 [30] explica pormenorizadamente as

diferenças entre o estudo do impacto em fios e em tecidos. As conclusões que apresentou não estavam baseadas em experimentação, mas num modelo numérico do tecido que consistia em fios modelados por pequenas massa, uma por cada entrecruzamento dos fios e unidas por quatro barras a cada um dos nós adjacentes. As barras apenas resistiam à tracção, sendo o seu módulo elástico igual ao do fio. Como não tinha fotografias do que sucedia durante o impacto transversal, Roylance limitou-se a comparar as curvas de velocidade residual obtidas numericamente com as obtidas experimentalmente, verificando existir uma boa coincidência e retirando as seguintes conclusões:

-A diferença essencial entre o fio e o tecido reside nas interacções complexas entre as ondas que incidem, se reflectem e transmitem em cada um dos nós do tecido. Há uma atenuação da frente de onda, bem como um aumento da deformação ao longo do tempo no ponto de impacto.

-A velocidade do som no tecido é menor do que no fio, sendo afectada por um factor igual a $\sqrt{2}$. Este efeito foi atribuído ao aumento efectivo da densidade linear devido aos entrecruzamentos dos fios;

-A maior parte da energia é depositada nos fios ortogonais que passam no ponto de impacto, enquanto que o resto praticamente não está activo. Roylance considerou que esta conclusão poderia ser extremamente importante, pois avançou a hipótese de que o uso de feltros isotrópicos poderia distribuir melhor a energia, o que poderia levar a uma melhoria do desempenho balístico.

Wilde [31, 32] realizou vários ensaios experimentais, disparando sobre amostras de tecido em Nylon[®] numa só camada e fotografando a evolução do impacto. As suas conclusões foram as seguintes:

-Nos primeiros instantes da penetração, a deformação do tecido assume uma forma piramidal, tal como se pode ver na figura 2.7 a). Posteriormente, a deformação assume uma forma cónica, sendo que a mudança de piramidal para cónica se dá quando o projectil deixa de estar em contacto com o tecido, figura 2.7 b).

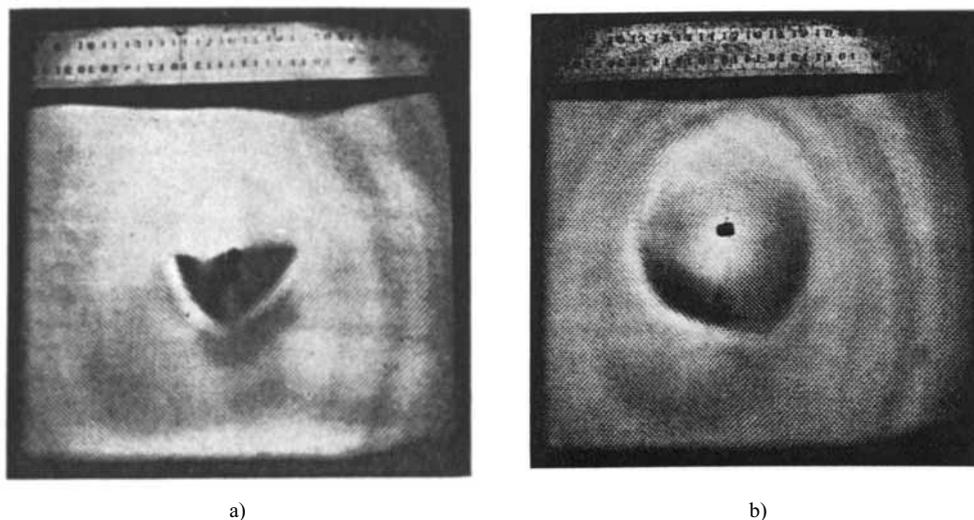


Figura 2.7 Fotografia de alta velocidade da superfície posterior ao impacto de um tecido de Nylon®, durante o impacto e: a) antes da saída, b) após a saída do projectil.

-Constatou que a curva típica de energia absorvida pelo tecido em função da velocidade inicial do projectil era da forma mostrada na figura 2.8, com um pico local correspondente à velocidade de limite balístico, seguido de uma descida abrupta e um incremento gradual com a velocidade de impacto.

-O tempo que o projectil e o tecido permanecem em contacto diminui abruptamente quando a velocidade de impacto aumenta. Isto foi comprovado através de fotografias, obtendo-se resultados como os que são apresentados na figura 2.9.

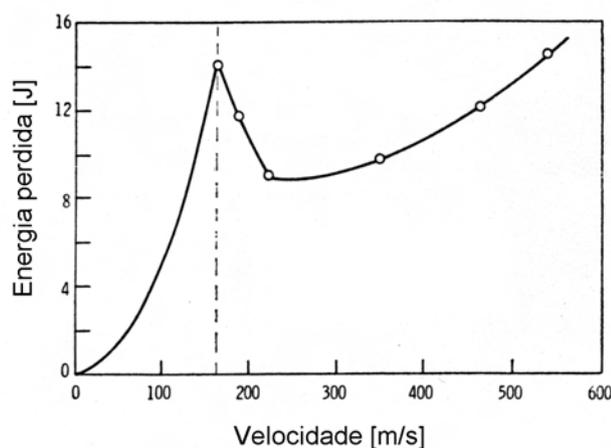


Figura 2.8 Energia perdida pelo projectil em função da velocidade de impacto. A linha a tracejado representa o limite balístico.

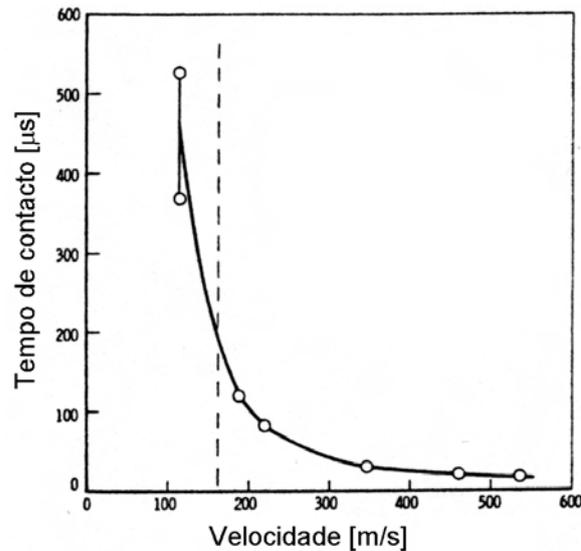


Figura 2.9 Tempo de interacção entre o projectil e o tecido de Nylon[®], em função da velocidade de impacto. A linha a tracejado indica o limite balístico.

Cuniff [33] realizou uma descrição qualitativa do que ocorre nos tecidos submetidos a impacto balístico. Por razões de confidencialidade não divulgou nem as dimensões nem a massa do projectil utilizado. Pela mesma razão, as curvas de absorção de energia que apresentou foram também afectadas por um factor de escala. Nesse trabalho utilizou câmaras ultra-rápidas para obter fotografias do evento, tendo chegado a algumas conclusões:

-O material que está fora da forma piramidal de deflexão desloca-se em direcção ao ponto de impacto, sendo maior o fluxo nos fios que cruzam directamente a zona de impacto, tal como se pode ver na figura 2.10 a).

-Espera-se que o sistema tenha uma certa realimentação. Se os fios que estão em contacto directo com o projectil (fios primários) movem os que não estão (fios secundários), então estes travam os primeiros. Como os fios principais se vêm empurrados pelo projectil e travados pelos fios que os cruzam, espera-se que a consequência desta realimentação seja um gradiente de deformações na zona de deflexão transversal. As fotografias obtidas confirmaram que efectivamente a pirâmide de deflexão tem uma certa curvatura. Portanto, o material perto do ponto de impacto está submetido a maiores deformações, o que implica que a velocidade de impacto efectiva imposta aos fios que não estão em contacto com o projectil decresça com a distância ao mesmo, o que também ocorrerá com a deformação.

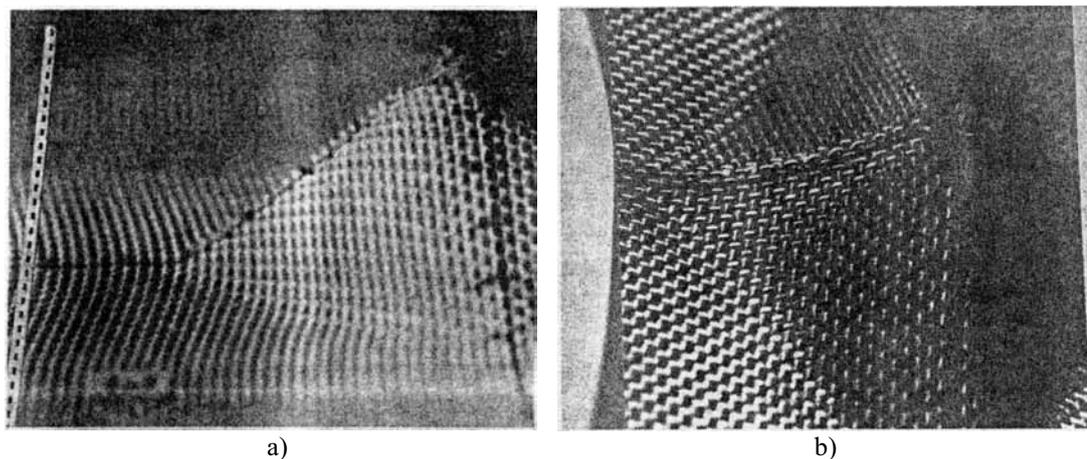


Figura 2.10 Imagem de impacto em tecido: a) efeito da propagação da onda longitudinal, em que o material fora da deflexão transversal flui em direcção ao ponto de impacto e está claramente deformado; b) escorregamento de fios no tecido, mais provável em tecidos não equilibrados como este.

-A deflexão transversal dos fios primários origina uma onda longitudinal nos fios secundários. Com efeito, os fios primários empurram os secundários a sair do plano ao desenvolver-se a onda transversal. Como os primários cruzam ortogonalmente os secundários, são geradas nestes ondas longitudinais e transversais, como se estes tivessem sofrido por sua vez um impacto transversal. Portanto, a localização da frente de deformação depende tanto da razão de deformação como do número de fios por centímetro.

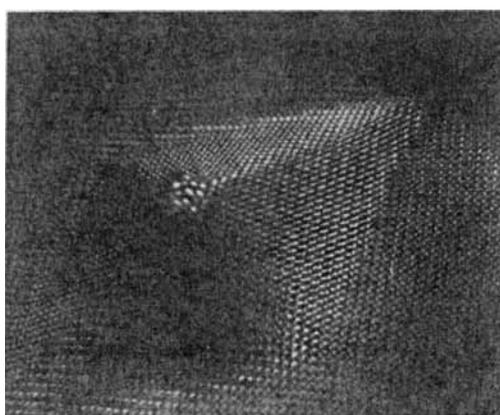


Figura 2.11 Impacto balístico em tecido não equilibrado.

-A eficiência balística é influenciada pelo tipo de malha do tecido. Se há muito espaço entre os fios ou pouca fricção entre eles, então o projectil pode abrir caminho através do tecido, afastando os fios sem os romper. Quanto menos fios houverem em contacto directo com o projectil, menor será a força que opõem ao seu avanço e

menor a protecção proporcionada pela blindagem. Tecidos equilibrados têm melhor desempenho balístico do que os não equilibrados. A deflexão transversal de um tecido não equilibrado é assimétrica, tal como é mostrado na figura 2.11, tendo o tipo de malha afectado obviamente o desenvolvimento da onda transversal no tecido. Consequentemente, espera-se que o desenvolvimento das ondas longitudinais seja mais pronunciado numa direcção do que na outra. Com menos material a ser deformado no tecido, é de esperar um desempenho balístico inferior.

-Se há várias camadas de tecido, as posteriores vão travar as primeiras, acentuando ainda mais o gradiente de deformação na zona de deformação. Devido a isto, uma blindagem com várias camadas comporta-se pior que várias blindagens de uma só camada. A figura 2.12 a) e b) ilustra isto mesmo para o caso de Spectra® 1000 e Nylon®, respectivamente. A curva de absorção de energia prevista foi obtida a partir da curva de velocidade incidente vs velocidade residual para uma camada. Os resultados para multi-camadas foram obtidos em ensaios reais para determinação de V_{50} .

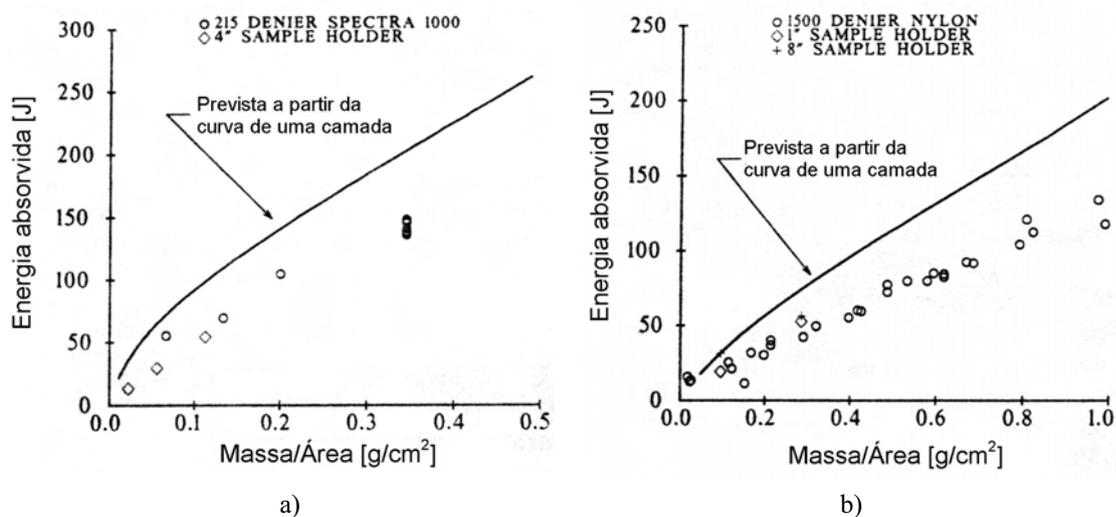


Figura 2.12 Comparação do desempenho balístico de blindagens com várias camadas vs várias blindagens de uma camada.

-O acabamento e a forma do projectil são extremamente importantes. Se o projectil for um cilindro plano, a blindagem será mais facilmente perfurada se as arestas forem em quina viva. O estudo feito mostrou também que para o tipo de fragmento utilizado, tipo cilíndrico, o mesmo material mas utilizado com *Tex* diferente tinha desempenhos balísticos diferentes. No entanto, quando se utilizava

um projectil com ponta em cunha, tipo *FSP* (*Fragment Simulating Projectile*), esta diferença de desempenho não era tão notória.

2.3.2 Modelos matemáticos

Existem diversos modelos para explicar e prever o comportamento balístico de tecidos. A maioria dos modelos publicados até hoje tem como base o modelo apresentado por Roylance anteriormente referido, tendo-se limitado a aumentar a complexidade deste incorporando-lhe novas possibilidades [93]. Mais recentemente, o mesmo autor aumentou as possibilidades deste ao adicionar-lhe a possibilidade de modelar as seguintes características: escorregamento da fibra nos pontos de entrecruzamento, incorporação de resina e várias camadas de tecido [34].

Freeston [35] apresentou um modelo numérico de impacto sobre tecido que contabilizava a evolução da deformação em cada fio seguindo as reflexões das ondas longitudinais em cada entrecruzamento. Não teve em conta a presença de várias camadas, que deixou como proposta para uma investigação posterior.

Wilde [31], além do trabalho experimental anteriormente descrito, propôs também um modelo de impacto sobre tecido baseado em três hipóteses:

- a energia perdida pelo projectil é transferida para o tecido sob a forma de energia de deformação e de energia cinética, estando ambas confinadas à zona do cone de deformação;

- os fios ortogonais que estão em contacto directo com o projectil contribuem para a energia de deformação do tecido;

- a energia cinética devida ao movimento longitudinal do tecido pode ser considerada desprezável quando comparada com a correspondente ao movimento transversal.

O problema deste modelo é a necessidade de determinação experimental, através de fotografia, do raio do cone de deformação no momento em que o projectil e tecido deixam de trocar energia. Apesar de ser capaz de reproduzir os fenómenos de uma forma qualitativa, a previsão de velocidades residuais não é muito satisfatória.

Vinson [36] apresenta o tecido como uma membrana tronco-cónica, onde o tronco do cone de deformação tem diâmetro menor igual ao do projectil e o diâmetro maior é o devido à frente das ondas transversais, calculado pelo modelo de Smith.

Este autor aplicou este modelo a Kevlar[®] e Nylon[®] mas os resultados são, de novo, meramente qualitativos, já que para reproduzir o que se passa na realidade devia admitir deformações de rotura até 185% para o Nylon[®].

Hearle [37, 38] apresentou um modelo baseado no de Roylance, mas em vez de utilizar as equações de Newton aplicou o princípio de Hamilton, reduzindo assim o problema de armazenamento de variáveis que limita o tempo de execução do modelo de Roylance. As suas conclusões mais importantes foram:

- confirma a observação feita por Wilde em que a maior deformação está localizada nos fios que passam por baixo do projectil;

- o modelo de elementos finitos está muito limitado por não usar uma estrutura tridimensional e ao não incluir o efeito de deslizamento dos fios uns sobre os outros pode dar origem a erros apreciáveis;

- os efeitos observados no plano do tecido absorvem uma quantidade considerável de energia e não deveriam ser ignorados;

- se o tecido for demasiado aberto, com poucos fios por centímetro, pode surgir um modo de deformação indesejável em que o projectil penetra no tecido afastando os fios.

Prosser [39] estudou o impacto de projecteis simulacros de fragmento (*FSP*), de geometria igual ao utilizado neste trabalho, em tecido de Nylon[®], tendo observado que os gráficos de velocidade residual vs velocidade incidente eram de forma hiperbólica. De acordo com a equação proposta por Prosser, para um dado material e número de camadas, a energia perdida pelo projectil durante uma penetração completa é constante, sendo independente da velocidade de impacto.

Cunniff desenvolveu vários modelos para impacto sobre tecidos utilizando aproximações numéricas, estatísticas e semi-empíricas. Num artigo de 1992 [33] refere que o custo de computação duma simulação detalhada dos primeiros 300 μs do impacto em 50 camadas de tecido, utilizando métodos como os de Roylance, seria mais dispendioso do que construir esse sistema e testá-lo em ensaios reais. Posteriormente [40] desenvolveu um critério de rotura a partir de dados de impacto em Nylon[®], Kevlar[®] e Dyneema[®] para descrever a penetração em protecções

peçoais flexíveis. Este autor [41] desenvolveu, ainda, um estudo paramétrico para prever o comportamento de blindagens flexíveis em Kevlar[®] 29 submetidas a impacto de fragmentos. Com este modelo, que se baseia numa regressão não-linear obtida com dados de Kevlar[®] 29, é possível prever a velocidade do limite balístico e a velocidade residual do projétil, independente-mente da sua forma, massa, velocidade e ângulo de impacto, sendo apenas necessário conhecer a relação massa/área do tecido.

Parga [23, 42] publicou um modelo analítico simples de impacto em tecidos, com o qual podia calcular limites balísticos de tecidos. Um problema deste modelo é que não distingue entre ondas longitudinais e transversais, calculando a deformação numa forma não totalmente justificada. Concluiu ainda que a fricção entre os fios primários e secundários é um factor importante na eficiência balística e que devem ser utilizadas as propriedades dinâmicas dos materiais.

Chocron Benloulou *et al.* [43] desenvolveram um modelo analítico para impacto em tecidos que permite o cálculo de velocidades residuais, evolução da velocidade do projétil, energia absorvida pelo tecido e evolução da deformação. Os resultados obtidos com projéteis tipo simulacros de fragmentos de diferentes massas foram comparados satisfatoriamente com resultados experimentais obtidos com Kevlar[®] 29 e Dyneema[®] SK66. Neste modelo é utilizado um parâmetro que condiciona o momento de rotura, só sendo possível a sua determinação com um ensaio de impacto experimental em que haja medição da velocidade residual. No entanto, o sentido físico deste parâmetro não é claro.

2.4 Materiais compósitos

Os materiais compósitos oferecem várias vantagens sobre os materiais estruturais convencionais, nomeadamente o seu módulo de elasticidade específico bastante elevado, resistência à rotura específica elevada, bem como boa resistência à corrosão e fadiga. No entanto, apresentam algumas desvantagens, como uma má resposta ao impacto localizado. Tem sido desenvolvido um grande esforço de investigação para compreender a resposta ao impacto destes materiais, quer

estudando as suas propriedades a razões de deformação elevadas, quer a sua resposta ao impacto de projecteis.

O impacto de baixa velocidade tem sido estudado extensivamente nas últimas décadas. Por outro lado, os estudos publicados sobre impacto de alta velocidade têm sido em número muito menor, sendo a complexidade da instalação experimental uma das razões apontadas para esta diferença. Essa complexidade faz-se sentir pela necessidade de se utilizarem quer um canhão balístico (que recorre a pólvora ou gás, como meio para impulsionar os projecteis), quer sistemas de medição de velocidade do projectil. Outra razão possível é a dificuldade de recolher outros dados durante o impacto, para além da velocidade de impacto e da velocidade residual. A outra razão para o número de publicações sobre impacto de alta velocidade ser mais reduzido é que muito do trabalho desenvolvido não é publicado em literatura científica “aberta, por esta área de investigação estar ligada à Defesa, sendo considerada “sensível.

2.4.1 Técnicas experimentais usadas para caracterizar o impacto de alta velocidade

Para poder caracterizar o comportamento de materiais fenómeno de impacto é desejável obter o máximo de informação durante o evento. No caso de impacto de baixa velocidade é possível obter a evolução da força ao longo do tempo utilizando um transdutor de força. No caso de impacto de alta velocidade, o lançamento do projectil é, habitualmente, feito recorrendo a pólvora para lançar os projecteis. Devido a instabilidades associadas ao voo livre destes objectos e às elevadas velocidades alcançadas, a determinação da trajectória do projectil é muito complexa. A medição da variação de velocidade durante a interacção no impacto não é fácil, sendo relativamente mais simples determinar a velocidade de impacto e a velocidade residual do projectil.

A maioria dos sistemas actualmente disponíveis está limitada a determinar valores instantâneos, ou discretos, de velocidade. Os sistemas típicos incluem a fotografia de alta velocidade [31], cronómetros e sensores ópticos, tendo o primeiro sistema a desvantagem do custo elevado. No caso dos cronómetros e sensores ópticos, como a velocidade é calculada a partir da distância entre os sensores e do tempo medido pelo cronómetro, apenas se conseguem obter valores discretos. Outros sistemas discretos incluem os utilizados por Zee *et al.* [44] e Nurick [45], sendo a

principal desvantagem apontada o facto de apenas fornecerem valores de velocidade num número limitado de pontos ao longo da trajectória do projectil, em vez de o fazerem duma forma contínua.

Sabendo-se do interesse normalmente despertado, referem-se em seguida alguns sistemas encontrados na literatura especializada que permitem caracterizar a velocidade do projectil durante o impacto, bem como resultados da sua aplicação.

Um dos métodos capaz de medição contínua é baseado em interferometria *laser*, tendo sido usado por Hodgkinson *et al.* [46], Gupta *et al.* [47] e Wu *et al.* [48]. O princípio da interferometria *laser* é intersectar dois feixes de *laser* coerentes, formando um volume de medida elipsoidal. Quando os dois feixes se intersectam, formam-se franjas, e à medida que o projectil passa através destas franjas, luz de diferentes intensidades é dispersa. A frequência de alteração da intensidade da luz pode ser detectada com um fotodetector, sendo os dados representados como um historial de velocidade vs tempo ao longo do impacto.

Espinosa *et al.* [49] utilizaram interferometria *laser* para simultaneamente medir a velocidade do projectil e da face posterior do alvo. No entanto, com esta técnica foi necessário melhorar a reflectividade da superfície posterior do alvo, colando uma folha fina de poliéster (Mylar[®]) e depositando uma camada fina de vapor de alumínio. Os sistemas de interferometria *laser* têm um custo elevado, podendo também ser necessário alterar o alvo para ser possível efectuar medições, tal como foi referido por Espinosa [49].

Outro método para medir de forma contínua é através da utilização dum projectil instrumentado, seja com uma célula de carga ou com acelerómetro. Um exemplo da aplicação deste método pode ser encontrado em [50], onde o projectil utilizado tinha uma célula de carga incorporada. Este tipo de sistema é capaz de medir a evolução da força ou aceleração durante o impacto, sendo a principal limitação o facto da velocidade máxima estar limitada a 50 m/s. Esta limitação advém dos fios que são usados para transmitir a informação a partir do projectil romperam com facilidade a velocidades superiores. Acresce ainda o inconveniente da massa dum projectil instrumentado ser muito superior à dum projectil “normal”.

Ayax [74] utilizou um sistema engenhoso mas simples que permite monitorizar a evolução da velocidade de um projectil. A forma deste projectil tinha uma particularidade: a parte posterior era cónica, sendo o comprimento alterado de forma

a conservar a massa pretendida. Um esquema do dispositivo utilizado pode ser visto na figura 2.13.

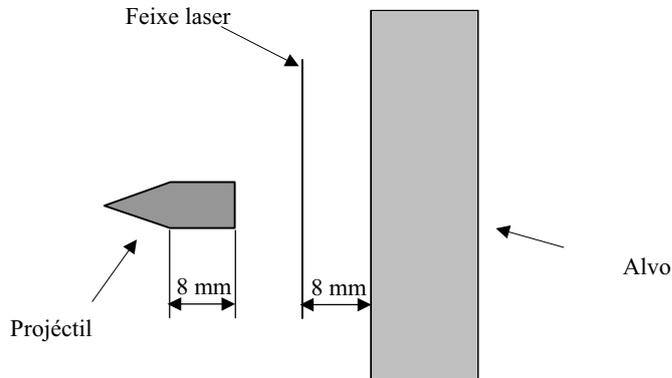


Figura 2.13 Dispositivo utilizado por Ajax para medição da velocidade do projétil.

Neste sistema é colocado um feixe *laser* antes da placa que serve de alvo, para que o impacto tenha lugar no momento em que a parte cônica do projétil corta o feixe. No momento do impacto, um osciloscópio regista a passagem da face cilíndrica do projétil, que se traduz numa intensidade constante ao longo do tempo, parte A da curva da figura 2.14. À passagem da parte cônica do projétil verifica-se uma variação de intensidade, correspondente à parte B da curva da figura 2.14. Para que o sistema possa ser utilizado é necessário realizar uma calibração sem alvo. Nessa calibração desloca-se o projétil, registando-se a sua posição e a intensidade de luz captada correspondente.

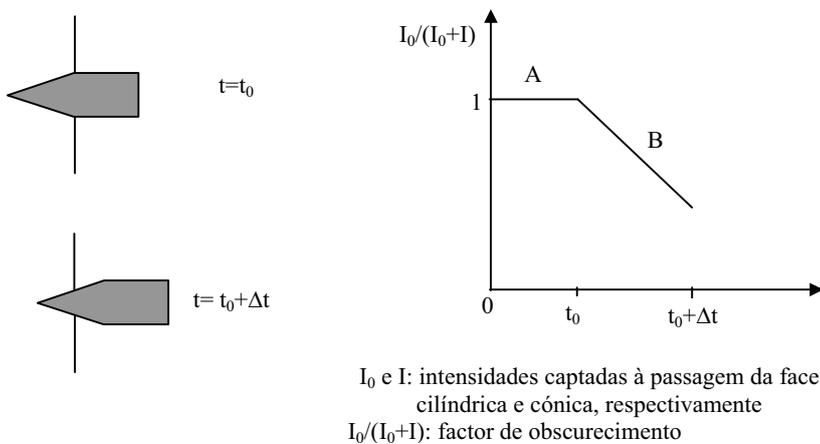


Figura 2.14 Curva de intensidade captada à passagem do projétil.

Um sistema mais recente para medição em contínuo, de custo mais reduzido e mais simples de operar, é o LLVS (*Laser Line Velocity Sensor*), utilizado por Ramesh e Kelkar [51] em testes de impacto de *flyer plate*. Neste tipo de testes, o *flyer plate* desloca-se normalmente a velocidades de 100 m/s, sendo crítica a medição da velocidade inicial para avaliar, p.e., a resposta ao choque do material. Estes autores usaram o sistema LLVS para medir o deslocamento do *flyer plate* antes do impacto e a partir daí determinar a sua velocidade e aceleração.

Mais recentemente, Starratt *et al.* [52] modificaram o sistema LLVS criando o ELVS (*Enhanced Laser Velocity System*), de forma a poder medir o deslocamento dum projectil antes e, também, durante o impacto. O sistema foi aplicado a protecções balísticas em laminados compósitos e protecções flexíveis constituídas por tecidos. A velocidade limite estabelecida foi de 1500 m/s, embora, de acordo com os autores, o sistema poder medir a velocidades superiores. A principal limitação desta técnica é o projectil ter de permanecer visível lateralmente. No caso de projecteis curtos, em que deixa o campo de visão demasiado cedo, ou em que o alvo deforma excessivamente, ocultando o projectil, esta técnica fica com a sua aplicação limitada.

2.4.2 Propriedades mecânicas em regime dinâmico e resistência ao impacto

2.4.2.1 Influência da razão de deformação nas propriedades mecânicas

Apesar das propriedades mecânicas em regime *quasi*-estático serem bem conhecidas, as propriedades obtidas em regime dinâmico têm merecido a atenção de vários investigadores. Dispositivos como o pêndulo Charpy e de queda de peso têm sido largamente empregues. Porém, ou a energia é demasiado baixa quando comparada com a de um impacto de alta velocidade, ou o provete é testado em compressão não se obtendo facilmente as propriedades à tracção. Para além disso, a razão de deformação não permanece constante durante o teste, não se podendo portanto obter uma lei constitutiva do comportamento do material.

Avanços importantes na caracterização de materiais compósitos em regime dinâmico solicitados em compressão, tracção e corte têm sido feitos por Harding [53]

para laminados de fibra de carbono em matriz de resina de epóxico, por Newill e Vinson [54] e Staab e Gilat [55] para laminados de fibra de vidro em matriz de resina de epóxico. Estes últimos autores utilizaram o dispositivo Barra de Hopkinson em compressão para caracterizar o comportamento em regime dinâmico.

Harding [53] verificou que, para laminados compósitos de resina de epóxico com reforço em fibra de carbono, há um aumento significativo tanto da resistência à tracção como à compressão, quando há um aumento da taxa de deformação. Verifica-se, também, uma diminuição da deformação de rotura à tracção e um aumento da resistência ao corte interlaminar.

Rodriguez *et al.* [56] bem como Chocron Benloulou *et al.* [57, 93] realizaram ensaios dinâmicos em provetes de laminados com reforço em Kevlar[®] 29 e Dyneema[®] SK66 com o dispositivo Barra de Hopkinson em tracção. Os resultados obtidos apontam para um aumento da tensão de rotura e uma diminuição da deformação de rotura. No entanto, a realização de ensaios em vazio, i.e. sem provete, mostrou que o sistema de fixação utilizado produzia reflexões da onda na interface barra-mordente, o que prejudica a qualidade dos ensaios, tal como se verá no capítulo 3 dedicado à caracterização do comportamento mecânico dos materiais.

2.4.2.2 Propriedades ao impacto de alta velocidade

A resistência de um laminado a um impacto de alta velocidade depende de vários factores: propriedades da fibra (módulo de elasticidade, deformação de rotura, propriedades viscoelásticas, etc), forma de apresentação da fibra (fibras unidireccionais, tipo de malha, etc), propriedades da matriz, relação massa/área do compósito. Boas revisões bibliográficas sobre impacto de alta e baixa velocidade podem ser encontradas em Abrate [58, 59, 60] e em Cantwell e Morton [61].

Critescu *et al.* [62] estudaram os mecanismos de dano causados por impacto de um projectil cilíndrico. Outros autores [63] apresentaram uma comparação da resposta a impactos de alta e baixa velocidade de laminados reforçados com fibra de carbono, confirmando que as condições de fixação do alvo não são importantes no caso do impacto de alta velocidade. Takeda *et al.* [64, 65, 66] desenvolveram trabalho experimental sobre propagação de ondas, fendilhamento da matriz e delaminagens, para o caso de impactos causados por projecteis cilíndricos. Joshi e

Sun [67] e Liu e Malvern [68] estudaram o fendilhamento da matriz causado por impacto de projecteis esféricos.

Zhu *et al.* [75, 76] analisaram o impacto balístico de projecteis de extremidade cónica em laminados de Kevlar[®] 29 em matriz de poliéster, identificando uma zona de dano de forma quadrangular para empilhamentos de 0/90°, e uma zona de dano circular para laminados *quasi*-isotrópicos. Concluíram que a deformação local e a rotura das fibras são os mecanismos mais importantes de absorção de energia e que a rigidez ao corte e a rigidez global têm muito menos importância que na penetração *quasi*-estática. Estes autores introduziram, ainda, delaminagens nos laminados, não tendo, no entanto, encontrado alterações na resistência ao impacto.

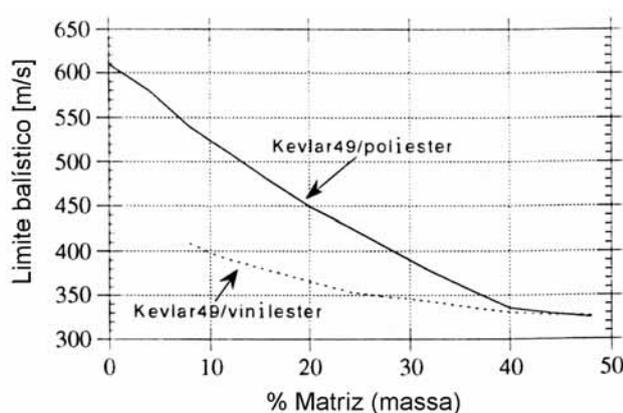


Figura 2.15 Influência da percentagem da matriz no desempenho balístico de Kevlar[®] 49.

É um facto conhecido [69] que para compósitos laminados de matriz termo-endurecível, e ao contrário do que sucede noutras aplicações estruturais, a resistência balística a impactos parece decrescer à medida que a fracção volúmica da matriz se aproxima de valores mínimos. Ou seja, quanto mais flexível é o laminado, maior é a sua eficiência balística. A influência da fracção da matriz é mostrada na figura 2.15 para o caso do impacto dum projectil simulacro de fragmento de 64 *grain*¹ (4.15 g), em laminados de Kevlar[®] 49 em matriz de poliéster num dos casos, e matriz de vinilester no outro caso [70]. Morrison e Bader [71] adiantaram a seguinte explicação para a diminuição do limite balístico V_{50} quando se aumenta o teor da matriz: devido ao impacto surge imediatamente fendilhamento da matriz na zona do laminado sujeita a deslocamento transversal. Nesta zona, a matriz danificada

¹ unidade de massa, 1 *grain*=64.79891 10⁻⁶ kg

move-se em conjunto com a fibra mas sem contribuir para suportar tensão. Por outras palavras, a participação da matriz é apenas inercial, portanto a propagação da onda transversal é mais lenta no laminado do que na fibra simples. Isto implica que a zona do laminado que efectivamente colabora em travar o projectil é menor.

Para munições de núcleo macio (*soft-core*), a eficiência balística de protecções flexíveis, i.e. constituídas apenas por tecidos, é superior à de laminados com a mesma quantidade de tecido. No caso de se tratar de projecteis perfurantes (*armour piercing*) esta diferença não é tão acentuada. A dependência do limite balístico V_{50} com a relação massa/área, tanto de um laminado com de uma protecção flexível, pode ser vista na figura 2.16 [69]. Constata-se que para velocidades de impacto mais baixas existe uma superioridade das protecções flexíveis relativamente aos laminados. Para as velocidades mais elevadas sucede o oposto.

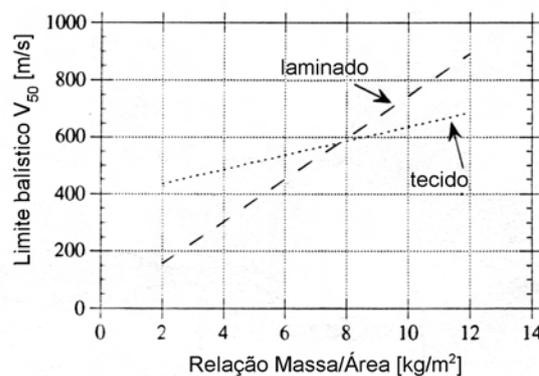


Figura 2.16 Influência da percentagem da matriz no desempenho balístico de Kevlar® 49.

2.4.3 Modelos matemáticos

Vários investigadores têm estudado a forma de prever o limite balístico a partir de princípios simples.

Bless e Hartman [72] desenvolveram um modelo analítico, por analogia com os mecanismos de perfuração dos materiais metálicos homogéneos. Nesse modelo, foi assumido que a única força que actuava sobre o projectil era causada pelas tensões de corte, actuando no contorno lateral. Os materiais compósitos estudados tinham matriz de poliéster, sendo o material de reforço fibra de vidro R. Neste modelo, a força devida ao esforço de corte, F_c , pode ser calculada pela expressão seguinte:

$$F_c = \pi \cdot D_p \cdot x_p \cdot \tau_{tr} \quad (2.6)$$

em que D_p é o diâmetro da cavidade criada, x_p é a profundidade da penetração, e τ_{tr} é a tensão de corte na direcção transversal. Integrando-se a força de corte ao longo da espessura da placa, T_{pl} , obtém-se a energia necessária para a perfuração, E_p :

$$E_p = \frac{1}{2} \cdot \pi \cdot \tau_{tr} \cdot D_p \cdot T_{pl}^2 \quad (2.7)$$

Mas como

$$E_p = \frac{1}{2} \cdot m_{pr} \cdot V_{LP}^2 \quad (2.8)$$

sendo V_{LP} a velocidade limite de perfuração e m_{pr} a massa do projectil, dada por

$$m_{pr} = g_c \cdot \rho_{pr} \cdot D_p^2 \quad (2.9)$$

em que g_c é um factor correctivo igual a 0.8 e ρ_{pr} é a massa volúmica do material do projectil. Então a velocidade limite de perfuração pode ser calculada por

$$V_{LP} = \frac{T_{pl}}{D_p} \sqrt{\frac{\pi \cdot \tau_{tr}}{g_c \cdot \rho_{pr}}} \quad (2.10)$$

O modelo é validado com os resultados de ensaios de impacto experimentais, em que se utilizam placas de diferentes relações massa por área, como se pode observar na figura 2.17.

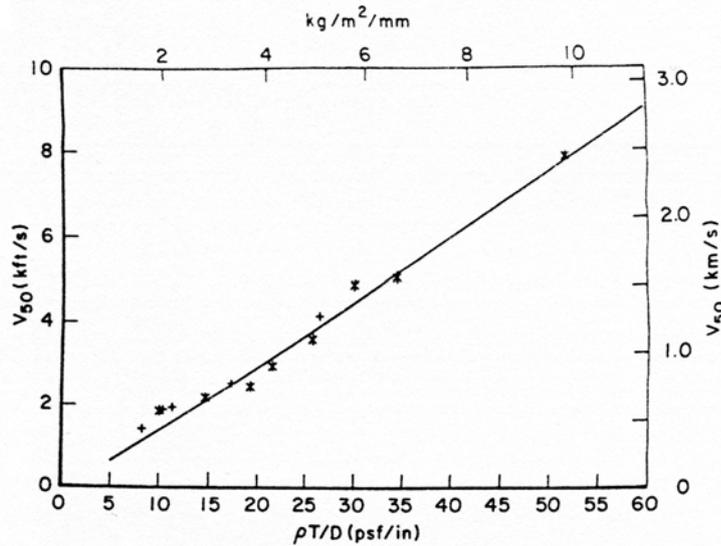


Figura 2.17 Velocidades limite de perfuração calculadas e determinadas experimentalmente em função da relação massa por área. Resultados obtidos por Bless e Hartman para placas com matriz de poliéster e fibra de vidro R.

Beaumont e Penazzi [73] desenvolveram um método analítico para calcular a extensão do dano interlaminar em laminados *quasi-isotrópicos*, quando sujeitos a impacto por projecteis esféricos em aço. Foi assumido que a delaminação era o único mecanismo de absorção de energia e que as delaminações se propagam a uma dada velocidade seguindo um padrão circular.

Ayax [74] propôs um modelo de duas etapas para o impacto de projecteis cilíndricos em compósitos de matriz de poliéster com reforço em fibra de vidro. Neste modelo, durante a primeira etapa do processo de penetração, o laminado cede por corte e, portanto, a força que se opõe ao movimento do projectil é causada pelas tensões de corte a actuar no contorno lateral do projectil que entrou no laminado. A profundidade final da penetração do projectil, no fim desta etapa, depende da espessura do laminado e das propriedades mecânicas da matriz. Durante a segunda fase existem dois mecanismos de absorção de energia: delaminações progressivas causadas pela propagação de ondas de flexão criadas pelo contacto do projectil com a placa alvo e consequente rotura de fibras em tensão quando a sua máxima deformação é atingida. Este modelo permite o cálculo da zona delaminada em cada camada bem como a sua evolução ao longo do tempo. A aplicabilidade deste modelo foi verificada comparando-se as previsões feitas pelo modelo com os resultados experimentais obtidos com um fragmento cilíndrico de diâmetro 7.62 mm , lançado

numa gama de velocidades entre 300 e 600 m/s contra um alvo constituído por um laminado com reforço em fibra de vidro.

Zhu [75] apresentou um modelo simples para estimar a resistência ao avanço dum projétil de ponta cónica bem como o limite balístico de Kevlar[®] 29 em matriz de poliéster. O desenvolvimento do modelo foi feito assumindo um comportamento de placa fina, comportamento de corpo rígido do projétil e independência da resposta local e global da placa. O fenómeno de impacto foi dividido em três fases: indentação, perfuração e saída. Os mecanismos dissipativos considerados foram a indentação da placa, rotura de fibras, delaminação e atrito. Os resultados do modelo foram comparados com os resultados experimentais obtidos também pelo mesmo autor [76], tendo sido considerados satisfatórios.

O modelo proposto por Parga [23] dá uma imagem detalhada do processo de penetração. Este modelo considera a interacção entre camadas e o efeito de escorregamento entre as fibras de trama e teia nos pontos de entrecruzamento, propondo para este último efeito uma lei exponencialmente decrescente para a tensão no fio. Este modelo considera que a onda de deformação se propaga a uma velocidade intermédia das velocidades de deformação nos materiais da fibra e da matriz, havendo rotura da fibra quando a deformação atinge um valor máximo.

Van Gorp *et al.* [77] propuseram um modelo semi-empírico para obter os limites balísticos de blindagens contra simulacros de fragmentos normalizados em Dyneema[®], Kevlar[®] e aço. A vantagem deste tipo de modelos é que com uma única fórmula se pode fazer a escolha da protecção certa, mas tem a desvantagem de não explicar o que sucede durante o impacto. Este modelo é obtido supondo uma relação linear entre a energia absorvida, E_{abs} , dividida pela área da face de impacto do simulacro de fragmento, S_f , e a relação massa/área do material da protecção em kg/m^2 , AD , sendo essa relação independente do tamanho do simulacro de fragmento:

$$\frac{E_{abs}}{S_f} = AD \cdot d \quad (2.11)$$

A energia absorvida, E_{abs} , pode ser calculada a partir do limite balístico V_{50} :

$$E_{abs} = \frac{0.5 \cdot W_f \cdot V_{50}^2}{1000} \quad (2.12)$$

As dimensões dos simulacros de fragmento, tal como definidas na norma NATO Stanag 2920, estão relacionadas pelas expressões seguintes:

$$W_f = 0.007 \cdot D_f^3 \quad (2.13)$$

$$S_f = 0.785 \cdot D_f^2 \quad (2.14)$$

em que D_f é o diâmetro do simulacro de fragmento em milímetros. A combinação destas equações resulta na seguinte expressão simplificada, válida para Dyneema[®] e Kevlar[®]:

$$V_{50} = D \cdot AD^{0.5} \cdot W_f^{-\frac{1}{6}} \quad (2.15)$$

O factor D é uma constante empírica que depende do material, sendo igual a 207 para Dyneema[®] em protecção rígida e 243 para Dyneema[®] em protecção flexível. Os autores não apresentaram o valor da constante D para o caso do Kevlar[®], mas adiantaram que o mesmo tipo de equação obtinha um comportamento semelhante à equação do Dyneema[®]. No caso do material da protecção ser aço, a equação proposta é do mesmo tipo, mas com expoentes diferentes:

$$V_{50} = D \cdot AD^{0.75} \cdot W_f^{-\frac{1}{3}} \quad (2.16)$$

sendo o factor D igual a 70 para este material.

Navarro [78] modificou o modelo de Roylance, incorporando-lhe o peso da matriz, obtendo assim um modelo analítico de impacto sobre materiais compósitos. Este modelo calcula, para calibres baixos, deflexões do compósito e o historial da velocidade, verificando-se boa coincidência com resultados experimentais. No

entanto, não tem um critério de rotura que permita calcular a velocidade residual com precisão suficiente.

Greaves [79, 80], citado por Reid *et al.* [81], estudou os mecanismos de deformação durante a perfuração de laminados espessos de fibra de vidro S-2 em matriz fenólica. Foram utilizados projecteis com face de impacto plana, tendo sido concluído que o processo podia ser dividido em duas fases. A fase I envolve compressão, corte, indentação e expulsão de resíduos. Na fase II dá-se a formação de um cone de delaminagens, extensão das fibras e fractura, com saída do projectil pela parte posterior do laminado. Foi salientado que o mecanismo de indentação, presente na fase I e dominado pela resistência à compressão na direcção da espessura, absorve a maior parte da energia do impacto, tendo o autor concluído que esta fase deveria ser estudada com maior detalhe. Nesse sentido, Reid *et al.* [81] desenvolveram trabalho em laminados, para velocidades até 200 m/s.

Capítulo 3

ENSAIOS DE CARACTERIZAÇÃO DOS MATERIAIS

3.1 Introdução

Um pré-requisito essencial para modelar com êxito a resposta ao impacto de uma estrutura é o conhecimento das propriedades mecânicas dos materiais utilizados no fabrico dessa estrutura.

Para os materiais compósitos de matriz polimérica, são o módulo de elasticidade e a resistência à rotura as propriedades que, geralmente, são consideradas de maior interesse. Estas propriedades têm uma dependência da orientação considerada e devem ser estudadas à taxa de deformação adequada, sobretudo se pretendermos usá-las para modelar fenómenos de impacto. Este importante parâmetro, também conhecido por razão de deformação ou *strain rate*, exprime-se nas unidades s^{-1} e é definido de acordo com a seguinte equação:

$$\dot{\varepsilon} = \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (3.1)$$

Para as estruturas em materiais compósitos, as razões de deformação que são possíveis de encontrar numa situação de impacto variam desde cerca de $1 s^{-1}$, ou menos ainda no caso de impactos de baixa velocidade em grandes estruturas, até valores de razão de deformação superiores a $1000 s^{-1}$, em regiões de deformações localizadas associadas a impactos de alta velocidade com projecteis rígidos [82].

Nos materiais compósitos, a sensibilidade das propriedades à taxa de deformação depende, entre outros factores, da natureza e geometria do reforço utilizado, do tipo de matriz, direcção da solitação e da adesão entre fibra e matriz bem como entre camadas vizinhas.

A consideração de todos estes factores implica um conhecimento muito extenso que não está actualmente disponível para nenhum material compósito específico ou tipo de material compósito. A maioria das propriedades mecânicas disponíveis é obtida em ensaios de tracção clássicos, com razões de deformação muito baixas. É, pois, necessário proceder a ensaios em condições realísticas que simulem as

solicitações em serviço. No que se refere aos ensaios mecânicos, existe um conjunto de técnicas que diferem entre si no tempo de aplicação da carga e na razão de deformação imposta ao material. Os ensaios de fluência são caracterizados por ocorrerem a razões de deformação que vão até $0,0001 s^{-1}$. Estes ensaios são normalmente realizados em condições de carga constante e têm na temperatura o parâmetro mais importante. Os ensaios de tracção clássicos, com condições de carregamento uniaxial, são realizados com razões de deformação entre $0,001$ e $0,01 s^{-1}$. Estes ensaios são também conhecidos por ensaios *quasi*-estáticos. Ensaios entre $0,1$ e $100 s^{-1}$, são geralmente referidos como ensaios a médias taxas de deformação, enquanto valores superiores a $1000 s^{-1}$ são normalmente tratados como a elevadas taxas de deformação. Contudo, não há uma definição clara para estes limites, os quais dependem, por vezes, do próprio material. Na tabela 3.1 representa-se uma das divisões normalmente aceite na caracterização dos vários tipos de solicitações, classificados de acordo com a razão de deformação que lhe está associada, Meyers [83], ASM [84] e Metals Handbook [85].

$\dot{\epsilon}$ [s^{-1}]	Tipo de teste	Método de carga, máquina de ensaio	Considerações dinâmicas	
$10^4 < \dot{\epsilon} < 10^7$	Impacto a alta velocidade	Explosivos, projecteis, impacto em placas, impacto de penetração pressão/corte	Propagação de ondas de choque Propagação de ondas de corte	Forças de inércia importantes Ensaio adiabáticos
$50 < \dot{\epsilon} < 10^4$	Elevadas razões de deformação	Impacto por explosivos, anel de expansão Impacto mecânico, impacto de Taylor, barra de Hopkinson.	Propagação de ondas elásticas/plásticas	
$0,1 < \dot{\epsilon} < 50$	Médias razões de deformação	Servo hidráulicas de alta velocidade, pneumáticas, mecânicas por excêntrico	Ressonância mecânica na máquina e no provete são importantes	
$10^{-5} < \dot{\epsilon} < 0,1$	Ensaio convencionais <i>quasi</i> -estático	Máquinas hidráulicas, servo hidráulicas ou de parafuso	Razão de deformação constante, ou deslocamento constante	Forças de inércia desprezáveis
$< 10^{-5}$	Fluência e relaxação de tensões	Carga constante, carregamento por pesos	Resposta viscoplástica de metais, relações deformação-tempo	Ensaio isotérmico

Tabela 3.1 Classificação das técnicas de ensaio de acordo com a razão de deformação.

Para os dois sistemas em estudo, Kevlar[®] 129 em matriz fenólica e Dyneema[®] SK66 em matriz de polietileno, foi efectuada uma pesquisa bibliográfica que revelou uma escassez de publicações ou mesmo publicações onde não são mencionadas as propriedades mecânicas. Assim, neste trabalho procurou-se aumentar o

conhecimento destes materiais quanto ao seu comportamento, efectuando testes de caracterização mecânica. Como é objectivo do autor numa fase posterior, recorrendo ao método dos elementos finitos, realizar simulações numéricas de impacto de alta velocidade, procurou-se caracterizar o comportamento mecânico não só a velocidades de deformação *quasi*-estática, mas também a razões de deformação elevada. Resta acrescentar que a obtenção destas propriedades dinâmicas foi possível graças a uma colaboração estabelecida num trabalho de investigação desenvolvido paralelamente, também no âmbito de uma tese de doutoramento [86].

3.2 Materiais

Os materiais compósitos utilizados neste trabalho são dois dos materiais mais frequentemente utilizados na protecção balística pessoal, o Dyneema[®] SK66 em matriz de polietileno (Stamilex[®]) e o Kevlar[®] 129 em matriz fenólica. Foram obtidos por processamento dos respectivos pré-impregnados em prensa de pratos quentes, utilizando o ciclo de cura fornecido pelo fabricante SEAL. As principais características dos dois materiais pré-impregnados utilizados, bem como o ciclo de cura utilizado são apresentadas nas tabelas seguintes.

Tecido			Matriz	Pré-impregnado	
Fibra	Número de fios [/cm]	Massa específica [kg/m ²]	Tipo	Massa específica [kg/m ²]	Porcentagem de resina [% em massa]
Kevlar [®] 129 3140 dtex	6,4 x 6,4	0.400-0.410	Fenólica PHF modificada	0.455	12
Processamento					
Meio de conformação	Pressão [MPa]	Temperatura [°C]	Tempo [min]	Espessura final [mm/camada]	
Prensa de pratos quentes	1	165	10	0.45	
Valor de resistência balística referido pelo fabricante para uma placa de 18 camadas: V ₅₀ = 635 m/s de acordo com a norma STANAG 2920					

Tabela 3.2 Características do tecido pré-impregnado Kevlar[®] 129 STYLE 258 PHF.

Tecido				Matriz		Pré-impregnado	
Fibra	Número de fios [/cm]	Tipo de malha	Massa específica [kg/m ²]	Tipo	Espessura [μm]	Massa específica [kg/m ²]	Porcentagem de resina [% em massa]
Dyneema [®] SK66 440 dTex	16,6 x 16,6	<i>twill</i> 3/1	0.150	Stamilex [®]	12	0.160	6.5
Processamento							
Meio de conformação		Pressão [MPa]	Temperatura [°C]	Tempo [min]	Espessura final [mm/camada]		
Prensa de pratos quentes		1	125	15	0.21		
Valor de resistência balística de referência não referido pelo fabricante.							

Tabela 3.3 Propriedades do material pré-impregnado Dyneema[®] SK66 STYLE 507 L12.

Dependendo das características e forma pretendidas para o provete, este foi obtido quer por processamento em molde próprio do material pré-impregnado já cortado na forma final, quer por corte de placa obtida em prensa. O corte do material pré-impregnado foi feito manualmente com tesoura ou por *laser*. No processo de corte por *laser* foram utilizadas duas máquinas diferentes, uma de prototipagem rápida por *Layer Object Manufacturing* existente no INEGI, outra de corte e gravação comercial. Deve referir-se que este método, que foi aplicado quer a pré-impregnados, quer a placas de espessura máxima de 1 mm, conduziu a muito bons resultados. A utilização deste método teve como único inconveniente um extenso período de testes necessário para obter com precisão as formas pretendidas isentas de dano.

Os processos de corte utilizados em provetes com espessura superior a 1 mm foram o corte por jacto de água e corte com serra circular com posterior acabamento numa tupa. Deve referir-se que os materiais compósitos estudados têm uma percentagem de matriz muito baixa, cerca de 12% para o Kevlar[®] 129 e 6.5% para o Dyneema[®] SK66, o que dificulta o corte isento de dano, nomeadamente delaminagens.

3.3 Determinação da densidade dos compósitos

Após a preparação dos materiais foram retiradas amostras para determinação da densidade. Nesta caracterização foi seguida a norma ISO 1183:1987 (E), utilizando-se como líquido de imersão água a 18°C.

Os resultados obtidos podem ser observados na Tabela 3.4.

Material	Densidade
Kevlar [®] 129/fenólica	1.0782
Dyneema [®] SK66/Stamilex [®]	0.8676

Tabela 3.4 Densidades dos materiais compósitos estudados.

3.4 Ensaios quasi-estáticos

Foram realizados diferentes ensaios para caracterizar os materiais compósitos em estudo e determinar as suas propriedades mecânicas. Em regime *quasi*-estático foram feitos ensaios de tracção, de corte, de flexão e ensaios para determinação do coeficiente de *Poisson* no plano das fibras.

3.4.1 Ensaios de flexão em Kevlar[®] 129

Foram realizados ensaios de flexão em três pontos no Kevlar[®] 129 segundo a norma ISO 178-1975. Os provetes foram cortados de placas com 8 camadas de forma a obter uma espessura próxima da recomendada pela norma adoptada. Os provetes tinham forma rectangular de dimensões $80 \times 25 \text{ mm}^2$ e espessura de 3.5 mm . Esta forma foi obtida por corte numa tupa, utilizando uma ferramenta desenvolvida para o efeito.

A distância entre apoios foi de 56 mm , com uma velocidade de ensaio de 1.5 mm/min . O gráfico força vs deslocamento para alguns dos provetes ensaiados pode ser observado na figura 3.1. Da observação dos provetes após ensaio, concluiu-se que em todos eles houve uma cedência prematura por corte interlaminar, devida à baixa percentagem e fraca aderência da matriz, característica deste tipo de compósitos.

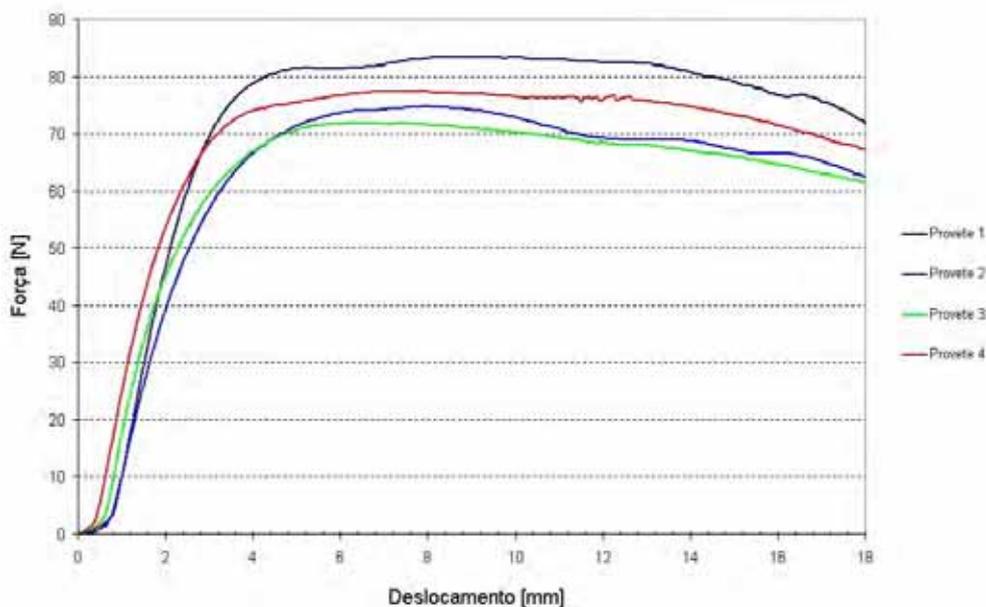


Figura 3.1 Curvas força vs deslocamento obtidas nos ensaios de flexão em três pontos do Kevlar[®] 129.

A tensão máxima devida à flexão, σ_f , e o módulo de elasticidade aparente, E_b , podem ser calculados pelas expressões seguintes:

$$\sigma_f = \frac{3FL_f}{2bh^2} \quad (3.2)$$

$$E_b = \frac{L^3}{4bh^3} \times \frac{F}{y_f} \quad (3.3)$$

F - Carga para um ponto sobre a parte linear inicial da curva força-deslocamento

L_f - Distância entre apoios

b - Largura do provete

h - Espessura do provete

y_f - flecha correspondente à carga F

Os valores determinados para a tensão máxima devida à flexão e o módulo de elasticidade aparente são de 22.7 MPa e 1.03 GPa, respectivamente.

3.4.2 Ensaio de flexão em Dyneema® SK66

Os ensaios de flexão em três pontos sobre provetes de Dyneema® SK66 foram realizados segundo a mesma norma utilizada no Kevlar® 129. Os provetes tinham forma rectangular de dimensões $80 \times 25 \text{ mm}^2$, obtida por corte com fresa em tupia, utilizando a mesma ferramenta desenvolvida para o Kevlar® 129. Os provetes foram cortados de placas com 16 camadas, sendo a espessura de 3.4 mm obtida com um empilhamento na sequência $[0,90]_{4S}$. Desta forma procurou-se obter uma espessura próxima da recomendada pela norma adoptada e um empilhamento simétrico.

As condições de ensaio foram semelhantes às utilizadas no ensaio do Kevlar® 129. O gráfico força vs deslocamento para alguns dos provetes ensaiados pode ser observado na figura 3.2.

Da observação dos provetes após ensaio concluiu-se que, tal como no caso do Kevlar® 129, houve cedência prematura por corte interlaminar, fenómeno também devido à baixa percentagem e fraca aderência da matriz usada neste tipo de compósitos.

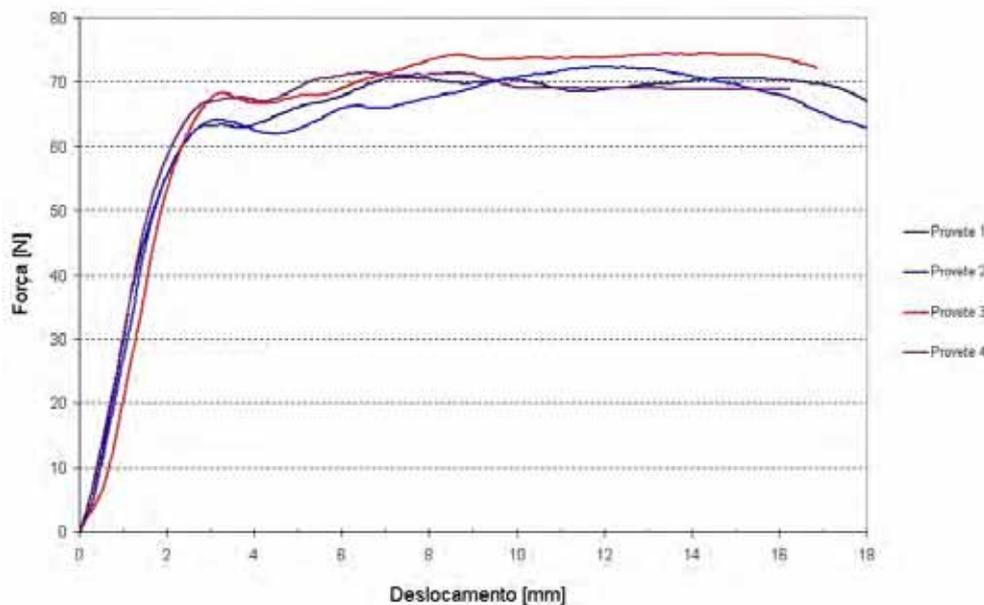


Figura 3.2 Resultados obtidos nos ensaios de flexão do Dyneema® SK66.

Os valores determinados para a tensão máxima devida à flexão e o módulo de elasticidade aparente são de 18.3 MPa e 1.09 GPa , respectivamente.

3.4.3 Caracterização em regime *quasi*-estático do Kevlar[®] 129 no plano das fibras

3.4.3.1 Ensaio de tracção

Na ausência de literatura no ensaio destes materiais foi elaborado um programa de testes à forma dos provetes que melhor respondessem a este tipo de solicitação, na expectativa de encontrar valores credíveis em ensaios que fossem considerados válidos.

Para realizar a caracterização em regime *quasi*-estático do Kevlar[®] 129, foi seguida a norma ISO 527 que prevê várias formas possíveis para testes de materiais compósitos de matriz termoendurecível. Inicialmente, como é recomendado pela norma, foi adoptado o tipo 2, com forma rectangular de largura 25 mm e comprimento de 250 mm, sendo os provetes obtidos através de corte por fresa em tupia. A espessura de 3.5 mm foi obtida por empilhamento de 8 camadas, sem rotação entre elas.

A máquina utilizada foi uma Instron[®], a distância entre amarras foi de 150 mm e a velocidade de ensaio de 2 mm/min. O cálculo da deformação axial foi realizado através do registo do deslocamento da amarra superior da máquina de ensaio e também por um extensómetro uniaxial da mesma marca. Durante os primeiros ensaios verificou-se que o extensómetro uniaxial escorregava no provete, pelo que deixou de ser utilizado. Na figura 3.3 apresentam-se os resultados obtidos com alguns provetes, sendo a deformação obtida pelo deslocamento da amarra superior da máquina de ensaios.

Foram ensaiados 6 provetes, observando-se uma grande repetibilidade nos resultados e a ocorrência de delaminagens na zona central, figura 3.4. Em todos os provetes foi também observada rotura junto duma das zonas de amarração, tal como se pode observar figura 3.5; por esta razão, os resultados não foram julgados totalmente satisfatórios, sendo por isso rejeitados.

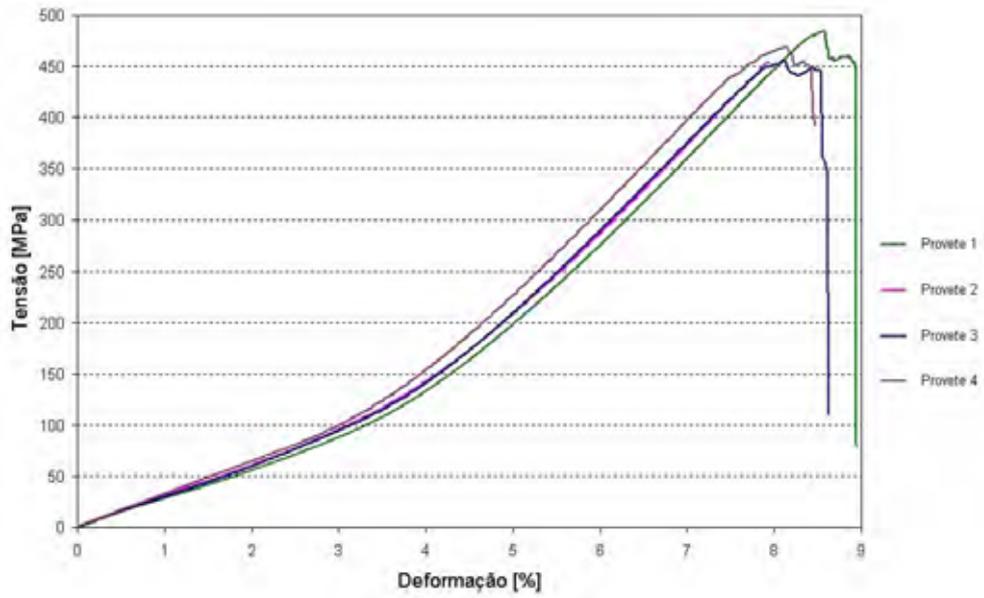


Figura 3.3 Curvas tensão vs deformação obtidas com o tipo 2 da norma ISO 527 com provetes em Kevlar[®] 129.



Figura 3.4 Delaminagens na zona central de provete rectangular em Kevlar[®] 129.

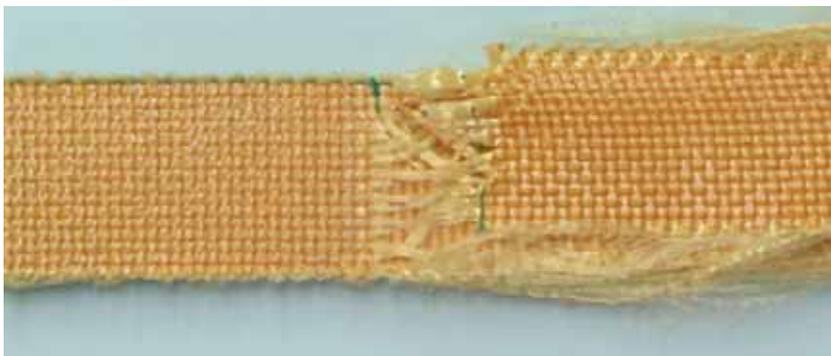


Figura 3.5 Rotura de provete rectangular em Kevlar[®] 129.

Na expectativa de superar o problema foram fabricados cinco provetes do tipo haltere com o mesmo número de camadas e sequência de empilhamento. A forma foi a do tipo 1B referida na norma ISO 527, figura 3.6, e a distância inicial entre amarras de 115 mm. As curvas tensão vs deformação obtidas podem ser observadas na figura 3.7, sendo os resultados bastante próximos dos obtidos com a forma rectangular do provete. Em todos os provetes foi visível a rotura na zona central, como se pode observar na figura 3.8, pelo que se consideraram válidos.

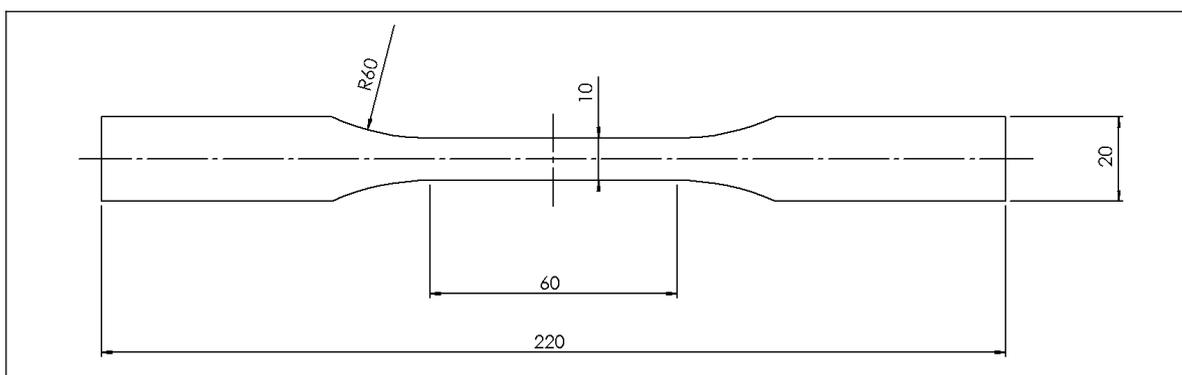


Figura 3.6 Forma tipo haltere dos provetes em Kevlar[®] 129 testados.

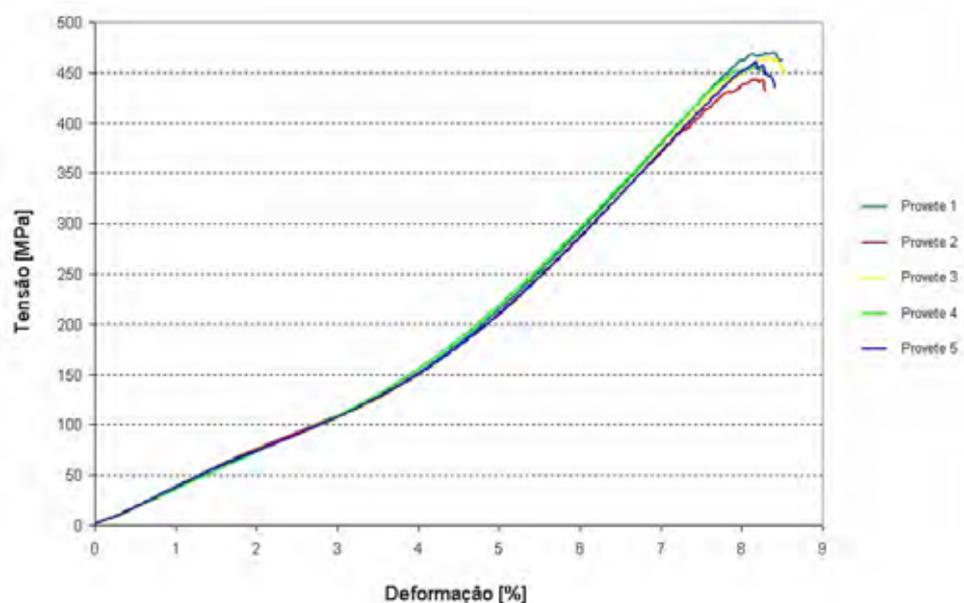


Figura 3.7 Curvas tensão vs deformação obtidas com provetes em haltere de Kevlar[®] 129.

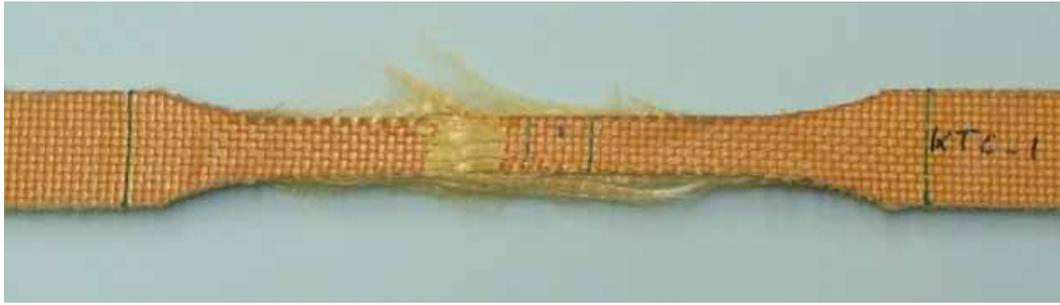


Figura 3.8 Rotura de provete de Kevlar[®] 129 em haltere.

3.4.3.2 Determinação do coeficiente de *Poisson* no plano das fibras

Para determinar o coeficiente de *Poisson* no plano das fibras foram fabricados e ensaiados cinco provetes em haltere semelhantes aos referidos anteriormente em 3.4.3.1. Para medir as deformações longitudinal e transversal foram utilizados extensómetros eléctricos XY18-3/350 da marca HBM, e a superfície preparada de acordo com as instruções do fornecedor. A velocidade de ensaio utilizada foi de 2 mm/min. Na figura 3.9 é visível a zona do provete de Kevlar[®] 129 instrumentada. O valor determinado para o coeficiente de *Poisson* no plano das fibras foi de 0.36.

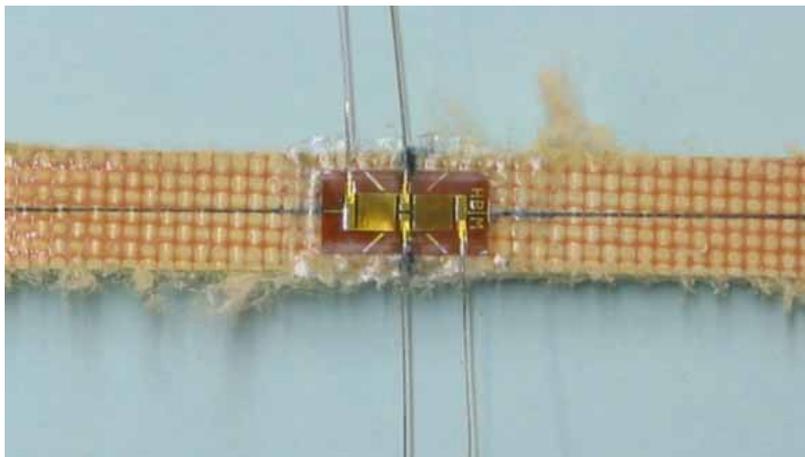


Figura 3.9 Provete de Kevlar[®] 129 instrumentado para determinação do coeficiente de *Poisson* no plano das fibras.

3.4.3.3 Determinação do módulo de corte no plano das fibras

A determinação do módulo de corte no plano das fibras foi feita de acordo com a norma ASTM D 3518/D 3518M-94. Foram fabricados e ensaiados cinco provetes rectangulares de 25 mm de largura e 3.4 mm de espessura. Foram empilhadas 8 camadas, orientadas a $\pm 45^\circ$ relativamente à direcção de solicitação. Na figura 3.10 é visível a zona do provete de Kevlar[®] 129 instrumentada para medição das deformações nas direcções longitudinal e transversal do provete. O valor determinado para o módulo de corte no plano das fibras foi de 282 MPa.

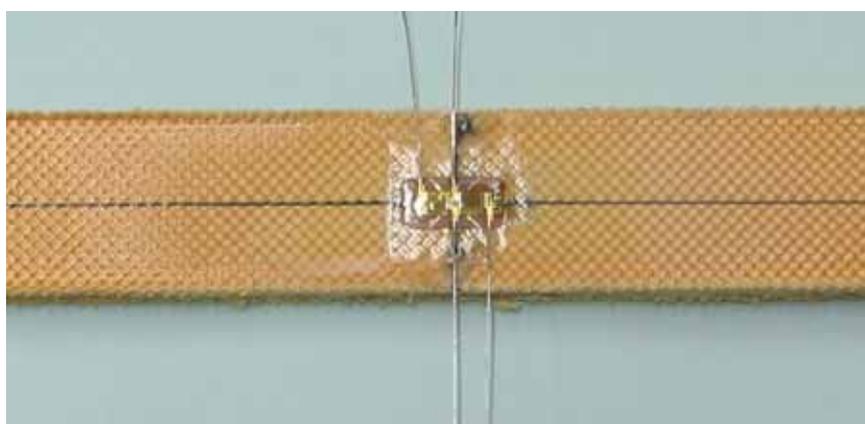


Figura 3.10 Provette de Kevlar[®] 129 instrumentado para determinação do módulo de corte no plano das fibras.

3.4.4 Caracterização em regime *quasi*-estático do Dyneema[®] SK66 no plano das fibras

3.4.4.1 Ensaios de tracção

De igual modo, foram ensaiadas várias formas de provetes, com a finalidade de determinar as propriedades em ensaios que se possam considerar válidos. Para caracterizar em regime *quasi*-estático o Dyneema[®] SK66 foi seguida a norma ISO 527. Inicialmente, foi adoptado para a forma do provete o tipo 2, forma rectangular com largura de 25 mm e comprimento de 250 mm, obtida através de corte por fresa em tupa. Para obter a espessura de 3.4 mm foi necessário o empilhamento de 16 camadas na sequência $[0,90]_{4S}$. A distância entre amarras foi de 150 mm e a

velocidade de ensaio de 2 mm/min . Para cálculo da deformação axial, foi utilizado o deslocamento da amarra superior da máquina de ensaios INSTRON[®] e também um extensômetro de pinças uniaxial da mesma marca. Tal como nos testes realizados com os provetes de Kevlar[®] 129, verificou-se que o extensômetro escorregava no provete pelo que o seu uso foi abandonado. Verificou-se ainda a delaminação das camadas exteriores do provete que estavam em contacto com as amarras, provocando o escorregamento do resto do provete. Por essa razão, apenas foi ensaiado um provete, tendo-se decidido testar formas alternativas. Na figura 3.11 apresenta-se a curva tensão vs deformação obtida com esta forma de provete, sendo a deformação a calculada pelo deslocamento da amarra.

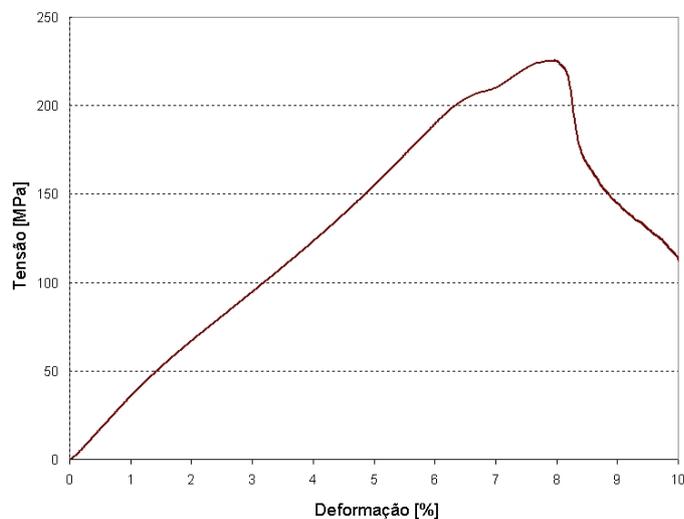


Figura 3.11 Curva tensão vs deformação para provete rectangular de Dyneema[®] SK66 segundo a norma ISO 527.

Na expectativa de obter ensaios válidos, foram fabricados provetes em forma de haltere, com o mesmo número de camadas e sequência de empilhamento. O corte dos provetes foi feito em tupia utilizando a mesma ferramenta. A forma escolhida foi a do tipo 1B, referida na norma ISO 527 e apresentada na figura 3.6. A distância inicial entre amarras foi de 116 mm , a velocidade de ensaio de 2 mm/min e a deformação calculada pelo deslocamento da amarra. A curva tensão-deformação pode ser observada na figura 3.12. Mais uma vez verificou-se escorregamento entre a 1^a camada em contacto com os mordentes e as restantes. Verificou-se também que este fenómeno surgiu com valores de tensão superiores ao observado nos provetes rectangulares.

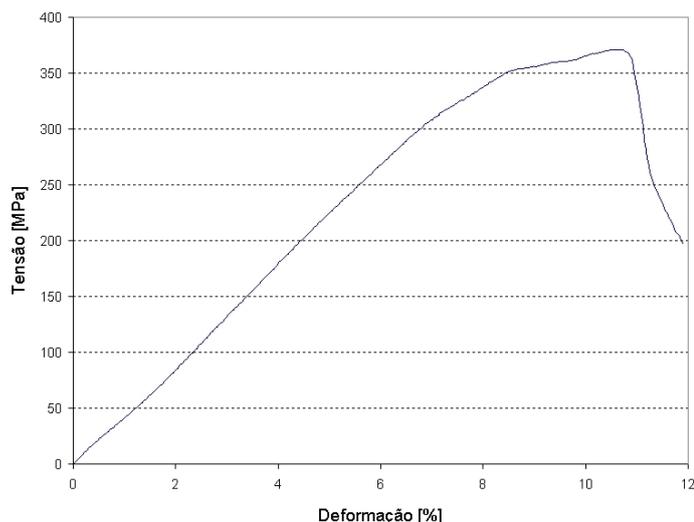


Figura 3.12 Curva tensão vs deformação para provete em forma de haltere de Dyneema® SK66 segundo a norma ISO 527.

Foi testada uma 3ª forma de provete para ensaiar este material, na expectativa de eliminar a delaminação da camada superficial junto das amarras. Esta pode ser vista na figura 3.13, tendo sido utilizado um empilhamento $[0,90]_{3S}$. Para obter os provetes foi utilizado corte por *laser*, com potência baixa e sucessivas passagens para não introduzir dano. Este processo tem a vantagem de permitir obter formas complexas e não necessitar de ferramentas específicas como sucede no corte com tupa.

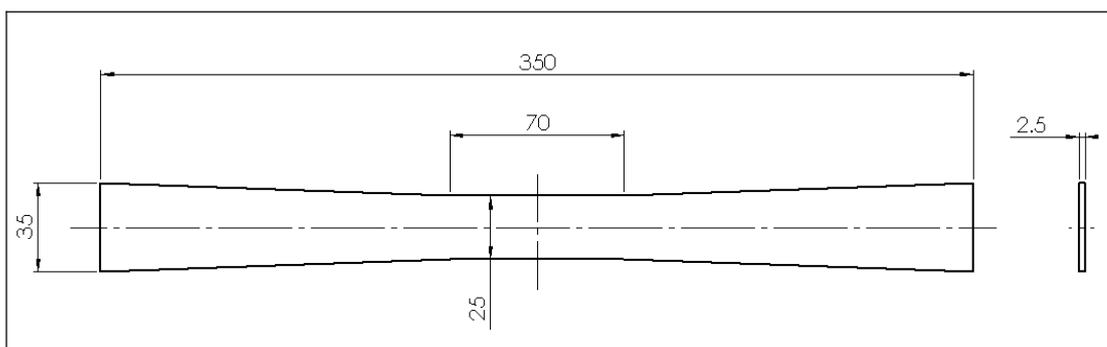


Figura 3.13 Forma alternativa n°1 dos provetes em Dyneema® SK66 testados.

A velocidade de ensaio utilizada foi de 2.5 mm/min , e a tensão máxima atingida durante os ensaios aumentou para 425 MPa; porém o fenómeno de delaminação da 1ª camada nas amarras continuou a verificar-se. Na figura 3.14 pode-se observar a zona delaminada de um dos provetes após ensaio de tracção.



Figura 3.14 Zona delaminada de um provete em Dyneema[®] SK66 após ensaio de tracção.
Provete com forma alternativa nº1.

Foi ainda testada uma 4^a forma alternativa para os provetes, cujas dimensões podem ser vistas na figura 3.15, tendo-se utilizado um empilhamento de 10 camadas, com rotação de 90° entre cada camada. O corte destes provetes foi também efectuado por *laser*.

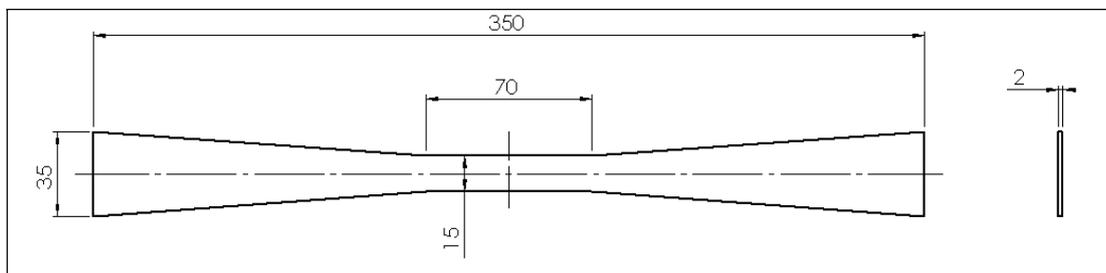


Figura 3.15 Forma alternativa nº2 dos provetes em Dyneema[®] SK66 testados.

Verificado o sucesso do ensaio com esta forma de provete, com rotura na secção central e sem escorregamento entre camadas na zona das amarras, foram ensaiados cinco provetes. Na figura 3.16 pode-se observar-se um dos provetes após ensaio, sendo visível a rotura na zona central. As curvas tensão-deformação obtidas podem ser observadas na figura 3.17, onde se constata uma muito boa repetibilidade.

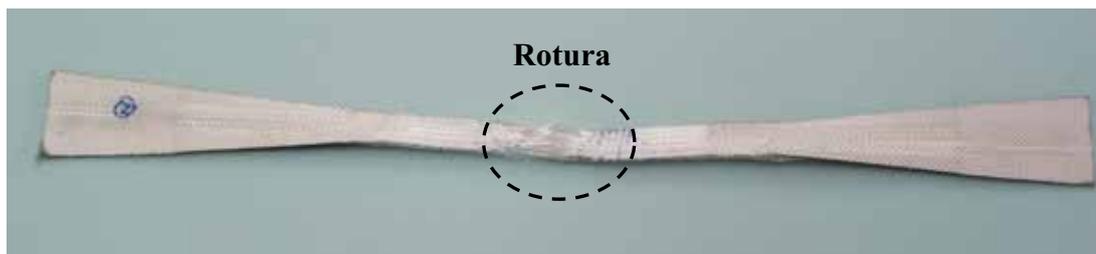


Figura 3.16 Rotura na zona central de um provete em Dyneema® SK66 após ensaio de tração. Provete com forma alternativa n°2.

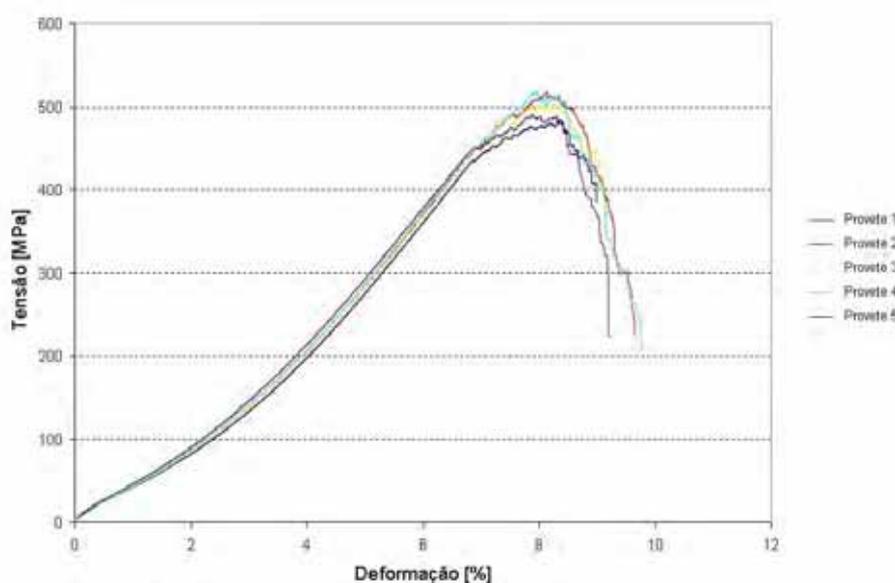


Figura 3.17 Curvas tensão-deformação obtidas com o ensaio em tração da 4ª forma alternativa dos provetes de Dyneema® SK66.

3.4.4.2 Determinação do coeficiente de Poisson no plano das fibras

Para determinar o coeficiente de *Poisson* no plano das fibras foi seguida a norma ISO 527, tendo sido fabricados cinco provetes rectangulares de 250 mm de comprimento, 25 mm de largura e 3.4 mm de espessura, obtidos com um empilhamento de 16 camadas na sequência $[0,90]_{4S}$. Numa primeira fase, para medir as deformações longitudinal e transversal foi utilizado um extensómetro de pinças biaxial. No entanto, a aplicação deste equipamento a provetes em Dyneema® SK66 não se mostrou adequada, pois mesmo sem haver solicitação do provete o valor da deformação transversal não se mantinha estável, havendo fluência do material na zona onde eram aplicadas as pinças do extensómetro bi-axial.

Assim numa segunda fase optou-se pela aplicação de extensómetros eléctricos HBM XY18-3/350, já anteriormente aplicados com sucesso no caso do Kevlar[®] 129. A preparação da superfície dos provetes foi cuidada e realizada de acordo com as instruções do fornecedor. A velocidade de ensaio foi de 2 mm/min e a distância entre amarras foi de 150 mm . Na figura 3.18 é possível ver a zona instrumentada dum provete de Dyneema[®] SK66 para medição das deformações longitudinal e transversal.

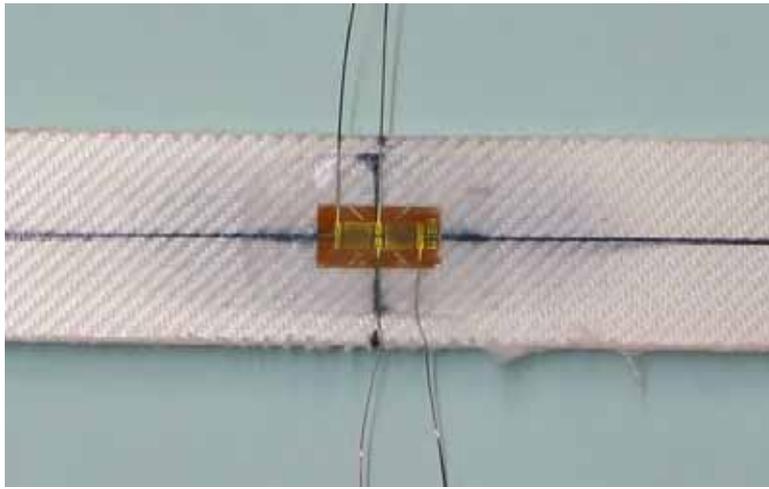


Figura 3.18 Provede de Dyneema[®] SK66 instrumentado para medição das deformações longitudinal e transversal.

Durante a realização destes ensaios constatou-se haver escorregamento entre camadas junto às amarras da máquina de ensaio (provocado por delaminagem), sendo a tensão máxima atingida da ordem de 250 MPa . A comparação feita entre a deformação do provete calculada pelo deslocamento da máquina e pelo extensómetro colocado longitudinalmente revelou existir uma diferença assinalável. Julga-se que esta diferença não pode ser explicada apenas pela falta de precisão do método utilizado para calcular a deformação do provete, em que esta é calculada através do deslocamento da máquina. Este facto indica que neste tipo de material, com baixa resistência interlaminar, e se for utilizada esta forma de provete, a medição da deformação longitudinal através de extensómetros não é viável, pois estes medem a deformação na camada superficial que é onde se verifica existir delaminagem e escorregamento relativamente à camada inferior. Este facto é ainda comprovado pela análise dos valores obtidos durante o ensaio onde se constatou que as deformações longitudinal e transversal têm valores relativamente próximos, o que não era de todo

esperado, visto que os provetes foram produzidos com tecido equilibrado. Este facto levou a optar por calcular os valores de deformação longitudinal com o deslocamento da amarra.

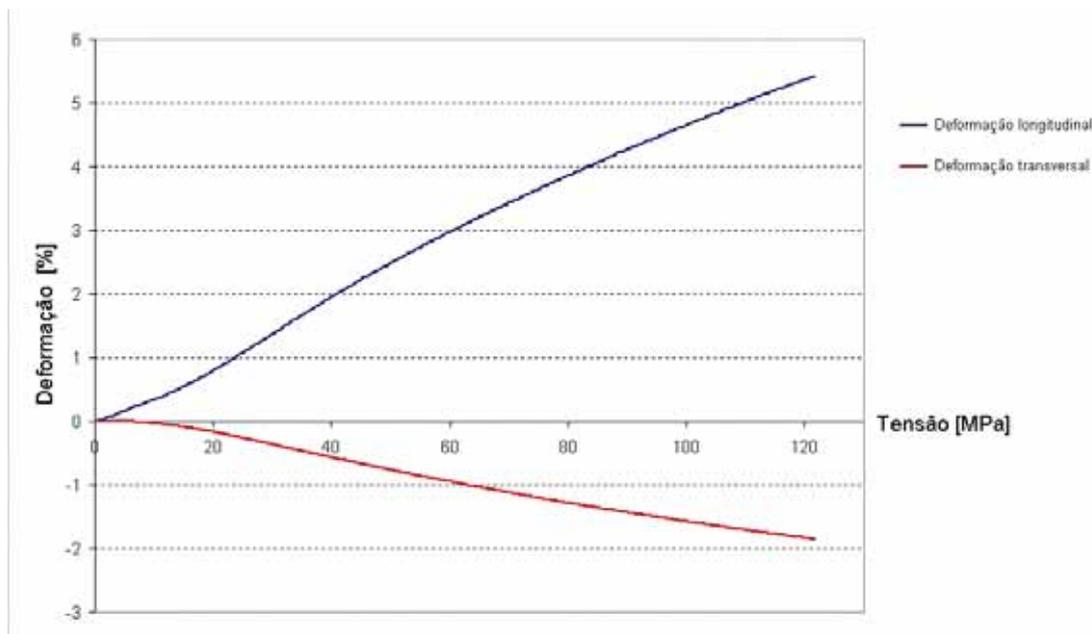


Figura 3.19 Deformações longitudinal obtida pelo deslocamento da amarra e deformação transversal obtida com extensómetro eléctrico num provete de Dyneema[®] SK66, durante um ensaio para determinação do coeficiente de *Poisson*.

As curvas tensão-deformação obtidas desta forma num dos ensaios podem ser observadas na figura 3.19. A estimativa feita para o valor do coeficiente de *Poisson* no plano das fibras é da ordem de 0.3.

3.4.4.3 Determinação do módulo de corte no plano das fibras

Para determinar o módulo de corte no plano das fibras foi seguida a norma ASTM D 3518 / D3518M-94, tendo sido fabricados cinco provetes rectangulares de 300 mm de comprimento, 25 mm de largura e 3.4 mm de espessura, obtidos com um empilhamento de 16 camadas na sequência $[45, -45]_{4S}$. Tal como na determinação do coeficiente de *Poisson* no plano das fibras, foi testado em primeiro lugar o uso de um extensómetro de pinças biaxial. No entanto, este revelou os mesmos problemas na aplicação a este material, por isso os ensaios foram realizados com extensómetros eléctricos do mesmo tipo dos anteriormente aplicados. Na figura 3.20 é possível ver a

zona do provete de Dyneema[®] SK66 instrumentada para medição das deformações nas direcções longitudinal e transversal do provete. O valor determinado para o módulo de corte no plano das fibras foi de 224 MPa.

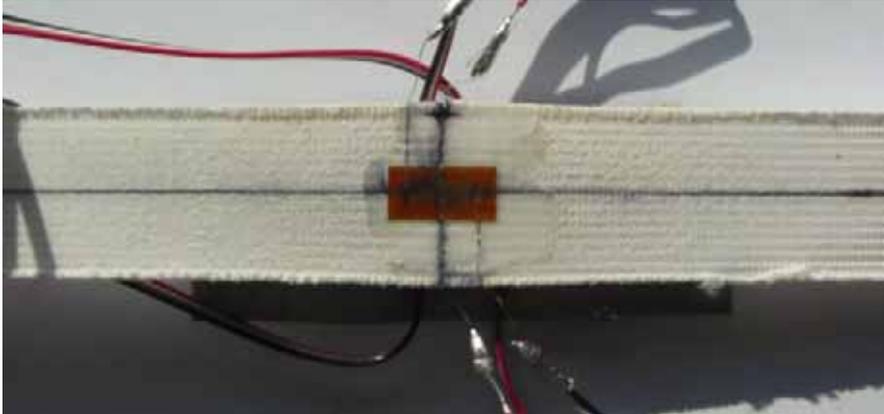


Figura 3.20 Provete de Dyneema[®] SK66 instrumentado para determinação do módulo de corte no plano das fibras.

3.4.5 Caracterização do Kevlar[®] 129 em compressão *quasi*-estática na direcção transversal

Para caracterizar este material na direcção transversal ao plano das fibras foram realizados ensaios de compressão. Estes foram efectuados em regime *quasi*-estático e em regime dinâmico, utilizando para o efeito provetes com dimensões e geometria apropriadas. Os resultados obtidos nos ensaios em regime *quasi*-estático serão aqui apresentados, sendo posteriormente apresentados em 3.5.3 os resultados dos ensaios dinâmicos bem como uma comparação entre eles.

Foram utilizados provetes cilíndricos de 18 mm de diâmetro e comprimento de 19 mm, obtidos por corte por *laser* do material pré-impregnado e empilhamento de 44 camadas numa ferramenta específica, com processamento numa prensa de pratos quentes. Este procedimento foi preferido relativamente à maquinagem devido à pequena dimensão dos provetes e para evitar dano quando comparado com a maquinagem. O empilhamento foi feito sem rotação das camadas.

Na figura 3.21 podem ser observados alguns dos provetes de Kevlar[®] 129 fabricados.



Figura 3.21 Provetes de Kevlar[®] 129 fabricados para ensaios de compressão em regime *quasi*-estático e dinâmico. a) $\phi=10\text{ mm}$ b) $\phi=18\text{ mm}$.

Os provetes foram ensaiados numa máquina de ensaios INSTRON[®], a uma velocidade de 14 mm/min a que corresponde uma taxa de deformação de 0.012 /s . Durante os ensaios foram registados os valores de deslocamento e de força a uma frequência de aquisição de 25 Hz . A figura 3.22 mostra o *setup* utilizado durante os ensaios de compressão do Kevlar[®] 129.

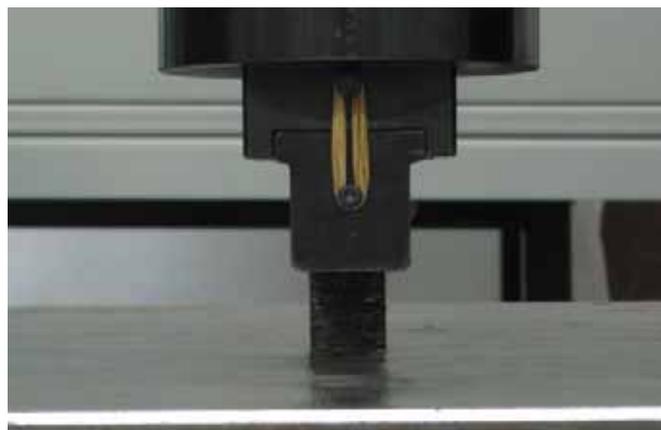


Figura 3.22 Setup utilizado durante os ensaios de compressão transversal de Kevlar[®] 129. Provete com comprimento de 19 mm e $\phi=18\text{ mm}$.

Foram ensaiados 3 provetes, tendo-se verificado boa repetibilidade dos resultados. Em cada um dos ensaios, após o carregamento, procedeu-se à descarga, repetindo-se este ciclo três vezes. Na figura 3.23 podem observar-se as curvas força *vs* deslocamento obtidas durante o ensaio de um dos provetes, verificando-se que este material apresenta na direcção transversal um comportamento típico de materiais porosos. Na figura 3.24 apresentam-se as curvas tensão *vs* deformação obtidas nos ensaios dos três provetes no 1^o carregamento.

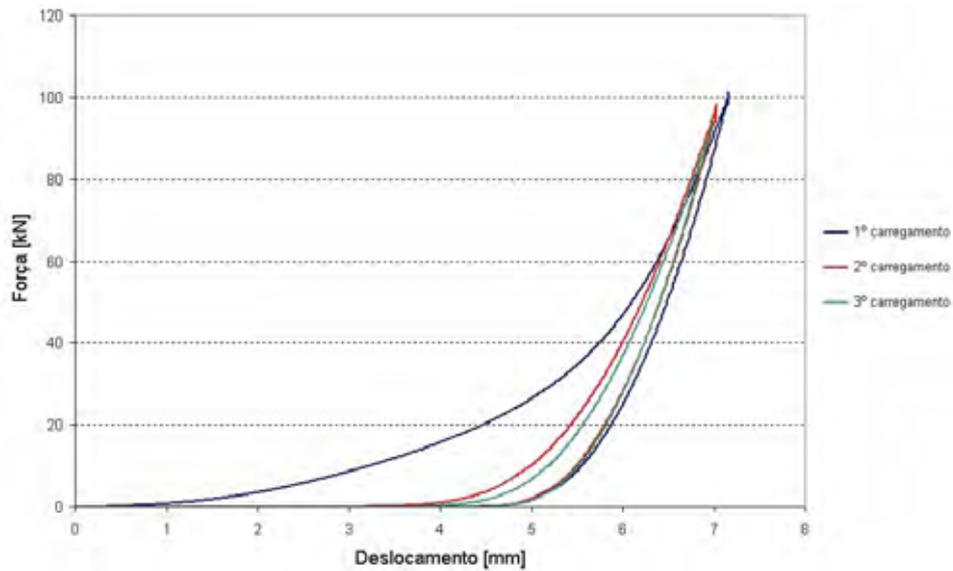


Figura 3.23 Curvas força vs deslocamento obtidas num ensaio de compressão transversal com descarga, para Kevlar[®] 129.

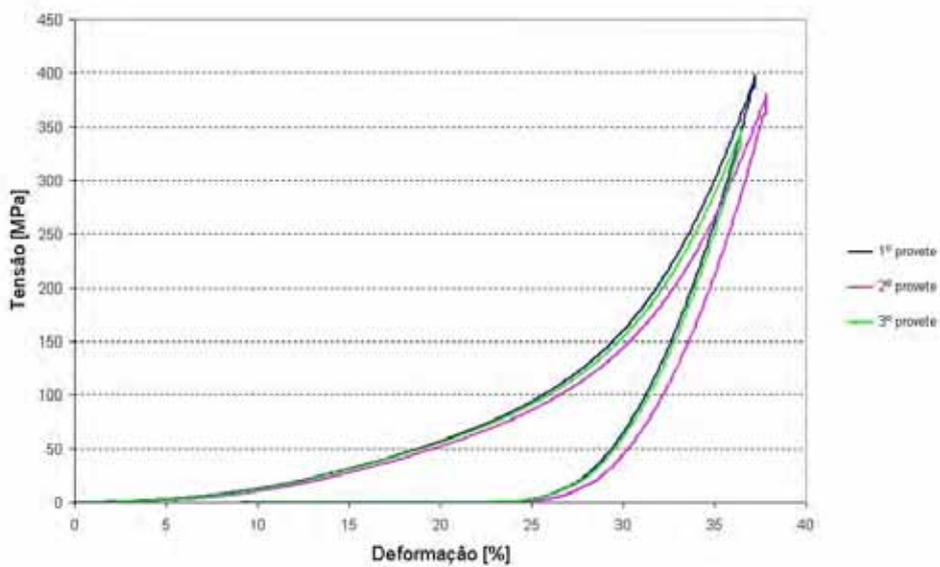


Figura 3.24 Curva tensão vs deformação obtida num ensaio de compressão transversal de Kevlar[®] 129.

3.4.6 Caracterização do Dyneema[®] SK66 em compressão *quasi*-estática na direcção transversal

Para caracterizar este material na direcção transversal ao plano das fibras foram realizados ensaios de compressão. Foram efectuados ensaios em regime *quasi*-estático e em regime dinâmico, utilizando para o efeito provetes com dimensões e geometria apropriadas. Os resultados obtidos nos ensaios em regime

quasi-estático serão aqui apresentados, sendo posteriormente apresentados em 3.5.4 os resultados dos ensaios dinâmicos bem como uma comparação entre eles.

Foram utilizados provetes cilíndricos de diâmetro de 18 mm e comprimento de 19 mm. Estes provetes foram obtidos por corte com *laser* do material pré-impregnado e empilhamento de 90 camadas numa ferramenta específica, com processamento numa prensa de pratos quentes. Este procedimento foi preferido relativamente à maquinagem pelas mesmas razões apontadas no caso do Kevlar[®]. O empilhamento foi feito com rotação de 90° entre camadas.

Para a execução dos ensaios procedeu-se de forma semelhante à empregue no caso do Kevlar[®] 129, tanto em número de provetes ensaiados, modo e velocidade de carregamento e *setup* utilizado.

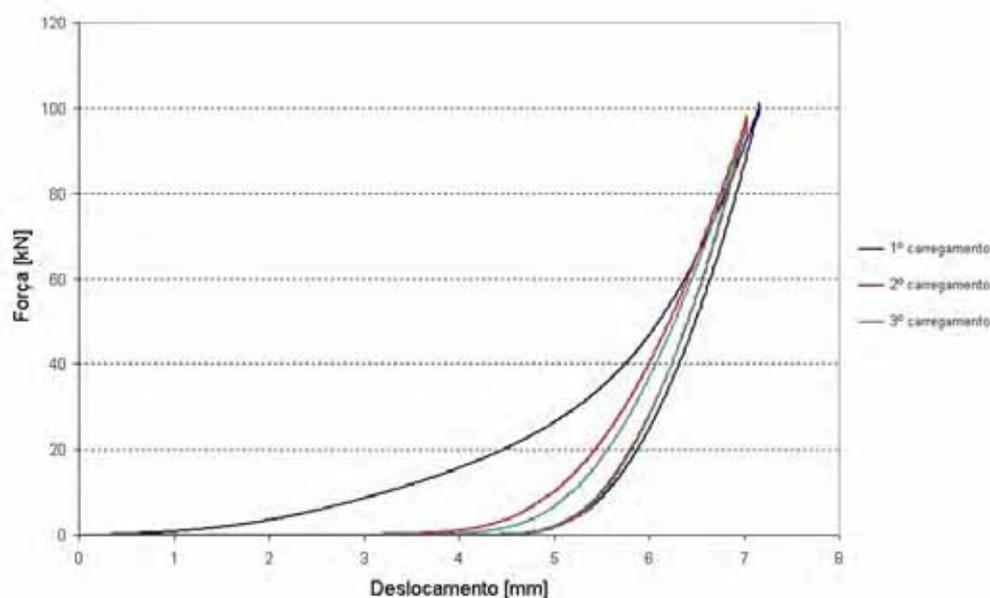


Figura 3.25 Curvas força vs deslocamento obtidas num ensaio de compressão transversal com descarga, para Dyneema[®] SK66.

Na figura 3.25 podem observar-se as curvas força vs deslocamento obtidas durante o ensaio de um dos provetes, verificando-se um comportamento semelhante ao registado com o Kevlar[®] 129. Na figura 3.26 apresentam-se as curvas tensão vs deformação obtidas nos ensaios dos três provetes no 1º carregamento.

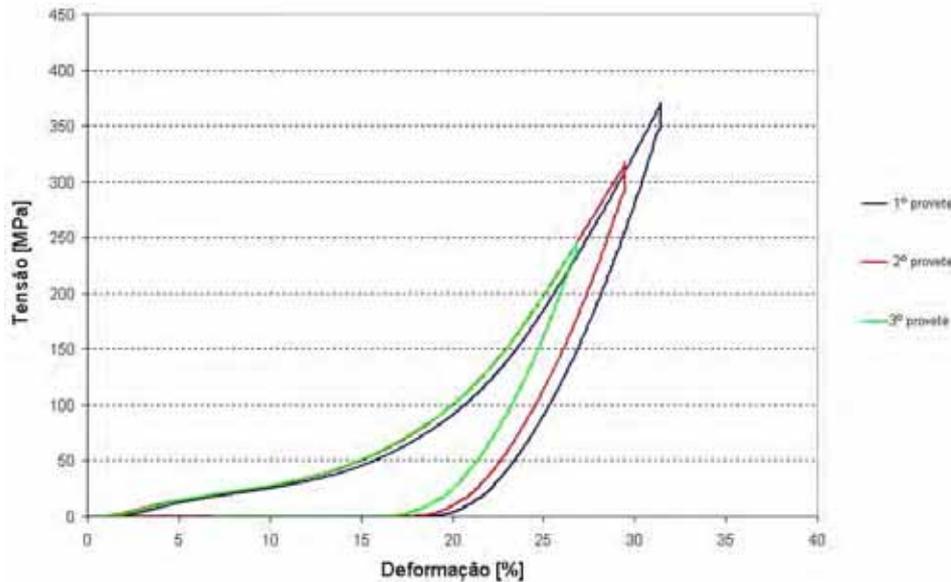


Figura 3.26 Curva tensão vs deformação obtida num ensaio de compressão transversal de Dyneema® SK66.

3.5 Ensaio dinâmicos

A bibliografia existente sobre propriedades de materiais compósitos a elevadas taxas de deformação é escassa, sendo na maioria dos casos referente a fibra de vidro ou carbono em matriz de resina epóxido. É raro encontrar dados referentes a fibras de aramida ou de polietileno, que são os materiais mais utilizados em protecção balística pessoal. Dado o objectivo deste trabalho ser o estudo do comportamento de materiais compósitos ao impacto de alta velocidade, é importante caracterizar estes materiais a velocidades de deformação elevada.

Existem várias técnicas de ensaio que podem ser usadas para obter as propriedades mecânicas dos materiais compósitos a elevadas velocidades de deformação. Neste trabalho, far-se-á uma referência às técnicas da Barra de Hopkinson e de *inverse flyer plate*, pois foram estas as técnicas utilizadas para essa caracterização.

A técnica de SHBT - *Split Hopkinson Bar Technique*, permite determinar a resposta dinâmica de um material e assim obter propriedades em tracção, compressão e tensão/corte no plano das fibras. Permite ainda determinar, na direcção perpendicular ao plano das fibras, as propriedades em compressão e corte interlaminar [82]. Inicialmente, a técnica de SHBT foi desenvolvida para ensaios de

compressão podendo, no entanto, ser modificada para realizar ensaios em tracção. Uma descrição destas duas técnicas será feita em seguida.

A técnica de *inverse flyer plate* é utilizada para caracterizar o comportamento dos materiais à compressão uniaxial, a taxas de deformação muito elevadas, estando bem adaptada para caracterizar o comportamento dos materiais ao choque. Uma descrição desta técnica e a sua aplicação aos materiais compósitos em estudo será feita posteriormente.

3.5.1 A técnica da Barra de Hopkinson

3.5.1.1 A arquitectura do dispositivo Barra de Hopkinson

Uma representação esquemática do dispositivo Barra de Hopkinson pode ser vista na figura 3.27. O provete é posicionado entre duas barras, designadas respectivamente por barra de entrada e barra de saída, funcionando estas simultaneamente como actuadores e transdutores de força e deslocamento. A energia necessária à solicitação do provete é transferida à barra de entrada pelo impacto de uma terceira barra, o impactor, tendo todas as barras, regra geral, a mesma área de secção recta. Ambas as barras, de entrada e de saída, são instrumentadas com extensómetros eléctricos para obter o registo das ondas de deformação elástica.

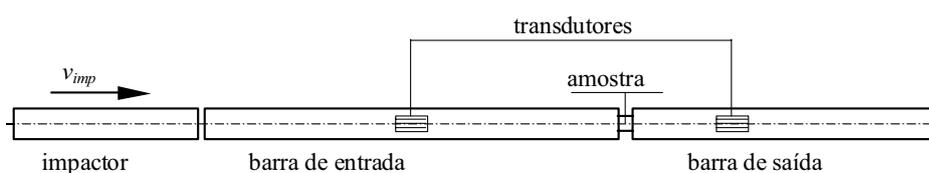


Figura 3.27 Dispositivo Barra de Hopkinson em compressão.

Como todo este evento é caracterizado pela propagação de ondas de deformação elástica nas barras, este fenómeno será aqui abordado de forma breve.

3.5.1.2 Caracterização da propagação de ondas em barras cilíndricas

Dado que neste trabalho se recorre com frequência à propagação de ondas em barras cilíndricas, neste ponto serão detalhadas algumas das particularidades inerentes a este fenómeno. A equação de propagação de onda em barras de forma *directa*, isto é, para meios unidireccionais, será deduzida. Serão determinados os níveis de tensão e as velocidades das partículas associados à propagação das ondas resultantes de um impacto entre barras.

A figura 3.28 mostra a propagação de uma onda de deformação elástica confinada a uma barra prismática linear esbelta. Nesta análise não se entra em linha de conta com o deslocamento radial, considerando-se nulos os efeitos associados: deformação; tensão; inércia; amortecimento; etc...

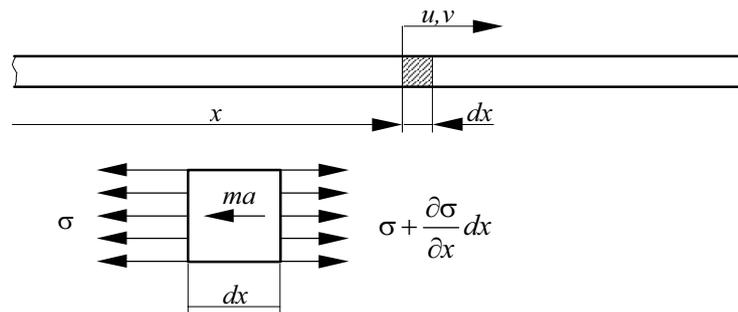


Figura 3.28 Barra esbelta e um seu elemento diferencial dx de coordenada x e deslocamento u sob um estado de tensão.

A coordenada x refere-se à posição da secção transversal da barra com área A . O deslocamento transversal desta secção é descrito pela variável $u(x,t)$. Assumindo que sob a barra actua um campo de tensão dinâmico $\sigma(x,t)$, secções muito próximas estão sujeitas a diferentes valores de tensão.

Aplicando a segunda lei de Newton, $F = ma$, ao elemento dx , temos:

$$-\sigma A + \left(\sigma + \frac{\partial \sigma}{\partial x} dx \right) A = \rho A dx \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \quad (3.4)$$

por ser uma barra prismática em que a área A de uma qualquer secção recta não varia na direcção x . Assumindo um comportamento elástico do material, segundo a lei de Hooke, para um estado uniaxial de tensão obtém-se

$$\sigma = E\varepsilon \quad (3.5)$$

Como neste caso apenas se considera uma deformação, dada por

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \quad (3.6)$$

que substituída na equação (3.4) permite obter

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(E \frac{\partial u}{\partial x} \right) = \rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \quad (3.7)$$

para materiais homogéneos onde E e ρ não variam com x , resulta que

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = \frac{E}{\rho} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \quad \text{ou} \quad \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = c_0^2 \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \quad \text{com} \quad c_0 = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (3.8)$$

sendo c_0 é a velocidade de propagação de onda em meios unidireccionais, de que as barras são um exemplo.

A solução da equação (3.8) pode ser escrita sob a forma seguinte, sendo conhecida pela solução D'Alembert para a equação de propagação de onda:

$$u(x, t) = F(x - c_0 t) + G(x + c_0 t) \quad (3.9)$$

F e G são funções não harmónicas, que descrevem a forma de impulsos propagando-se em sentidos opostos na direcção x à velocidade c_0 . Estes impulsos mantêm a sua forma ao longo do tempo.

No caso de um impulso de amplitude F que se propaga na direcção positiva de uma barra de dimensões infinitas, o deslocamento u das partículas será

$$u(x, t) = F(x - c_0 t) \quad (3.10)$$

com velocidade de partícula descrita por

$$v(x,t) = \frac{\partial u(x,t)}{\partial t} = -c_0 F'(x - c_0 t) \quad (3.11)$$

e deformação

$$\varepsilon(x,t) = \frac{\partial u(x,t)}{\partial x} = F'(x - c_0 t) \quad (3.12)$$

Substituindo a equação (3.11) em (3.12) será obtida

$$\varepsilon(x,t) = \frac{-v(x,t)}{c_0} \quad \text{ou} \quad \varepsilon = -\frac{v_p}{c_0} \quad (3.13)$$

sendo v_p a velocidade de partícula. Como num estado uniaxial de tensão,

$\sigma(x,t) = E\varepsilon(x,t)$ e $c_0 = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$, pode finalmente obter-se

$$\sigma(x,t) = E \frac{\partial u(x,t)}{\partial x} = EF'(x - c_0 t) = \frac{Ev(x,t)}{-c_0} = -\rho c_0 v(x,t) \quad \text{ou} \quad \sigma = -\rho c_0 v_p \quad (3.14)$$

As expressões anteriores descrevem a evolução temporal das tensões e das deformações em função da velocidade das partículas e das propriedades do material que constitui o meio unidireccional.

No dispositivo Barra de Hopkinson é o embate do impactor sobre a barra de entrada que gera a força impulsiva. Desta forma é importante relacionar a velocidade do impactor com a velocidade das partículas.

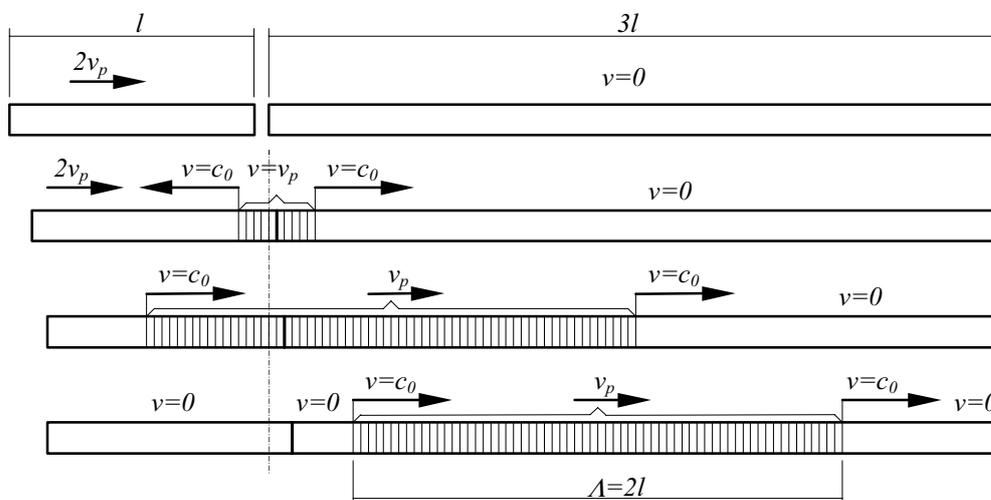


Figura 3.29 Impacto sobre uma barra em repouso.

Esta relação pode ser obtida por observação da figura 3.29 e atendendo à conservação da quantidade de movimento. Os valores desta grandeza antes e após o embate podem ser obtidos pelas seguintes expressões

$$Q_{imp} = mv_{imp} = A_0 l_{imp} \rho_0 v_{imp} \quad e \quad (3.15)$$

$$Q_p = mv_p = 2A_0 l_{imp} \rho_0 v_p, \quad (3.16)$$

em que Q_{imp} é quantidade de movimento do impactor e Q_p a quantidade de movimento das partículas. Assim igualando os segundos membros das equações anteriores será

$$v_p = \frac{v_{imp}}{2} \quad (3.17)$$

Pode, pois, concluir-se que do impacto entre uma barra em movimento e uma barra imóvel resulta um impulso com características conhecidas. A sua velocidade de propagação é constante e corresponde à velocidade de propagação no meio contínuo que constitui as barras. A velocidade das partículas é determinada pela velocidade do impactor e é sempre metade do valor desta.

No que diz respeito às tensões, também é a velocidade de impacto que condiciona a sua amplitude. De acordo com o que foi exposto anteriormente, a tensão e a deformação obtidas na barra por acção do impacto podem ser obtidas por

$$\sigma_{barra} = -\rho c_0 \frac{v_{imp}}{2} \quad \varepsilon_{barra} = -\frac{v_{imp}}{2 c_0} \quad (3.18)$$

Aplicando a lei de Hooke a uma qualquer secção das barras por onde esteja a passar uma onda de deformação elástica, pode-se determinar o esforço normal actuante nessa secção,

$$\sigma = E\varepsilon \Rightarrow \frac{N}{A} = E\varepsilon \Rightarrow N = AE\varepsilon \quad (3.19)$$

3.5.1.3 Impulso incidente, reflectido e transmitido sobre o provete no cálculo das tensões e deformações

Sempre que um impulso incidente atinge uma secção onde se verifique alteração de impedância mecânica, haverá lugar a uma reflexão e a uma transmissão. A impedância mecânica do material, Z , é definida pela equação (3.20) em que c_0 é a velocidade de propagação e ρ a densidade.

$$Z = \rho c_0 \quad (3.20)$$

A impedância mecânica de uma barra é definida como a razão entre a força actuante na secção e a velocidade das partículas de massa, podendo ser definida em função da velocidade de propagação c_0 pela equação (3.21) em que A é a área da secção recta.

$$Z = A \rho c_0 \quad (3.21)$$

A razão de amplitude dos impulsos reflectido e transmitido, será governada pelas características de impedância desta secção. Assim, no dispositivo Barra de Hopkinson, quando a onda incidente atinge o provete, figura 3.30, haverá sempre lugar a uma reflexão e a uma transmissão deste impulso.

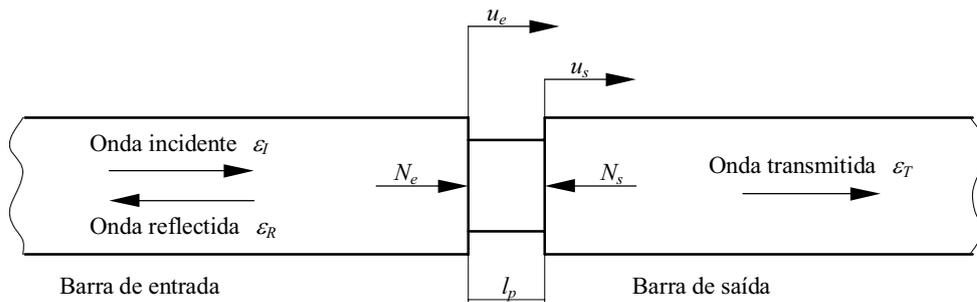


Figura 3.30 Onda incidente, transmitida e reflectida nos extremos das barras, junto ao provete, no dispositivo Barra de Hopkinson.

Durante o ensaio, a impedância mecânica do provete que governa a razão de amplitudes das ondas reflectida e transmitida pode variar, se, por exemplo, ocorrer rotura do provete, deformação plástica ou aumento de área.

A força actuante em qualquer secção de cada uma das barras pode ser determinada pela equação (3.19). Aplicando esta expressão às secções extremas das barras que contactam com o provete (*interfaces*) serão obtidas as expressões

$$N_e(t) = A_0 E_0 [\varepsilon_I(t) + \varepsilon_R(t)] \quad (3.22)$$

$$N_s(t) = A_0 E_0 \varepsilon_T(t) \quad (3.23)$$

que calculam as forças que actuam sobre o provete, e onde A_0 e E_0 são respectivamente a área da secção recta das barras e o módulo de elasticidade do material que as constitui.

Desprezando as forças de inércia, admitindo o equilíbrio das forças exteriores que actuam sobre o provete e assumindo que este deforma uniformemente, é possível igualar as equações (3.22) e (3.23):

$$N_e(t) = N_s(t) \Leftrightarrow A_0 E_0 [\varepsilon_I(t) + \varepsilon_R(t)] = A_0 E_0 \varepsilon_T(t) \quad (3.24)$$

Num dispositivo com barras de mesmo material e diâmetro será:

$$\varepsilon_I(t) + \varepsilon_R(t) = \varepsilon_T(t) \quad (3.25)$$

Deve salientar-se que a deformação reflectida tem sinal contrário ao das deformações incidente e transmitida.

A tensão média actuante sobre o provete em cada instante, sendo desprezáveis as forças de inércia, é obtida a partir da condição de equilíbrio de forças que actuam sobre o provete,

$$\sigma(t) = \frac{N_e(t) + N_s(t)}{2A} \quad (3.26)$$

onde A é a área da secção recta do provete.

Substituindo as expressões das forças referidas em (3.22) e (3.23) na equação (3.26) obtém-se:

$$\sigma(t) = \frac{A_0 E_0}{2A} [\varepsilon_I(t) + \varepsilon_R(t) + \varepsilon_T(t)] \quad (3.27)$$

sendo esta a fórmula de cálculo das tensões que actuam sobre o provete na sua forma completa, também conhecida por análise *3-wave*.

É possível determinar as tensões que actuam em ambas as faces do provete de forma independente. Utilizando a equação (3.22) é possível obter a tensão na face de entrada do provete através da expressão:

$$\sigma(t) = E_0 \frac{A_0}{A} [\varepsilon_I(t) + \varepsilon_R(t)] \quad (3.28)$$

Esta expressão de cálculo da tensão resulta da análise conhecida por *2-wave*. A utilização desta expressão para calcular as tensões conduz a maus resultados, já que estes apresentam pouca precisão na fase inicial e oscilações devidas às altas-frequências que compõem o impulso incidente.

A maioria dos investigadores utiliza a análise *1-wave*, onde se considera que a tensão actuante no provete pode ser calculada correctamente pela expressão (3.29). Esta expressão, que só contabiliza o impulso transmitido, pode ser entendida como a tensão que actua na face de saída do provete, ou como uma simplificação da análise *3-wave* da equação (3.27) pela equação (3.25),

$$\sigma(t) = E_0 \frac{A_0}{A} \varepsilon_T(t) \quad (3.29)$$

A curva tensão vs deformação pode ser traçada a partir de qualquer uma destas equações e da medição dos impulsos.

Recorrendo à solução da equação de onda (3.9) é possível determinar a velocidade e o deslocamento do topo da barra de entrada. Nesta solução F e G são funções que descrevem a forma dos impulsos incidente e reflectido propagando-se em sentidos opostos na direcção x da barra e à velocidade c_0 ;

$$u_e(x, t) = F(x - c_0 t) + G(x + c_0 t) = u_I + u_R \quad (3.30)$$

Como neste caso apenas se considera a deformação na direcção x , dada pela equação (3.12), derivando a equação (3.30) em ordem a x a deformação na barra de entrada será:

$$\varepsilon_e(x, t) = F'(x - c_0 t) + G'(x + c_0 t) = \varepsilon_I(x, t) + \varepsilon_R(x, t) \quad (3.31)$$

Derivando a equação (3.30) em ordem ao tempo, será obtida a expressão:

$$\dot{u}_e(x, t) = c_0 [-F'(x - c_0 t) + G'(x + c_0 t)] \quad (3.32)$$

Substituindo a equação (3.31) em (3.32), obtém-se a velocidade de deslocamento do topo da barra de entrada, *interface* com o provete, agora com valor de x fixo;

$$v_e(t) = c_0[-\varepsilon_I(t) + \varepsilon_R(t)] \quad (3.33)$$

De forma semelhante pode determinar-se a velocidade do topo da barra de saída, que só depende do impulso transmitido e é dada pela expressão:

$$v_s(t) = -c_0\varepsilon_T(t) \quad (3.34)$$

A razão de deformação nominal no provete é determinada pela diferença de velocidades dos topos das barras de entrada e saída e pelo comprimento inicial do provete;

$$\dot{\varepsilon}_n(t) = \frac{v_s(t) - v_e(t)}{l_p} \quad (3.35)$$

Substituindo as equações (3.33) e (3.34) na anterior obtém-se a expressão que determina a razão de deformação no provete pela análise 3-wave;

$$\dot{\varepsilon}_n(t) = \frac{c_0}{l_p}[-\varepsilon_T(t) + \varepsilon_I(t) - \varepsilon_R(t)] \quad (3.36)$$

Recorrendo à relação dada pela equação (3.25) pode ainda obter-se a expressão de cálculo da razão de deformação pela análise 1-wave;

$$\dot{\varepsilon}_n(t) = -\frac{2c_0\varepsilon_R(t)}{l_p} \quad (3.37)$$

A deformação sofrida pelo provete é calculada pelos deslocamentos dos topos das barras, ou por integração directa das expressões da razão de deformação. Assim, integrando a expressão (3.36) obtém-se a expressão de cálculo para a deformação média no provete pela análise 3-wave, sendo esta dada por;

$$\varepsilon_n(t) = \frac{c_0}{l_p} \int_0^t [-\varepsilon_T(t) + \varepsilon_I(t) - \varepsilon_R(t)] dt \quad (3.38)$$

Por sua vez, a deformação média sofrida pelo provete na análise 1-wave pode ser obtida substituindo na expressão anterior a equação (3.25);

$$\varepsilon_n(t) = -\frac{2c_0}{l_p} \int_0^t \varepsilon_R(t) dt \quad (3.39)$$

As três formulações apresentadas, 1, 2 ou 3-*waves* são equivalentes em termos analíticos podendo, no entanto, conduzir a resultados ligeiramente diferentes. A presença de ruído e das altas-frequências que compõem o sinal da barra de entrada podem conduzir a oscilações espúrias nos resultados, sendo neste caso aconselhável recorrer à formulação 1-*wave*. Uma razão adicional para a utilização preferencial desta formulação consiste no facto do provete se comportar sempre como um filtro do tipo passa-baixo, principalmente na presença de deformação plástica significativa ou quando o material a ensaiar apresenta um baixo módulo de elasticidade [86].

As formulações que envolvem mais do que um sinal são normalmente de grande utilidade na verificação da qualidade do ensaio. A formulação 2-*wave* apresenta a vantagem adicional de permitir verificar a validade da hipótese assumida *à priori* de que forças aplicadas ao provete durante o ensaio estão em equilíbrio.

3.5.1.4 Translação dos impulsos no tempo

Cada um dos três impulsos de deformação, incidente – $\varepsilon_I(t)$, reflectido – $\varepsilon_R(t)$ e transmitido – $\varepsilon_T(t)$, que figuram nas expressões do ponto anterior, refere-se às deformações das barras nas secções em contacto com o provete. Mas num dispositivo de barra de Hopkinson a instalação dos extensómetros para registo dos impulsos é feita a uma determinada distância das faces em contacto com o provete, ver figura 3.27, de forma a evitar a sobreposição desses impulsos e ser possível a sua determinação isolada. Assim, o impulso incidente será registado antes de atingir o provete e os impulsos reflectido e transmitido serão registados após a deformação do provete.

Desta forma, é necessário transladar no tempo, com rigor, os impulsos registados. Uma correcta translação dos impulsos pode ser verificada pelas expressões (3.22), (3.23) e (3.25), pois um bom equilíbrio das forças actantes sobre o provete só é possível com uma correcta translação, sendo esta translação facilmente efectuada depois de determinados os inícios dos impulsos. Na figura 3.31 mostram-se os três impulsos transladados no tempo para um ensaio em compressão.

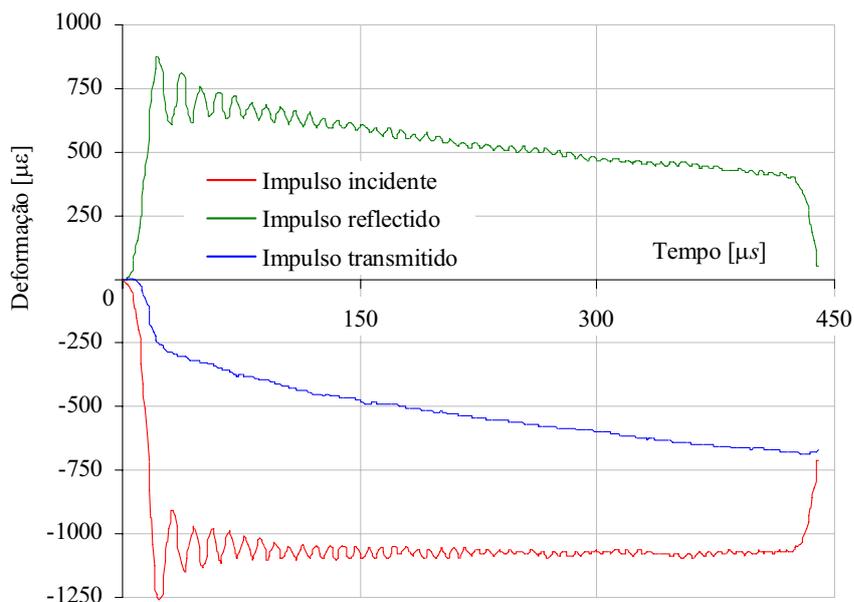


Figura 3.31 Impulsos incidente, transmitido e reflectido trasladados no tempo para um ensaio em compressão.

3.5.1.5 Correção dos impulsos à dispersão

Um impulso em propagação ao longo de uma barra sofre dispersão. Assim, os impulsos incidente, transmitido e reflectido sobre o provete são diferentes dos registados nos transdutores. O impulso incidente registado no transdutor sofre dispersão ao propagar-se até ao provete. Os impulsos reflectido e transmitido sofrem dispersão ao propagarem-se até aos respectivos transdutores.

Para uma rigorosa utilização das expressões do ponto 3.5.1.3 e uma correcta caracterização da amostra em causa, é necessário proceder à correcção da dispersão verificada durante a propagação dos impulsos. Pochhammer [87] e Chree [88] estabeleceram as equações que governam este fenómeno e Bancroft [89] resolveu-as.

Conhecido o coeficiente de *Poisson* do material, o diâmetro da barra e a forma do impulso, é possível reconstruí-lo mais à frente (ou atrás) no tempo e no espaço. Assim, após a gravação destes impulsos é necessário corrigi-los à dispersão. O impulso incidente deve ser corrigido à frente no tempo e os impulsos reflectido e transmitido devem ser corrigidos atrás no tempo. Na figura 3.32 mostram-se os sinais dum ensaio em compressão, assinalando-se o instante em que o provete começa a ser solicitado e os tempos para a translação e respectiva correcção à dispersão de cada um dos impulsos.

Para podermos avaliar o efeito deste fenómeno apresenta-se na figura 3.33 a distribuição de deformações ao longo da barra para o impulso original e para um impulso obtido após uma propagação de 1 m ou 200 μs simulando a dispersão [86].

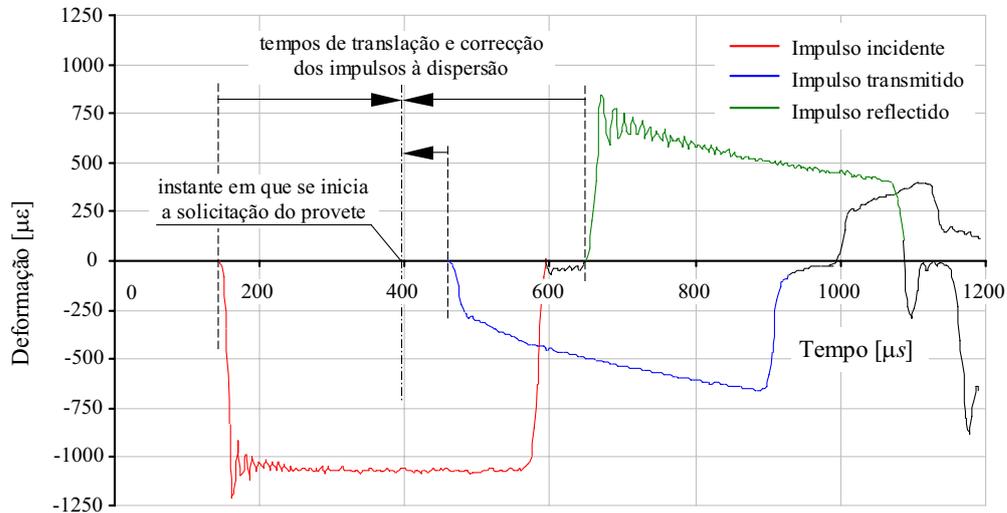


Figura 3.32 Tempos de translação para correcção dos impulsos à dispersão.

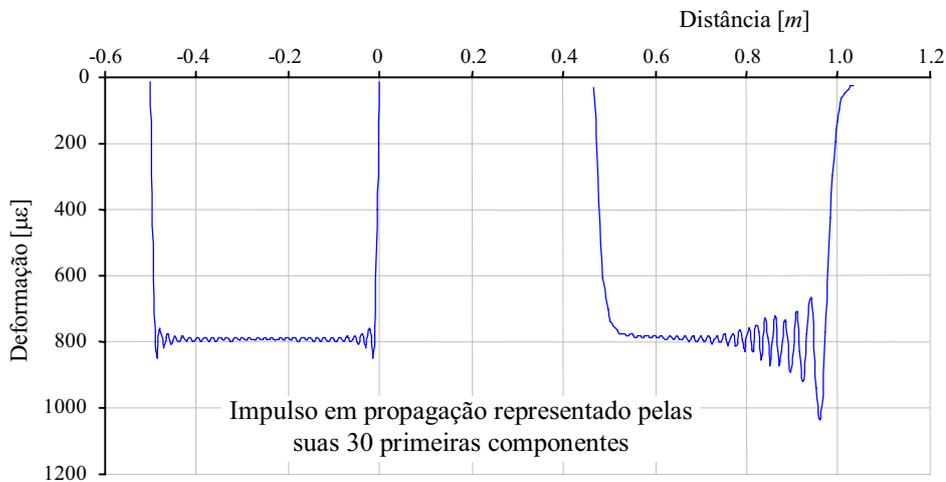


Figura 3.33 Propagação de um impulso rectangular ao longo de uma barra. Forma inicial e forma dispersiva, após se ter propagado durante 1 m [86].

3.5.1.6 O efeito do tamanho da amostra

Os valores mais elevados da razão de deformação são alcançados quando se utilizam provetes de reduzido comprimento. Porém, a selecção do tamanho da amostra deve ter em conta a razão de deformação desejada e assegurar que se trata de uma amostra representativa do material a caracterizar. Tratando-se de estruturas

heterogéneas deverão ser utilizados provetes cujo tamanho mínimo seja cerca de 10 vezes o tamanho da maior porção micro estrutural. Desta forma os materiais compósitos exigem normalmente maiores tamanhos de amostra que os materiais metálicos.

As faces do provete que recebem as forças de solicitação devem ter um paralelismo adequado, de forma a distribuírem uniformemente o esforço e gerarem uma distribuição uniforme de tensões, Ferreira [90].

3.5.1.7 Processamento dos sinais

Do que foi até aqui apresentado pode concluir-se que é possível obter as propriedades dinâmicas de um material através do registo temporal dos sinais correspondentes à deformação das barras. Tratando-se de sinais que se propagam a elevadas velocidades, velocidade do som no meio, é necessário dispor de uma electrónica apropriada e de meios de gravação com taxas de amostragem suficientemente elevadas.

Pelo facto desta técnica depender fortemente da qualidade dos sinais adquiridos, a escolha da instrumentação e dos equipamentos deve ser objecto de grande cuidado. Como se trata de ensaios com uma duração da ordem do milissegundo, os condicionadores de sinal devem permitir operar com frequências compatíveis. Neste trabalho, foram utilizados dois modelos de condicionador de sinal: o modelo 2200 da Vishay e o modelo CM015 da empresa Pico, do Reino Unido.

A aquisição do sinal foi feita utilizando osciloscópios, tendo sido utilizado inicialmente o modelo LeCroy 9450A de 2 canais, com *pré-trigger* e um filtro com a largura de banda de 80 MHz. Posteriormente, foi possível testar também um osciloscópio Tektronik TDS 3014B de 4 canais, *pré-trigger* com funções avançadas e um filtro passa baixo com a largura de banda de 20 MHz. Ambos os equipamentos são de muito fácil utilização e possuem características que ultrapassam largamente o mínimo necessário.

Após a obtenção dos sinais, estes devem ser processados de forma a permitir reproduzir o ensaio dinâmico do provete e traçar as curvas de interesse: tensão vs deformação; taxa de deformação vs tempo e outras. Para processamento dos sinais obtidos em cada ensaio foram utilizados, no âmbito deste trabalho, os códigos

ADAVID[®] da *École Polytechnique* de Paris e um código desenvolvido integralmente no Laboratório de Óptica e Mecânica Experimental (LOME), com programação em MATLAB [86].

3.5.2 Barra de Hopkinson para ensaios de compressão

O dispositivo básico para realizar ensaios em compressão é constituído por um conjunto de três barras alinhadas com secção recta circular. Como referido, a primeira barra, da esquerda para a direita na figura 3.27, é conhecida como impactor, a segunda barra é designada por barra de entrada e a terceira por barra de saída. As designações na terminologia anglo-saxónica são: *striker*; *input bar* ou *incident bar* e *output bar* ou *transmitent bar*. As barras de entrada e saída são instrumentadas com extensómetros eléctricos e o impactor é acelerado por um canhão pneumático. Ao atingir a *interface* com o provete parte da onda é reflectida e parte é transmitida à barra de saída através do provete.

Os sinais registados nos extensómetros, colocados em ambas as barras, isto é, de entrada e saída, permitem reconstituir a evolução temporal das forças e deslocamentos nos extremos dos provetes. É esta informação que após um tratamento conveniente permite obter as propriedades dinâmicas dos materiais ensaiados.

Nesta técnica o tipo de ensaio desejado, alta ou baixa energia, condiciona o dispositivo a utilizar. Este deve ainda ser projectado de acordo com as principais características do material a ensaiar, sendo as mais relevantes: a impedância mecânica, as dimensões de uma amostra representativa, as geometrias de provete possíveis, a deformação total e taxa de deformação pretendidas e a dureza do material.

Os comprimentos das barras são escolhidos de maneira que a relação entre o comprimento do impactor e barras, assim como a posição dos transdutores nas barras de entrada e saída proporcione a leitura das ondas incidente, reflectida e transmitida de forma independente.

Este comportamento temporal pode ser observado no diagrama de Lagrange da figura 3.34, onde as linhas oblíquas representam a posição da frente e fim do impulso, ao longo do tempo, para qualquer ponto das barras. Neste diagrama o tempo é representado em ordenadas e o eixo das abcissas é destinado a representar as

distâncias ao longo do eixo do dispositivo. Como se pode verificar neste diagrama, no caso representado é garantido que toda a onda transmitida - $\varepsilon_T(t)$ é gravada antes que a frente da sua reflexão (no extremo livre) atinja a secção do transdutor, e as ondas incidente - $\varepsilon_I(t)$ e reflectida- $\varepsilon_R(t)$ também não se sobrepõem na zona do transdutor.

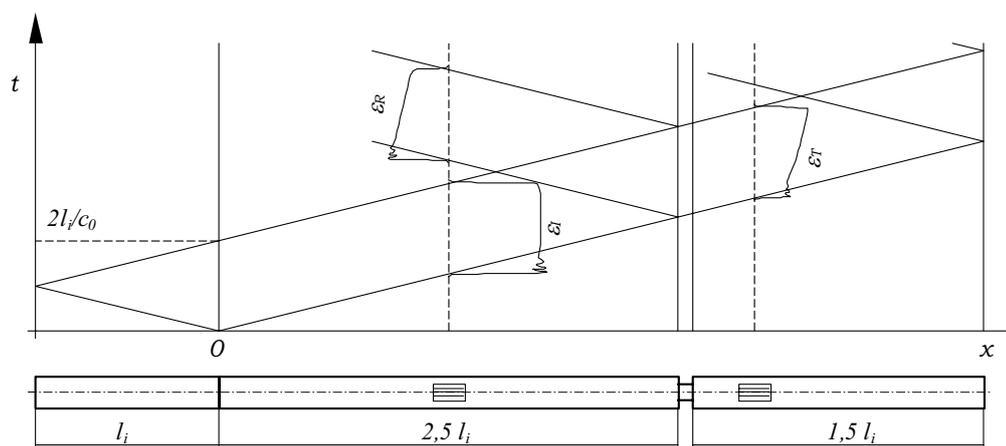


Figura 3.34 Diagrama de Lagrange ($x-t$) para barra de Hopkinson em compressão.

3.5.3 Caracterização dinâmica em compressão na direcção transversal do Kevlar® 129

Para caracterizar este material foram realizados ensaios de compressão transversal. Foram efectuados ensaios em regime *quasi*-estático e em regime dinâmico, utilizando para o efeito provetes com dimensões e geometria apropriadas. Os ensaios em regime *quasi*-estático que foram apresentados anteriormente em 3.4.5 foram realizados para obter as propriedades estáticas e também para servirem de referência. A barra de Hopkinson foi utilizada para os ensaios dinâmicos. Neste caso foram utilizados provetes de forma cilíndrica, com as fibras orientadas perpendicularmente ao eixo da barra, diâmetros de 10 e 18 *mm* e comprimentos entre 2 e 18 *mm*.

Na figura 3.35 podem observar-se as curvas tensão *vs* deformação para este material, obtidas tanto em regime *quasi*-estático como em regime dinâmico, para provetes de diâmetro de 18 *mm*.

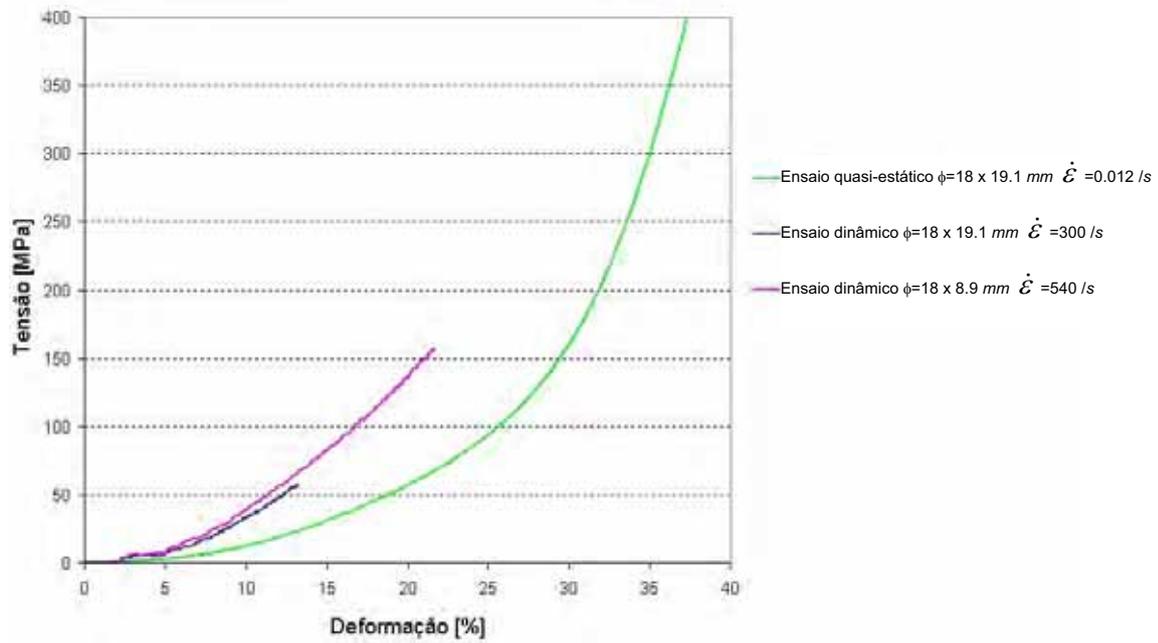


Figura 3.35 Curvas tensão vs deformação para Kevlar[®] 129 em regime dinâmico e *quasi-estático*.

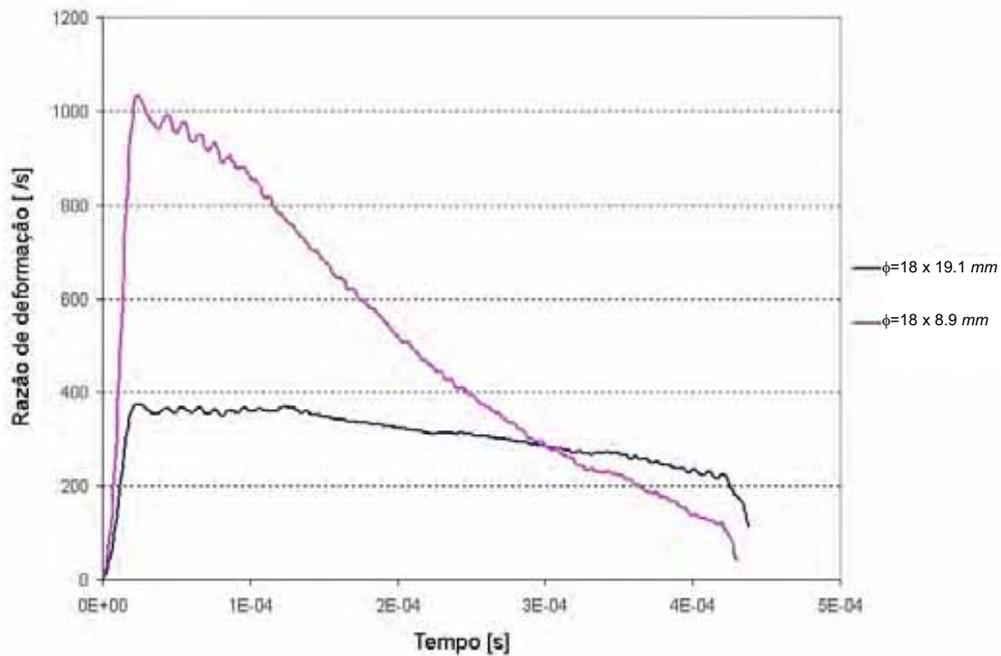


Figura 3.36 Evolução da razão de deformação ao longo do tempo, para provetes de Kevlar[®] 129. Provetes com dimensões $\varnothing 18 \times 19.1$ e $\varnothing 18 \times 8.9 \text{ mm}$.

Durante os ensaios dinâmicos em barra de Hopkinson, e ao contrário dos ensaios *quasi*-estáticos, a razão de deformação varia. Como se pode observar na figura 3.36 e seguinte, a razão de deformação varia ao longo do tempo, tendo-se então optado por referir sempre o valor médio.

Como pode ser observado na figura 3.35, foram atingidos valores de deformação próximos dos 35% em ensaios *quasi*-estáticos. Não foi possível atingir este valor de deformação nos ensaios dinâmicos, devido às elevadas dimensões dos provetes utilizados, $\varnothing 18 \times 19 \text{ mm}$. Esta é uma limitação do dispositivo, que só permite impor deslocamentos entre amarras da ordem dos 3 a 4 *mm*. No sentido de levar os ensaios com a SHBT ao limite, foram realizados conjuntos de ensaios com provetes de menores dimensões, quer em diâmetro, quer em comprimento. O gráfico da figura 3.38 mostra o comportamento dinâmico obtido com provetes de diferentes dimensões.

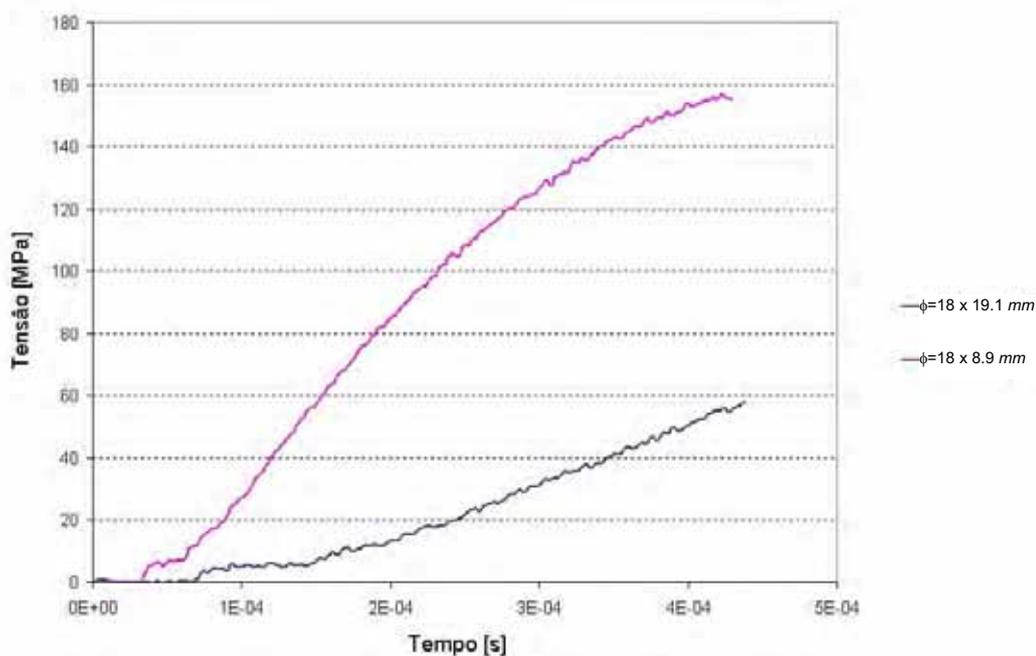


Figura 3.37 Evolução da tensão transversal de compressão ao longo do tempo, para os provetes da figura anterior.

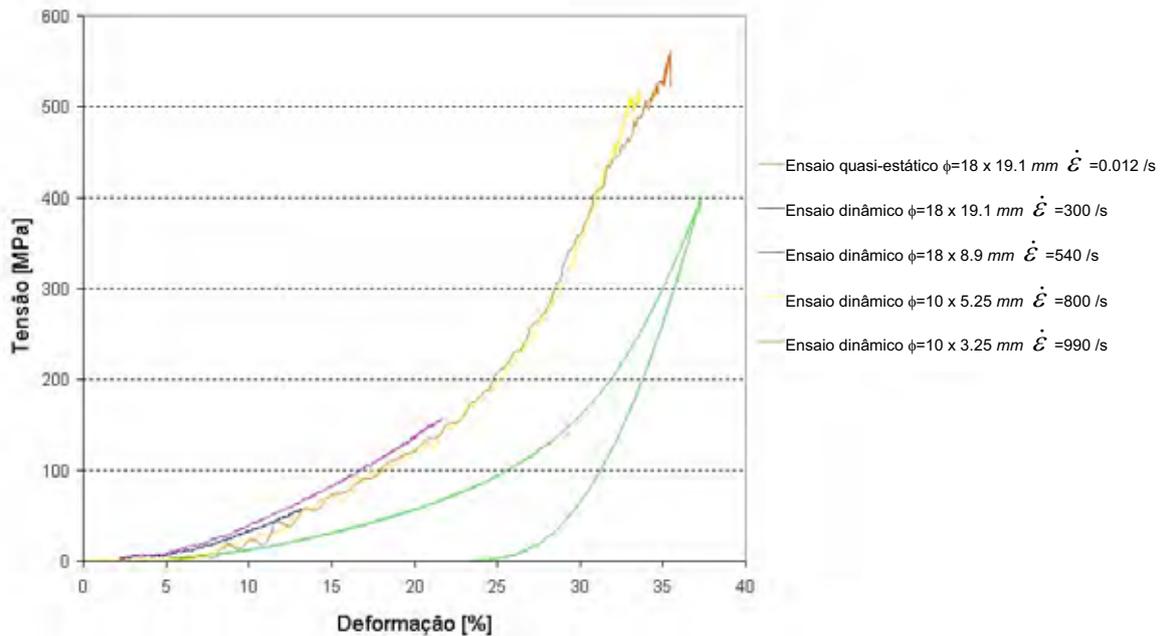


Figura 3.38 Curvas tensão vs deformação para o Kevlar[®] 129 em regime dinâmico e *quasi*-estático. Provetes de várias dimensões.

Como se pode concluir pela observação da figura 3.38, o programa de ensaios revelou uma total repetibilidade do comportamento desde material à solicitação dinâmica em compressão transversal. Este comportamento até à rotura é independente da forma do provete. Em regime dinâmico, a estas taxas de deformação, a tensão verificada é cerca do dobro, quando comparada com as tensões obtidas em regime *quasi*-estático para as mesmas deformações.

Nestes ensaios foram detectados modos de rotura muito condicionados pela forma do provete. Nos provetes de menor diâmetro foram verificados importantes deslocamentos das fibras na direcção radial, enquanto provetes de maior comprimento apresentaram escorregamentos entre camadas, até à completa separação. Estes modos de rotura não são, de todo, representativos dos verificados nos ensaios balísticos. Na figura 3.39 podem observar-se os dois mecanismos de rotura referidos.

Estes modos de rotura apenas foram verificados em provetes de maior comprimento. Em provetes com menor número de camadas não foram atingidos os modos de rotura descritos. Deve referir-se que a análise dos sinais registados durante o ensaio permite detectar com rigor a cedência do provete, como se pode ver na figura 3.40.

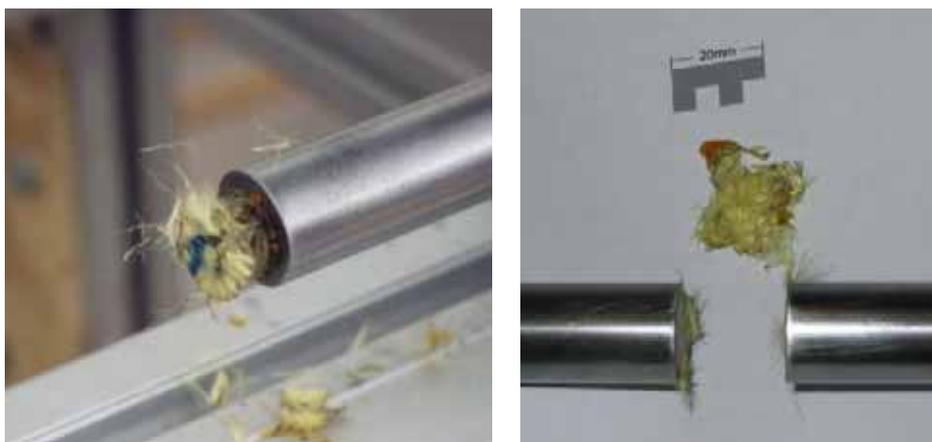


Figura 3.39 Modos de rotura obtidos nos ensaios de compressão dos provetes de Kevlar[®] 129 de menor diâmetro.

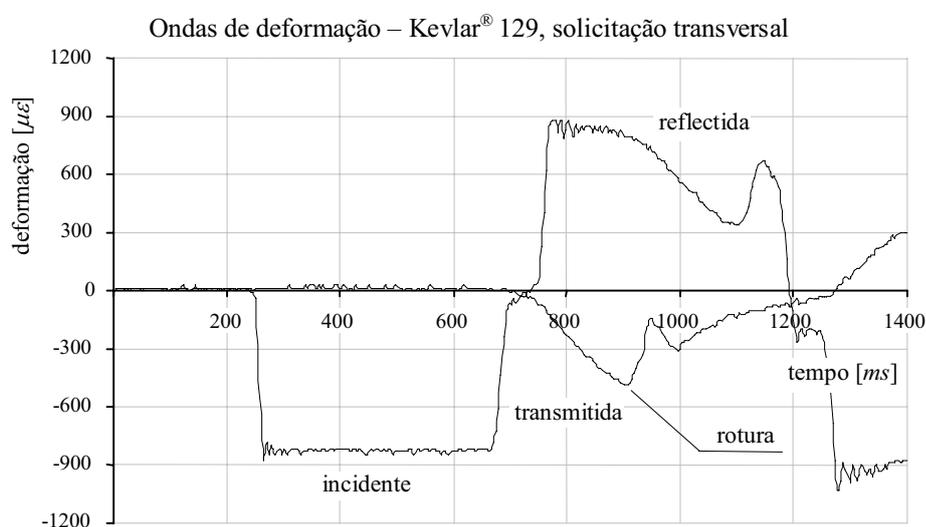


Figura 3.40 Sinais registados num ensaio de compressão transversal de um provete de Kevlar[®] 129. Detecção do instante de cedência do provete.

Por análise dos resultados do programa de ensaios em compressão transversal, podem adiantar-se algumas hipóteses para justificar o comportamento deste material. O pequeno comprimento das fibras não é suficiente para estimular os mecanismos de transferência de tensões entre camadas como acontece numa placa. Desta forma, provetes de diâmetro mais reduzido sofrem uma ruína precoce por extrusão radial das fibras. É ainda de salientar que em provetes de maior diâmetro este modo de rotura é fortemente atenuado não tendo sido, no entanto, atingidas tensões tão elevadas. Isto leva a concluir que existe uma relação óptima entre parâmetros para os provetes ensaiados em compressão transversal. Os parâmetros em causa são: o comprimento, o diâmetro e o número de fios por *cm* de tecido. Tecidos com baixa

densidade de fios exigem maiores diâmetros de provete. Acresce ainda o facto que na solicitação balística o esmagamento não ser tão severo como o imposto no ensaio na SHBT.

3.5.4 Caracterização dinâmica em compressão na direcção transversal de Dyneema® SK66

Os ensaios de compressão transversal do Dyneema® SK66 revelaram um comportamento e modos de rotura semelhantes aos verificados no Kevlar® 129. Como se pode ver na figura 3.41, verificou-se extrusão radial das fibras e grandes escorregamentos entre camadas. As características do fio e da matriz, sendo diferentes das que integram o material Kevlar®129/matriz fenólica anteriormente estudado, conduzem também a resultados ligeiramente diferentes. Neste caso, verificou-se que, apesar dos modos de rotura serem semelhantes, existia uma maior tendência para as fibras se manterem aglutinadas.

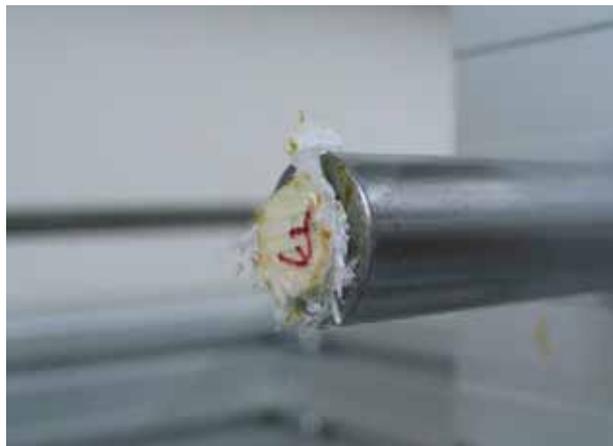


Figura 3.41 Modo de rotura obtido nos ensaios de compressão dos provetes de Dyneema® SK66.

As propriedades do material foram calculadas a partir dos valores medidos. Na figura 3.42 representam-se as curvas tensão vs deformação para o Dyneema® SK66. Nestas curvas, é visível que só foi possível atingir valores de tensão elevados com provetes de menor diâmetro e comprimento. Também neste caso, a estas taxas de deformação e até valores de deformação de 20%, a tensão verificada em regime dinâmico é cerca do dobro quando comparada com as tensões obtidas em regime *quasi*-estático, para as mesmas deformações.

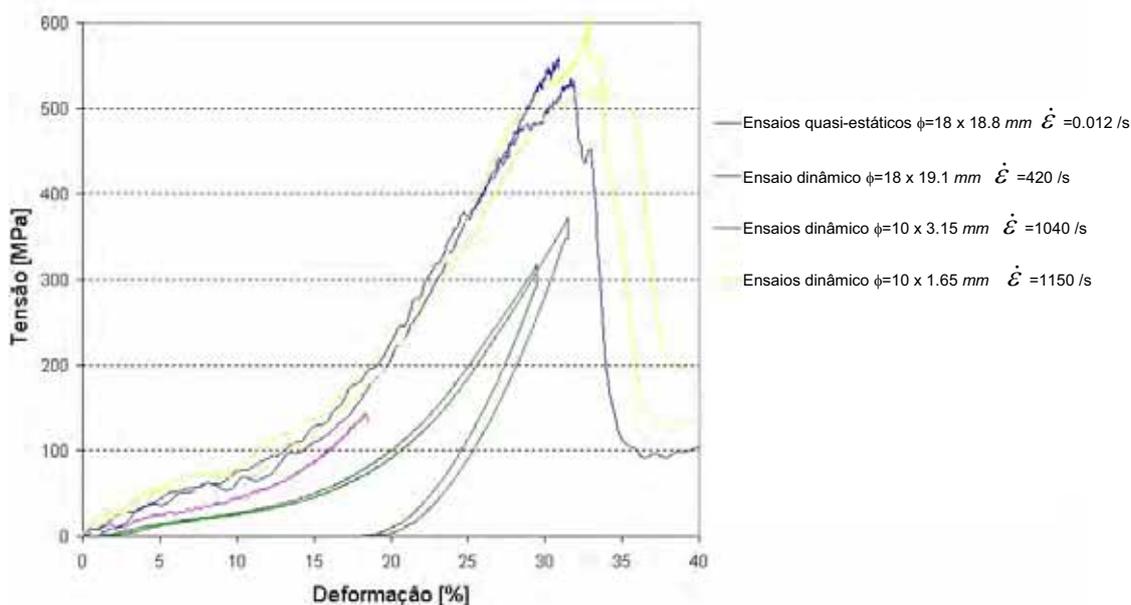


Figura 3.42 Curvas tensão vs deformação para o Dyneema® SK66 em regime dinâmico e *quasi-estático*.

Nestas curvas é observado um comportamento não linear, pensando-se que este se poderá dever ao facto de estes compósitos possuírem uma grande percentagem de vazios na sua estrutura, contribuindo para este facto a baixa percentagem de matriz que é característica nas aplicações de protecção balística deste material. Deve referir-se que este efeito é já visível na caracterização do comportamento do Kevlar® 129. No entanto, enquanto no Kevlar® 129 a compactação da estrutura ocorre de forma progressiva, no Dyneema® SK66 é possível observar uma variação mais acentuada da rigidez, o que indicia o fim da compactação.

3.5.5 Barra de Hopkinson em tracção

O dispositivo experimental Barra de Hopkinson pode ser adaptado para produzir testes em tracção. Em dispositivos experimentais para testes de tracção, as duas maiores dificuldades são: como gerar um impulso de tracção e como conceber amarras para fixar o provete sem variações significativas de impedância. Deve lembrar-se que em qualquer secção da barra onde haja variação de impedância mecânica ocorrerão reflexões. Como já foi dito anteriormente para uma barra esbelta de um único material, a impedância dependerá somente da área da sua secção recta.

3.5.5.1 Geração da onda de tracção

A geração de uma onda em tracção implica que a barra de entrada seja solicitada em tracção. Este efeito pode ser obtido de duas formas distintas: utilizando um impactor tubular, como se representa na figura 3.43, ou por reflexão de um impulso compressivo no extremo livre, Nicholas [91]. Esta segunda solução tem, além doutras limitações, a desvantagem de só poder utilizar provetes cilíndricos roscados, ficando desta forma excluídos os materiais que se apresentam sob a forma de chapa e os compósitos.

Na primeira solução o impactor deverá ter uma impedância idêntica à da barra e esta deverá estar dotada de um batente para receber o impacto. Na figura 3.44 representa-se o diagrama de Lagrange desta solução, tendo sido esta a que foi utilizada neste trabalho.

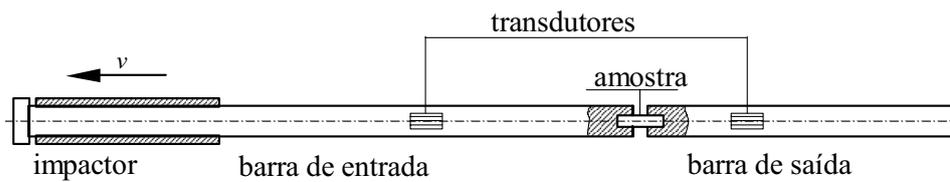


Figura 3.43 Dispositivo Barra de Hopkinson em tracção, impactor tubular.

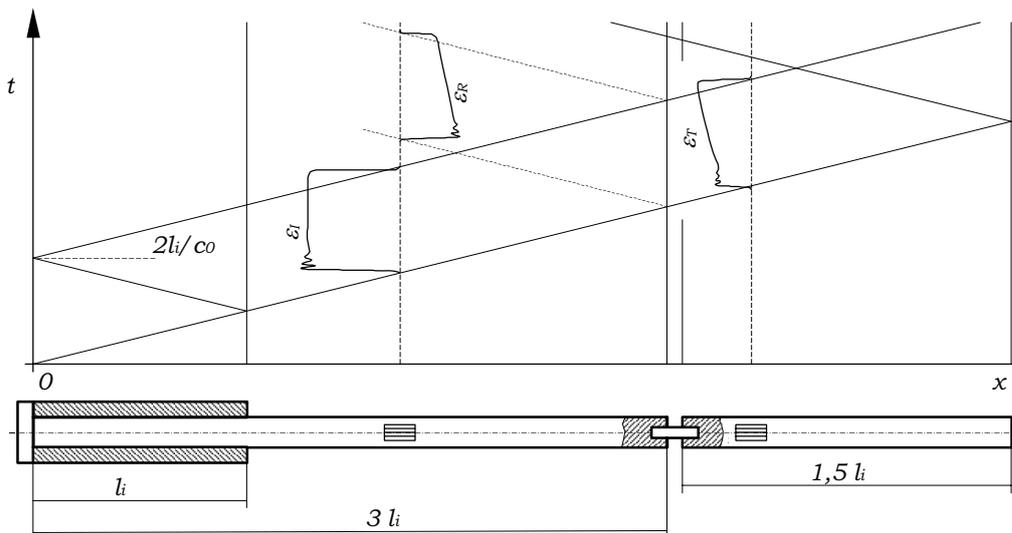


Figura 3.44 Diagrama de Lagrange ($x-t$) para barra de Hopkinson em tracção, impactor tubular.

As principais limitações desta solução são de ordem construtiva e resultam das dificuldades em fabricar os componentes necessários, nomeadamente a maquinagem

do impactor e a construção do batente. O batente deverá, por um lado, resistir ao embate do impactor e, por outro, não deverá alterar significativamente a forma da onda incidente. Uma conveniente selecção da geometria deste componente conduz à melhor solução de compromisso.

Uma característica desta solução que poderá limitar o seu projecto prende-se com o facto de necessitar de barras de entrada com maiores comprimentos, já que como se pode ver na figura 3.44, o comprimento da barra de entrada deve incluir também o comprimento do impactor.

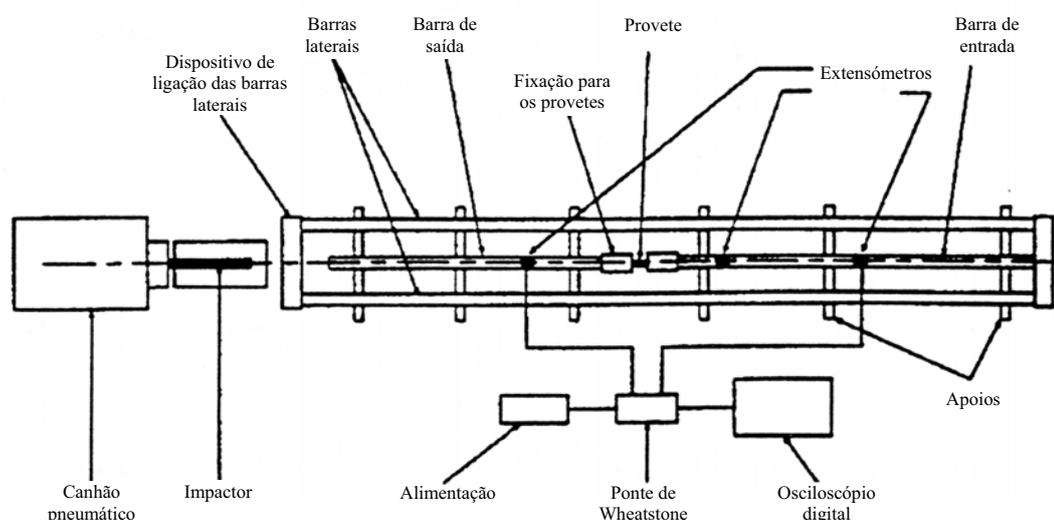


Figura 3.45 Esquema da montagem utilizada por Eskandari *et al.* para barra de Hopkinson em tracção.

Eskandari *et al.* [92] desenvolveram uma versão da barra de Hopkinson em tracção em que é utilizado um impulso de compressão, transmitido à barra de entrada através de duas barras laterais, para gerar por reflexão um impulso de tracção na barra de saída. Um esquema desta montagem pode ser visto na figura 3.45. Foram testados provetes de carbono com matriz de resina de epóxico, com 1.4 mm de espessura. A fixação para os provetes consistia em dois cilindros de alumínio, roscados nas extremidades para ligação às barras de entrada e de saída, com uma cavidade na outra extremidade para fixação dos provetes através da injeção de resina de epóxico. A representação esquemática desta fixação pode ser vista na figura 3.46. Estes autores concluíram que as expressões normalmente usadas para cálculo da deformação do provete não se aplicariam nessa situação, devido à maneira

como o provete era fixado, tendo, por isso, optado por fazer uma calibração do sistema. Essa calibração foi feita colando extensómetros ao provete e comparando os valores obtidos com os registados pelos extensómetros colados nas barras.

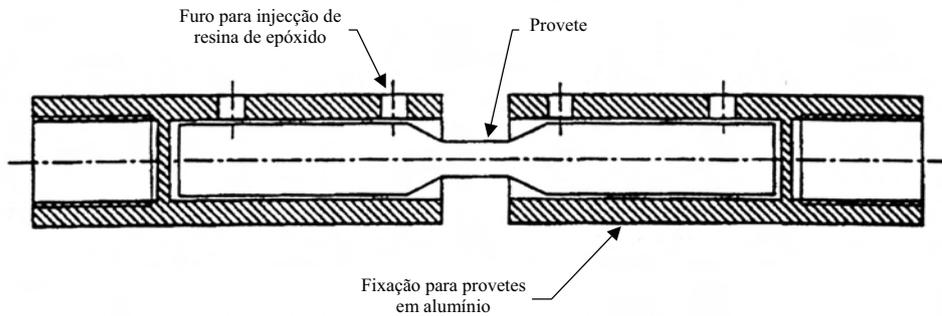


Figura 3.46 Esquema da fixação para os provetes utilizado por Eskandari *et al.*

Chocron Benloulou [93] utilizou uma barra de Hopkinson em tracção para ensaiar provetes de Kevlar[®] e de Dyneema[®]. Para transmitir a carga da barra para o provete utilizou um sistema de amarras em cunha como o ilustrado na figura 3.47. Este sistema é composto de três partes, em que a parte C rosca na parte A, apertando as cunhas B contra o provete, de forma a promover um maior aperto quando este é traccionado. Estes mordentes têm diâmetro exterior igual ao da barra. Para impedir a degradação do provete, este autor utilizou nos seus ensaios reforços tipo patelas, colando camadas do mesmo material com cianoacrilato na zona de amarração. No entanto, a realização de ensaios em vazio, i.e. sem provete, mostrou que este sistema de fixação produzia reflexões da onda na *interface* barra-mordente. Assim, o cálculo das tensões foi feito recorrendo apenas ao sinal da onda transmitida à barra de saída.

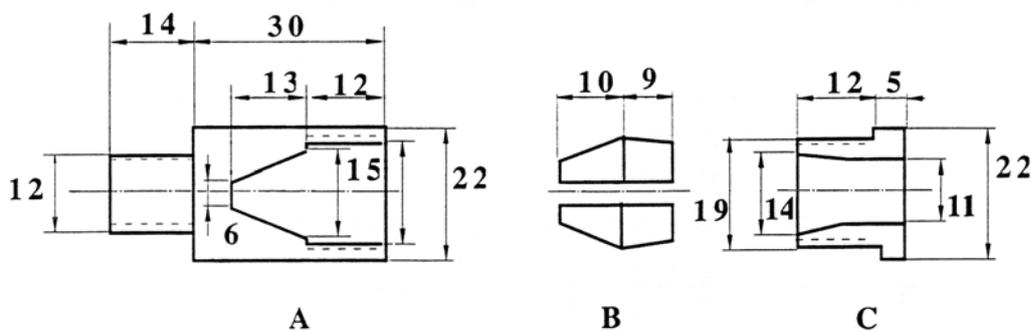


Figura 3.47 Esquema dos mordentes em barra de Hopkinson em tracção usados por Chocron Benloulou [93].

A pesquisa efectuada revelou que os sistemas actualmente utilizados ou não se adequavam aos materiais em estudo ou revelavam problemas devido a reflexões indesejadas. Foi, por isso, decidido construir um dispositivo em tracção que fosse adequado a estes materiais e não introduzisse reflexões nos mordentes. A solução encontrada será descrita em seguida.

3.5.6 Dispositivo para ensaios de tracção

Como as soluções encontradas na bibliografia para o ensaio em tracção a elevadas velocidades de deformação não foram consideradas as mais adequadas, foi equacionado o desenvolvimento de um dispositivo de barra de Hopkinson em tracção. Este desenvolvimento, feito no âmbito de um trabalho de doutoramento entretanto já concluído [86], veio assim responder a uma necessidade sentida pelo autor.

Para gerar directamente impulsos em tracção foi decidido optar pela solução que utiliza um impactor tubular, sendo também necessário desenvolver um sistema adequado para fixação dos provetes.

Foram testadas várias soluções para o sistema de fixação. Uma das soluções testadas recorria à colagem dos provetes a uma barra, onde tinha sido feito previamente um rasgo longitudinal. Este sistema não obteve bons resultados pois a adesão entre os materiais a ensaiar e o material da barra não foi a adequada, apesar de terem sido testados diversos tipos de adesivos e ter sido feito um tratamento superficial ao material Dyneema[®] SK66. Este método tinha ainda o inconveniente de, findo o ensaio, ser necessário remover o adesivo e o provete da barra de Hopkinson, já que para evitar reflexões indesejadas o provete seria colado directamente às barras.

Outra solução testada passava pela utilização do sistema de amarras como o representado na figura 3.48. Neste sistema, a extremidade da barra é cónica, sendo feito um rasgo longitudinal onde é introduzido o provete. Em seguida, é roscada uma porca, de interior cónico roscado, provocando o aperto do provete pela barra seccionada. Este sistema não tinha o inconveniente da remoção do adesivo, no entanto revelou não ser capaz de exercer a força de aperto necessária.

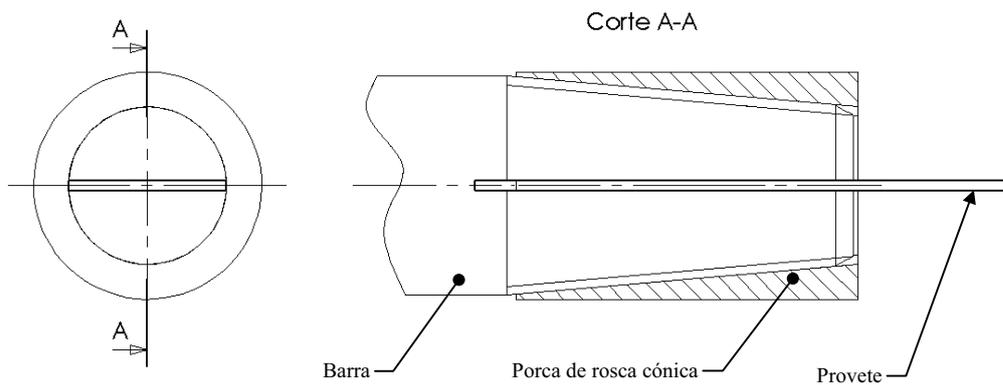


Figura 3.48 Sistema de amarração de provetes testado.

O esquema da solução que foi finalmente adoptada pode ser visto na figura 3.49. A espessura máxima prevista para os provetes a ensaiar foi de 2 mm .

Para evitar reflexões indesejadas devidas à variação de impedância optou-se pela soldadura das amarras às extremidades das barras, já que a montagem aparafusada implica sempre reflexões. Na configuração final a variação da geometria da secção é realizada com área constante.

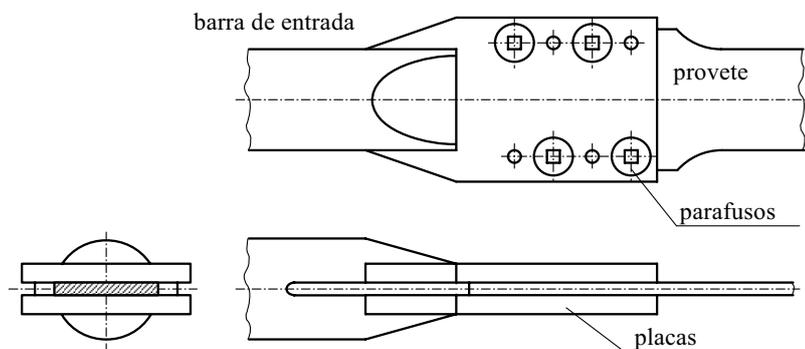


Figura 3.49 Montagem adoptada para realizar os ensaios de tracção.

No desenho das amarras foi também tida em consideração a sua capacidade para transmitir o esforço de tracção sem escorregamento das superfícies em contacto. Foram ensaiadas diferentes soluções para obter uma rugosidade adequada à transmissão dos esforços aos provetes. Estas soluções foram testadas em ensaios de tracção estática em provetes realizados nos materiais que se pretendia ensaiar

dinamicamente. Na figura 3.50 podem ser observadas algumas das amarras construídas e testadas.

A solução adoptada possui estrias nas faces de aperto. Estas estão orientadas fazendo 87° com a direcção de ensaio, possuem um passo de $0,5\text{ mm}$ e têm um ângulo de indentação de 90° , como se pode observar na figura 3.51. Esta solução foi a que apresentou melhores resultados no que se refere à capacidade de carga transmitida sem danificar os provetes. A fixação destes é realizada por aperto de seis parafusos seleccionados de forma a cumprir os seguintes objectivos: proporcionar uma suficiente força de aperto e não introduzir alterações de massa.



Figura 3.50 Amarras testadas para realização dos ensaios de tracção.

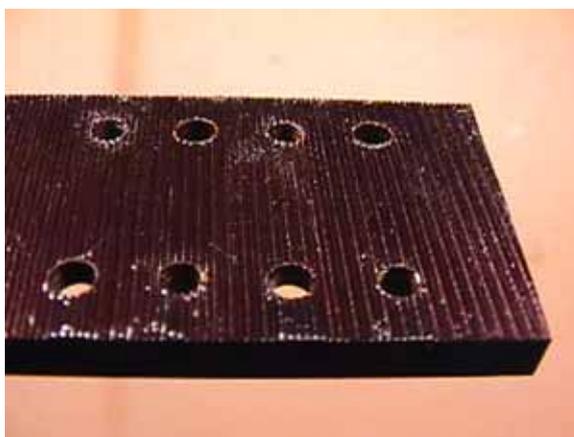


Figura 3.51 Vista das estrias das amarras do dispositivo para ensaios de tracção.

Na figura 3.52 é visível a forma final das amarras construídas, já soldadas nas barras de 16 mm de diâmetro. Nesta figura pode ser observado um provete de Kevlar[®] 129 devidamente apertado e pronto para ensaio. Esta solução conduziu a muito bons resultados tanto nos ensaios em provetes de Kevlar[®] 129 como de Dyneema[®] SK66. Deve referir-se que, devido ao seu reduzido coeficiente de atrito, o

material Dyneema[®] SK66 é conhecido como sendo um material de difícil fixação em ensaios de tracção.



Figura 3.52 Versão final das amarras de fixação do provete para ensaio de tracção.

3.5.7 Caracterização dinâmica em tracção do Kevlar[®] 129

Para caracterizar dinamicamente no plano das fibras o material Kevlar[®]129 foram realizados ensaios de tracção utilizando o dispositivo Barra de Hopkinson anteriormente descrito.

Devido às restrições de atravancamento impostas pelas amarras, foram utilizados provetes de 2 camadas, para obter uma espessura máxima de 1 *mm*. Para evitar dano por maquinagem, os provetes foram cortados com *laser* a partir de placas produzidas numa prensa de pratos quentes, segundo o ciclo de cura recomendado pelo fabricante SEAL. As principais características do tecido pré-impregnado foram já apresentadas na tabela 3.2. O empilhamento das camadas foi realizado sem rotação.

Numa primeira fase foram realizados ensaios de tracção em regime *quasi*-estático, utilizando a solução adoptada para as amarras do dispositivo de Barra de Hopkinson. Esses ensaios foram realizados com o objectivo de testar essa solução, bem como para poder estabelecer uma tendência do comportamento deste material com o aumento da razão de deformação. Estes ensaios foram realizados nas instalações do INEGI, no Laboratório de Ensaios Mecânicos do CEMACOM.

Na fixação das amarras utilizadas para fixar os provetes às amarras da máquina de ensaios INSTRON[®] foram sentidas algumas dificuldades, pelo que foi acrescentado um par de transdutores de deslocamento, do tipo LVDT, para medir o deslocamento relativo das amarras do provete. Na figura 3.53 é mostrada a máquina de ensaios após a adaptação realizada.

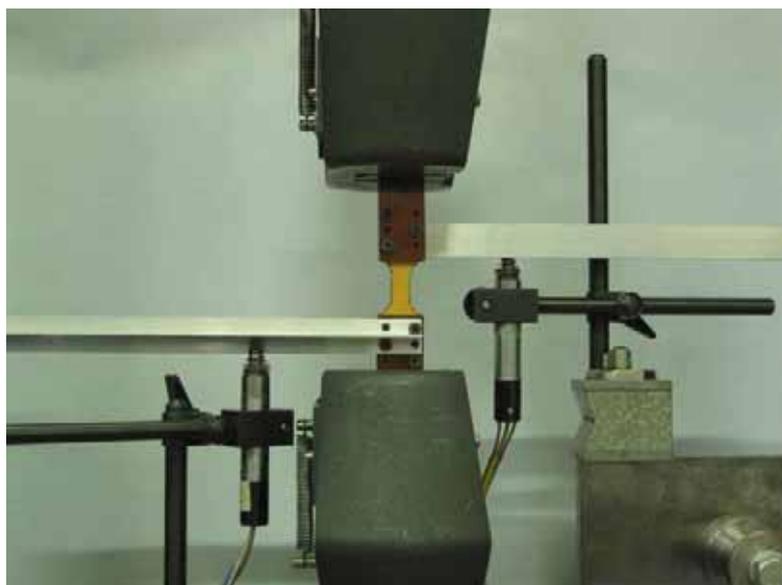


Figura 3.53 Ensaio de tracção em regime *quasi*-estático em Kevlar[®] 129.

Foram cortadas diversas formas de provete para avaliar o que apresentava melhores resultados, encontrando-se estas formas representadas na figura 3.54. Os provetes do tipo 3 e tipo 4 obtiveram melhores resultados no que diz respeito à fixação, estando representados na figura 3.55 dois dos provetes ensaiados.

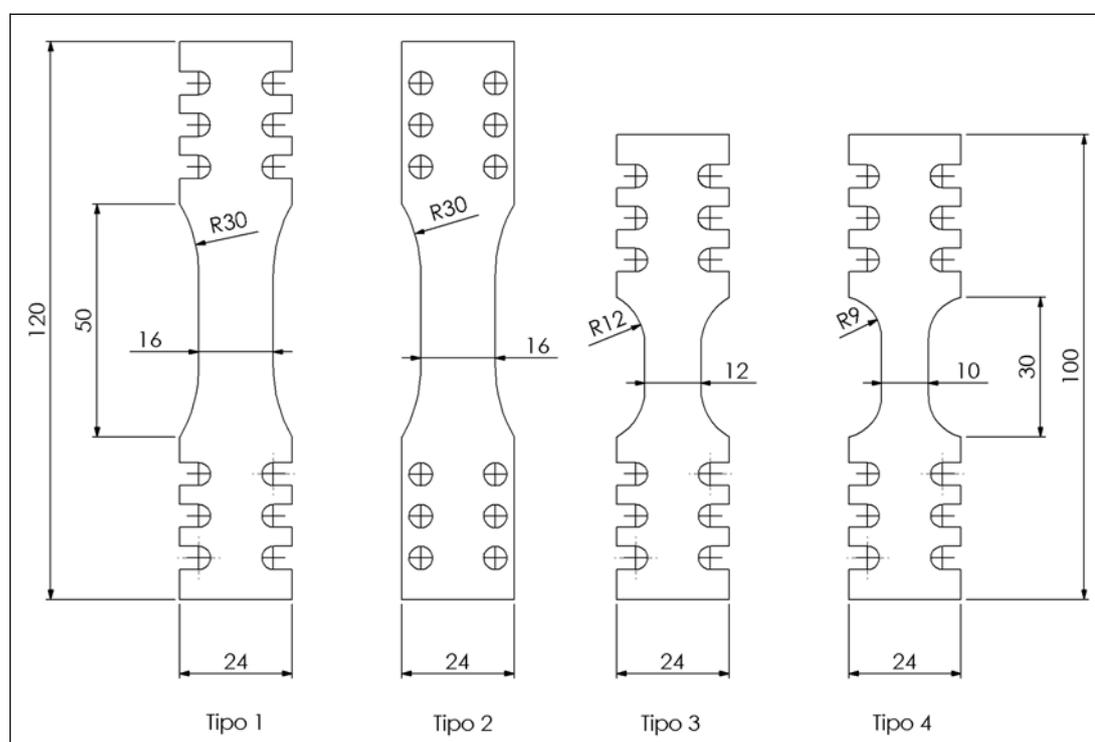


Figura 3.54 Formas dos provetes de Kevlar[®] 129 cortados.

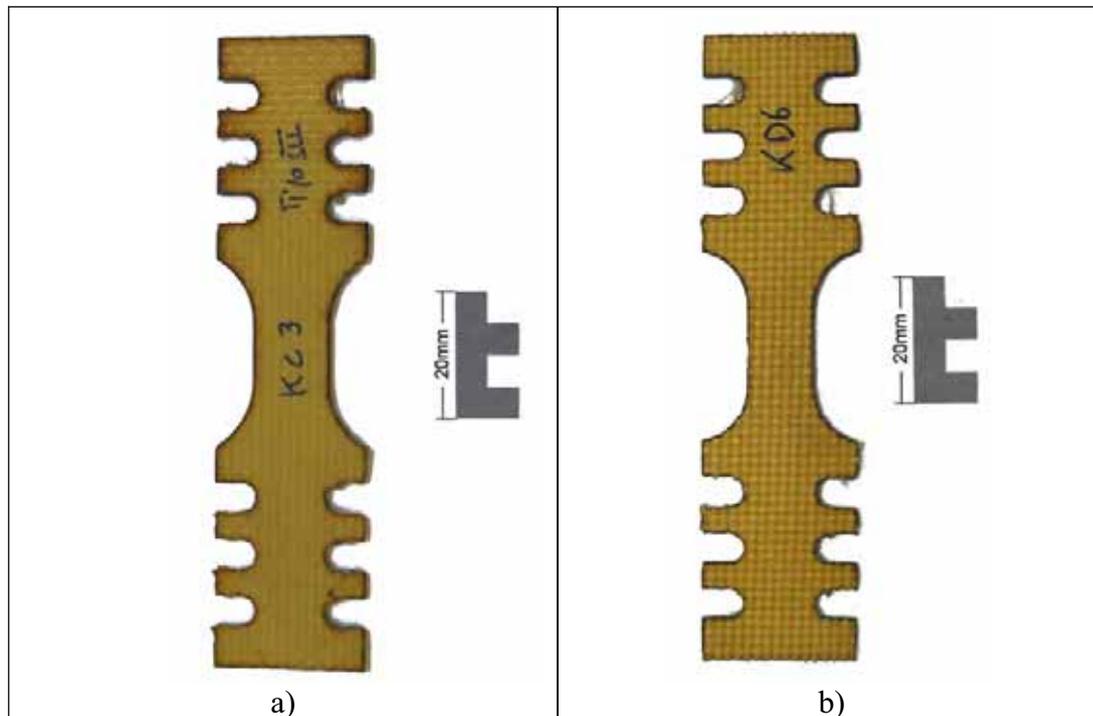


Figura 3.55 Formas dos provetes de Kevlar® 129 utilizadas nos ensaios de tracção, a) tipo 3 e b) tipo 4.

Para garantir um bom aperto dos provetes e simultaneamente reduzir o binário de aperto dos parafusos das amarras, utilizou-se uma ferramenta auxiliar. Essa ferramenta, que permite realizar um pré-esforço de aperto e assim garantir uma correcta indentação do provete, foi utilizada na realização de alguns ensaios.

Nestes ensaios foi também possível identificar o modo de rotura associado à cedência destes materiais. O bom desempenho destes materiais na absorção de energia de impacto é obtido fazendo uso de uma baixa percentagem de matriz, sendo objectivo garantir que é envolvido um maior comprimento de fio na absorção de energia. O modo de rotura que é normalmente observado é do tipo “esfiapado”, i.e., sem secção de rotura bem definida e com grandes comprimentos de deslizamento entre fios. Na figura 3.56 pode ser observado o tipo de rotura registado em provetes do tipo 4 em Kevlar® 129.

Nos ensaios dinâmicos foram utilizados provetes com o mesmo comprimento de referência com o objectivo de garantir a representatividade e a ocorrência do mesmo modo de rotura. O comprimento de rotura foi contabilizado como a distância entre o topo das amarras, visto que, com este modo de rotura, o raio de concordância da garganta não concentra nesta a rotura de todas as fibras. Este facto condicionou as taxas de deformação obtidas nos ensaios. Uma especial atenção foi dedicada ao

aperto das amarras no sentido de evitar o escorregamento e “desfiamento” de fios dentro da amarra. Este facto levaria à necessidade de considerar um maior comprimento de referência com alterações significativas de módulos de elasticidade e taxas de deformação calculadas.

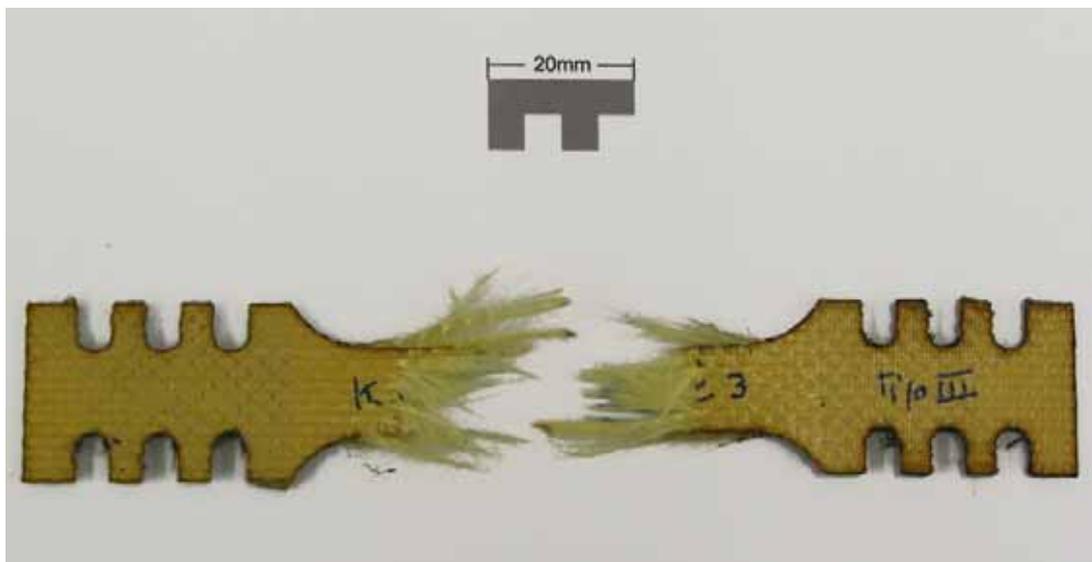


Figura 3.56 Modo de rotura verificado nos provetes de tracção em ensaios *quasi*-estáticos. Kevlar® 129.

O programa de ensaios foi constituído por quatro séries de ensaios de três provetes cada, num total de 12 ensaios. Cada série compreendeu um tipo de geometria, tipo 3 ou tipo 4, e a utilização, ou não, da ferramenta auxiliar de aperto anteriormente referida. A repetibilidade dos resultados justificou o reduzido número de provetes ensaiados em cada série.

Na figura 3.57 e seguinte representam-se graficamente as curvas típicas, tensão *vs* deformação, obtidas nos vários ensaios realizados, para os dois tipos de provetes testados. Verificou-se não existir uma diferença significativa de comportamento entre os provetes do tipo 3 e do tipo 4. Para os provetes do tipo 4, de garganta mais estreita, registaram-se valores de tensão de rotura ligeiramente superiores.

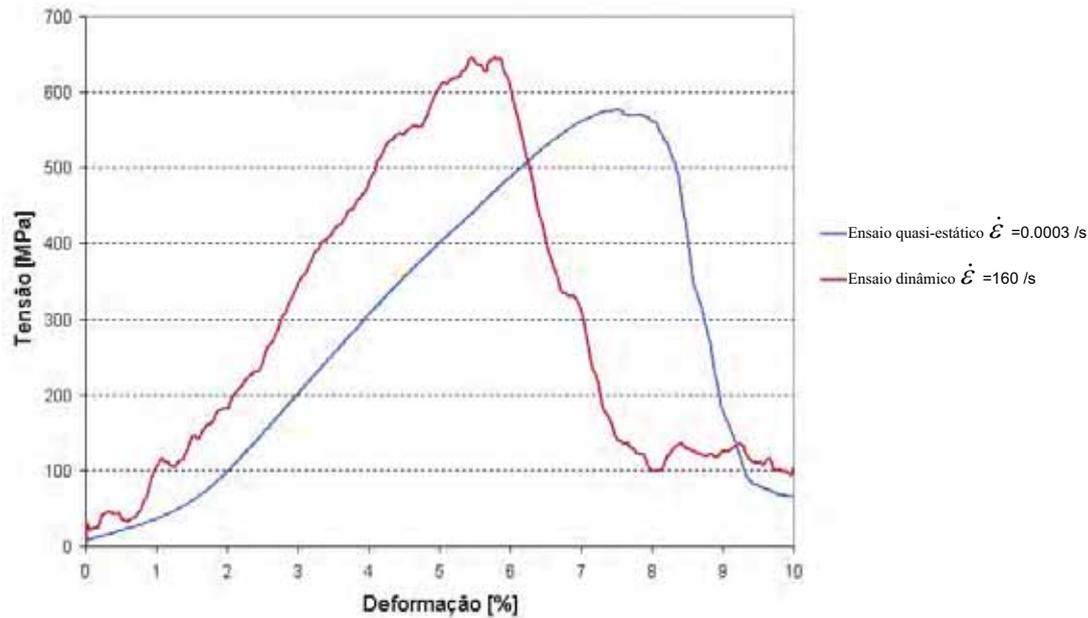


Figura 3.57 Comparação entre as curvas tensão vs deformação obtidas em regime *quasi*-estático e em regime dinâmico. Provetes Kevlar® 129 tipo 3.

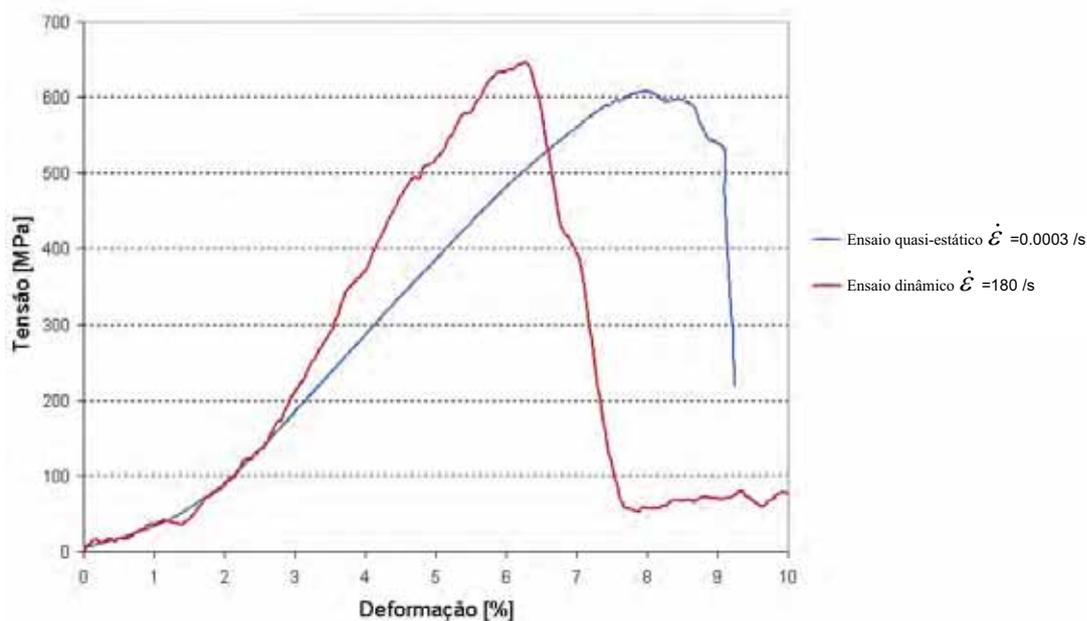


Figura 3.58 Comparação entre as curvas tensão vs deformação obtidas em regime *quasi*-estático e em regime dinâmico. Provetes Kevlar® 129 tipo 4.

De referir que neste tipo de ensaios dinâmicos existe um ruído característico inerente. Este ruído deve-se a vários factores, tal como o elevado ganho de um sinal inicialmente fraco ou a inexistência de filtros. No entanto a filtragem electrónica deve ser evitada para garantir a largura de banda necessária. As curvas apresentadas resultam de uma média flutuante de 15 pontos.

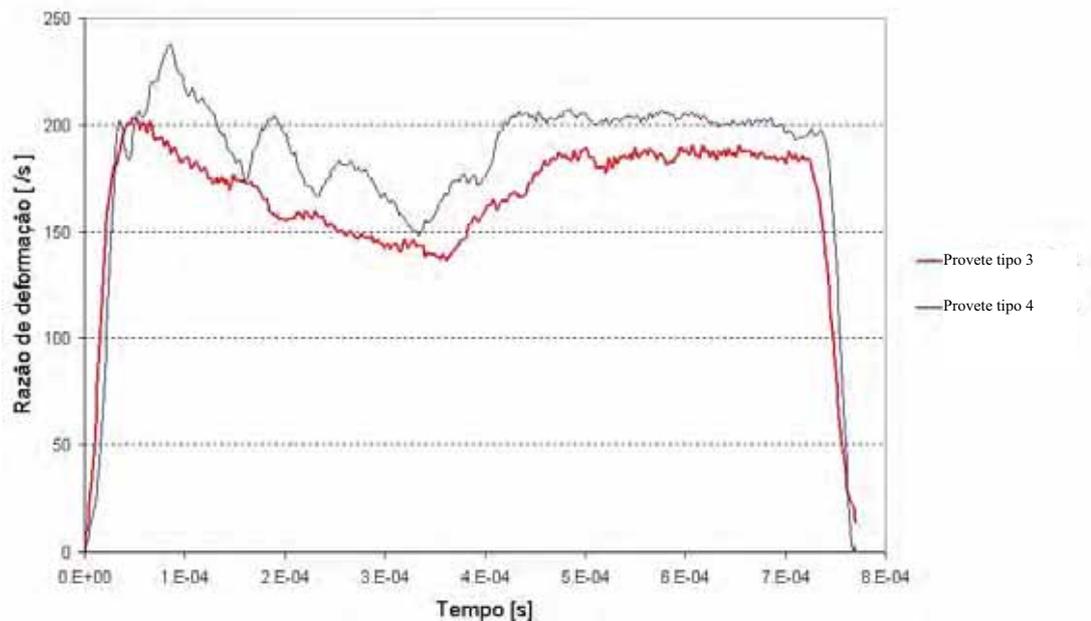


Figura 3.59 Evolução da razão de deformação ao longo do tempo, para os provetes de Kevlar[®] 129 dos tipos 3 e 4 referidos nas figuras anteriores.

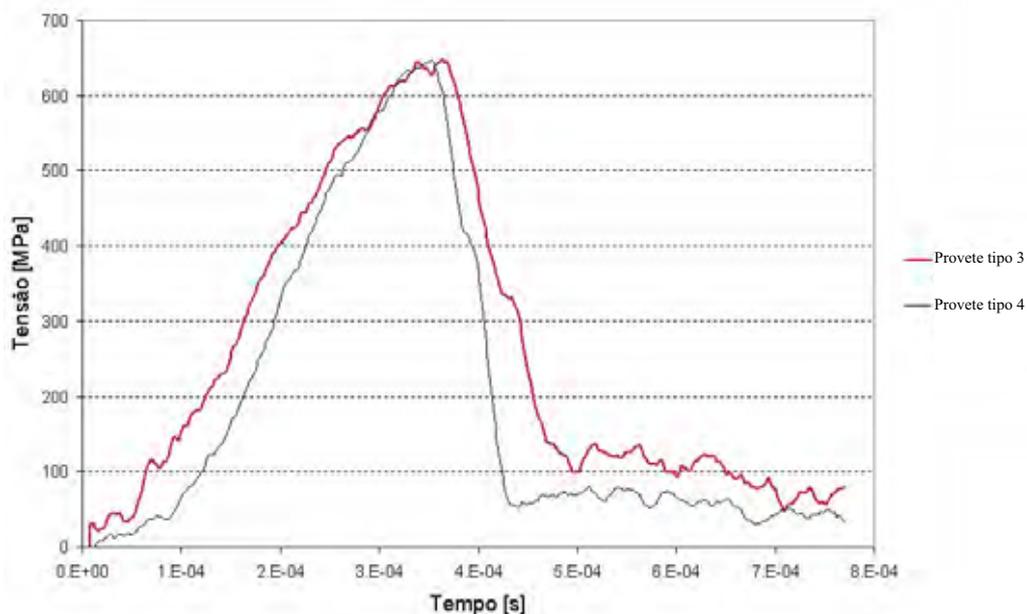


Figura 3.60 Evolução da tensão ao longo do tempo, para os mesmos provetes referidos na figura anterior.

A razão de deformação nos ensaios dinâmicos não é constante ao longo do tempo, antes variando ao longo do ensaio. Na figura 3.59 apresenta-se a evolução da razão de deformação ao longo dos ensaios dinâmicos referidos anteriormente. Na figura 3.60 apresenta-se a evolução da tensão ao longo do tempo para os mesmos ensaios.

As propriedades em regime dinâmico deste material foram determinadas a partir dos valores medidos nos ensaios. Na figura 3.61 representa-se graficamente a evolução da tensão de rotura com a taxa de deformação. Finalmente, a evolução do módulo de elasticidade com a taxa de deformação é apresentada na figura 3.62.

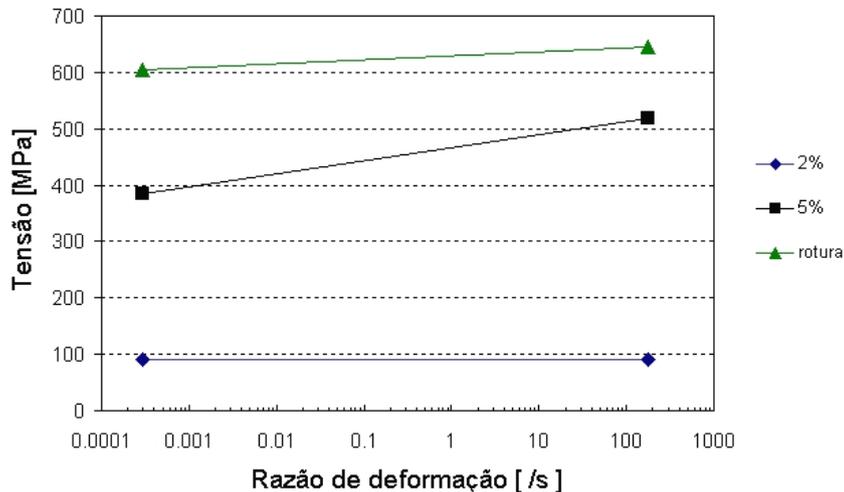


Figura 3.61 Variação da tensão com a taxa de deformação. Provetes de Kevlar[®] 129 do tipo 4.

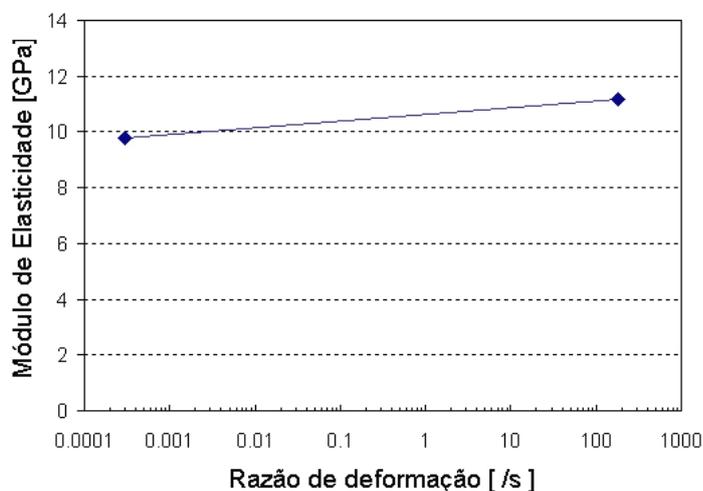


Figura 3.62 Variação do módulo de elasticidade com a taxa de deformação. Provetes de Kevlar[®] 129 do tipo 4.

Não é frequente encontrar na literatura especializada ensaios de materiais compósitos com este material de reforço, tanto em regime *quasi*-estático como dinâmico. Na pesquisa efectuada foi encontrado um trabalho realizado para a Agência Espacial Europeia (ESA) para desenvolvimento de modelos para protecção de estruturas espaciais contra impactos de hipervelocidade, tal como sucede no

impacto de micro-partículas no espaço. Nesse trabalho, Hiermaier *at al.*[167] testaram em tracção provetes de Kevlar[®] 129 com resina de epóxido. Os provetes utilizados eram em forma de haltere, com espessura de 5.7 mm, comprimento de referência de 70 mm e largura de garganta de 10 mm. Os testes *quasi*-estáticos mostraram um comportamento bi-linear, sendo a deformação de rotura encontrada de 6% e a tensão de rotura de 320 MPa.

3.5.8 Caracterização dinâmica em tracção do Dyneema[®] SK66

A caracterização do Dyneema[®] SK66 foi feita de forma semelhante à do Kevlar[®] 129, tendo sido inicialmente ensaiado em regime *quasi*-estático e, posteriormente, em regime dinâmico. Para poder estabelecer uma tendência do comportamento deste material com o aumento da taxa de deformação realizaram-se ensaios *quasi*-estáticos em provetes com a mesma geometria dos utilizados nos ensaios dinâmicos. Na tabela 3.3 são apresentadas as principais características fornecidas pelo fabricante, para o tecido pré-impregnado utilizado. O empilhamento foi realizado sem rotação de camadas.

Para os programas de caracterização *quasi*-estática e dinâmica foram inicialmente fabricados provetes com 5 camadas, por ser esta a espessura de provete melhor adaptada ao dispositivo implementado na Barra de Hopkinson. No entanto, durante a realização dos primeiros ensaios verificou-se a tendência para um escorregamento apreciável entre as camadas de tecido, sendo este fenómeno particularmente elevado nas camadas interiores que não ficavam em contacto directo com as amarras. Os resultados de alguns ensaios foram mesmo invalidados por se ter verificado, posteriormente, que a rotura das fibras das camadas interiores tinha ocorrido na zona interior das amarras.

De salientar que este material tem uma espessura por camada reduzida, cerca de 0.21 mm, quando comparada com a do Kevlar[®] 129 utilizado. Tal como no caso do Kevlar[®] 129, foram testadas diferentes formas de provetes, cortadas por *laser* a partir de placas produzidas em prensa de pratos quentes, figura 3.63. As formas que se revelaram mais adequadas foram as do tipo 3 e tipo 4, não tendo sido notadas diferenças significativas de comportamento entre estes dois tipos, tendo-se também obtido uma boa repetibilidade nos resultados. No total, foram ensaiados dezoito provetes deste material, que permitiram obter curvas de comportamento

tensão vs deformação, quer em regime *quasi*-estático, quer em regime dinâmico, para a mesma forma de provete.

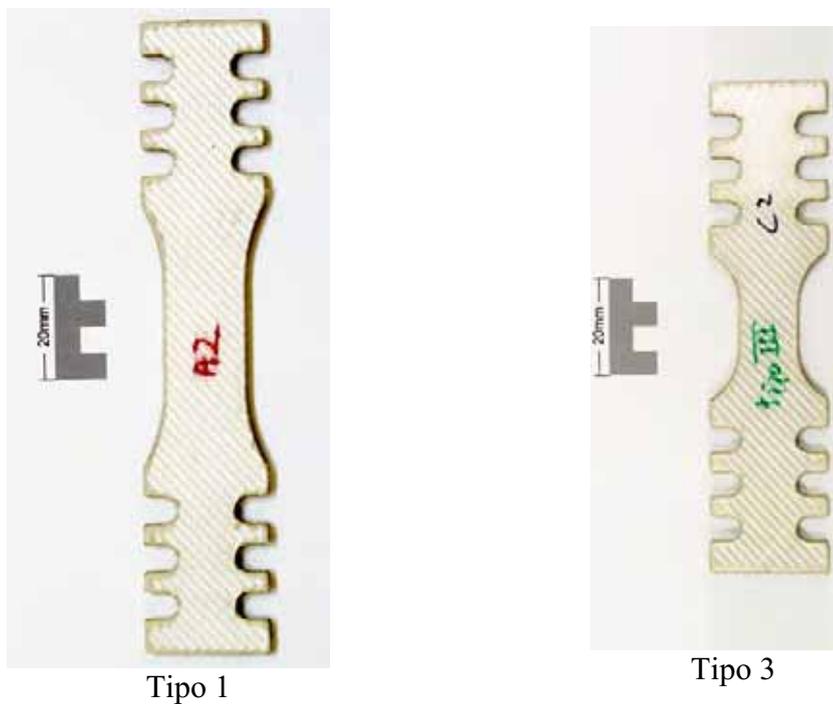


Figura 3.63 Algumas das formas de provetes em Dyneema[®] SK66, com 5 camadas, cortadas por *laser* para testes de tracção.

Devido ao fenómeno de escorregamento entre camadas verificado nos provetes de 5 camadas, foram também fabricados e ensaiados provetes com 2 camadas, no sentido de minimizar o efeito deste fenómeno e simultaneamente quantificá-lo. Na figura 3.64 são apresentadas as curvas obtidas em ensaios *quasi*-estático com provetes de 2 e 5 camadas, onde a influência deste fenómeno é posta em evidência.

Na figura 3.65 é visível o modo de rotura verificado nos ensaios de tracção *quasi*-estáticos no Dyneema[®] SK66, nos provetes de 5 camadas. Verifica-se que é um tipo de rotura semelhante ao encontrado no Kevlar[®] 129, do tipo “esfiapado”, i.e., sem secção de rotura bem definida. Nestes provetes de 5 camadas é ainda visível a rotura de fios em zonas do provete localizadas dentro da zona das amarras, devido ao fenómeno de escorregamento entre camadas.

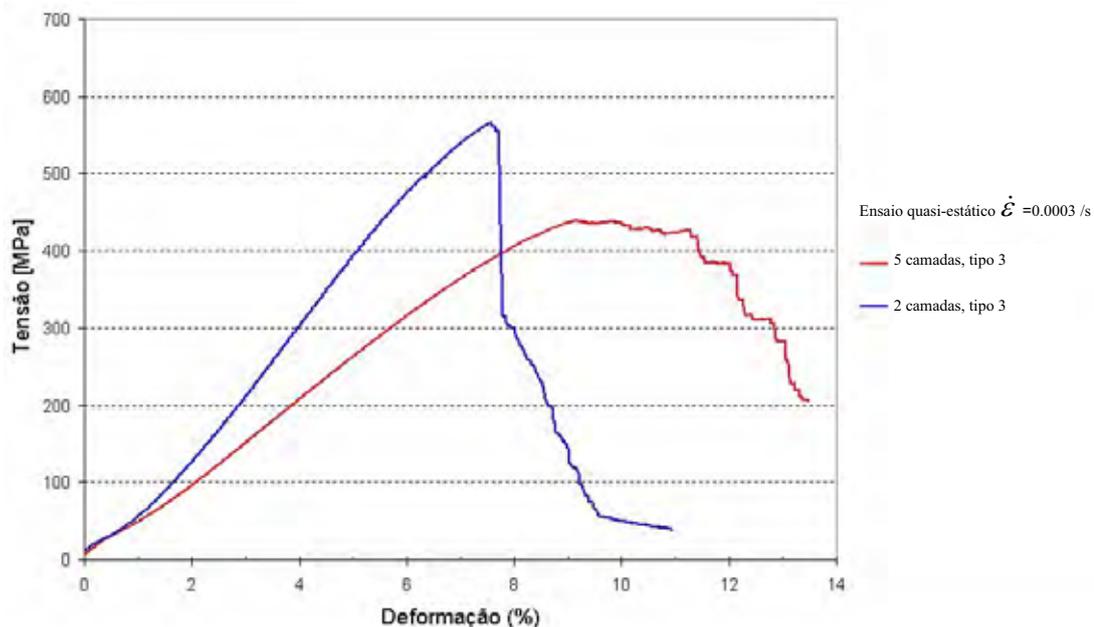


Figura 3.64 Curvas tensão vs deformação em regime *quasi*-estático para Dyneema[®] SK66, para provetes de 2 e 5 camadas.

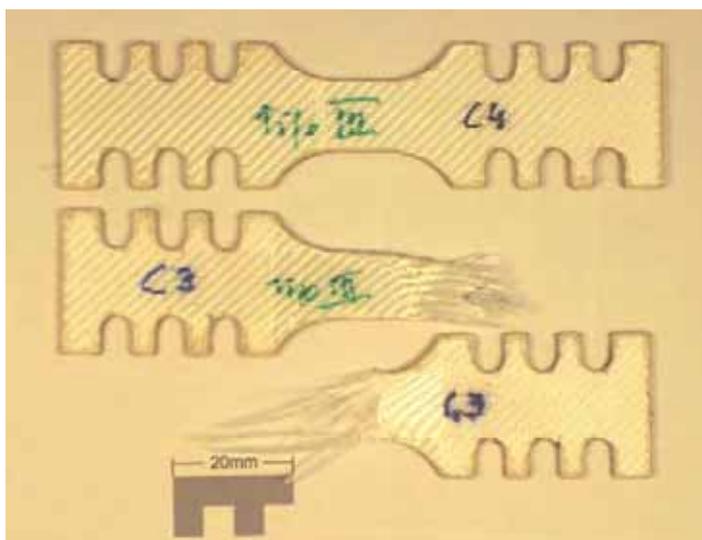


Figura 3.65 Modo de rotura verificado em ensaios de tração *quasi*-estáticos nos provetes tipo 3 de 5 camadas de Dyneema[®] SK66.

Na figura 3.66 apresentam-se as curvas obtidas nos dois tipos de ensaios, *quasi*-estático e dinâmico, para provetes de Dyneema[®] SK66 de 5 camadas. Na figura 3.67 são apresentadas as curvas obtidas para estes provetes tanto em regime dinâmico como *quasi*-estático. O aperto dos provetes no dispositivo Barra de Hopkinson foi feito com a ferramenta de aperto referida anteriormente. Neste caso verifica-se um aumento do módulo de elasticidade e da tensão de rotura com o aumento da taxa de deformação.

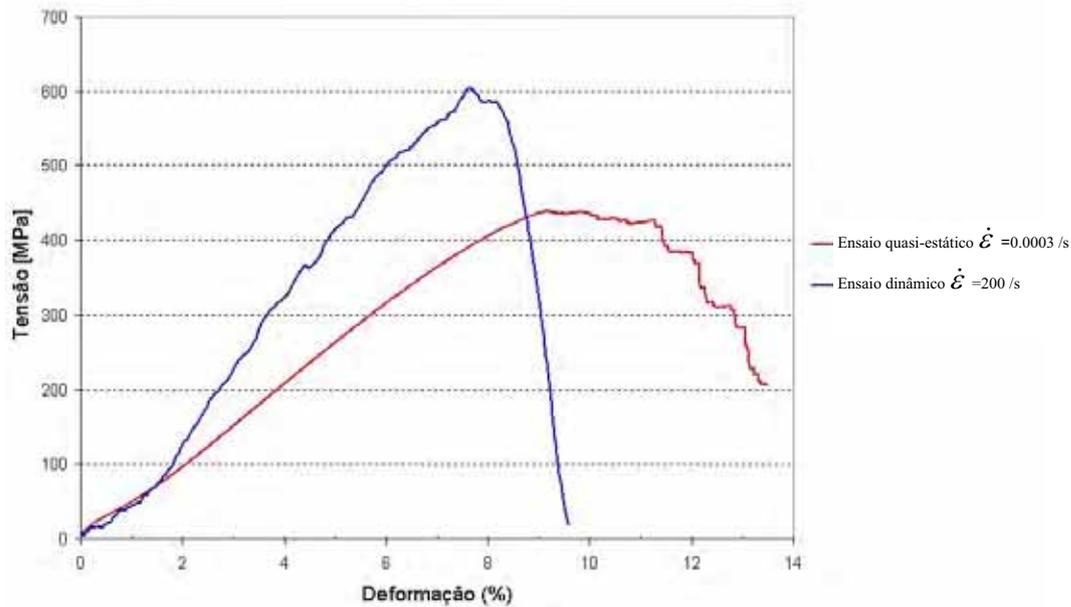


Figura 3.66 Comparação entre as curvas tensão vs deformação obtidas em regime *quasi*-estático e em regime dinâmico. Provetes de Dyneema[®] SK66 com 5 camadas.

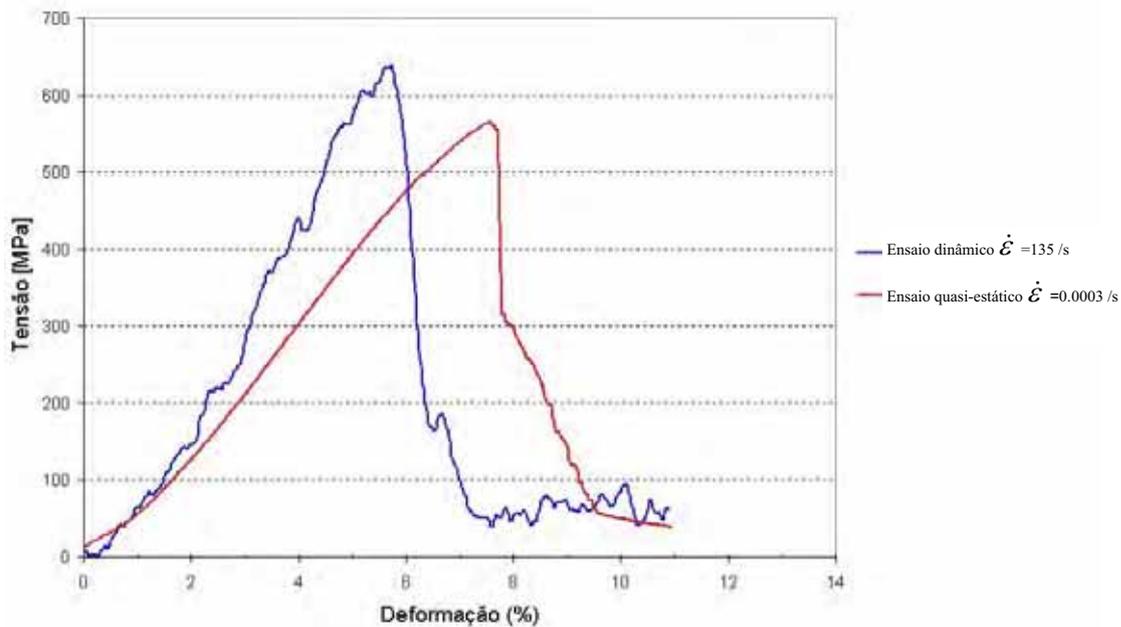


Figura 3.67 Comparação entre as curvas tensão vs deformação obtidas em regime *quasi*-estático e em regime dinâmico. Provetes de Dyneema[®] SK66 com 2 camadas.

A razão de deformação nos ensaios dinâmicos não é constante ao longo do tempo, antes variando ao longo do ensaio. Na figura 3.68 apresenta-se a evolução da razão de deformação ao longo dos ensaios dinâmicos de 2 e 5 camadas referidos

anteriormente. Na figura 3.69 apresenta-se a evolução da tensão ao longo do tempo para os mesmos ensaios.

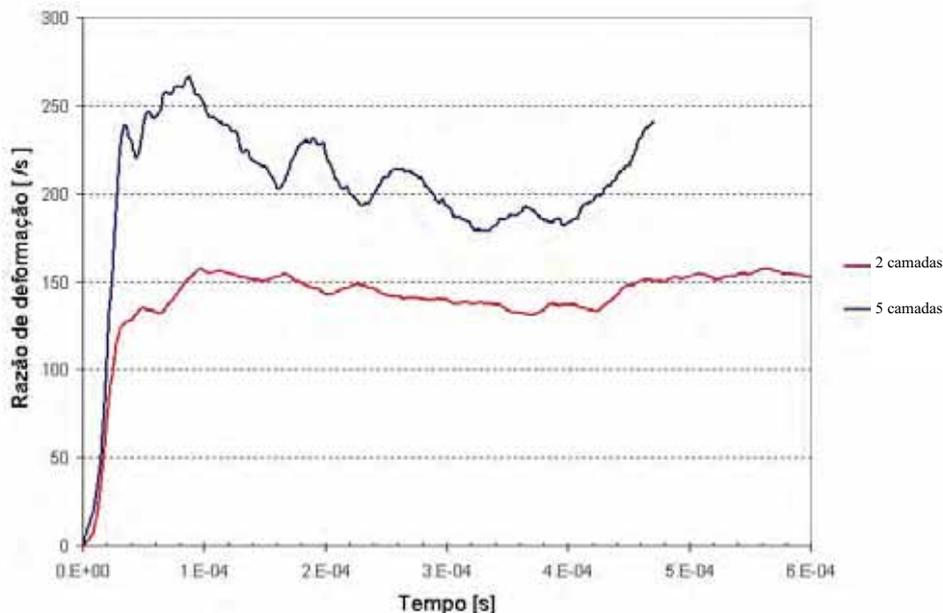


Figura 3.68 Evolução da razão de deformação ao longo do tempo, para os provetes de Dyneema[®] SK66 de 2 e 5 camadas referidos na figura anterior.

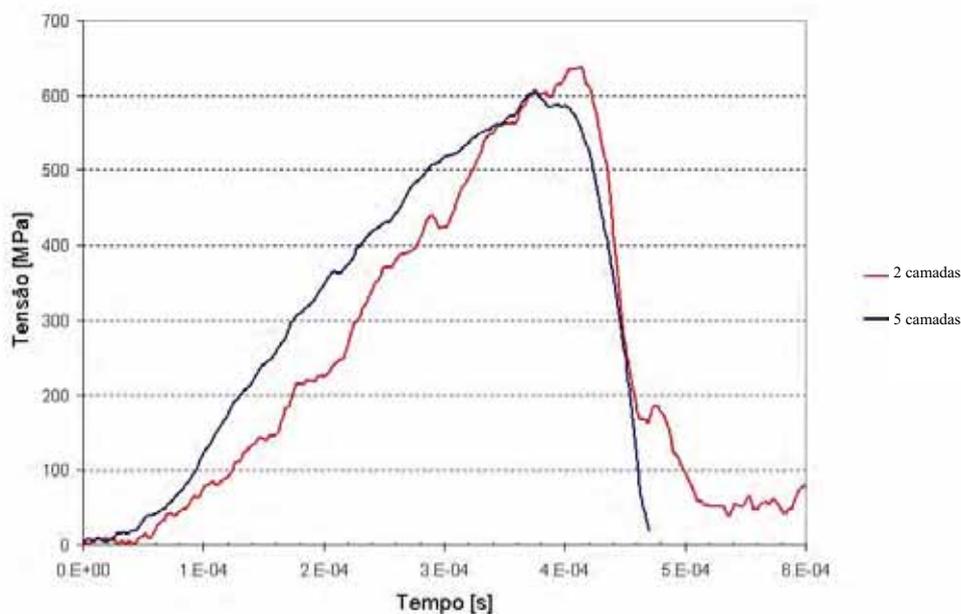


Figura 3.69 Evolução da tensão ao longo do tempo, para os provetes de Dyneema[®] SK66 com 2 e 5 camadas para os ensaios referidos nas figuras anteriores.

As propriedades deste material em regime dinâmico foram calculadas a partir dos valores medidos nos ensaios. Na figura 3.70 representa-se graficamente a evolução da tensão de rotura com a taxa de deformação. Finalmente, a evolução do módulo de elasticidade com a razão de deformação é apresentada na figura 3.71.

É de referir que não é frequente encontrar na literatura especializada ensaios de materiais compósitos com este material de reforço, sendo apenas fornecidos pelo fabricante valores de referência para a fibra. Uma das razões será a confidencialidade dos resultados obtidos, devido às aplicações típicas destes materiais. Apesar de tudo, foi possível encontrar alguns resultados comparativos.

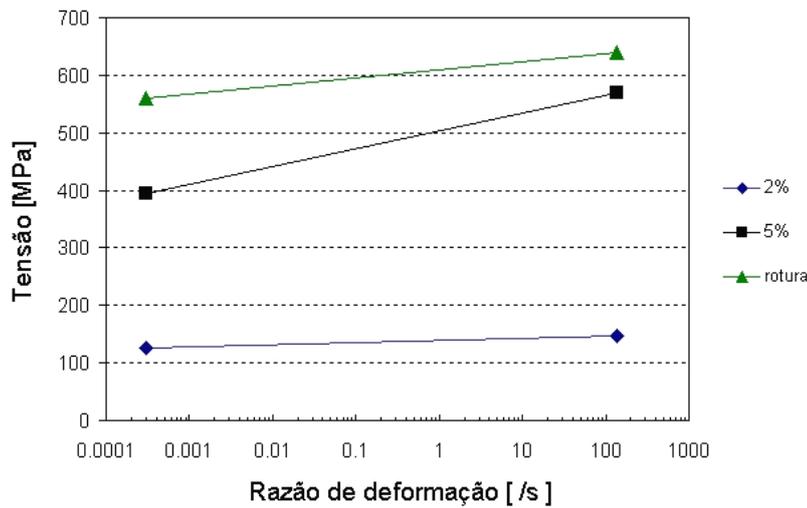


Figura 3.70 Variação da tensão com a taxa de deformação. Provetes de Dyneema[®] SK66 com duas camadas.

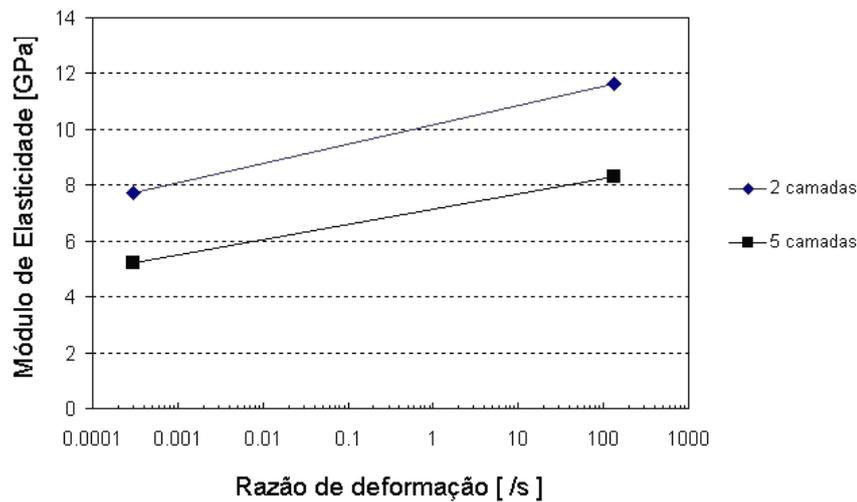


Figura 3.71 Variação do módulo de elasticidade com a razão de deformação. Provetes de Dyneema[®] SK66 de 5 e 2 camadas.

Morye [94] ensaiou provetes de Dyneema[®] SK66 em regime *quasi*-estático, tendo encontrado dificuldades devido ao escorregamento nas amarras e à fraca resistência ao corte inter-laminar. Por essas razões, foram testados provetes só com

uma camada. Tratando-se de provetes de uma camada, foi utilizado um sistema óptico para medir as deformações. Para os provetes de Dyneema[®] SK66, com malha do tipo *twill* 1/3, foram encontrados valores de 470 MPa para a tensão de rotura, e 17 GPa para o módulo de elasticidade longitudinal. O autor justificou a diferença entre os valores encontrados para o módulo de elasticidade de provetes feitos neste material (SK66) e o módulo de elasticidade de provetes feitos a partir de Dyneema[®] UD66 (unidireccionais) pela existência de pontos de entrecruzamento na malha (*crimp*) nos provetes com Dyneema[®] SK66.

Os valores obtidos em regime *quasi*-estático foram também comparados com os obtidos por Chocron Benloulo [93] para provetes de Dyneema[®] SK66 com 1 mm de espessura, em que os valores de deformação foram obtidos com um extensómetro eléctrico da própria máquina de ensaios de tracção. O valor do módulo de elasticidade obtido por este autor é semelhante, sendo a tensão de rotura inferior em 7% quando comparada com os valores obtidos com provetes sensivelmente da mesma espessura, obtida com 5 camadas. No entanto, este autor refere que durante os ensaios realizados houve provetes com rotura na zona dos mordentes e fios arrancados das mesmas.

Chocron Benloulo refere também ter ensaiado em regime dinâmico provetes com 1 mm de espessura com o mesmo comprimento de referência. No entanto não é claro como foram calculados os valores de razão de deformação referidos (10^3 /s), uma vez que só pôde utilizar o sinal da onda transmitida à barra de saída para poder calcular as tensões, devido às reflexões da onda na *interface* barra-mordente referidas anteriormente. Os valores da tensão de rotura publicados por este autor são semelhantes aos obtidos neste trabalho.

Os resultados obtidos na caracterização dinâmica são coerentes, porém um maior conhecimento do comportamento destes materiais a elevadas taxas de deformação só é possível com um extenso programa de ensaios a outras taxas de deformação, que complementem os resultados já obtidos.

3.5.9 Testes de *inverse flyer plate*

O método de teste de *inverse flyer plate* impõe taxas de deformação muito elevadas, dando informação sobre o comportamento dos materiais à compressão

uniaxial. Está bem adaptado para caracterizar o comportamento dos materiais ao choque, tendo sido anteriormente aplicado a materiais compósitos com materiais de reforço semelhantes aos estudados no âmbito deste trabalho, [95] e [96].

Os ensaios do programa de testes foram realizados pelo autor utilizando os equipamentos existentes no Laboratório Cavendish, na Universidade de Cambridge.

3.5.9.1 Conceitos fundamentais

As equações que governam o comportamento ao choque são deduzidas por aplicação das leis de conservação da massa, do impulso e quantidade de movimento, e da conservação de energia.

Considere-se o caso mais simples, em que o material à frente da onda de choque está em repouso, com tensão e energia interna nulas, tal como se mostra na figura 3.72.

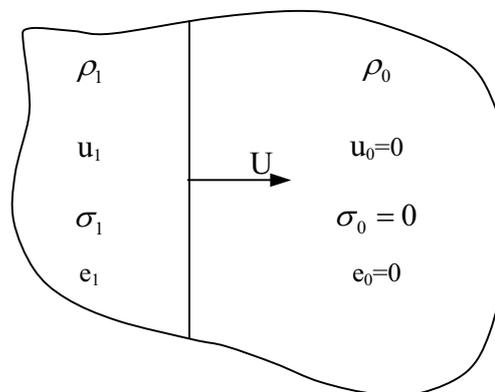


Figura 3.72 Condições na frente de uma onda de choque.

A conservação de massa exige que o fluxo de massa que entra na onda de choque seja o mesmo que sai. Massa específica ρ_0 entra com velocidade relativamente à onda de choque U , enquanto que massa específica ρ_1 sai com velocidade relativa de $U - u_1$, tal como se mostra na equação (3.40):

$$\rho_0 U = \rho_1 (U - u_1) \quad (3.40)$$

A aplicação do teorema de impulso e quantidade de movimento exige que a variação da quantidade de movimento, num incremento de tempo Δt , seja igual ao impulso fornecido a essa massa nesse intervalo de tempo Δt . Sendo a massa por unidade de área dada por $\rho_0 U \Delta t$, a velocidade final u_1 , e a tensão σ_1 , obtemos a equação (3.41):

$$\sigma_1 = \rho_0 u_1 U \quad (3.41)$$

Para obtermos a terceira equação, é aplicado o princípio de conservação de energia, que se traduz por a energia inicial mais o trabalho realizado ser igual à energia final. Este princípio é aplicado a uma massa específica que atravessa a frente da onda de choque num período de tempo Δt , i.e., $\rho_0 U \Delta t$. A variável e designa a energia interna por unidade de massa. A energia cinética inicial é zero enquanto que a energia final é a soma da energia acumulada mais a energia cinética final. O trabalho realizado (por unidade de área da secção) é dado pela tensão σ_1 a actuar durante a distância $u_1 \Delta t$. A aplicação deste princípio é traduzida pela equação (3.42):

$$\rho_0 U e_0 \Delta t + \sigma_1 u_1 \Delta t = \rho_1 U e_1 \Delta t + \frac{1}{2} \rho_0 U \Delta t u_1^2 \quad (3.42)$$

Se eliminarmos u_1 utilizando as equações (3.40) e (3.41) obtém-se a equação (3.43):

$$E_1 - E_0 = \frac{1}{2} \sigma_1 \left(\frac{1}{\rho_0} - \frac{1}{\rho_1} \right) \quad (3.43)$$

As equações (3.40), (3.41) e (3.43) são conhecidas por equações de Hugoniot e envolvem cinco variáveis, e, ρ, u, σ e U , o que deixa duas variáveis independentes. Uma quarta equação, a curva de Hugoniot, é uma propriedade de cada material, que é o conjunto dos estados que é possível atingir nesse material com ondas de choque, sendo análoga à curva de tensão-deformação obtida num ensaio de tensão uniaxial. Com estas quatro equações, sabendo-se o valor de qualquer uma das variáveis, é possível obter todas as outras.

Para o caso mais geral em que o material à frente da onda de choque não está em repouso, mas em que o estado inicial é dado pelas variáveis e_0, u_0, σ_0 e ρ_0 , as equações de Hugoniot são dadas por:

$$\frac{\rho_1}{\rho_0} = \frac{U - u_0}{U - u_1} \quad (3.44)$$

$$\sigma_1 - \sigma_0 = \rho_0 (u_1 - u_0) (U - u_0) \quad (3.45)$$

$$e_1 - e_0 = \frac{1}{2} (\sigma_1 + \sigma_0) \left(\frac{1}{\rho_0} - \frac{1}{\rho_1} \right) \quad (3.46)$$

Para além da massa específica, outras medidas de deformação em estado de deformação uniaxial ou compressão hidrostática são normalmente utilizadas. Volume específico V_e é definido como o inverso da massa específica, i.e., $V_e = \rho^{-1}$. Num estado de deformação uniaxial há somente deformação na direcção de propagação da onda de choque, podendo ser escrita da seguinte forma:

$$\varepsilon = 1 - \frac{V_e}{V_{e_0}} = 1 - \frac{\rho_0}{\rho} \quad (3.47)$$

A forma mais simples da curva de Hugoniot apresenta a velocidade da onda de choque, U , em função da velocidade da partícula, u .

Note-se que numa experiência de *plate impact* envolvendo materiais iguais, a velocidade da partícula atrás da onda de choque é conhecida, valendo metade da velocidade de impacto e a velocidade da onda de choque é determinada medindo o tempo de chegada à superfície posterior ou a um sensor que esteja embebido.

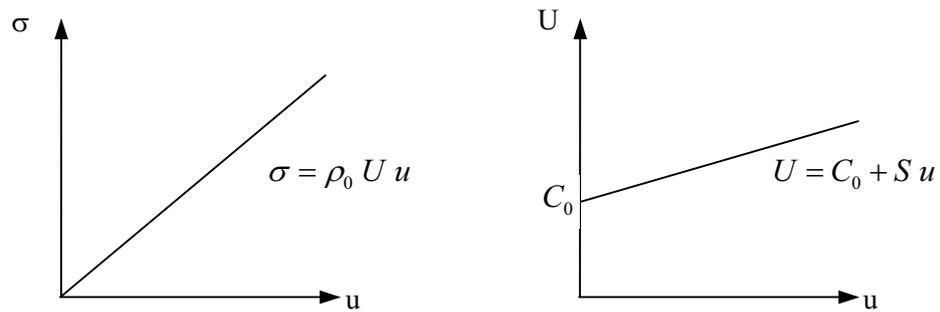


Figura 3.73 Representações da equação de estado para pressões moderadas.

Na figura 3.73 representa-se um diagrama para as curvas de Hugoniot mais simples [97]. Para muitos materiais, esta curva é linear para níveis de pressão moderados e pode ser representada por:

$$U = C_0 + S u \quad (3.48)$$

em que S é uma constante do material determinada experimentalmente e C_0 é a velocidade do som no meio para um estado hidrostático para um material sem resistência ao corte nestas condições, i.e.:

$$C_0 = \sqrt{\frac{K}{\rho}} \quad (3.49)$$

Para pressões baixas, a constante S relaciona-se com o parâmetro de Gruneisen, Γ [97]

$$S = \frac{1}{2}(1 + \Gamma) \quad (3.50)$$

sendo Γ dado por

$$\Gamma = \frac{3 \alpha K}{\rho_0 c_v} \quad (3.51)$$

com:

α = coeficiente de dilatação linear

c_v = calor específico a volume constante

ρ_0 = massa específica

K = módulo de compressão volumétrica

Para pressões mais elevadas, U é vulgarmente escrito sob a forma

$$U = a + b u + c u^2 + d u^3 + \dots \quad (3.52)$$

3.5.9.2 Descrição do ensaio de *inverse flyer plate*

Um esquema do tipo de teste realizado pode ser visto na figura 3.74. Neste teste, uma amostra cilíndrica do material a caracterizar, apoiada num *backing plate* de alumínio, figura 3.75, é acelerada num canhão a gás (*gas gun*) até velocidades que podem ir de 150 a 1000 *m/s*. Este conjunto vai embater numa placa testemunha (*witness plate*), imóvel, em aço.

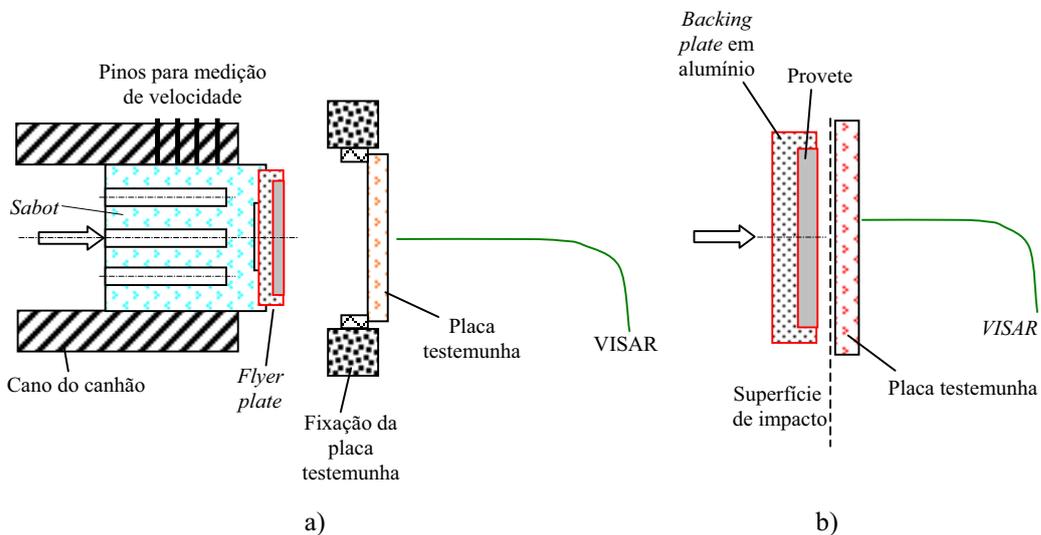


Figura 3.74 Configuração do a) teste de *inverse flyer plate*, b) detalhe da zona do choque, com o projectil, composto pelo *backing plate* e provete, e a placa testemunha.



Figura 3.75 Conjunto *sabot*, *flyer plate* e amostra de material em Dyneema[®] SK66.

Como é importante que as faces do projectil e alvo estejam alinhadas de forma a produzir uma onda de choque plana, o projectil na altura do impacto fica ainda com metade do seu comprimento dentro do cano do canhão a gás. Os diferentes sistemas de alinhamento serão apresentados posteriormente em 3.5.9.4.

Para medição da velocidade de impacto, são utilizados 4 pinos sequenciais, referidos na figura 3.74 a), que à passagem do projectil condutor e antes do impacto com o alvo, fecham o circuito eléctrico, dando origem a três sinais. Estes sinais, espaçados no tempo, permitem calcular três valores de velocidade, sendo a velocidade de impacto assumida como a média destas. Quando se utiliza projecteis não condutores é necessário rodear o *flyer* de um material condutor para que o sistema funcione.

A intensidade das tensões induzidas na amostra pode ser variada alterando a velocidade de impacto e o tipo de *flyer plate* usado. Para induzir pequenas tensões são utilizados materiais de baixa impedância mecânica, tal como o PMMA, enquanto que para se conseguir induzir pressões mais elevadas são utilizados materiais com impedância alta, tal como ligas de tungsténio [98]. Dado que o ensaio de *inverse flyer plate* apresenta algumas semelhanças com o impacto entre barras, como descrito anteriormente em 3.5.1.2, é essencial a compreensão do impacto entre barras. Mais exemplos podem ser encontrados em [97, 86].

Após o impacto e devido à diferença de impedância mecânica que existe entre o material do provete e o aço da placa testemunha, surgem ondas de choque em compressão, tanto na placa testemunha como no provete, que se afastam da zona do

choque. Quando a onda de choque que percorre a placa testemunha atinge a superfície livre posterior, reflecte-se, dando-se um aumento de velocidade dessa superfície, que é captado por um sistema *VISAR* (*Velocity Interferometer System for Any Reflector*). Este sistema permite medir a velocidade da superfície posterior da placa testemunha com uma resolução de 2 ns . Estas reflexões sucessivas nas *interfaces* originam aumentos sucessivos da velocidade da superfície livre da placa testemunha, figura 3.76.

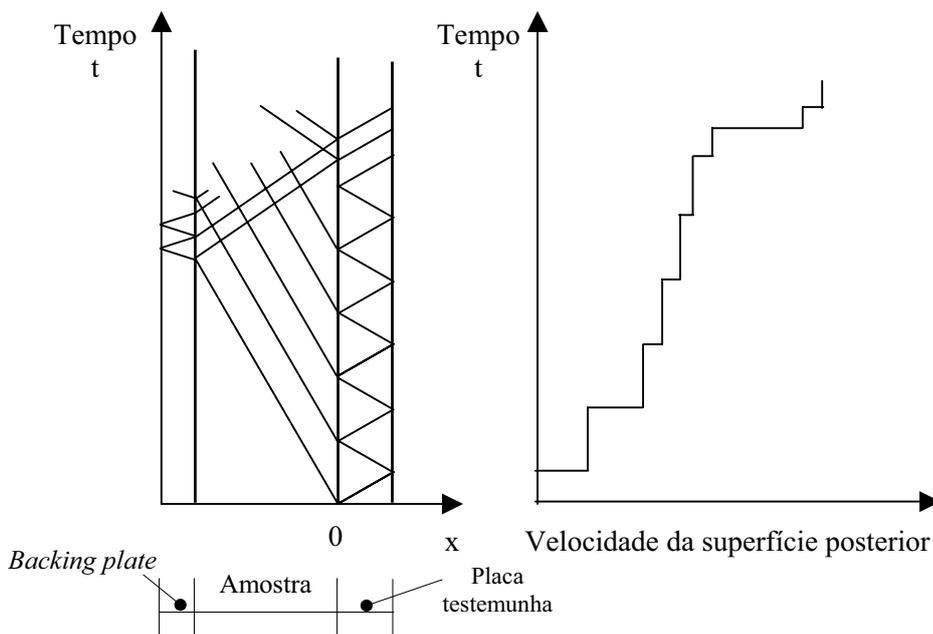


Figura 3.76 Diagrama de Lagrange ($x-t$) do ensaio de *inverse flyer plate*.

Um último incremento da velocidade da superfície livre é devido à reflexão na *interface* com o *backing plate* da onda de compressão que percorre a amostra do material. Esta onda de choque, após percorrer a amostra do material (que está num estado não comprimido), reflecte-se na *interface* com o *backing plate*, voltando a percorrer a amostra de material (agora já em estado de compressão). Refira-se que a frente do *sabot* é rebaixada de maneira a que a onda de choque que se propaga no *backing plate* em alumínio seja reflectida na superfície livre.

Por trás da onda de choque, existe um estado de deformação unidimensional. O tamanho finito do *flyer plate* leva a que sejam geradas ondas laterais (*release waves*) no bordo, que se propagam em direcção ao eixo, atravessando o material que está comprimido atrás da onda de choque, tal como se pode ver na figura 3.77.

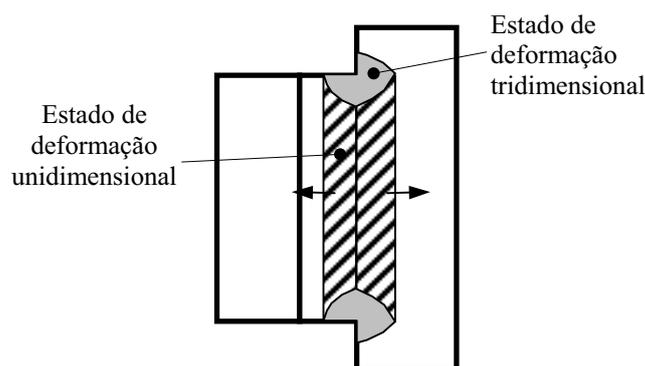


Figura 3.77 Ondas laterais originadas no bordo do *flyer plate*.

A velocidade de propagação destas ondas laterais é maior que a onda de choque, uma vez que se propaga em material comprimido. Atrás destas ondas laterais, o estado de deformação uniaxial é destruído, surgindo um estado de deformação tridimensional. É importante que os valores a retirar do ensaio o sejam antes que as ondas laterais cheguem ao ponto de medida. Este tempo depende do diâmetro do *flyer plate* (e portanto do diâmetro interior do canhão), das espessuras da amostra do material e da placa testemunha, bem como da velocidade de propagação das ondas.

Um método alternativo à utilização do sistema *VISAR* consiste na utilização de transdutores de tensão (*stress gauges*) de manganina. Relativamente à utilização de transdutores de tensão, o sistema *VISAR* tem a vantagem de ter uma melhor resolução no tempo (2-5 ns) enquanto que com os transdutores de tensão se consegue uma resolução temporal de 30 ns. É também uma técnica em que não é necessário contacto com o provete. Por outro lado, a aplicação de transdutores é mais barata, permite um cálculo das tensões mais rápido e não está limitada a medidas na superfície posterior da amostra. É, no entanto, necessário ter cuidado de forma a garantir que os efeitos eléctricos devido à resposta do transdutor não se confundam com a resposta mecânica da amostra. A calibração deste tipo de sensores na gama 0-20 GPa foi feita por Rosenberg *at al.*[99].

3.5.9.3 Canhão a gás

Um esquema do funcionamento do canhão a gás (*gas gun*) utilizado nestes ensaios pode ser vista na figura 3.78. Os parâmetros mais relevantes são apresentados na tabela 3.5.

Volume do reservatório da culatra	30 <i>litros</i>
Pressão máxima na culatra	450 <i>bar</i>
Volume total da expansão	2200 <i>litros</i>
<i>Sabot</i>	Comprimento=100 <i>mm</i> Diâmetro=50 <i>mm</i>
<i>Flyer plate</i>	Espessura= 3 a 12 <i>mm</i> Massa=80 a 200 <i>g</i>
Cano	Comprimento= 5 <i>m</i> Diâmetro= 50 <i>mm</i>

Tabela 3.5 Características do canhão a gás do Laboratório Cavendish.

Este dispositivo é do tipo *single stage gas gun*, podendo usar ar comprimido ou hélio para impulsionar o conjunto *sabot+flyer plate*, sendo as velocidades máximas atingidas com os diferentes gases de 700 e 1000 *m/s*, respectivamente. No Laboratório Cavendish existe também uma câmara de filmar de alta velocidade capaz de 20 milhões de *frames* por segundo, um sistema *VISAR* para medição de velocidade num ponto da superfície posterior de uma amostra, dois equipamentos de raio X para análise de ensaios com penetração em experiências de balística, além de outros equipamentos.

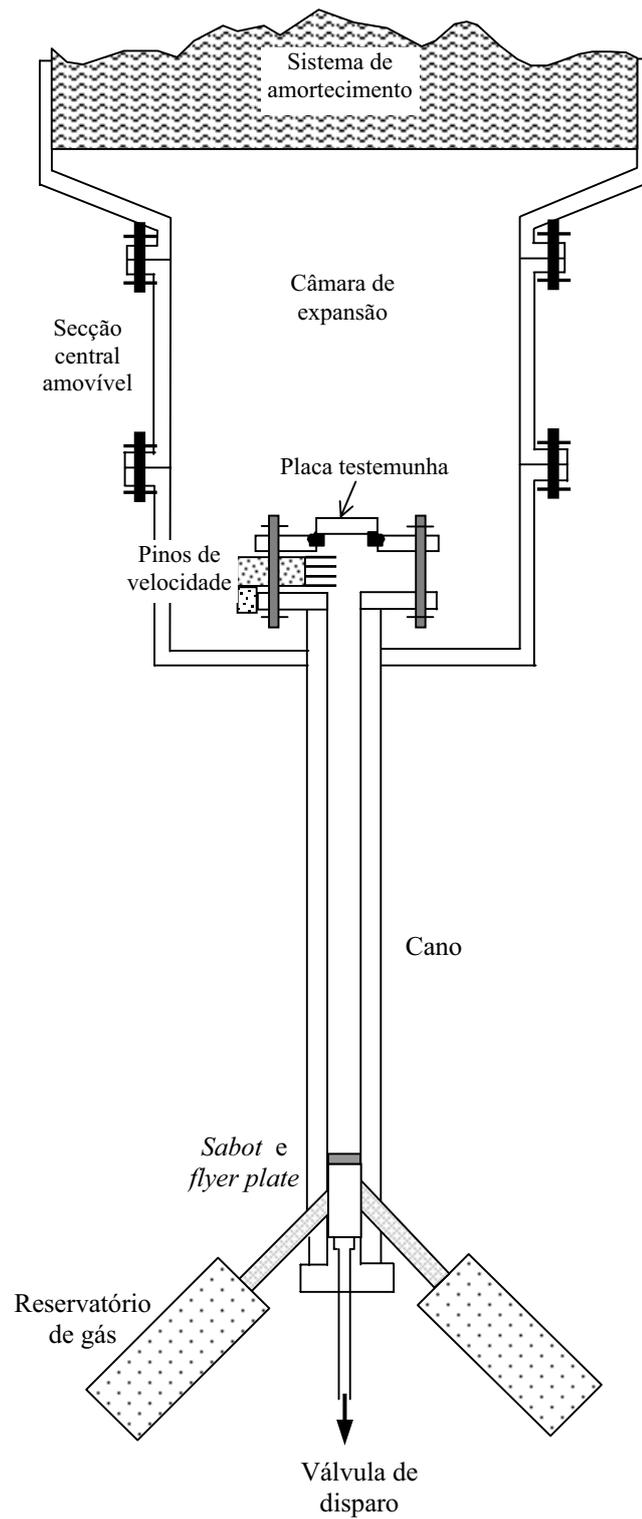


Figura 3.78 Esquema do funcionamento do canhão a gás usado no programa de ensaios de *inverse flyer plate*.



Figura 3.79 Laboratório onde são realizados os testes de *inverse flyer plate* na Universidade de Cambridge.

3.5.9.4 Sistemas de alinhamento para o canhão a gás

É essencial que a amostra e a placa testemunha estejam paralelas no momento do impacto, ou então a onda de choque gerada não será plana. É admitido um desvio máximo de um miliradiano, o que para um diâmetro de 50 mm se traduz num desvio máximo de $25\ \mu\text{m}$ em toda a área de impacto.

Existem diferentes técnicas para manter a placa testemunha perpendicular à linha de voo do *flyer plate*, como, por exemplo, através de um sistema de alinhamento óptico ou através de um sistema de alinhamento mecânico. Como na preparação dos ensaios realizados no âmbito deste trabalho apenas se aplicou o sistema de alinhamento mecânico, apenas este será aqui descrito com algum pormenor.

3.5.9.5 Sistema de alinhamento mecânico

O esquema do sistema de alinhamento mecânico utilizado pode ser visto na figura 3.80. Um pino de alumínio, com 25 *cm* de comprimento, com um prato em aço na extremidade, é colocado no fundo do cano do canhão a gás. Um comparador com precisão de 2 μm é usado para verificar e, se necessário, corrigir o alinhamento recorrendo aos parafusos de ajuste.

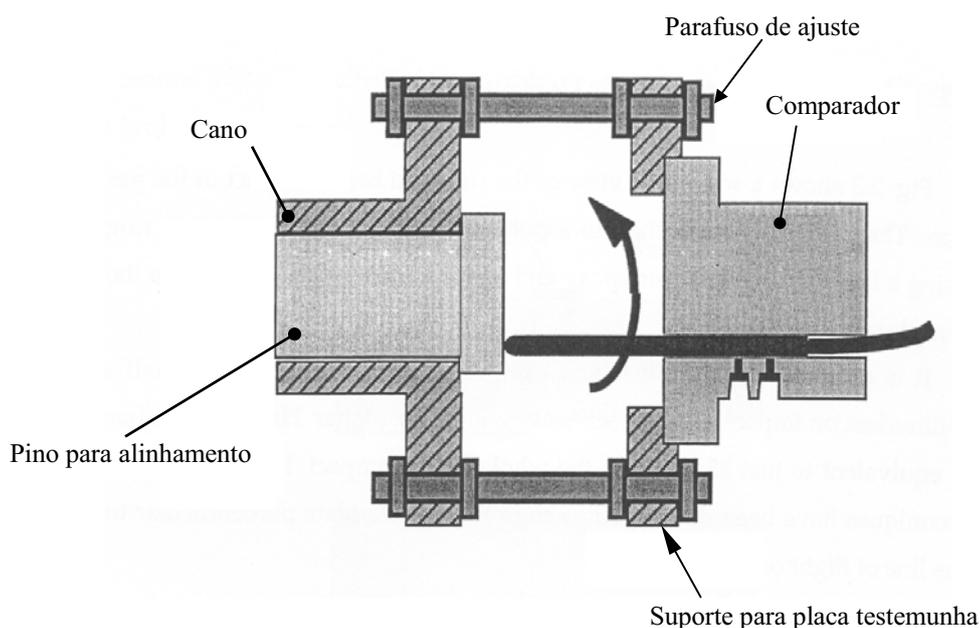
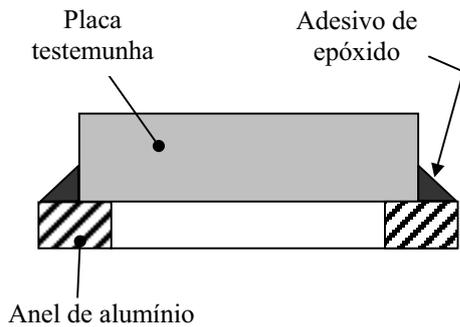


Figura 3.80 Esquema do sistema de alinhamento mecânico.

Este sistema garante que o suporte para a placa testemunha esteja alinhado com a extremidade do cano do canhão a gás, mas, mesmo assim, pode haver problemas quando a placa testemunha e o anel de suporte em alumínio são montados sem garantirem o paralelismo necessário. Uma forma de garantir este alinhamento pode ser visto no esquema da figura 3.81 a). Nesta montagem, a rodela de aço que serve de placa testemunha é colocada sobre um anel de alumínio maquinado, sendo aplicado um adesivo de epóxico na periferia. Seguidamente é aplicada pressão no topo superior da placa testemunha até à cura do adesivo. Desta forma, é garantido o alinhamento exigido. A montagem utilizada nos ensaios realizados pode ser vista na figura 3.81 b).



a)



b)

Figura 3.81 Montagem utilizada para garantir o alinhamento, a) esquema, b) pormenor da placa testemunha já montada no anel de alumínio.

3.5.9.6 Sistema *VISAR*

O sistema *VISAR* (*Velocity Interferometer System for Any Reflector*) foi desenvolvido por Barker e Hollenbach [100] nos Sandia National Laboratories em 1972. Neste sistema é utilizada a luz de um *laser* que ilumina a superfície posterior de um alvo para determinar a história da velocidade de partícula do material, podendo utilizar-se superfícies reflectoras difusas.

Na figura 3.82 pode observar-se a superfície posterior da placa testemunha (alvo) a ser iluminada por este sistema, no Laboratório Cavendish. Quando esta superfície reflectora recebe um impacto, ganha uma determinada velocidade, sendo a frequência da luz reflectida alterada devido ao efeito Doppler. Esta alteração produz franjas de luz no interferómetro sendo o número de franjas proporcional à velocidade da superfície. Mais pormenores sobre este sistema e evoluções mais recentes podem ser encontrados, por exemplo, em [101, 102].

Na figura 3.83 pode ser visto parte do sistema *VISAR Valyn*, do Laboratório Cavendish, da Universidade de Cambridge, usado nos ensaios realizados pelo autor no âmbito deste trabalho. Este sistema utiliza fibra óptica tanto para a iluminação da superfície posterior da placa testemunha como para a recolha da luz reflectida.



Figura 3.82 Aplicação do sistema *VISAR* à superfície posterior da placa testemunha para um dos ensaios.



Figura 3.83 Sistema *VISAR Valyn* do Laboratório de Cavendish, Cambridge.

3.5.9.7 Produção dos provetes

Para a realização dos ensaios de *inverse flyer plate* foram produzidos provetes de forma quadrada, de lado 50 mm . Foram produzidos tanto em Kevlar[®] 129 como em Dyneema[®] SK66, com espessuras aproximadas de 5 e 3 mm , respectivamente. Em ambos os casos, cada uma das camadas de tecido pré-impregnado das placas a produzir foi previamente cortada com *laser*, sendo o processamento efectuado numa prensa de pratos quentes, com o ciclo de cura recomendado pelo fabricante. Para o processamento recorreu-se a um molde próprio, figura 3.84 e figura 3.85.

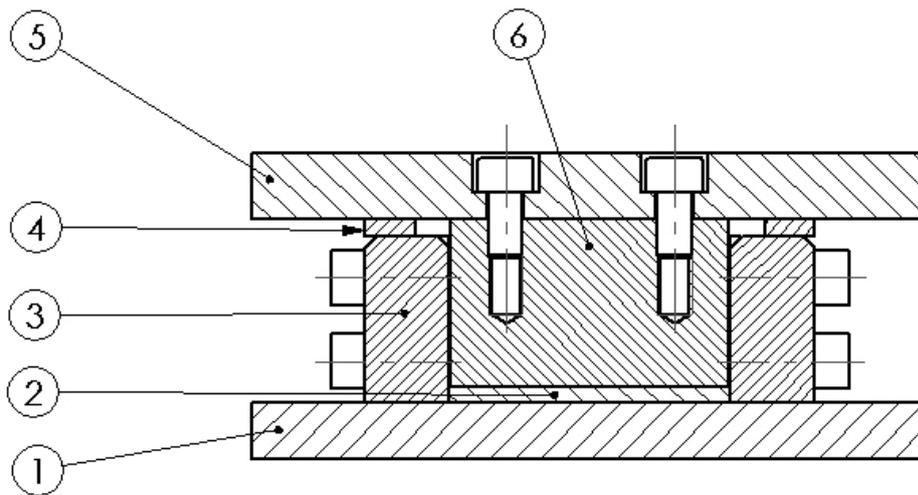


Figura 3.84 Esquema do molde usado para produção dos provetes para os testes de *inverse flyer plate*, 1) placa-molde inferior, 2) provete, 3) parede do molde, 4) calço com espessura do provete, 5) placa-molde superior e 6) molde interior.

Os provetes de Kevlar® 129 e Dyneema® SK66 obtidos podem ser vistos na figura 3.86 e figura 3.87, respectivamente.

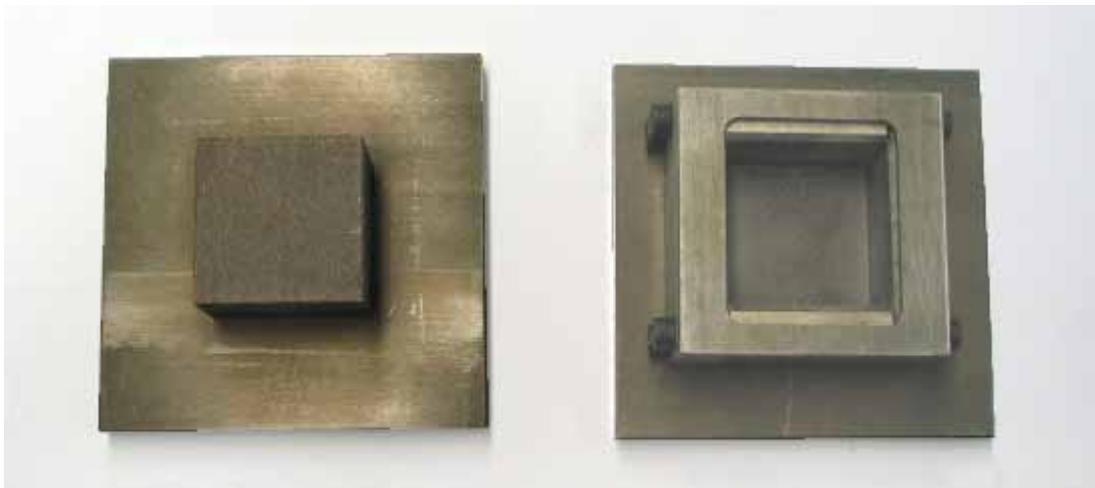


Figura 3.85 Molde usado para produção dos provetes para os testes de *inverse flyer plate*.

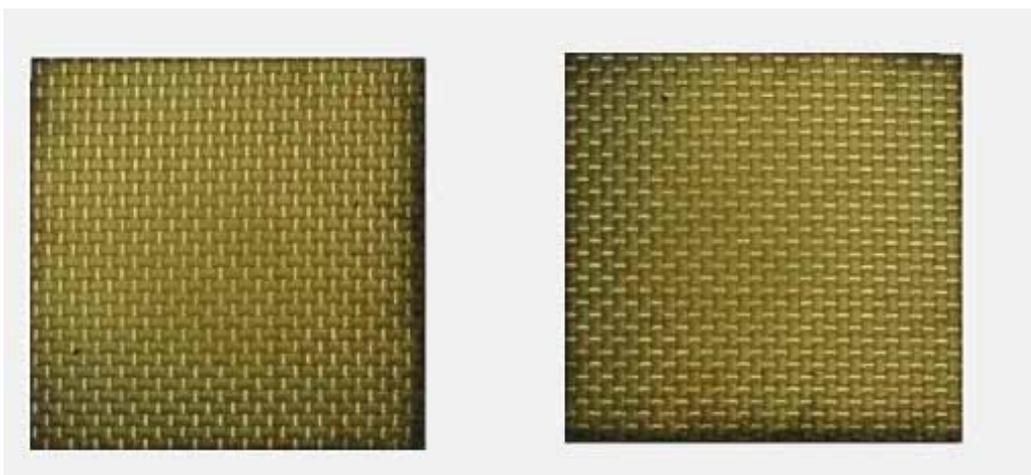


Figura 3.86 Provetes de Kevlar[®] 129 produzidos para os testes de *inverse flyer plate*.

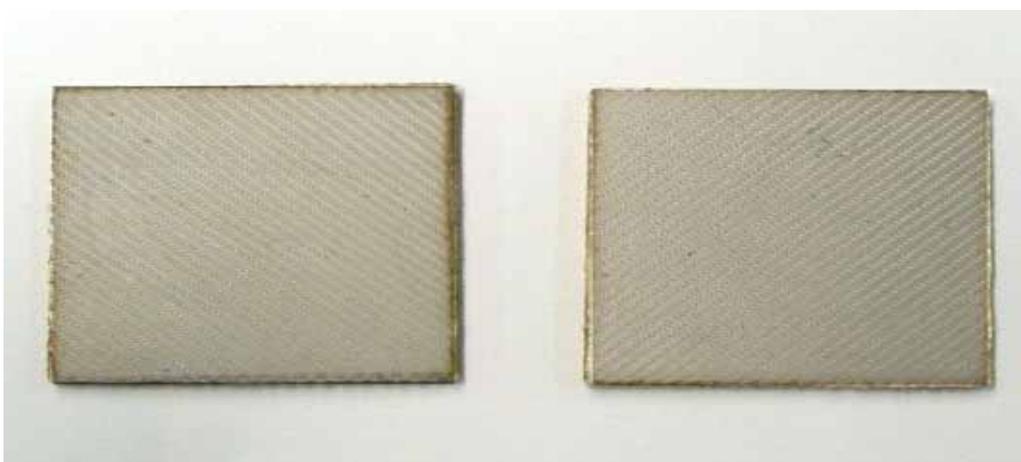


Figura 3.87 Provetes de Dyneema[®] SK66 produzidos para os testes de *inverse flyer plate*.

3.5.9.8 Ensaio de *inverse flyer plate* realizados

Foram testados os dois materiais já referidos, Dyneema[®] SK66 e Kevlar[®] 129. A direcção do impacto foi na direcção normal ao plano das fibras, sendo os testes feitos com velocidades de impacto de 400 e 1000 *m/s*, aproximadamente. Um resumo das características dos ensaios realizados pode ser visto na tabela 3.6.

Id.do ensaio	Material da amostra	Espessura do flyer plate [mm]	Espessura da amostra [mm]	Espessura da placa testemunha [mm]	V_{imp} [m/s]	Massa do flyer plate e provete [kg]	Pressão do gás [MPa]
030709A	Kevlar® 129	5.00	4.90	5.00	401.2	0.318	8.17 (Ar)
030709C	Kevlar® 129	5.00	4.90	5.00	1028	0.224	33.7 (Hélio)
030708A	Dyneema® SK66	5.00	3.00	4.99	396.4	0.311	7.99 (Ar)
030709B	Dyneema® SK66	5.00	3.00	5.00	1028	0.218	32.8 (Hélio)

Tabela 3.6 Características dos ensaios de *inverse flyer plate* realizados.

Na superfície de impacto existe continuidade de pressão e velocidade de partícula. Como referido anteriormente, foi usado um sistema *VISAR* para medir a velocidade da superfície livre da placa testemunha. O valor do primeiro salto da velocidade da superfície livre da placa testemunha permite calcular ambas as variáveis, conhecendo-se a equação de estado do material da placa testemunha. Utilizando as equações (3.53) a (3.56), já apresentadas anteriormente no ponto 3.5.9.1, e com a equação de estado do material da placa testemunha, pode-se calcular as condições de impacto na amostra, sem qualquer conhecimento prévio da equação de estado do material.

$$\sigma_h = \rho_0 U_s u_p \quad (3.53)$$

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{V}{V_0} = \frac{U_s - u_p}{U_s} \quad (3.54)$$

$$e - e_0 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\rho_0} - \frac{1}{\rho} \right) \sigma_h = \frac{1}{2} u_p^2 \quad (3.55)$$

$$\varepsilon_h = \frac{u_p}{U_s} \quad (3.56)$$

$$U_s = C_0 + S u_p \quad (3.57)$$

com:

σ_h - Tensão

u_p - Velocidade de partícula

U_s - Velocidade da onda de choque

ε_h - Deformação

S - Constante do material

C_0 - Velocidade do som no meio para um estado hidrostático, como referido anteriormente
 ρ_0, ρ - Massa específica inicial e para o instante considerado, respectivamente
 V_0, V - Volume específico inicial e para o instante considerado, respectivamente
 e_0, e - Energia interna por unidade de massa para o instante inicial e para o instante considerado, respectivamente

As constantes a utilizar na equação de estado do aço para a placa testemunha, equação (3.57), são $S_{aço} = 1.332$, $C_{0aço} = 4480 \text{ m/s}$. A massa volúmica considerada é $\rho_0 = 7.8 \text{ g/cm}^3$.

Substituindo (3.57) em (3.53) obtém-se a equação (3.58), uma vez que a velocidade de partícula u_p , é metade da velocidade da superfície livre u_{sl} , ou seja,

$$u_p = \frac{1}{2} u_{sl}.$$

$$\sigma_h = \rho_{p.t.aço} c_{p.t.aço} \left(\frac{1}{2} u_{s.l.} \right) + \rho_{p.t.aço} S_{p.t.aço} \left(\frac{1}{2} u_{s.l.} \right)^2 \quad (3.58)$$

$$u_{p, amostra} = v_{imp} - \frac{1}{2} u_{sl} \quad (3.59)$$

$$U_{s, amostra} = \frac{\sigma_h}{\rho_{0, amostra} u_{p, amostra}} \quad (3.60)$$

Na figura 3.88 e figura 3.89 pode observar-se a evolução da velocidade da superfície livre da placa testemunha ao longo do tempo, para Kevlar[®]129 e Dyneema[®] SK66, respectivamente.

Da observação dos gráficos obtidos para os dois materiais constata-se que existe um primeiro patamar na velocidade da superfície livre (patamar correspondente a um estado de Hugoniot) que depende fortemente da velocidade de impacto.

Existe algum ruído nos patamares seguintes, provavelmente devido às reflexões nas camadas internas dos provetes. O ensaio termina com oscilações da velocidade da superfície livre da placa testemunha, que é gradualmente amortecida ao longo do tempo. Contrariamente ao registado nos dois testes do Kevlar[®]129 e no do Dyneema[®] SK66 a 396 m/s, o ensaio deste material à velocidade mais elevada revela um decréscimo da velocidade final da superfície livre registada, ver figura 3.89.

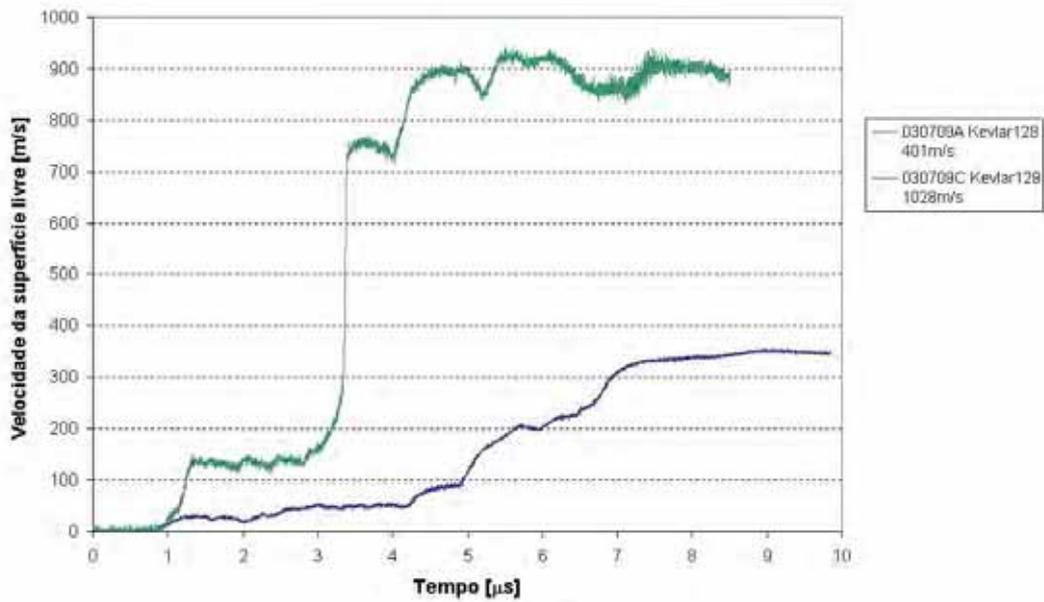


Figura 3.88 Evolução da velocidade da superfície livre da placa testemunha ao longo do tempo, para os ensaios de *inverse flyer plate* realizados em Kevlar[®] 129.

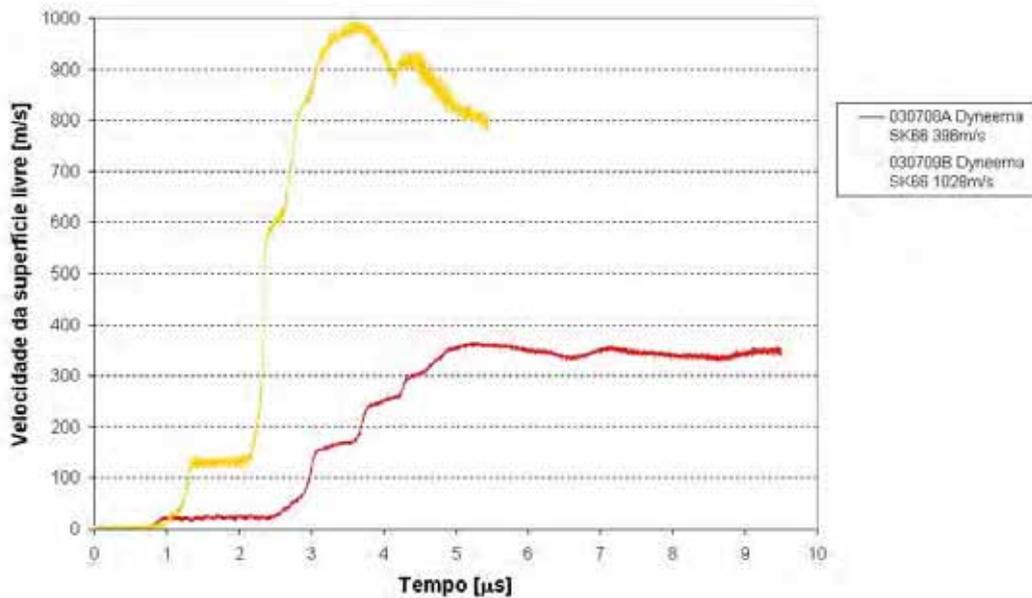


Figura 3.89 Evolução da velocidade da superfície livre da placa testemunha ao longo do tempo, para os ensaios de *inverse flyer plate* realizados em Dyneema[®] SK66.

Na tabela 3.7 são apresentados os resultados obtidos com o programa de testes de *inverse flyer plate* realizados.

Id.do ensaio	Material da amostra	$u_{s,l}$	$u_{p,p.t.}$	$U_{s,p.t.}$	$u_{p,amostra}$	σ_h	$U_{s,amostra}$	$\varepsilon_h (-)$
		[m/s]	[m/s]	[m/s]	[m/s]	[MPa]	[m/s]	
030709A	Kevlar [®] 129	25	12.5	4497	388.7	438	1046	0.372
030709C	Kevlar [®] 129	130	65	4567	963	2315	2230	0.432
030708A	Dyneema [®] SK66	22.5	11.25	4495	385.15	394	1180	0.326
030709B	Dyneema [®] SK66	130	65	4567	963	2315	2771	0.348

Tabela 3.7 Resultados obtidos para Kevlar[®] 129 e Dyneema[®] SK66.

$u_{s,l}$ - velocidade da superfície livre da placa testemunha

$u_{p,p.t.}$ - velocidade de partícula da placa testemunha

$u_{p,amostra}$ - velocidade de partícula da amostra

$U_{s,p.t.}$ - velocidade da onda de choque na placa testemunha

$U_{s,amostra}$ - velocidade da onda de choque na amostra

σ_h - tensão na direcção de propagação da onda de choque

ε_h - deformação na direcção de propagação da onda de choque

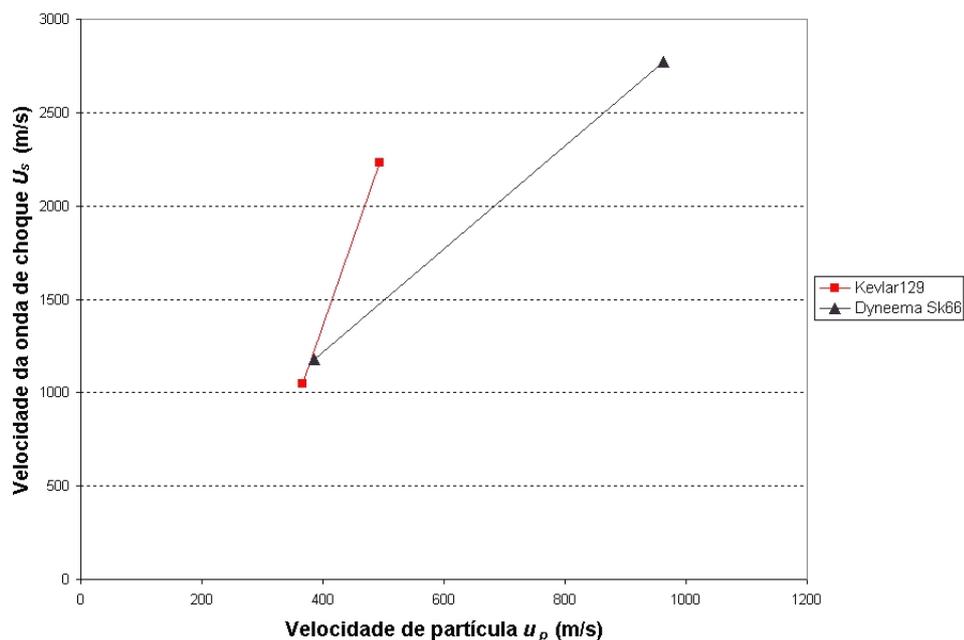


Figura 3.90 Relação entre a velocidade da onda de choque, U_s , e a velocidade de partícula, u_p , obtidos para Kevlar[®] 129 e Dyneema[®] SK66.

No gráfico da figura 3.90 pode observar-se a relação entre a velocidade da onda de choque, U_s , e a velocidade de partícula, u_p , obtida para os dois materiais.

Os parâmetros apresentados na Tabela 3.7 e as curvas de velocidade de superfície livre-tempo foram utilizados para ajustar os coeficientes do polinómio da equação de estado do material por simulação numérica.

Estes resultados experimentais são imprescindíveis para uma correcta simulação do comportamento do material e são a base para a sua validação, sendo os utilizados pelo autor nos trabalhos de simulação numérica.

3.5.9.9 Análise de provetes após ensaios

Após cada ensaio o material utilizado foi recolhido e analisado. Na figura 3.91 pode observar-se a placa testemunha, provete e *backing plate*, após teste do provete de Kevlar[®] 129 a 401 m/s. Na figura 3.92 a) pode observar-se o estado do provete de Kevlar[®] 129 após este ensaio.

Na figura 3.93 podem observar-se os fragmentos recolhidos após teste do provete de Kevlar[®] 129 a 1028 m/s. Neste ensaio, não se recolheram vestígios do provete, presumindo-se que tenha ficado totalmente destruído.

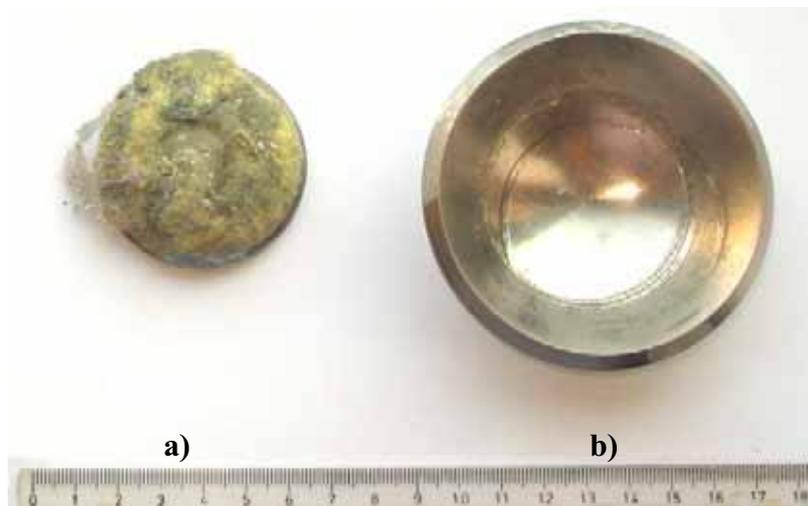


Figura 3.91 Conjunto a) placa testemunha e provete e b) *backing plate*, após teste do provete de Kevlar[®] 129 ensaiado a 401 m/s.

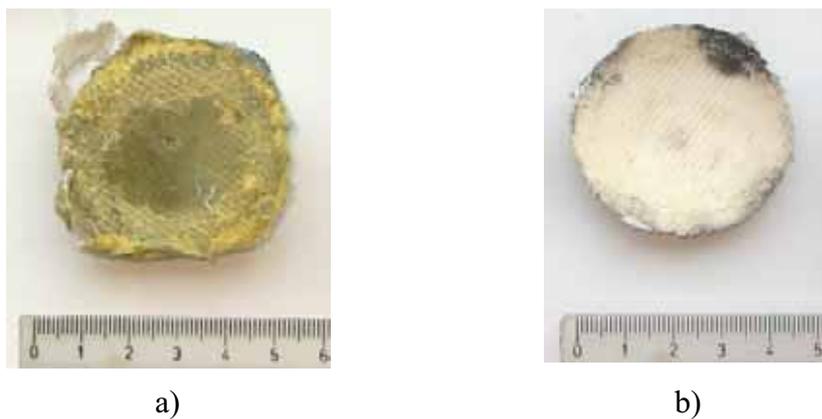


Figura 3.92 Provette após ensaio a) Kevlar[®] 129, b) Dyneema[®] SK66.



Figura 3.93 Fragmentos recolhidos após teste do provete de Kevlar[®] 129 a 1028 m/s : a) sabot, b) placa testemunha e c) anel de suporte da placa testemunha.

Na figura 3.92 b) pode observar-se o estado do provete de Dyneema[®] SK66 após o ensaio a 396 m/s . Nas figura 3.94 e figura 3.95 pode observar-se o estado do conjunto placa testemunha, provete e *backing plate*, após o mesmo ensaio.

Na figura 3.96 podem observar-se os fragmentos recolhidos após teste do provete de Dyneema[®] SK66 a 1028 m/s . Tal como no caso do Kevlar[®] 129, para esta velocidade não foi possível recolher vestígios do provete, presumindo-se que tenha ficado totalmente destruído.



Figura 3.94 Vista posterior do conjunto placa testemunha, provete e *backing plate* recolhidos após teste do provete de Dyneema® SK66 a 396 *m/s*.



Figura 3.95 Vista do lado do impacto do conjunto placa testemunha, provete e *backing plate*, recolhidos após teste do provete de Dyneema® SK66 a 396 *m/s*.



Figura 3.96 Fragmentos recolhidos após ensaio do provete de Dyneema® SK66 a 1028 *m/s*.

3.6 Conclusões dos ensaios experimentais

Neste trabalho foi efectuada a caracterização do comportamento mecânico de materiais compósitos com reforço em Kevlar[®] 129 e Dyneema[®] SK66, tendo sido realizados diferentes tipos de ensaios, nos regimes *quasi*-estático e dinâmico. Foram realizados, nomeadamente, ensaios convencionais de flexão, tracção, ensaios em dispositivos SHBT e ensaios de *inverse flyer plate*.

Durante a realização deste trabalho, o autor sentiu a necessidade de realizar a caracterização do comportamento dinâmico deste materiais, não existindo, no entanto, no nosso país os equipamentos necessários. Este facto levou a que fosse proposto um trabalho de desenvolvimento centrado na técnica da Barra de Hopkinson, conduzido no âmbito de um trabalho de doutoramento e entretanto já concluído. Durante este trabalho, foi desenvolvido um sistema de amarração dos provetes, que permite ensaiar provetes em tracção, de uma forma eficaz e sem introduzir reflexões de onda. Dos ensaios realizados, pode concluir-se que o sistema tem um óptimo desempenho na caracterização em tracção de diferentes materiais compósitos.

A caracterização do comportamento ao choque destes materiais foi também efectuada com a realização de ensaios de *inverse flyer plate*. Como o equipamento necessário não existia no nosso país, foi através de colaboração com um laboratório de reconhecida experiência que o autor pode efectuar estes ensaios. Desta forma, foi possível obter parâmetros de comportamento destes materiais ao choque, indispensáveis para a simulação numérica do fenómeno de impacto.

Capítulo 4

ENSAIOS DE IMPACTO BALÍSTICO

Uma análise feita a vários conflitos armados mostra que entre 75% a 80% dos ferimentos letais são causados por fragmentos e que apenas 20% de todos os ferimentos são causados por balas. Este facto mostra a importância que os fragmentos têm em termos de ferimentos infligidos. É por essa razão que a organização NATO, para avaliação da resistência ao impacto balístico dos materiais usados em protecção balística, especifica o uso de projecteis que simulem fragmentos.

Actualmente, existem várias normas para avaliar as propriedades de resistência ao impacto balístico dos materiais. Neste capítulo serão apresentadas algumas delas, dando relevância às usadas nos ensaios realizados. Na Europa, os projecteis que simulam fragmentos usados para testes de materiais e especificações são definidos pela norma STANAG 2920 [103], sendo a sua forma apresentada no Anexo 1.

Fazendo uma análise da importância relativa dos vários tipos de fragmentos mais utilizados em granadas de artilharia, constata-se que uma percentagem muito elevada dos fragmentos utilizados possui um peso relativamente reduzido. Assim, analisando, por exemplo, a granada de artilharia de fragmentação 135 mm L5 A1 (de função anti-pessoal), constata-se que 77% dos fragmentos utilizados têm entre 0.1 e 1.0 g.

O projectil simulacro de fragmento ou *FSP (Fragment Simulating Projectile)* de 1.1 g, representado na figura 4.1, é o mais utilizado para avaliação da protecção balística dos materiais, tendo sido este o seleccionado para utilização nos testes de impacto balístico que foram realizados.

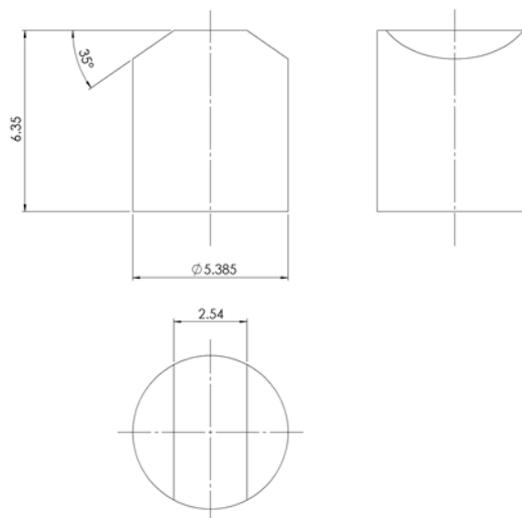


Figura 4.1 Projétil tipo simulacro de fragmento ou *FSP* de 1.1 g especificado pela norma STANAG 2920. Dimensões em *mm*.

4.1 Dispositivo de ensaios de impacto balístico

Neste trabalho foi desenvolvido um sistema para ensaios de impacto de alta velocidade, utilizando projéteis tipo *FSP* de 1.1 g. Este sistema, único no nosso país em termos de capacidades, foi desenvolvido em colaboração com o Capitão-de-Fragata Fidalgo de Oliveira, da Marinha de Guerra Portuguesa. As capacidades deste sistema foram utilizadas não só neste trabalho como também, posteriormente, noutros projectos de investigação de impacto balístico.

Uma representação esquemática do sistema utilizado nos ensaios de impacto balístico pode ser observada na figura 4.2. Este sistema é constituído por um canhão balístico, um conjunto de sensores para detecção da passagem do projétil, dois cronómetros para medição do tempo de passagem e um sistema para fixação dos provetes. Deve referir-se que a colocação de sensores antes e depois do alvo permite medir, não só a velocidade de impacto, como também a velocidade de saída no caso de se verificar perfuração (penetração completa) do alvo. Cada um destes componentes será seguidamente descrito em pormenor.

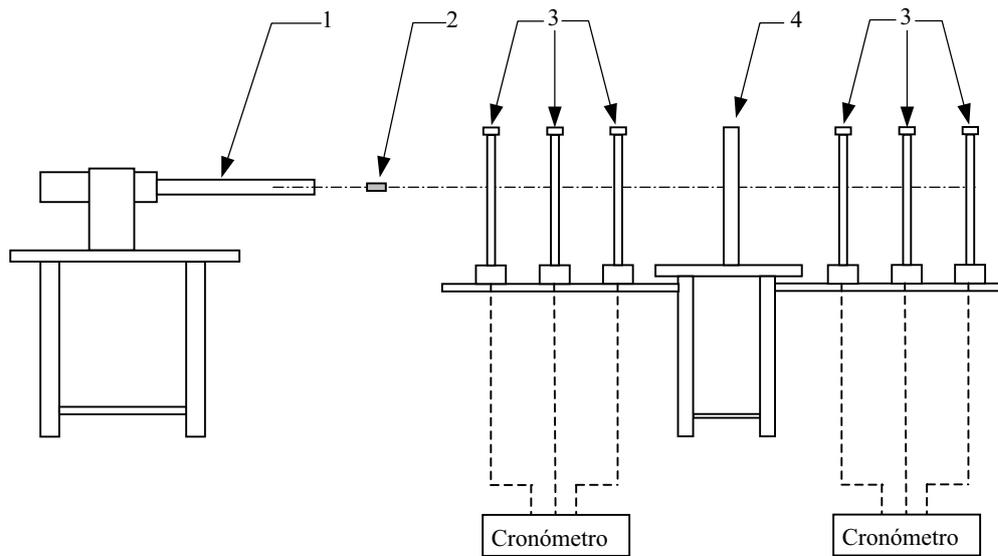


Figura 4.2 Esquema do sistema utilizado nos ensaios de impacto balístico: 1) Canhão balístico; 2) Projétil; 3) sensores do sistema de medição de velocidade e 4) provete e sistema de fixação do provete.

4.1.1 Sistema de lançamento dos projéteis

Os requisitos principais tidos em consideração para a concepção do sistema de lançamento de projéteis, ou canhão, foram os seguintes: a precisão de tiro (capacidade de o projétil manter a trajectória), garantia da estabilização do projétil para assegurar que o impacto se dê segundo a direcção normal à placa, e a gama de velocidades pretendidas com repetibilidade. Foram estudadas várias possibilidades, onde foi de grande valia a experiência adquirida num trabalho anterior, realizado pelo autor [104].

Um dos requisitos no projecto do sistema de lançamento foi a gama de valores de velocidade de impacto, de 300 até 1200 m/s , valores escolhidos por serem os atingidos por fragmentos quando o alvo pretendido é o corpo humano. Este requisito levou à escolha dum sistema de lançamento em que a impulsão do projétil era conseguida com pólvora.

Sabendo que o contacto do projétil com o cano, ambos em aço, causa um desgaste prematuro do cano, foi decidido utilizar um *sabot* durante os ensaios. Desta forma, o projétil é montado no *sabot* e é transportado por este no cano do canhão balístico, o que minimiza o desgaste por atrito. O conjunto, projétil e *sabot*, é montado num invólucro da munição do calibre da arma a utilizar, onde a quantidade

de pólvora adequada é previamente colocada. Na figura 4.3 é possível observar o conjunto projectil e *sabot* montado num invólucro da munição do calibre 0.308 Winchester, já carregado com a carga de pólvora e pronto para ser utilizado num ensaio.



Figura 4.3 Conjunto projectil *FSP* de 1.108 g e *sabot* montado num invólucro da munição do calibre 0.308 Winchester.

Quando há um disparo, o conjunto projectil e *sabot* é acelerado no cano do canhão balístico, separando-se o *sabot* do projectil após a saída do cano. A forma do *sabot* leva a que este, após a saída do cano do canhão balístico, se separe rapidamente do projectil e sofra uma desaceleração brusca. A distância necessária para que se verifique a separação completa do *sabot* é um parâmetro muito importante, pois por um lado é necessário assegurar que durante os ensaios apenas o projectil embate no provete, e, por outro, uma distância excessiva diminui a precisão do tiro. Durante a realização dos testes para desenvolvimento do sistema de lançamento, verificou-se que esta distância é influenciada por vários factores, tais como: a velocidade pretendida, tipo e quantidade de pólvora utilizada, densidade de carregamento e pressão de aperto do invólucro (*crimp*), utilizada para “fixar” o conjunto *sabot* e projectil ao invólucro. O estudo da influência da pressão de aperto do invólucro foi necessário, pois é sabido que esta influencia o valor de pressão máxima atingida no interior do invólucro. Foi, portanto, necessário encontrar um valor de pressão de aperto que garantisse uma queima completa da pólvora. Refira-se ainda que, numa primeira fase, foram projectados e maquinados *sabots*. Só posteriormente se passou a utilizar *sabots* obtidos por injeção, adquiridos num fornecedor comercial.

O intervalo de valores de velocidade que foi definido inicialmente para a realização dos ensaios de impacto levou a um programa de testes muito extenso e bastante demorado. A obtenção de velocidades de impacto no intervalo entre 300 e

600 m/s revelou-se particularmente problemática, pois para esta gama de velocidades a quantidade de pólvora necessária é relativamente reduzida, conduzindo a densidades de carregamento baixas. Quando se utilizam densidades de carregamento baixas verifica-se um comportamento errático do projectil, com desvios inesperados da trajectória relativamente ao ponto de mira. Para obviar a esta situação, o conjunto projectil e *sabot* foi montado num invólucro de calibre mais reduzido e com uma câmara para pólvora de menores dimensões reduzida. Este conjunto, constituído pelo projectil, *sabot* e invólucro era então montado num “reductor” de calibre e colocado na câmara da arma a utilizar. No Anexo 2 pode ser visto o desenho de um dos redutores de calibre utilizados e na figura 4.4 pode ser observado este reductor. Com esta solução conseguiu-se, utilizando a mesma quantidade de pólvora, obter densidades de carregamento superiores. No entanto, apesar dos resultados terem melhorado, continuavam a não satisfazer os requisitos em termos de precisão de tiro



Figura 4.4 Redutor de calibre utilizado para aumentar a densidade de carregamento.

Na expectativa de encontrar uma solução, foi testada a utilização de uma arma, M1 Carbine, de calibre 0.30 Carbine, figura 4.5, quer com pólvora Vectan BA10 da marca NobelSport, quer de pólvora Bullseye da marca Alliant. Os resultados obtidos com este sistema não foram satisfatórios, por não apresentar repetibilidade na velocidade de tiro.



Figura 4.5 Carabina M1, de calibre 0.30 Carbine, testada para velocidades de impacto entre 300 e 600 m/s .

Foi ainda testada uma terceira hipótese que conduziu à solução final para a gama de velocidades de 300 a 600 m/s . Consiste na utilização de uma pistola Parabellum, de calibre 7.65 Parabellum, que se pode observar na figura 4.6. Nesta solução é utilizada pólvora Alliant Bullseye, sendo o tiro efectuado a uma distância de 10 m para garantir que o *sabot* não atinge o alvo. A munição utilizada nesta solução pode ser vista na figura 4.7 a) e o resultado dos ensaios de calibração com esta solução podem ser observados na figura 4.8. Constatou-se que os melhores resultados em termos de precisão de tiro eram obtidos com cargas comprimidas.



Figura 4.6 Pistola Parabellum, de calibre 7.65 Parabellum, utilizada para velocidades de impacto entre 300 e 600 m/s .



a)



b)

Figura 4.7 Munição utilizada em a) pistola Parabellum e b) espingarda CZ de calibre 0.308 Winchester.

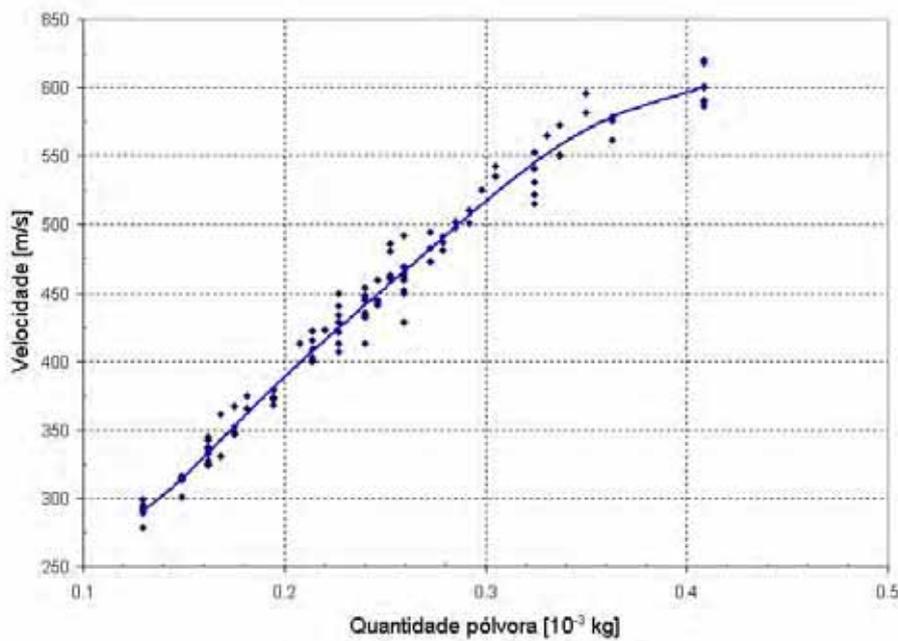


Figura 4.8 Curva de calibração da quantidade de pólvora vs velocidade de tiro, para a gama de velocidades entre 300 e 600 m/s , com pistola Parabellum e pólvora Alliant Bullseye.

Para obter velocidades entre 600 m/s e 850 m/s , a solução encontrada recorre a uma espingarda CZ de calibre 0.308 Winchester, figura 4.9, posicionada a uma distância de 14 m do alvo. É utilizada a pólvora NobelSport Vectan BA10, podendo o resultado dos ensaios de calibração ser observado na figura 4.10.



Figura 4.9 Espingarda CZ de calibre 0.308 Winchester utilizada para velocidades de impacto entre 600 e 850 m/s .

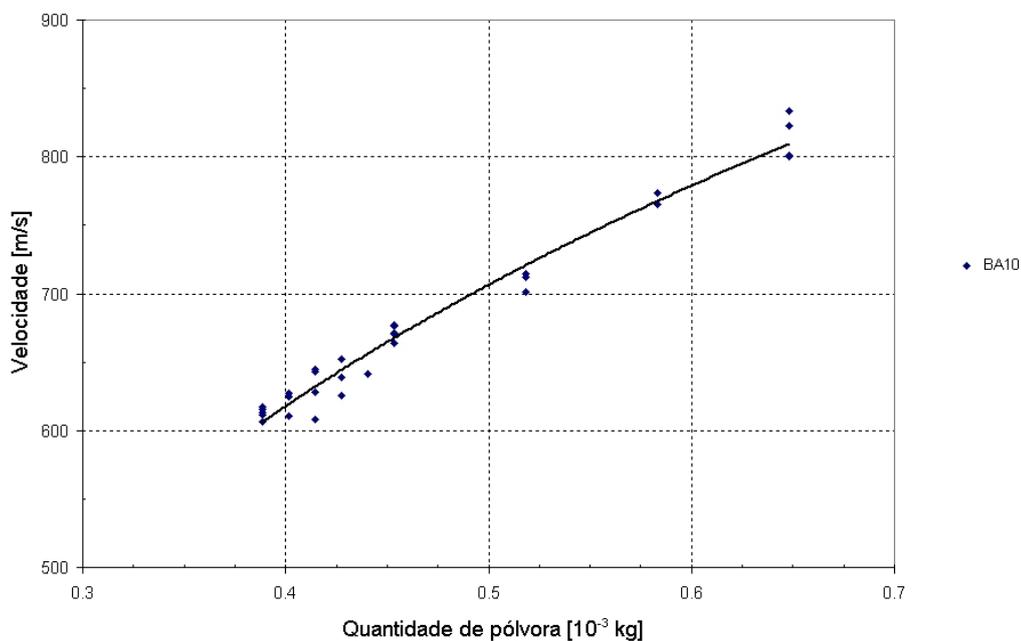


Figura 4.10 Curva de calibração da quantidade de pólvora vs velocidade, para espingarda CZ de calibre 0.308 Winchester, com pólvora NobelSport Vectan BA10.

Para obter valores de velocidade superiores e até 1250 m/s é necessário utilizar uma espingarda CZ de calibre 0.300 Winchester Magnum, com a pólvora NobelSport Vectan Tubal 3000. O resultado dos ensaios de calibração pode ser observado na figura 4.11.

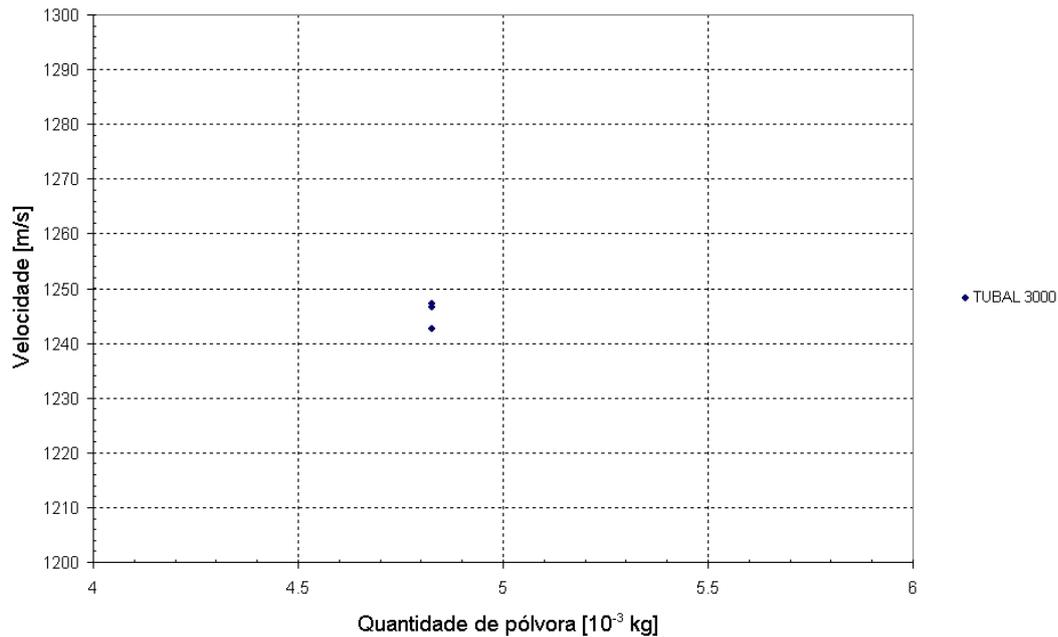


Figura 4.11 Resultados obtidos com espingarda CZ de calibre 0.300 Winchester Magnum com pólvora NobelSport Vectan TUBAL 3000.

4.1.2 Sistema de medição de velocidade desenvolvido

Após uma pesquisa de mercado que revelou que os sistemas de medição de velocidade tinham um custo elevado, foi decidido projectar e desenvolver um sistema de medição de velocidade próprio. Os requisitos iniciais eram que permitisse medir velocidades até 1300 m/s . Basicamente, este sistema é constituído por um sistema de detecção da passagem do projectil e por um cronómetro para medir o tempo entre a passagem pelos planos.

O sistema de detecção de passagem do projectil é constituído por um conjunto de sensores que detectam com rigor a passagem do projectil no espaço e no tempo. Os sensores foram posicionados de acordo com a norma NATO STANAG 2920, que especifica que o projectil deverá ser cronometrado em voo durante uma distância mínima de um metro.

4.1.2.1 Sistema de detecção

O princípio de funcionamento do sistema de detecção construído é apresentado na figura 4.12. O sistema é constituído por uma fonte de luz e por um conjunto de

fotodíodos de resposta rápida. Ao atravessar esta cortina de luz, o projectil provoca uma sombra sobre a barreira de fotodíodos, sendo assim detectado.

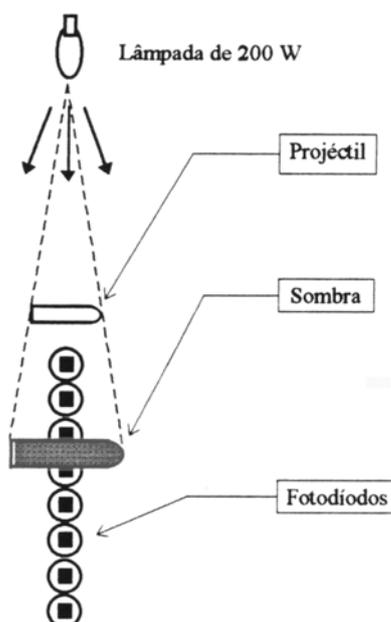


Figura 4.12 Princípio do sistema de funcionamento do sistema de detecção de projecteis.

No Anexo 3 pode observar-se o diagrama de funcionamento do sistema de detecção de projecteis construído para este trabalho. O funcionamento deste sistema pode ser dividido em 3 fases:

- Fase de detecção:

Recorreu-se a fotodíodos PIN, pois estes têm baixa capacitância de junção e tempos de comutação baixos.

- Fase de amplificação:

O sinal proveniente do fotodíodo é ampliado, recorrendo ao amplificador operacional do tipo J-FET, LF-353.

- Fase de comparação:

O sinal proveniente do amplificador operacional é comparado com um valor previamente fixado de referência, considerando-se que acima deste limiar, o projectil já provocou uma sombra sobre o fotodíodo, nível de *trigger*. Este limiar resulta de um compromisso, escolhido de forma a que nem o sistema fique demasiado "sensível" e provoque falsas detecções, nem deixe de reagir a uma sombra, mesmo

na presença de alguma luz. Foi ainda utilizada uma montagem conhecida por "*Schmitt trigger*" em que o sinal de saída depende não só do sinal de entrada mas também da sua evolução recente, no chamado efeito de histerese. Este tipo de montagem foi utilizado para evitar oscilações prejudiciais do sinal de saída. Na figura 4.13 pode observar-se a evolução do sinal de saída do comparador em função do sinal fornecido pelo amplificador operacional.

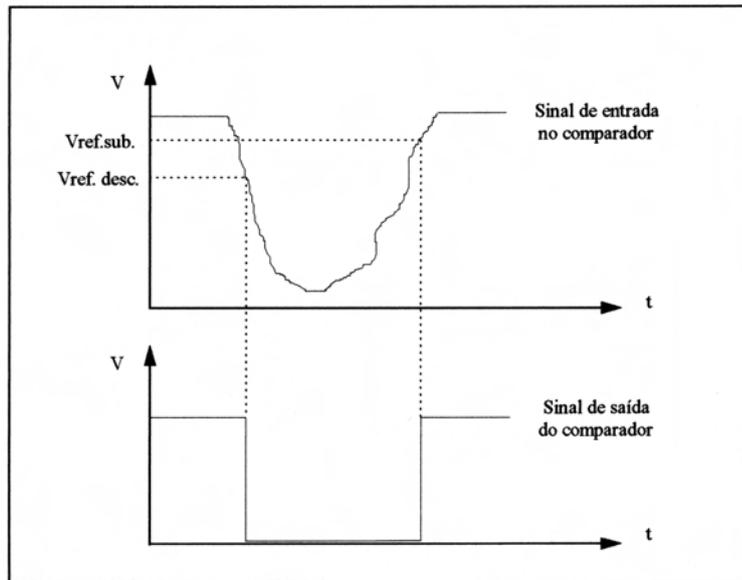


Figura 4.13 Sinal de saída do comparador em função do sinal fornecido pelo amplificador operacional.

Na figura 4.14 pode observar-se o interior de um dos detectores, onde são visíveis os fotodíodos de resposta rápida. Na figura 4.15 pode observar-se um dos detectores construídos, onde é visível uma abertura no topo da caixa. Esta abertura em forma de rasgo serve para restringir a quantidade de luz que incide nos fotodíodos e permitir apenas a passagem de luz que incida verticalmente nos fotodíodos, aumentando assim a precisão do sistema.

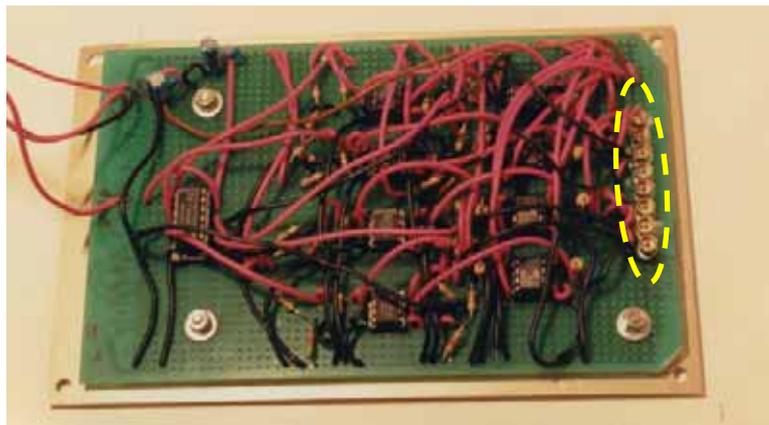


Figura 4.14 Interior de um dos protótipos para detecção de passagem do projectil, onde são assinalados os fotodíodos de resposta rápida.



Figura 4.15 Protótipo construído para detecção de passagem do projectil.

4.1.2.2 Sistema de contagem

O diagrama de blocos do sistema de contagem do tempo pode ser visto no Anexo 4. Este sistema é constituído basicamente por dois andares:

1) Andar de geração dos impulsos correspondentes ao tempo de passagem do projectil

Atendendo ao que é exigido na norma MIL STD 662 que também foi consultada, foi necessário gerar um sinal de relógio com uma frequência de 1 *MHz*. Para esse efeito, e procurando obter uma precisão elevada, recorreu-se a uma montagem com um cristal piezoeléctrico de 4 *MHz*, sendo esta frequência posteriormente dividida por um factor de 4.

O sinal de relógio é, então, conjugado com os sinais provenientes dos dois ecrãs de detecção de maneira a que só passe o número de impulsos do sinal de relógio correspondentes ao tempo de passagem do projectil entre os dois ecrãs de detecção.

2) Andar de contagem dos impulsos e respectiva visualização

Neste andar é feita a contagem do número de impulsos provenientes do andar de geração. Para a realização da contagem recorreu-se a circuitos integrados da família HCMOS, fazendo-se a visualização do resultado em seis dígitos, com *displays* de 7 segmentos.

4.1.2.3 Calibração e teste do sistema de medição de velocidade desenvolvido

Para avaliar a precisão do sistema de contagem do tempo recorreu-se a um gerador de frequências, da marca Stanford Research Systems, modelo DS345, cuja precisão está certificada. Foi obtida uma diferença de valores menor do que 0.026 %, bem dentro das especificações das normas.

Este sistema foi testado várias vezes, em condições laboratoriais, com projecteis do tipo dos que foram utilizados nos ensaios de impacto. Concebido para medir velocidades até 1300 *m/s*, foi testado com êxito para disparos realizados a velocidades na ordem dos 800 *m/s*. O sistema de medição foi ainda testado com uma arma de calibre 0.22 Remington, tendo-se registado variações dos valores de velocidade medidos, nos vários disparos efectuados, inferiores a 0.3%. Na figura 4.16 pode observar-se o sistema de contagem do tempo construído.



Figura 4.16 Sistema de contagem do tempo construído.

Contudo, os testes reais efectuados no campo de tiro onde os ensaios de impacto teriam de ser efectuados puseram em evidência que o sistema desenvolvido era demasiado sensível às condições de luminosidade existentes ao ar livre. Enquanto que em ambiente laboratorial se pode controlar as condições de iluminação, em ambiente exterior existem variações de luminosidade que não permitem um funcionamento contínuo do sistema. Assim, e dada a escassez de tempo, foi necessário adquirir no mercado um sistema comercial capaz de superar estas exigências. Esta solução será descrita em seguida.

4.1.3 Sistema de medição de velocidade Model 35P Proof Chronograph

Foi adquirido um sistema de medição de velocidade, modelo Model 35P Proof Chronograph, da empresa americana Oehler Research, Inc. Tal como o sistema construído, este sistema é constituído por um sistema de detecção e um cronómetro. O sistema de detecção, como pode ser visto na figura 4.17, é constituído por três planos de detecção, o que permite numa passagem do projectil realizar três leituras de velocidade. Duas leituras são comparadas e, caso exista uma diferença significativa, o utilizador é avisado. Esta característica é muito útil pois permite filtrar resultados que doutra forma seriam considerados.



Figura 4.17 Ecrãs de detecção de projecteis do sistema Oehler Model 35P Proof Chronograph.

Este sistema tem também a vantagem de ser extremamente portátil pois apenas precisa de uma pilha de 9 V para alimentar o cronómetro e sensores, podendo funcionar com iluminação natural. No caso de ser necessária iluminação artificial, como sucedeu na situação ilustrada pela figura 4.17, podem ser acopladas lâmpadas fluorescentes.

Durante os ensaios realizados foram utilizados dois sistemas semelhantes, montados antes e depois do provete a ser ensaiado, com o objectivo de determinar não só a velocidade de impacto, mas também a velocidade de saída do projectil, caso existisse perfuração do provete. A montagem utilizada pode ser observada na figura 4.18.



Figura 4.18 Montagem utilizada para medir a velocidade de impacto e a velocidade de saída do projectil.

4.1.4 Sistema de amarração de provetes

Foi projectado e executado um sistema para fixação de provetes de acordo com a norma NATO STANAG 2920. Esta norma prevê que:

-o provete a ser ensaiado deverá ser fixado firmemente a uma estrutura do tipo moldura rígida, de maneira que o projectil realize um impacto segundo uma linha perpendicular à superfície do provete;

-a estrutura de suporte do tipo moldura deverá ser ligada rigidamente à banca de ensaios;

-não deverá haver nenhum apoio para o provete numa distância de 30 *mm* de qualquer ponto de impacto;

-o tamanho dos provetes deverá ser especificado e normalizado para a maior gama possível de materiais (tecidos, metais e materiais cerâmicos).



Figura 4.19 Sistema de amarração dos provetes e banca de ensaios utilizados.

Assim, optou-se pela fabricação de provetes de dimensões $400 \times 400 \text{ mm}^2$, tipo placa. A estrutura projectada permite não só a fixação deste tipo de provete mas também a de tecido. Os provetes são fixados na sua periferia com uma amarração do tipo encastramento, ficando uma área útil para realização de ensaios de dimensões $340 \times 340 \text{ mm}^2$. Esta estrutura de amarração de provetes é fixa a uma banca de ensaios, que incorpora uma mesa com possibilidade de movimentação horizontal. Os sensores de detecção da passagem dos projecteis podem ainda ser movimentados na vertical. Estas duas características permitem realizar impactos em qualquer ponto do provete, medindo a velocidade de impacto e a velocidade de saída. Na figura 4.19 é possível observar tanto o sistema de amarração como a banca de ensaios.

4.2 Normalização utilizada nos ensaios de impacto balístico

As diferentes normas para avaliar as propriedades de resistência balísticas dos materiais usados em protecções partilham alguns conceitos fundamentais que serão aqui descritos. Segue-se uma descrição da metodologia usada nos ensaios de impacto balístico que foram realizados. De acordo com a norma NATO STANAG 2920, são utilizadas as seguintes definições:

Perfuração ou penetração completa

Considera-se existir uma penetração completa quando um projectil atravessa o alvo.

Penetração parcial

Considera-se existir uma penetração parcial quando não existir penetração completa.

Limite balístico, V_{50}

Define-se o limite balístico V_{50} de um material como sendo a velocidade para a qual a probabilidade de perfuração ou penetração completa dos projecteis escolhidos é de 50%.

Impacto válido

Considera-se um impacto como válido se um projectil, sem desvio angular, atinge o material a ser testado com um ângulo de incidência inferior em 5° à normal. Para ser considerado válido, deverá ainda ocorrer a uma distância superior a 30 *mm* de qualquer apoio ou ponto de fixação, bordo, impacto prévio, deformação ou perturbação do material.

A norma STANAG 2920 define ainda os seguintes procedimentos de ensaio para determinar o limite balístico do provete:

- o primeiro ensaio deverá ser feito com a velocidade estimada para 50% de probabilidade de perfuração;

- se o primeiro ensaio produzir uma penetração completa, então deverá haver um decremento da ordem de 30 *m/s* para o ensaio seguinte;

- se o primeiro ensaio produzir uma penetração parcial, o seguinte será feito com um incremento da ordem de 30 *m/s*;

- este procedimento é repetido até que haja uma inversão do tipo de penetração;
- em seguida, a variação de velocidade a utilizar será de 15 *m/s* até se conseguir uma estimativa do limite balístico, V_{50} .

Cálculo do limite balístico, V_{50}

Depois de um determinado número de ensaios, será tomado como valor do limite balístico a média aritmética das velocidades registadas em impactos válidos. Serão escolhidas as três velocidades mais elevadas em que se registou penetração parcial (designadas doravante por velocidades parciais mais elevadas) e as três velocidades mais baixas em que se registou penetração completa (designadas doravante por velocidades completas mais baixas), desde que as seis velocidades fiquem compreendidas num intervalo de 40 *m/s*.

Se não for possível atingir o resultado referido, por a velocidade parcial mais elevada exceder a velocidade completa mais baixa em mais de 40 *m/s*, então os ensaios continuarão até que as cinco velocidades parciais mais elevadas e as cinco velocidades completas mais baixas fiquem dentro de um intervalo de 50 *m/s*. O limite balístico, V_{50} , será então calculado como a média destas dez velocidades.

Se não for possível atingir o resultado referido, por a velocidade parcial mais elevada exceder a velocidade completa mais baixa em mais de 50 *m/s*, então os ensaios continuarão até que as sete velocidades parciais mais elevadas e as sete velocidades completas mais baixas fiquem dentro de um intervalo de 60 *m/s*. O limite balístico, V_{50} , será então calculado como a média destas catorze velocidades.

Se a velocidade parcial mais elevada exceder a velocidade completa mais baixa em mais de 60 *m/s*, então o teste deverá ser repetido numa nova amostra de material.

4.3 Metodologia utilizada nos ensaios de impacto balístico

A norma anteriormente referida obriga, na prática, à realização de múltiplos ensaios, utilizando uma quantidade elevada de provetes da mesma espessura. Como este material deve ser qualificado para as diferentes aplicações possíveis, o fabricante tem de executar um novo conjunto de ensaios, para as diferentes espessuras.

Os objectivos destes ensaios são estimar o limite balístico e conhecer o comportamento destes materiais quando sujeitos a impactos com velocidades

superiores à velocidade do limite balístico. Não é objectivo destes testes qualificá-los para aplicações em protecções balísticas, caso em que seria necessária a determinação desse limite balístico seguindo o procedimento estipulado na norma referida. Esta norma foi adoptada para todos os procedimentos em causa, porém, foram utilizados apenas dois ensaios para determinar o limite balístico, um com perfuração e outro com penetração parcial, dentro de um intervalo de velocidades razoável. Este intervalo foi considerado satisfatório quando a diferença de velocidade entre uma penetração completa e penetração parcial era inferior a 5% do limite balístico dessa placa. Após a determinação do limite balístico, foram efectuados impactos com velocidades superiores ao limite balístico, procurando-se registar a velocidade de saída do projectil.

Apresentam-se em seguida os resultados obtidos nos ensaios de impacto balístico para os dois materiais em estudo.

4.4 Ensaio de impacto balístico em Kevlar® 129

Para utilização nos ensaios de impacto balístico, foram fabricados provetes sob a forma de placa, com dimensões de $400 \times 400 \text{ mm}^2$. O processamento foi feito em prensa de pratos quentes, utilizando tecido pré-impregnado. As características do tecido pré-impregnado bem como do ciclo de cura utilizado foram apresentadas anteriormente na tabela 3.2.

Na tabela 4.1 são apresentadas algumas das características das placas em Kevlar® 129 fabricadas para os ensaios de impacto balístico.

Na tabela 4.2 apresentam-se os valores de limite balístico estimado (V_{50}) para o Kevlar® 129, obtidos nos ensaios de impacto balístico.

Número de camadas	Relação Massa/Área [kg/m^2]	Espessura [$10^{-3} m$]	Número de provetes fabricados
5	2.28	2.2	4
7	3.19	3	2
9	4.10	3.9	2
11	5.01	4.8	2
14	6.37	6.1	1
18	8.19	7.8	2
22	10.01	10.5	1

Tabela 4.1 Características das placas em Kevlar[®] 129 utilizadas nos ensaios de impacto balístico.

Relação Massa/Área [kg/m^2]	VPCMB - VPPME [m/s]	Limite balístico estimado (V_{50}) [m/s]
2.28	1	375
3.19	8	427
4.10	9	448
5.01	9	487
6.37	21	562
8.19	5	647
10.01	5	751

Tabela 4.2 Resultados de resistência balística obtidos para Kevlar[®] 129.

VPCMB - Velocidade de penetração completa mais baixa [m/s].

VPPME - Velocidade de penetração parcial mais elevada [m/s].

Na figura 4.20 podem observar-se as curvas velocidade de saída *vs* velocidade de impacto, obtidas para diferentes relações de massa/área de Kevlar[®] 129.

A energia absorvida no impacto pode ser calculada pela diferença entre a energia cinética do projectil antes e depois do impacto. Na figura 4.21 podem ser observadas as curvas de energia absorvida por massa/área *vs* velocidade de impacto. Nas diferentes espessuras estudadas observa-se um comportamento similar, com um pico de energia absorvida correspondente à velocidade V_{50} estimada. Após esse pico há uma diminuição da energia absorvida, mais acentuada nas placas de menor espessura. Finalmente, para velocidades de impacto na ordem de 1250 m/s verificou-se um novo aumento da energia absorvida. No caso dos provetes de

5.01 kg/m^2 esse aumento é da ordem dos 56%. Nos provetes de 10.01 kg/m^2 o aumento é na ordem dos 26%.

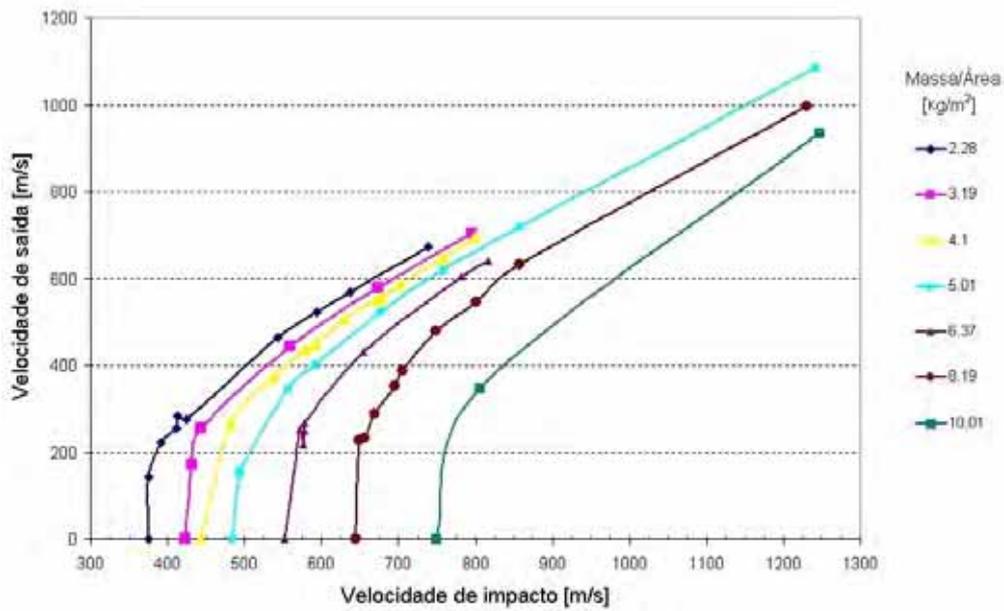


Figura 4.20 Velocidade de impacto vs velocidade de saída para Kevlar[®] 129.

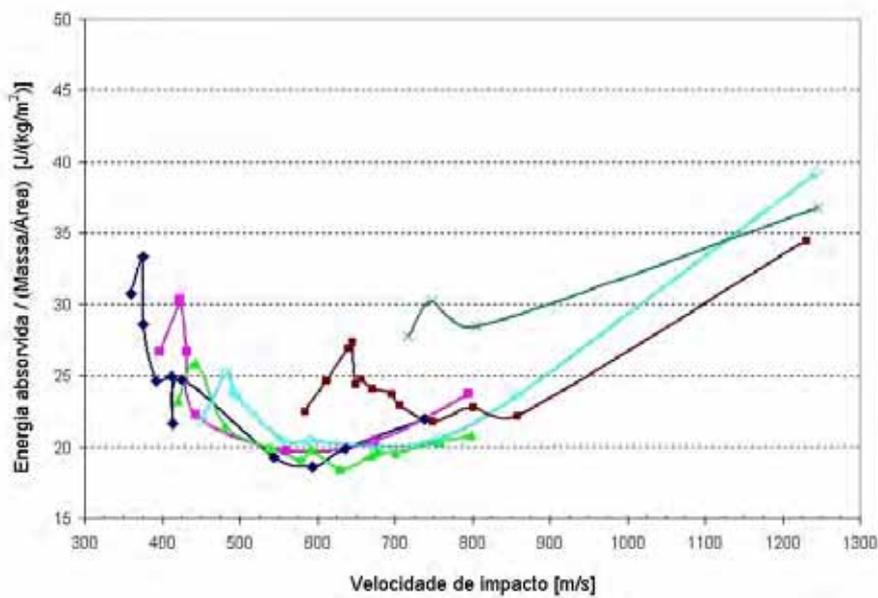


Figura 4.21 Energia absorvida por massa/área vs velocidade de impacto para Kevlar[®] 129.

4.5 Ensaios de impacto balístico em Dyneema® SK66

Para utilização nos ensaios de impacto balístico, foram fabricados provetes sob a forma de placa, com dimensões de 400x400 mm^2 . O processamento foi feito em prensa de pratos quentes, utilizando tecido pré-impregnado. As características do tecido pré-impregnado bem como do ciclo de cura utilizado foram apresentadas anteriormente na tabela 3.3. Na tabela 4.3 são apresentadas algumas das características das placas em Dyneema® SK66 utilizadas nos ensaios de impacto balístico.

Na tabela 4.4 apresentam-se os valores de limite balístico estimado (V_{50}) para Dyneema® SK66, obtidos nos ensaios de impacto balístico.

Número de camadas	Relação Massa/Área [kg/m^2]	Espessura [$10^{-3} m$]	Número de provetes fabricados
14	2.31	3.1	4
20	3.30	4.4	3
24	3.96	5.1	3
32	5.28	6.9	2
40	6.60	8.5	2
52	8.58	11.1	2
66	10.89	14.1	1

Tabela 4.3 Características das placas em Dyneema® SK66 utilizadas nos ensaios de impacto balístico.

Relação Massa/Área [kg/m^2]	VPCME - VPPMB [m/s]	Resistência balística [m/s]
2.31	4	364
3.30	19	409
3.96	2	442
5.28	9	505
6.60	24	562
8.58	21	653
10.89	14	742

Tabela 4.4 Resultados de resistência balística obtidos para Dyneema® SK66.

Na figura 4.22 podem observar-se as curvas velocidade de saída vs velocidade de impacto, obtidas para diferentes relações de massa/área de Dyneema® SK66.

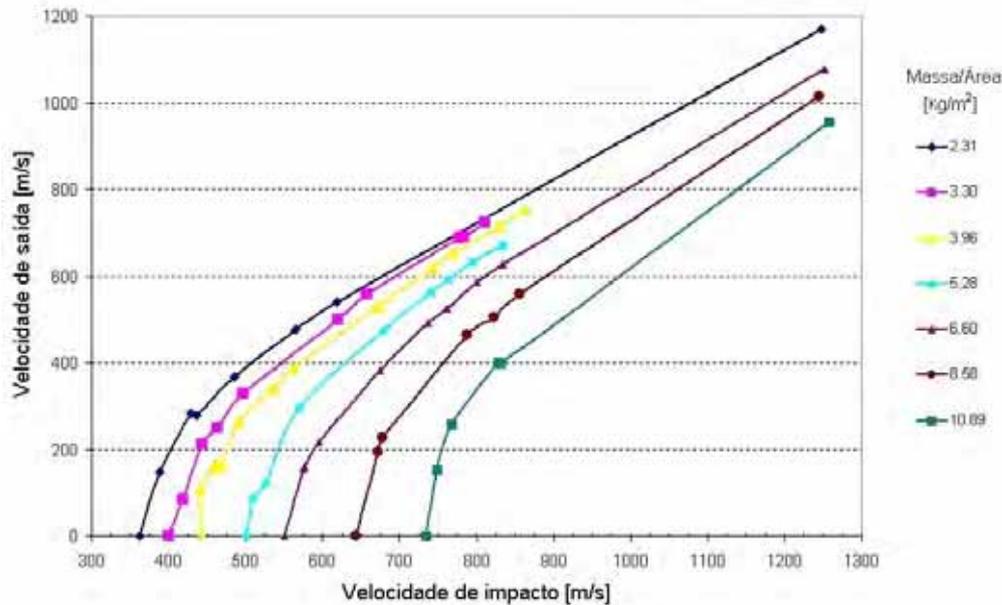


Figura 4.22 Velocidade de impacto vs velocidade de saída para Dyneema® SK66.

Na figura 4.23 podem observar-se as curvas de energia absorvida por massa/área vs velocidade de impacto, obtidas para algumas relações de massa/área de Dyneema® SK66. As curvas apresentam um comportamento semelhante para as várias relações massa/área analisadas, com um pico pronunciado de energia absorvida, correspondente à velocidade V_{50} e uma diminuição da energia absorvida após esse pico. Esta diminuição é mais acentuada nas placas de menor espessura. Existe também um aumento da energia absorvida para velocidades de impacto na ordem de 1250 m/s. Para provetes de 2.31 kg/m^2 esse aumento é da ordem dos 50%, relativamente ao valor registado para o limite balístico V_{50} . No caso dos provetes com 10.89 kg/m^2 o aumento é na ordem dos 25%.

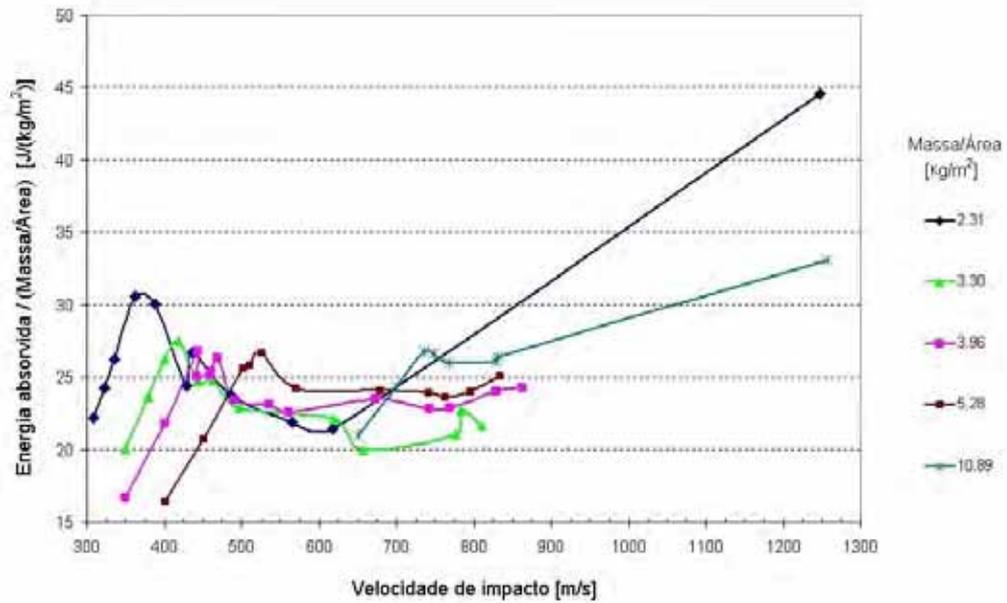


Figura 4.23 Energia absorvida por massa/área vs velocidade de impacto para Dyneema® SK66.

4.6 Comparação de resultados

A figura 4.24 apresenta uma comparação do limite balístico entre Kevlar® 129 e Dyneema® SK66.

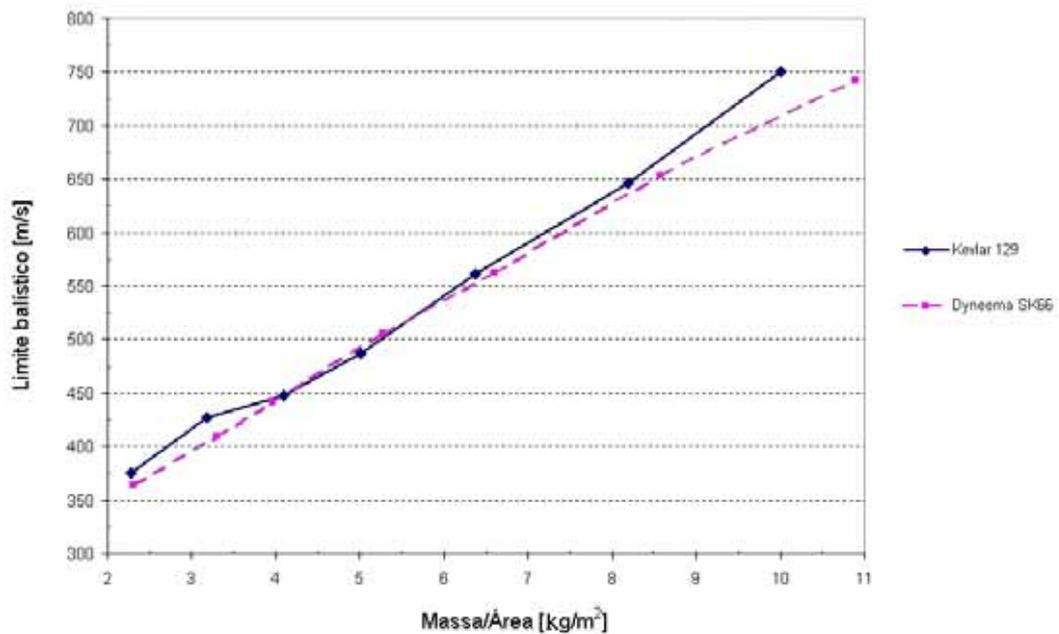


Figura 4.24 Comparação dos valores de limite balístico obtidos para Kevlar® 129 e Dyneema® SK66.

O desempenho balístico dos dois materiais é semelhante para velocidades de impacto até 550 m/s , registando-se um melhor desempenho do Kevlar[®] 129 para velocidades superiores. Assim, para uma velocidade limite aproximada de 745 m/s esta vantagem traduz-se numa redução de 8.8% da relação massa/área necessária.

4.7 Conclusões

Nos últimos anos têm-se registado no nosso país um interesse crescente na área de impacto de alta velocidade. O interesse nesta área de investigação tem-se manifestado com o apoio de alguns projectos, nomeadamente, por parte do Ministério da Defesa. No entanto, e até ao início deste trabalho, não estavam criadas as condições necessárias para a realização dos ensaios de impacto de alta velocidade, tanto a nível de instalações como a nível de equipamento. Durante este trabalho foi possível criar essas condições, tendo sido desenvolvidas as competências necessárias, seja no lançamento dos projecteis normalizados utilizados, seja na fixação adequada dos provetes, ou ainda na medição das velocidades de impacto e residual.

Foram realizados ensaios de impacto balístico de alta velocidade com simulacros de fragmento aos dois materiais seleccionados. Esses ensaios foram realizados com medição da velocidade de impacto e da velocidade residual, tendo sido estimado o valor de V_{50} para algumas espessuras de placas.

Os resultados obtidos mostraram um comportamento semelhante dos dois materiais quando sujeitos a impacto balístico com FSP de 1.1 g. Existe um pico pronunciado de energia absorvida, correspondente à velocidade de limite balístico. Para velocidades de impacto da ordem dos 1250 m/s verificou-se um novo aumento da energia absorvida. Este fenómeno, inesperado, poderá ser em parte explicado pela forma como é feita o cálculo da velocidade de impacto, uma vez que não é contabilizada a desaceleração do projectil devido ao efeito de arrasto. Chocron Benloulou [93] constatou um fenómeno semelhante quando analisou o impacto balístico de simulacros de fragmento em tecidos de Kevlar[®] 29, tendo também avançado com a explicação do efeito de arrasto no projectil para justificar este fenómeno. De lembrar que a medição de velocidade nos ensaios de impacto efectuados foi efectuada de acordo com a normalização existente, não sendo prevista qualquer correcção no valor de velocidade devido ao efeito de arrasto. Pensa-se que este fenómeno, inesperado, deverá ser investigado em trabalhos futuros.

Capítulo 5

AVALIAÇÃO DE DANO

5.1 Introdução

A grande importância da caracterização do dano em materiais compósitos levou ao desenvolvimento de um conjunto de técnicas experimentais que podem ser classificadas em destrutivas e não-destrutivas. Entre as técnicas destrutivas encontra-se o método de desempilhamento (*de-ply*) e a *cross-sectional fractography*, ambas desenvolvidas com o intuito de visualizar o dano interno. Os métodos não-destrutivos envolvem a detecção, medição e localização da zona danificada, utilizando, por exemplo, a microscopia óptica, raios X, ultra-sons, emissão acústica, interferometria e *shearography laser*, e o efeito termoelástico.

Neste capítulo é feito um resumo das técnicas destrutivas e não-destrutivas que têm sido largamente utilizadas para caracterização do dano em materiais compósitos. É dada ênfase particular aos métodos que foram seleccionados para fazer a caracterização do dano nos dois materiais em estudo, sendo também feita breve descrição dos outros métodos. São, ainda, referidas as vantagens e desvantagens dos métodos utilizados. Face às dificuldades encontradas com as técnicas habitualmente utilizadas, foi ainda testada a aplicação da técnica de Tomografia Axial Computorizada (T.A.C).

Os resultados obtidos na avaliação de dano, e aqui apresentados, poderão ser utilizados para comparação com os obtidos na simulação numérica de impacto de alta velocidade.

5.2 Técnicas destrutivas

5.2.1 Técnica de desempilhamento

A técnica de desempilhamento é um processo termoquímico no qual o material compósito a examinar é colocado numa solução de cloreto de ouro, para permitir a penetração da solução nas fendas interlaminares. Depois de se remover o excesso de

solução da superfície, a peça é colocada num forno e levada a uma temperatura de 150° C durante 1 a 2 horas, de forma a vaporizar completamente o solvente. Durante esta operação de secagem, o cloreto de ouro precipita-se nas superfícies delaminadas. O laminado é, em seguida, colocado num forno a cerca de 400° C, durante aproximadamente 1 hora, daí resultando a queima da matriz polimérica. As camadas individuais são então separadas com uma lâmina afiada, e examinadas com um microscópio óptico. As delaminagens são facilmente observadas com luz oblíqua devido ao ouro depositado, e as fracturas das fibras podem ser observadas directamente. Nalguns casos, são colocados filmes de Kapton® na periferia do laminado para facilitar a separação das camadas [105].

Esta técnica tem sido utilizada largamente para caracterizar o dano causado por impacto em compósitos devido à facilidade e simplicidade de aplicação [106, 107, 108, 109, 110, 111]. Constitui uma forma fiável de determinar e quantificar o tamanho e forma das delaminagens nas *interfaces* interlaminares, individualmente, e destaforma estabelecer um mapa tridimensional do dano interno. A figura 5.1 ilustra a aplicação desta técnica a um laminado de fibra de carbono/matriz de epóxico, podendo observar-se a evolução das formas e tamanho das delaminagens ao longo da espessura, provocadas por um impacto de 3.78 J [105].

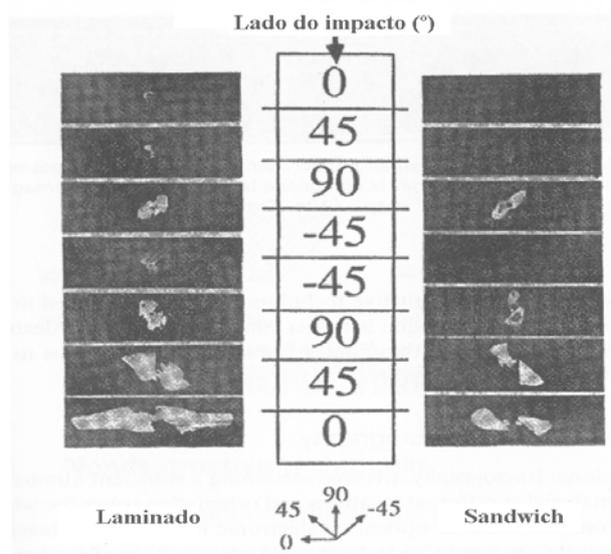


Figura 5.1 Tamanho e forma das delaminagens num laminado de fibra de carbono/matriz de epóxico [0°, 45°, 90°, -45°], após impacto de 3.78 J.

Os resultados obtidos com esta técnica podem ser usados para avaliar a sensibilidade de técnicas não destrutivas de avaliação de dano. No entanto, a sua aplicação obriga a um dispêndio de tempo elevado, tendo ainda o inconveniente de ser uma técnica destrutiva.

No âmbito deste trabalho não foi aplicada esta técnica por duas razões:

-No caso dos laminados de Dyneema[®] SK66, como foram produzidos com uma matriz de polietileno (Stamilex[®]) sendo a própria fibra Dyneema[®] também ela um termoplástico, a aplicação desta técnica fica inviabilizada.

-No caso dos laminados com fibra de Kevlar[®] 129, como foram produzidos com uma matriz de resina fenólica, a aplicação da temperatura necessária para degradar a resina (aproximadamente 400°C) conduz também à degradação da fibra de Kevlar[®] 129.

5.2.2 Técnica de *Cross-sectional Fractography*

Esta técnica envolve o corte na zona danificada dum número suficiente de fatias finas, em diferentes locais e com diferentes orientações. São utilizadas imagens destas secções obtidas por microscópico óptico ou electrónico para construir um mapa tridimensional e ilustrar a distribuição espacial das delaminagens e fissuras transversais da matriz. A figura 5.2 é uma imagem obtida por *cross-sectional fractography* que mostra a distribuição do dano ao longo da espessura, para um laminado de fibra de carbono e matriz de resina de epóxico, [112].

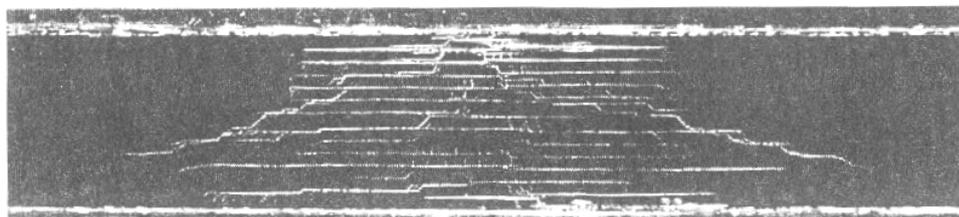


Figura 5.2 Vista da secção de um laminado de fibra de carbono/matriz de epóxico, com 56 camadas, empilhamento *quasi*-isotrópico, com dano produzido por impacto.

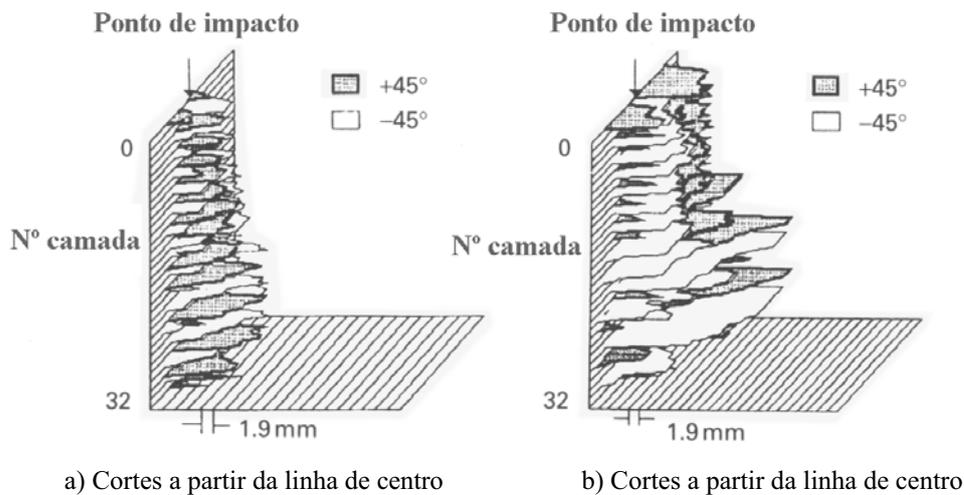


Figura 5.3 Distribuição espacial do dano, para um laminado de fibra de carbono em resina de epóxico, com 32 camadas na sequência $[\pm 45^\circ]_s$, após ensaios de impacto de baixa velocidade repetidos, com energias de impacto acumuladas de a) 80 J e b) 310 J [113].

É argumentado por Kim [136] que não existem métodos não destrutivos que caracterizem com tanto detalhe o dano causado por impacto como este método. No entanto, esta técnica tem as suas limitações:

- as fendas que ocorrem na direcção paralela à direcção de corte não podem ser detectadas;
- a preparação das amostras obriga a um dispêndio de tempo elevado;
- é necessário ter muito cuidado na preparação das amostras de forma a não se introduzir novas fendas.

No âmbito deste trabalho esta técnica não foi aplicada por várias razões:

- a baixa percentagem da matriz no compósito leva a que este delamine com facilidade, não se garantindo um corte “limpo”, sem introdução de novas fendas.
- não é possível preparar convenientemente as superfícies, pois verificou-se que quando se tenta lixar, tanto no caso do Kevlar[®] 129 como no do Dyneema[®] SK66, as fibras esfiapam, não se obtendo uma boa superfície para observação em microscópio.

5.3 Técnicas não destrutivas de inspecção

5.3.1 Inspeção visual

A inspeção visual como método de controlo não destrutivo é uma tarefa simples que permite apenas a identificação de alguns tipos de dano que se manifestem à superfície.

Em sistemas materiais translúcidos o dano de impacto é visível à contraluz, podendo avaliar-se a forma e a dimensão das delaminagens, bem como a ocorrência de rotura de fibras. Por inspeção visual é também possível detectar porosidades, fissuras, falta de material, picadas à superfície e bolhas de ar, de um modo imediato e sem recorrer a qualquer tipo de equipamento.

No caso específico de dano provocado por impacto de alta velocidade, a inspeção visual permite identificar a extensão de dano visível à superfície, seja na face de impacto ou na face posterior. No entanto, mesmo uma estimativa da extensão afectada à superfície feita por esta técnica poderá não ser fiel, facto constatado nas análises feitas aos materiais testados no âmbito deste trabalho.

Em seguida são apresentadas algumas imagens da zona de impacto, tanto na face de impacto como na face posterior, para o caso de placas em Kevlar[®]129 e Dyneema[®] SK66. Para cada material foram seleccionadas placas que, quer pela sua espessura, quer pelas velocidades de impacto registadas, fossem representativas das situações encontradas.

5.3.1.1 Inspeção visual a placas em Kevlar[®] 129

Apresentam-se aqui os resultados da inspeção visual feita a algumas placas de Kevlar[®]129. São analisados três casos, correspondentes às seguintes situações de velocidade de impacto: ligeiramente inferior, ligeiramente superior e francamente superior ao limite balístico. Pode-se ainda dizer que os tipos de dano apresentados são representativos do dano encontrado em todas as placas.

Na figura 5.4 a) é apresentado o pormenor da zona de impacto frontal da placa 5C_P1, produzida com 5 camadas de Kevlar[®]129. Trata-se de um impacto a uma velocidade de 1247 m/s, com velocidade residual de 1157 m/s, sendo o limite

balístico determinado de 375 m/s . É visível a formação de uma cavidade, bem como dois tipos diferentes de rotura da fibra, uma devido a corte e outra em tracção. Estes dois tipos de rotura aparentam dever-se à forma particular da cabeça do projectil. Na face posterior ao impacto desta placa, figura 5.4 b), é visível uma pequena zona de delaminação em torno do orifício de saída, as fibras aparecem esfiapadas indicando rotura das fibras por tracção.

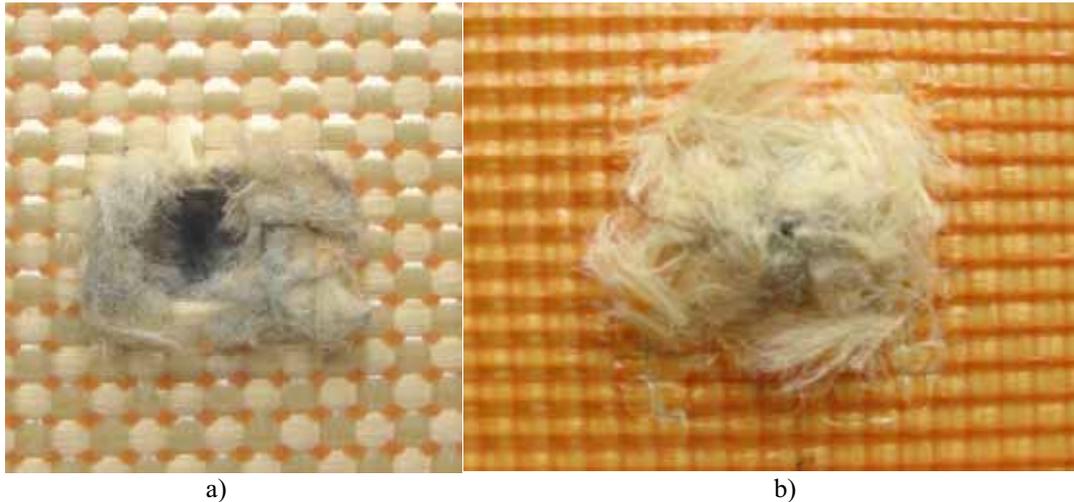


Figura 5.4 Pormenor do impacto na placa 5C_P1 a) lado do impacto, b) lado posterior ao impacto.

Na figura 5.5 a) é apresentada a zona de impacto frontal da placa 5C_P2, também produzida com 5 camadas de Kevlar®129. Trata-se de um impacto a uma velocidade de 389 m/s , com velocidade residual de 224 m/s , sendo o limite balístico determinado de 375 m/s . Nota-se a ocorrência de delaminagens em torno do ponto de impacto, que são bastante mais visíveis nas duas direcções das fibras com origem no ponto de impacto. Este fenómeno não foi detectado na placa 5C_P1. Na face posterior ao impacto desta placa, figura 5.5 b), é visível uma zona de delaminação em torno do orifício de saída. Tal como na face de impacto, existem delaminagens bastante notórias ao longo da direcção das fibras, com origem na vizinhança do ponto de impacto. As fibras aparecem esfiapadas, indicando rotura das fibras em tracção. Na figura 5.6 é possível ver a zona de impacto em maior pormenor, tanto na face de impacto como na face posterior.

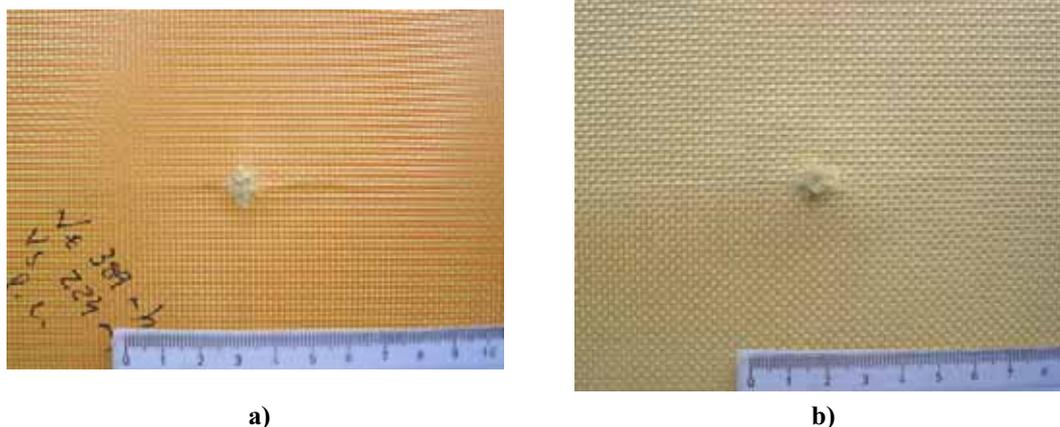


Figura 5.5 Zona de impacto na placa 5C_P2, para uma velocidade de impacto de 389 m/s e velocidade residual de 224 m/s : a) lado do impacto e b) lado posterior ao impacto.

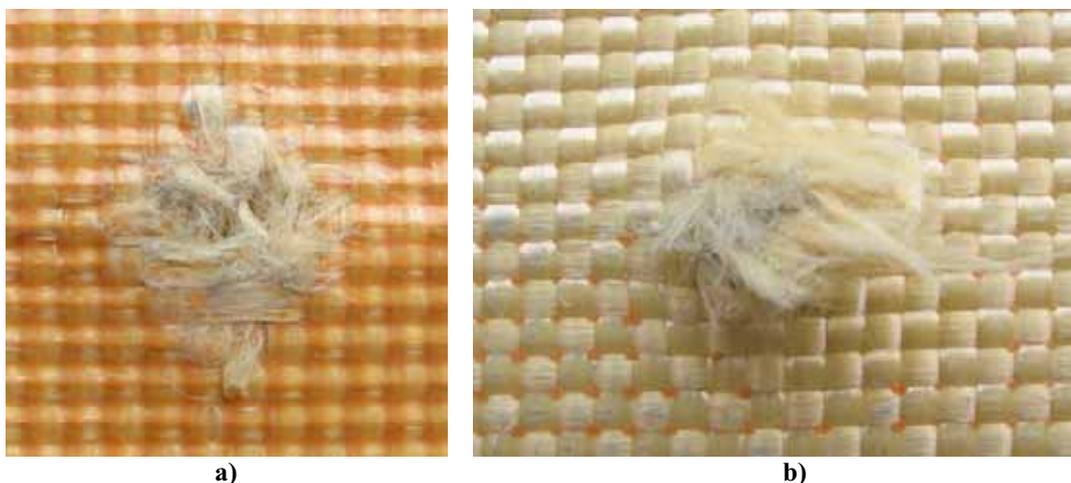


Figura 5.6 Pormenor do impacto na placa 5C_P2: a) lado do impacto, b) lado posterior ao impacto.

Na figura 5.7 a) é apresentada a zona de impacto frontal da placa 11C_P1, produzida com 11 camadas de Kevlar®129, dimensões 200x400 mm^2 . Trata-se de um impacto a uma velocidade de 481 m/s , sendo o limite balístico determinado de 488 m/s . Tal como no caso da placa 5C_P2, é notória a ocorrência de delaminagens em torno do ponto de impacto, que são bastante mais visíveis nas duas direcções das fibras com origem no ponto de impacto. O pormenor da zona de impacto, figura 5.8 a), mostra a existência de fibras cortadas, bem como de fibras esfiapadas, indicando rotura por tracção. Na face posterior ao impacto desta placa, figura 5.7 b), é visível uma zona de delaminagem em torno do orifício de saída, com formação duma concavidade. No pormenor da zona do impacto, figura 5.8 b), observa-se que as fibras aparecem esfiapadas, indicando rotura das fibras em tracção, apesar de se tratar de uma penetração parcial.

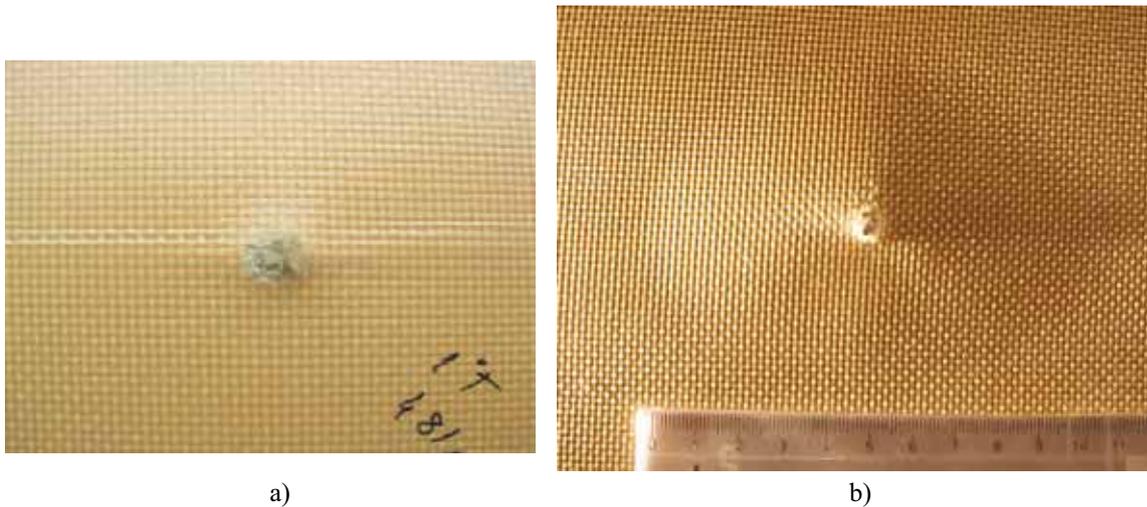


Figura 5.7 Placa 11C_P1 lado do impacto com penetração parcial. Velocidade de impacto ligeiramente inferior ao limite balístico.

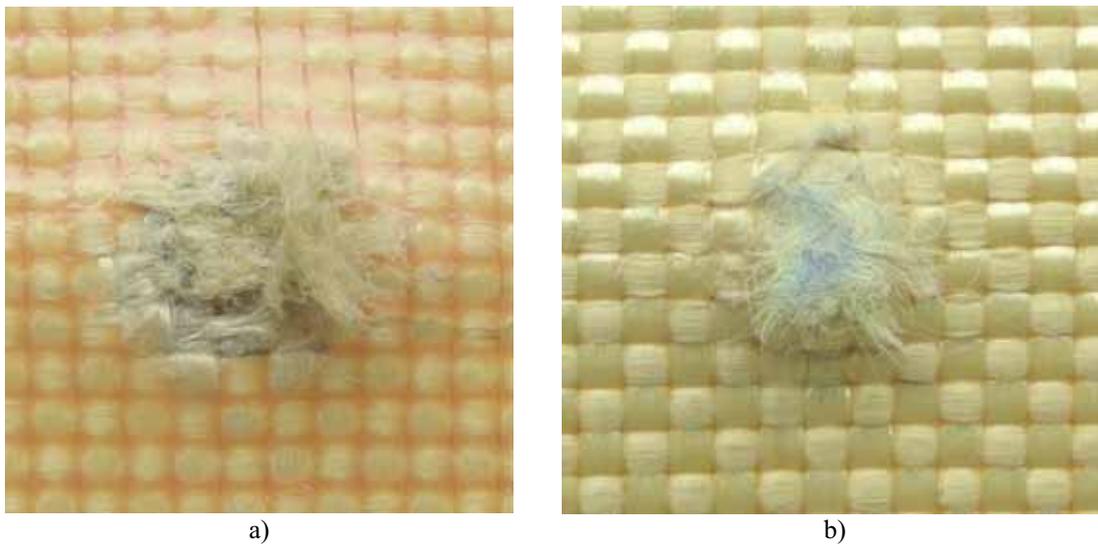


Figura 5.8 Pormenor da zona de impacto da placa 11C_P1: a) lado do impacto e b) lado posterior.

5.3.1.2 Inspeção visual a placas em Dyneema® SK66

Na figura 5.9 é apresentada a zona de impacto frontal da placa BD2_1, produzida com 20 camadas de Dyneema® SK66. Trata-se de um impacto a uma velocidade de 325 *m/s*, sendo o limite balístico determinado para esta placa de 409 *m/s*. No pormenor da figura 5.10 a) é visível a formação de uma cavidade, onde se verificou o alojamento do projectil. Observa-se também afastamento de algumas fibras e algum corte de fibras, motivado pela forma da frente do projectil.

Na face posterior ao impacto desta placa, figura 5.10 b), é visível uma zona de início de rotura de fibras por tracção.



Figura 5.9 Impacto na placa BD2_1, com penetração parcial.

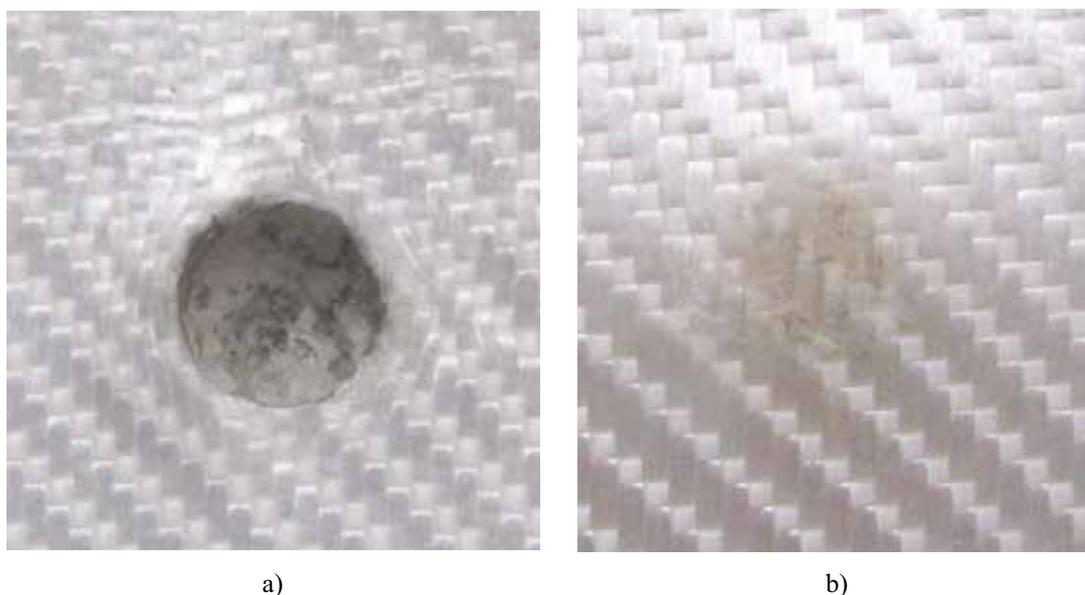


Figura 5.10 Pormenor do impacto referido na figura anterior com a) face de impacto e b) face posterior ao impacto.

Na figura 5.11 a) é apresentada a zona de impacto frontal da placa BD7_1, produzida com 66 camadas de Dyneema® SK66. Trata-se de um impacto a uma velocidade de 1258 m/s , sendo o limite balístico determinado para esta placa de 742 m/s . Esta mesma zona pode ser vista em pormenor na figura 5.12, onde é visível a formação de uma cavidade, bem como o afastamento de algumas fibras e o corte de outras, motivado pela forma da frente do projectil. Na figura 5.11 b) é possível observar a face posterior para este mesmo impacto, onde é visível a formação duma

concauidade em torno do orifício de saída, tendo-se constatado a formação de delaminagens. Constatou-se também existir rotura de fibras por tracção.



Figura 5.11 Face de impacto na placa BD7_1, com velocidade de impacto de 1258 *m/s* e velocidade residual de 956 *m/s*.



Figura 5.12 Pormenor na face de impacto da figura 5.11.

Na figura 5.13 a) é possível observar-se a face de impacto da placa BD7_1, para um caso em que houve penetração parcial, com velocidade de impacto de 735 *m/s*, sendo o limite balístico de 742 *m/s*. Na figura 5.13 b) pode observar-se a face posterior para este mesmo impacto onde é visível uma zona de delaminação localizada em torno do ponto de impacto, bem como o início da rotura de fibras por tracção.

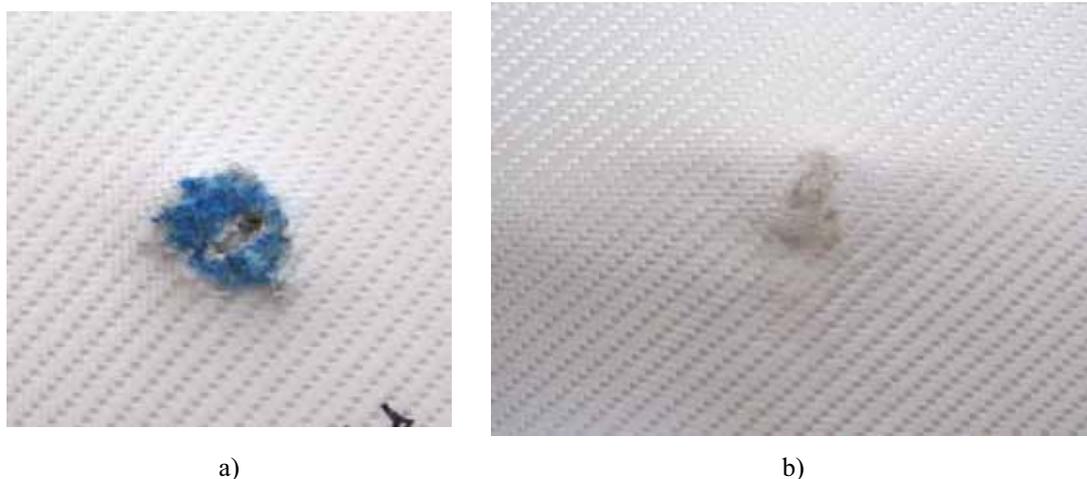


Figura 5.13 Impacto ligeiramente abaixo do limite balístico na placa BD7_1: a) face de impacto e b) face posterior ao impacto.

5.3.1.3 Conclusões das análises por inspeção visual

A inspeção visual às placas ensaiadas permite retirar algumas conclusões.

-Placas mais finas apresentam dano extenso mesmo na face de impacto (bastante visível na direcção das fibras). As placas mais grossas observadas não apresentam esse comportamento, apresentando dano mais extenso apenas na face posterior ao impacto.

-As delaminagens na face posterior ao impacto diminuem de extensão quando se aumenta a velocidade de impacto.

-No caso em particular do Kevlar[®] 129, é possível observar que, devido à forma do projectil, o orifício de entrada apresenta dois tipos de dano nas fibras: ora aparecem cortadas ou rompidas em tracção. Ainda no caso do Kevlar[®] 129 utilizado, não se observou afastamento das fibras forçadas pelo projectil, como foi observado no caso do Dyneema[®] SK66.

-No orifício de saída observa-se que as fibras rompem em tracção, facto que é visível nas imagens de penetrações parciais, em especial nos casos em que se está próximo do limite balístico da placa.

-Pode-se concluir da inspeção visual às placas ensaiadas que o processo de evolução de dano é semelhante ao que está esquematizado na figura 5.14.

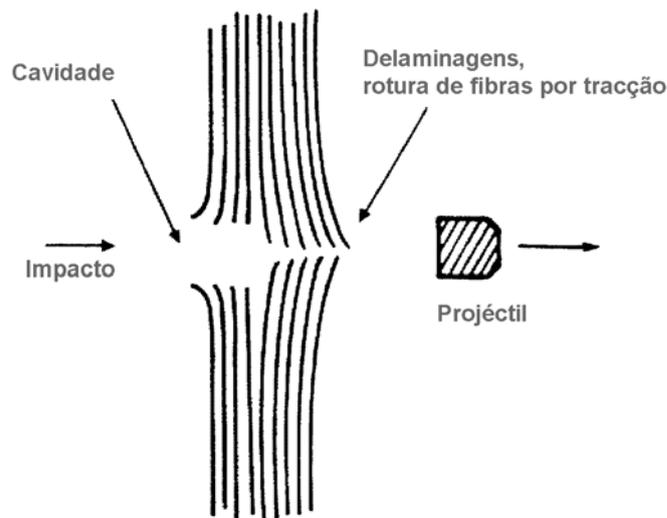


Figura 5.14 Processo de evolução do mecanismo de dano.

5.3.2 Líquidos penetrantes

A inspeção por líquidos penetrantes pode ser considerada uma extensão do processo de inspeção visual, sendo este método utilizado para detecção de descontinuidades e imperfeições em componentes. A sua principal vantagem é a rapidez e a facilidade de utilização. A desvantagem fundamental é a de que apenas os defeitos superficiais e aqueles que têm comunicação com a superfície são revelados.

Esta técnica é referida poucas vezes na detecção de defeitos em materiais compósitos. Este facto deve-se ao fraco contraste conseguido com os líquidos convencionais. Por outro lado, estes líquidos são formados por óleos e solventes de origem petrolífera que em contacto com a maior parte das resinas empregues têm um efeito nefasto a longo prazo [114].

5.3.3 Correntes de Foucault

As correntes de Foucault são induzidas na peça a controlar por um campo magnético criado por uma bobine percorrida por uma corrente eléctrica alternada. Estas correntes criam ao seu redor um campo que se opõe ao campo gerador, o que se traduz por uma variação de impedância da bobine sempre que um defeito eventual modifique localmente as propriedades eléctricas ou magnéticas [115].

As correntes de Foucault são aplicáveis a materiais condutores. No caso dos materiais compósitos, apenas os compósitos com reforço em fibras de carbono podem ser inspeccionados. Estes compósitos são considerados bons condutores para reforços superiores a 30% em volume. As principais aplicações desta técnica como ensaio não destrutivo têm sido: detecção de fissuras [116] [117], determinação do teor de fibras, determinação da orientação das várias camadas [118]. Apesar de tudo, o método é extremamente sensível e afectado por diversas variáveis. Alguns destes efeitos não são perfeitamente conhecidos, tornando a concepção do equipamento mais uma arte do que uma ciência [119].

5.3.4 Efeito termoelástico

O efeito termoelástico resulta da alteração de temperatura verificada num corpo sujeito a uma deformação elástica adiabática. A aplicação do efeito termoelástico como técnica de análise experimental de tensões não é recente, Weber [120] observou-o e Lord Kelvin [121] desenvolveu e publicou os primeiros trabalhos sobre o assunto. A aplicabilidade da teoria de Kelvin foi primeiramente demonstrada por Compton e Webster [122] através da utilização de termómetros de resistência de elevada sensibilidade. Em 1967, Belgen [123] provou que a técnica baseada na captação das radiações infra-vermelhas estava suficientemente desenvolvida para permitir a observação do efeito termoelástico sem contacto [124]. Mais tarde foram desenvolvidos sistemas experimentais que utilizavam esta técnica. Em 1978, por exemplo, Mountain e Webber [125] publicaram os primeiros resultados obtidos com um sistema desenvolvido em Inglaterra pela *SIRA Ltd* a que se chamou *SPATE* (Stress Pattern Analysis by Thermal Emission).

Algumas das mais importantes vantagens do método são: constitui uma técnica de análise sem contacto, a preparação da superfície do corpo ou estrutura não requer cuidados especiais (apenas uma limpeza e leve pintura com uma tinta de elevada emissividade), permite obter rapidamente uma distribuição do campo de tensões numa estrutura real, mesmo quando essa estrutura tem uma configuração geométrica complexa, pode ser utilizado em estaleiro já que não requer especiais cuidados relativos à atmosfera envolvente.

Como principais desvantagens apontam-se o facto de só ser aplicável nos casos em que o corpo em análise seja submetido a uma solicitação cíclica (pelo menos 3 Hz

no caso dos aços, para garantir as condições adiabáticas), as tensões principais e as direcções principais de tensão não poderem ser individualizadas e só ser aplicável na periferia da estrutura pois requiere o acesso óptico [126].

5.3.5 Emissão acústica

Esta técnica baseia-se no princípio de que os materiais quando sujeitos a solicitações mecânicas, térmicas, ou de outros tipos, emitem ondas sonoras transitórias. As ondas sonoras emitidas podem ser detectadas usando transdutores electromecânicos fixados à superfície dos materiais. O sinal registado pode ser posteriormente processado electronicamente. É importante notar que este método pode ser usado para detectar alterações no material; no entanto, defeitos que estejam presentes mas não sofram alterações não são detectados. Assim, os sensores não poderão detectar uma fenda que não se esteja a propagar, nem a própria dimensão da fenda [127].

Vários factores desempenham um papel importante na detecção das ondas sonoras geradas pelos defeitos internos, incluindo-se aqui o amortecimento provocado pelo próprio material e fontes de ruído indesejado, tal como equipamento mecânico e fontes de ruído eléctrico.

Em princípio, as emissões acústicas são ondas elásticas transitórias que surgem espontaneamente a partir de tensões ou deformações localizadas. Para os materiais compósitos, existem várias fontes como o fendilhamento da matriz, descolamento entre a fibra e a matriz, fractura das fibras, arrancamento das fibras (*fiber pull-out*) e os defeitos estruturais. Todas as emissões estão relacionadas com libertação de energia de uma ou mais destas fontes. A gama de frequência das fontes de emissão pode variar do audível até frequências ultra sónicas, dependendo do tipo de fonte e da sua potência. A gama de frequências varia desde 20 kHz até 2 MHz, e na detecção da resposta são utilizados sensores de emissão acústica do tipo piezoeléctrico e *laser*. Com a introdução destes sensores, as variações relativas de energia dos sinais de emissão acústica durante processos que afectam o material, tais como carregamento e aquecimento, podem ser monitorizados e pode ser feita a caracterização do comportamento do material.

Para medir a energia de emissão acústica, é utilizado o método de contagem do número de oscilações que ocorrem em tempo real. A medida quantitativa da

actividade acústica é, geralmente, tomada como proporcional ao número de oscilações N por unidade de tempo. Os resultados da contagem da actividade acústica são desenhados relativamente ao tempo e são usados para avaliar a actividade dos processos micro-estruturais. Um esquema típico dum sistema de emissão acústica, usado para inspecção de materiais compósitos, pode ser visto na figura 5.15 [136].

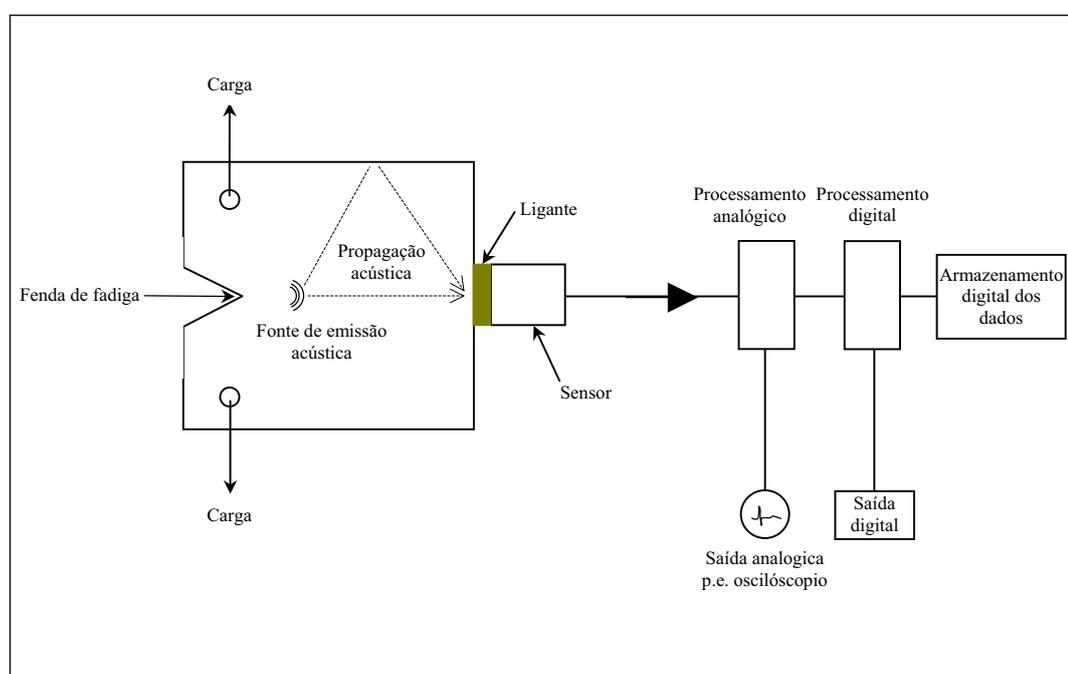


Figura 5.15 Esquema típico de um sistema de emissão acústica.

Métodos de excitação mecânicos e térmicos podem ser usados para a geração do sinal acústico, simulando a actividade do processo. O objectivo principal é a geração de ondas acústicas sem afectar a integridade estrutural dos materiais, por oposição aos processos activos, que para os materiais compósitos, pode incluir fendilhamento da matriz e fractura de fibras. A metodologia para o método de simulação é baseada em variações do número de contagens por unidade de tempo tal como no caso da emissão acústica. Um desses exemplos é a utilização de um sensor, tal como um cristal de quartzo, para investigar a actividade de um material compósito unidireccional na posição da fonte de emissão relativamente à posição do transdutor. Podem ser estudados eventos únicos e múltiplos, bem como a dependência da posição do transdutor ao longo do comprimento da amostra. Esta metodologia pode ser usada para examinar a correlação entre a contagem da emissão acústica e a energia recebida pelo transdutor.

Existe um conjunto de factores relacionados com a interpretação dos padrões dos sinais gerados que são importantes na monitorização e interpretação dos sinais de emissão acústica dos materiais compósitos. Alguns desses factores são:

- ruído parasita dentro do equipamento de teste;
- emissões devidas à forma do provete a ser testado e não devido à ocorrência de dano dentro do material;
- efeitos da posição do transdutor e atenuação de sinal;
- reflexões de ondas, interferências e perdas de energia;
- mecanismos complexos de dano que possam ocorrer.

Enquanto estes factores contribuem para dificultar a interpretação dos dados de emissão acústica, existe um número de características que podem ser usadas para avaliar os dados gerados. Por exemplo, pode ser possível diferenciar-se e relacionar as emissões com o tipo de dano predominante. Os mecanismos de dano, devidos a cargas constantes e/ou variáveis, podem ser diferenciados, bem como comportamentos de relaxação e inelásticos da matriz. Os sensores não podem no entanto detectar uma fenda que não se propague nem determinar o seu tamanho.

5.3.6 Ultra-sons

Em geral, os materiais compósitos são susceptíveis de sofrerem dano não visível, como delaminagens, rotura de fibras ou rotura da matriz, durante o seu fabrico ou em serviço. O controlo por ultra-sons pode ser usado para detectar alguns destes defeitos não visíveis à superfície, tal como porosidades, inclusões, fendas e delaminagens. Durante o controlo por ultra-sons, o material em inspecção é atravessado por ondas ultra-sonoras que permitem detectar defeitos à superfície ou no seu interior. Um defeito traduz-se por uma descontinuidade no caminho da onda ultra-sonora e pode ser identificado se o seu tamanho for suficiente para originar uma reflexão da onda ultra-sonora. Pela teoria, sabe-se que um defeito é detectado se as suas dimensões transversais forem maiores que $\lambda/4$, sendo λ o comprimento de onda. Todas as imperfeições acima deste valor reflectem, segundo as leis da acústica, o feixe ultra-sonoro sendo, por isso, detectadas.

O domínio de frequências normalmente utilizado pela técnica de ultra-sons situa-se entre 0.5 e os 20 MHz, frequências não captáveis pelo ouvido humano que tem como limite superior audível os 20 kHz.

O controlo ultra-sonoro oferece grandes vantagens como ter uma elevada capacidade de penetração, permitir a avaliação de provetes de grandes dimensões, possuir uma elevada sensibilidade na detecção de defeitos e a detecção dos defeitos ser imediata. No entanto, esta é uma técnica que exige um operador experiente, capaz de encontrar as melhores configurações e o melhor meio de acoplamento a fim de otimizar a inspecção. Esta técnica é contudo limitada em peças de pequenas dimensões e em componentes de formas complexas.

Embora o objectivo deste trabalho não seja o estudo das técnicas de ultra-sons, é feita uma apresentação mais detalhada desta técnica para se poder avaliar os resultados obtidos na inspecção.

Os equipamentos de ultra-sons geram impulsos eléctricos de grande voltagem durante um curto espaço de tempo que, uma vez aplicados ao cristal piezoeléctrico do sensor actuador, são transformados em vibrações mecânicas. Uma parte da energia produzida reflecte-se na *interface* sensor-peça, mas a restante propaga-se no material a uma velocidade v_{us} que é função da massa específica e das propriedades elásticas do material, conforme a equação (5.1):

$$v_{us} = \sqrt{\frac{E}{\rho} \frac{(1-\nu)}{(1+\nu)(1-2\nu)}} \quad (5.1)$$

em que E representa o módulo de elasticidade do material, ρ a massa específica e ν o coeficiente de *Poisson*. Enquanto a velocidade de propagação (ondas longitudinais) caracteriza as propriedades elásticas, a atenuação resultante dos efeitos de absorção e dispersão por reflexão traduzem propriedades não-elásticas [128]. Estas propriedades não-elásticas são uma função dos defeitos encontrados pela onda propagante.

Ao produto da massa específica pela velocidade dá-se o nome de impedância acústica. A tabela 5.1 indica valores típicos desta grandeza para alguns materiais correntes [129].

Material	Impedância acústica [kg/m ² .s]	Velocidade do som (para ondas longitudinais) [m/s]	Massa específica [kg/m ³]
Ar	0.000033 x 10 ⁷	330	1
Água	0.149 x 10 ⁷	1490	1000
Polipropileno	0.22 x 10 ⁷	2340	940
Alumínio	1.72 x 10 ⁷	6350	2710
Aço	4.56 x 10 ⁷	5850	7800

Tabela 5.1 Impedâncias acústicas de alguns materiais correntes.

Um equipamento completo de ultra-sons, como o indicado esquematicamente na figura 5.16, comporta, como componentes principais: um gerador de impulsos, uma base de tempo, um transmissor, um receptor, sondas ou transdutores e um sistema de visualização [129]. Existem técnicas, nomeadamente aquelas que utilizam a imersão em água, que comportam sistemas mecânicos de varrimento para análise completa de uma região da peça.

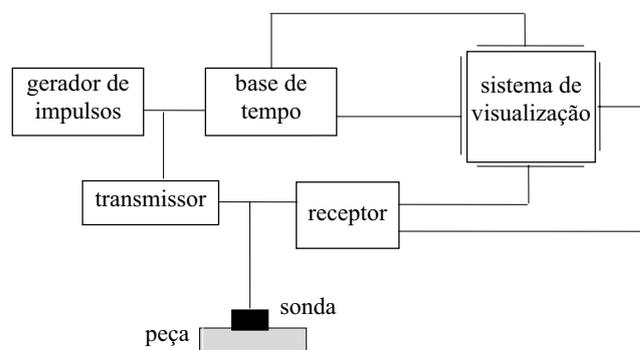


Figura 5.16 Representação de um equipamento de ultra-sons com os seus principais componentes.

O gerador de impulsos produz impulsos eléctricos em intervalos de tempo regulares que vão excitar o transmissor e a base de tempo. Alguns equipamentos permitem variar a voltagem aplicada ao cristal piezoeléctrico do transdutor para desta forma controlar a energia dos impulsos. A variação da energia permite uma maior penetração e permite inspeccionar materiais com grande poder de atenuação.

Quando o impulso reflectido volta ao cristal gera um impulso eléctrico de alta-frequência que é rectificado, filtrado e amplificado para ser enviado para a

unidade de visualização. Este impulso eléctrico, representativo do impulso ultrasónico, é o único que pode ser processado electronicamente. O processamento electrónico consiste em três fases distintas:

- i) a rectificação (rectificação de meia onda ou rectificação de onda completa), figura 5.17;
- ii) a regularização ou filtragem;
- iii) a amplificação.

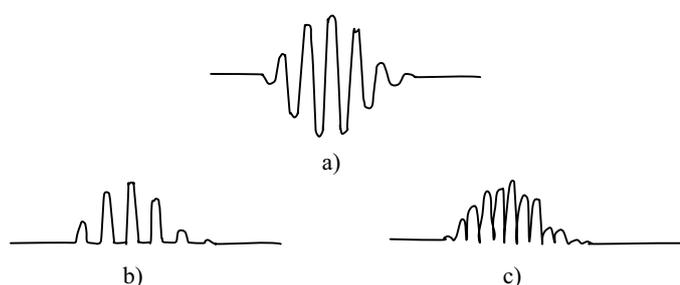


Figura 5.17 Rectificação de um impulso (a); rectificação negativa de meia onda (b), rectificação de onda completa (c).

Cada sonda ou transdutor pode ser caracterizada por três parâmetros: a sensibilidade ou aptidão para detectar pequenos defeitos, a resolução ou aptidão com que distingue reflexões ultrasónicas provenientes de descontinuidades muito próximas, a eficiência na conversão de energia. Através do tamanho do cristal e da frequência podemos escolher os parâmetros mais adequados para cada caso. Por exemplo, se pretendemos transdutores de grande penetração devemos ter transdutores de baixa frequência e com cristais grandes; se queremos transdutores para detectar descontinuidades muito pequenas devemos optar por transdutores com cristais pequenos e de alta-frequência.

O feixe acústico produzido por um transdutor, figura 5.18, pode ser dividido em três zonas: a zona morta, que se situa na vizinhança imediata da superfície onde a sonda se encontra ligada, o campo próximo ou zona de Fresnel, que se caracteriza por uma distribuição irregular das intensidades sonoras e o campo afastado no qual as intensidades sonoras diminuem de uma forma relativamente constante devido à divergência do feixe e à sua atenuação [129].

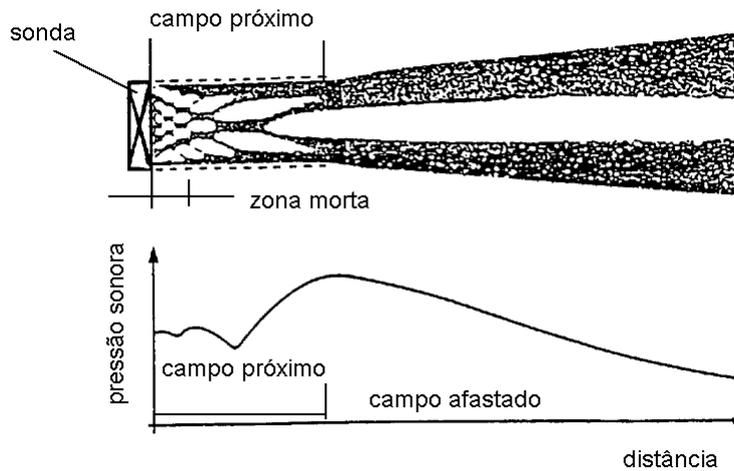


Figura 5.18 Feixe acústico produzido por um transdutor.

5.3.6.1 Técnicas de controlo por ultra-sons

Existem basicamente três tipos de técnicas de controlo por ultra-sons: ressonância, transmissão ou transparência e eco-pulsado ou reflexão.

5.3.6.1.1 Ressonância

São raros os equipamentos de inspeção que aplicam este método. Baseia-se no facto de um corpo obrigado a vibrar por uma acção exterior experimentar um aumento brusco de amplitude a uma dada frequência a que se dá o nome de ressonância. Este fenómeno ocorre quando a espessura do material é igual a um múltiplo exacto de meio comprimento de onda [129].

5.3.6.1.2 Transmissão

A técnica de controlo por transmissão pode recorrer à utilização simultânea de dois transdutores, sendo um emissor e outro receptor, dispostos em faces opostas da peça a testar. Um defeito é indicado pela ausência ou atenuação de sinal transmitido. Esta técnica é particularmente adequada para detecção de separações em estruturas multi-camadas ou estruturas complexas onde o sinal reflectido seja difícil de analisar. Tem também boa sensibilidade mas tem as desvantagens de ser necessário o acesso aos dois lados do componente, ser necessário coordenar o movimento das duas sondas e necessitar de um meio de acoplamento dos ultra-sons.

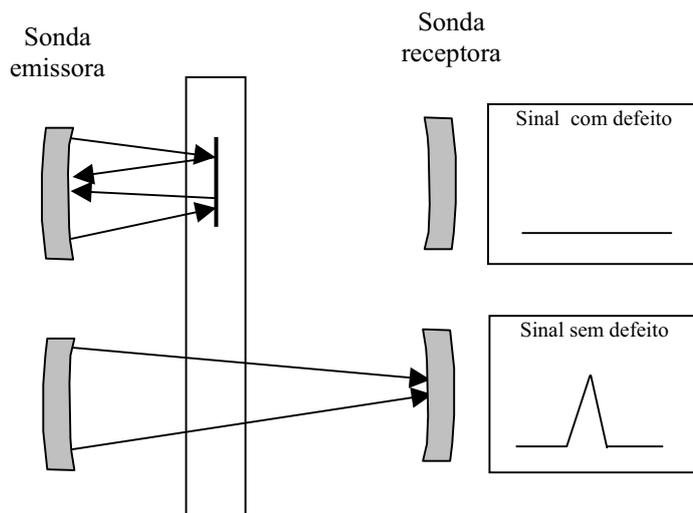


Figura 5.19 Controle por transmissão em ultra-sons.

A presença de um defeito no percurso da onda sonora revela-se pela atenuação ou simples desaparecimento do sinal [128]. Este método é particularmente indicado para a detecção de defeitos próximos da superfície embora também seja aplicável a grandes espessuras e a materiais fortemente atenuadores, como por exemplo os materiais compósitos.

5.3.6.1.3 Reflexão ou eco-pulsado

O controlo por reflexão ou eco-pulsado, utiliza uma sonda que emite ondas durante um curto espaço de tempo e que são transmitidas à peça. A existência de uma descontinuidade no material é assinalada pelo aparecimento de um eco intermédio entre o eco inicial e o eco relativo à parede de fundo. Na figura 5.21 pode observar-se uma forma de onda característica da análise por eco-pulsado. Quando a sonda é activada, a onda ultrasónica desloca-se através do meio de acoplamento dos ultra-sons e encontra a primeira descontinuidade: a superfície de entrada na peça. No caso de não existirem defeitos, a segunda descontinuidade corresponderá à da superfície do fundo. Os sinais reflectidos correspondentes são captados pela sonda.

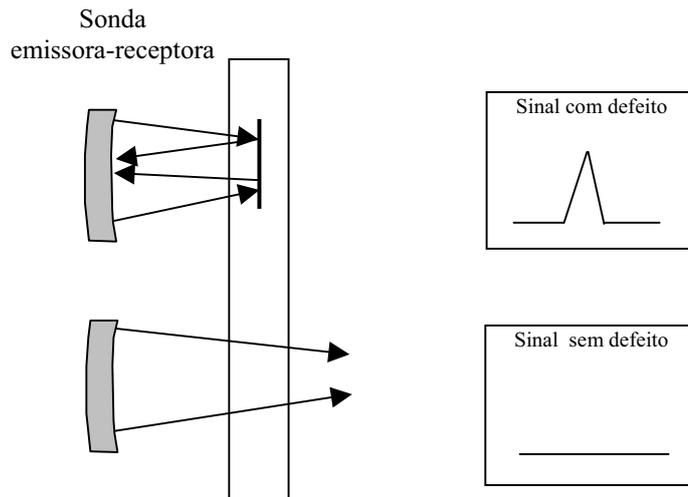


Figura 5.20 Técnica de controlo por eco-pulsado.

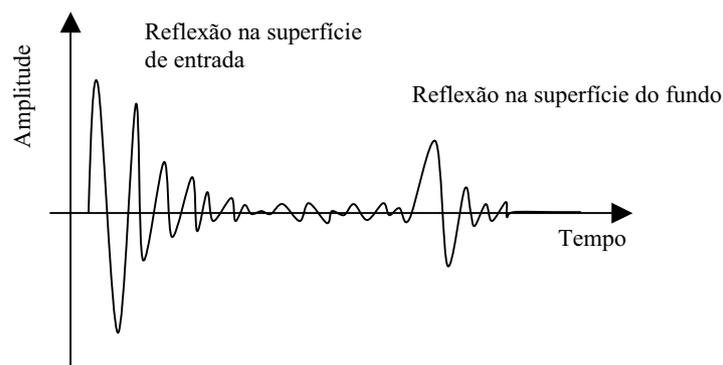


Figura 5.21 Sinal característico obtido por eco-pulsado, sem detecção de defeito.

A transmissão de ondas ultrasónicas entre a sonda e a peça através de ar é extremamente ineficiente, devido à grande diferença de impedância acústica entre o ar e os materiais sólidos. A utilização de um meio de ligação na *interface* sonda-peça normalmente resolve este problema. Os ligantes típicos são: água, glicerina e *gels* à base de água ou óleo. A presença do ligante é importante por duas razões:

- i) a atenuação da onda ultra sónica num líquido é bastante menor do que num gás;
- ii) o ligante equilibra a diferença de impedância acústica entre os dois materiais.

Cada material possui uma impedância acústica, Z_a , função da densidade do material, ρ , e da velocidade a que a onda ultrasónica se propaga no material, v_{us} . Assim, os materiais sólidos têm uma impedância acústica muito superior à dos gases. Se considerarmos dois materiais em contacto, de impedâncias acústicas diferentes, Z_{a1} e Z_{a2} , a onda ultrasónica incidente será reflectida parcialmente na *interface* e parcialmente transmitida. A amplitude do sinal nos dois componentes será definida pela diferença de impedâncias acústicas: quanto maior for a diferença, menor será a proporção da onda transmitida. O coeficiente de transmissão é definido na equação (5.2) [130]:

$$T = \frac{2Z_{a2}}{Z_{a2} + Z_{a1}} \quad (5.2)$$

Como exemplo, considerando apenas uma interface entre aço e água, 35% da onda ultrasónica é transmitida. No caso de uma interface única entre aço e ar, apenas 0.6% é transmitido. Numa inspecção prática, usando a técnica de transmissão, existe um mínimo de quatro interfaces como se pode ver na figura 5.22:

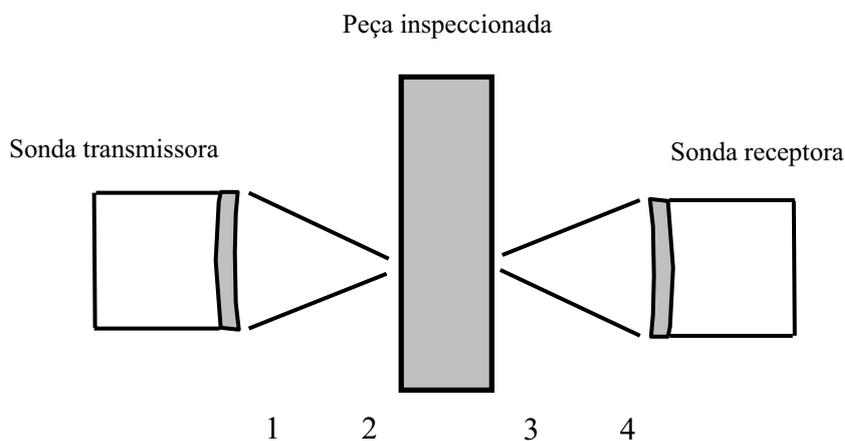


Figura 5.22 Interfaces acústicas para a técnica de transmissão.

A utilização de ar como ligante em vez de água pode resultar numa perda de 160 dB, i.e. apenas 1/120,000,000 da energia transmitida é detectada. O ar não é portanto o meio mais adequado para transferir as vibrações ultrasónicas para os sólidos.

O ligante deve molhar efectivamente ou estabelecer um contacto total com a superfície da sonda e a superfície a controlar. Neste sentido as técnicas atrás descritas são utilizadas na maior parte dos casos com a sonda e a peça a inspeccionar totalmente imersas, tomando neste caso a designação de técnica de imersão. A água mostra-se um meio adequado de transmissão de energia na medida em que se comporta como um meio contínuo, figura 5.23.

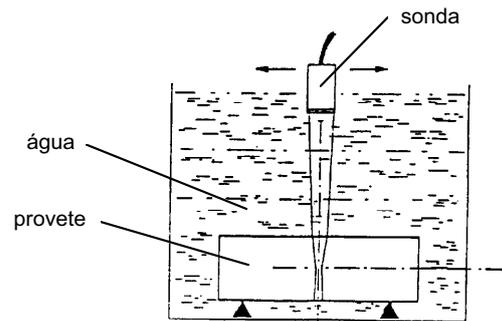


Figura 5.23 Inspeção com recurso à técnica de imersão.

Havendo claras vantagens no emprego de ligantes líquidos, existe também um número de limitações associadas à sua presença:

-Há circunstâncias em que a peça a ser inspeccionada não pode ser molhada ou imersa em água. São exemplo disso algumas peças da indústria aeroespacial, particularmente no caso em que um processamento posterior vai levar a um isolamento do exterior, tal como sucede no caso duma estrutura em ninho de abelha. Outros materiais, tais como espumas, madeiras, ou produtos à base de papel podem ser danificados no contacto com água ou serem incapazes de suportar a aplicação de calor para secagem.

-A aplicação de um ligante líquido pode reduzir a possibilidade de detectar defeitos como delaminagens. Quando cheias com ar, podem impedir completamente a passagem do sinal, enquanto cheias de água podem permitir a passagem da maior parte do sinal e passarem facilmente despercebidas.

Têm sido feitas várias tentativas para ultrapassar estas limitações utilizando técnicas sem contacto. Estas incluem sofisticados sistemas *laser* de geração e detecção, transdutores acústicos eletromagnéticos (*EMAT's*) [131], e sistemas de ultra-sons que utilizam ar como ligante [132].

A utilização de sistemas *laser* pode afectar a superfície da peça devido aos altos níveis de energia envolvidos, sendo também bastante dispendiosos. As sondas do tipo EMAT só funcionam em materiais condutores, o que elimina alguns materiais compósitos e outros não-metálicos. Foi obtido algum sucesso na utilização de ligantes sólidos [133], [134] e [135], embora o contacto com a peça a testar continue a ser necessário, o que por vezes é indesejável. Tem ainda a desvantagem de serem pensados para frequências elevadas, com operação do tipo eco-pulsado, o que não é apropriado para materiais com características altamente atenuadoras como são os empregues em sistemas de protecção pessoal balística [130].

5.3.6.2 Transdutor

O transdutor tem um papel fundamental na resolução da inspecção por ultrasons. Existem quatro parâmetros principais para caracterizar os transdutores: a frequência, o diâmetro do transdutor, a distância focal e o diâmetro do ponto focal.

O parâmetro mais importante é a frequência do transdutor. Quanto maior for essa frequência menor será o comprimento de onda (λ) e, conseqüentemente, maior será a sensibilidade do sistema. Assim, um aumento da frequência eleva a capacidade de individualizar defeitos pequenos e muito próximos uns dos outros. No entanto, diminui ao mesmo tempo a capacidade da onda se propagar no meio, pois o coeficiente de absorção aumenta.

A selecção da frequência requer uma avaliação cuidada de cada situação, sendo fundamental a experiência do operador, pois é importante que ele seja capaz de seleccionar a frequência mais adequada tomando em consideração a espessura do elemento a ser inspeccionado e a definição que se pretende obter da inspecção.

5.3.6.3 Modos de representação

Existem vários tipos de representação designados respectivamente por A-Scan, B-Scan, C-Scan, D-Scan, F-Scan, e P-Scan, sendo os mais utilizados os três primeiros.

5.3.6.3.1 A-Scan

Na representação A-Scan, a amplitude do sinal recebido é representada como um deslocamento num eixo (normalmente o eixo yy), sendo o outro eixo utilizado para representar o tempo decorrido para o impulso ultrasónico, figura 5.24. Este tipo de visualização permite uma relação directa entre os ecos e as profundidades a que se encontram os reflectores, enquanto que a amplitude do eco pode fornecer alguma indicação do tamanho e natureza do defeito [136].

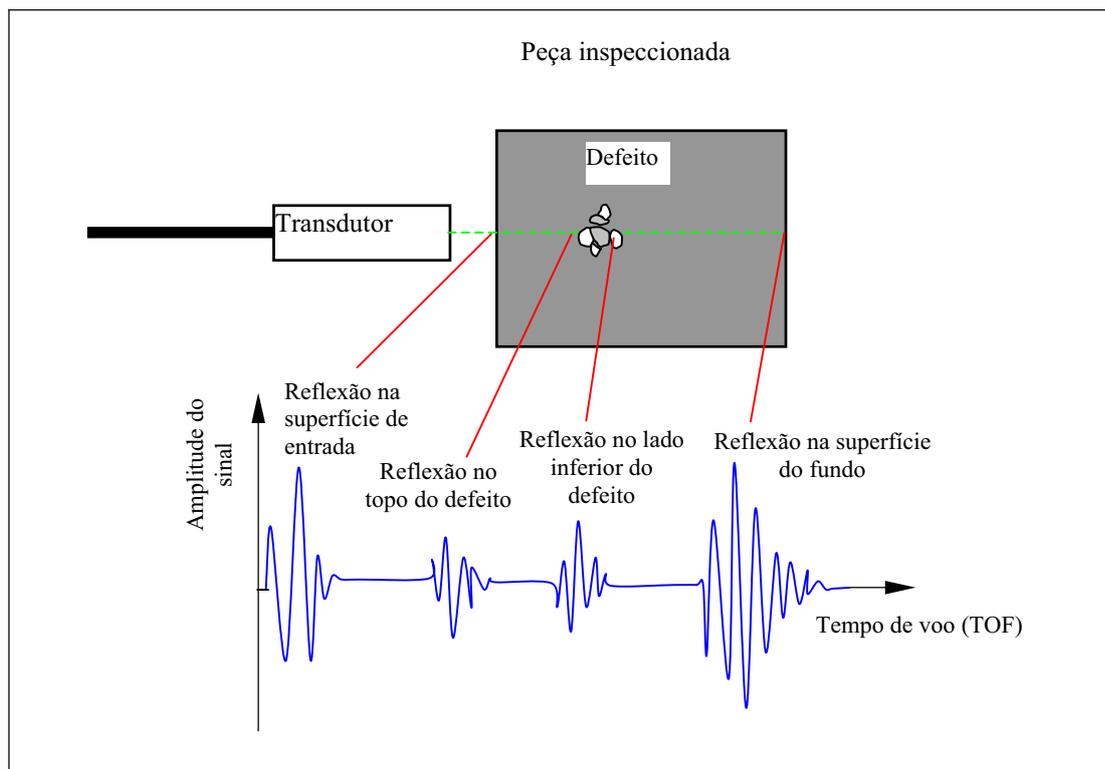


Figura 5.24 Representação do tipo A-Scan.

5.3.6.3.2 B-Scan

É uma representação bi-dimensional, em coordenadas rectangulares, em que a representação do varrimento da sonda é mostrada na direcção horizontal enquanto a distância a que ocorrem as reflexões é mostrada na vertical, figura 5.25. Nesta representação, as reflexões são mostradas como um evento. As marcas do evento assinalam o eco obtido com diferentes critérios de avaliação:

i) se a amplitude do eco exceder um valor pré-determinado, é assinalada uma marca (método 0/1);

ii) se a amplitude do eco exceder um valor pré-definido, com a gama de cores (ou tons de cinzento) proporcional à amplitude do sinal.

Este processo tem como principal vantagem indicar a distribuição de descontinuidades em cada secção do material.

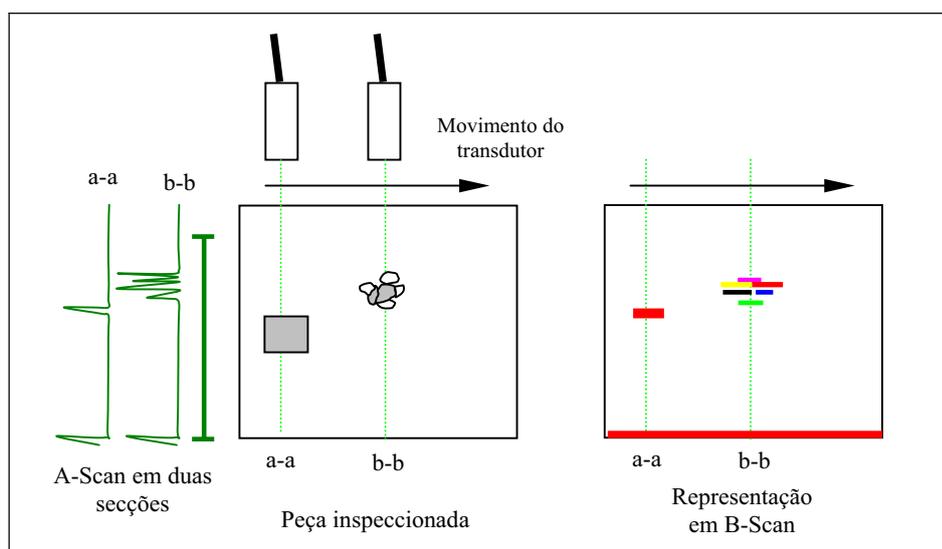


Figura 5.25 Representação do tipo B-Scan.

5.3.6.3.3 C-Scan

É uma representação bi-dimensional, em que o transdutor é deslocado num plano paralelo à superfície da peça a inspeccionar, num padrão de varrimento rectangular, para fornecer uma vista de topo dos defeitos na peça, numa vista única, figura 5.26. Esta imagem elimina a necessidade de múltiplos varrimentos e é ideal para identificar rapidamente anomalias numa peça. Uma vez identificada a presença de um defeito, a sua posição na direcção da espessura pode ser obtida utilizando a análise em A-Scan ou B-Scan.

Nesta representação, tal como no B-Scan, o eco é assinalado e representado de acordo com diferentes critérios:

- i) se a amplitude do eco exceder um valor pré-determinado, é assinalada uma marca (método 0/1);
- ii) se a amplitude do eco exceder um valor pré-definido, é assinalado com a paleta de cores (ou tons de cinzento) proporcional à amplitude do sinal.

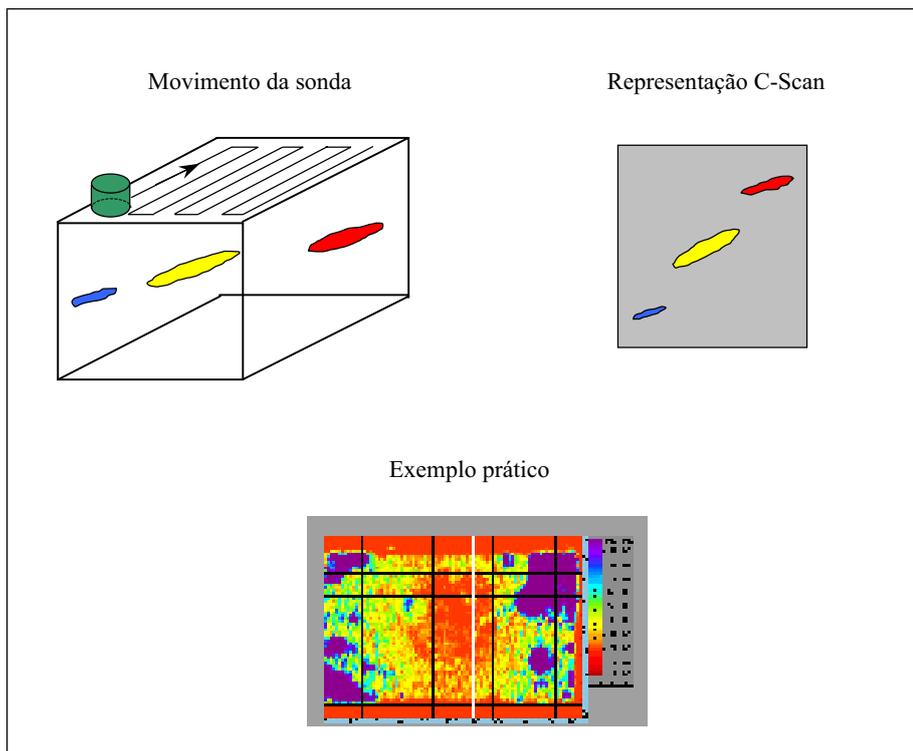


Figura 5.26 Representação do tipo C-Scan.

Normalmente não é fornecida qualquer identificação da profundidade do defeito, a não ser que a imagem obtida represente o tempo de voo (*Time of Flight* ou *TOF*), D-Scan. No entanto, em sistemas mais avançados, e devido à digitalização e armazenamento dos dados obtidos, é possível um tratamento posterior dos dados, com representações diferentes.

Se existirem vários defeitos na mesma posição no plano da peça, mas situados a diferentes espessuras da peça, as ondas ultrasónicas podem ser altamente atenuadas pelo primeiro defeito que encontram e os outros defeitos poderão não ser claramente detectados, devido ao chamado efeito sombra ou efeito protector [137]. Avanços recentes tanto em *hardware* como em *software* têm permitido uma melhoria notável tanto na qualidade de imagem como na quantidade de informação que se pode retirar de uma análise em C-Scan. Este método é aplicado às técnicas de transmissão e eco-pulsadas.

5.3.6.3.4 D-Scan

Consiste numa representação bi-dimensional em que os valores de tempo de voo (*Time of flight*) são representados numa vista superior da peça a ser examinada, figura 5.27.

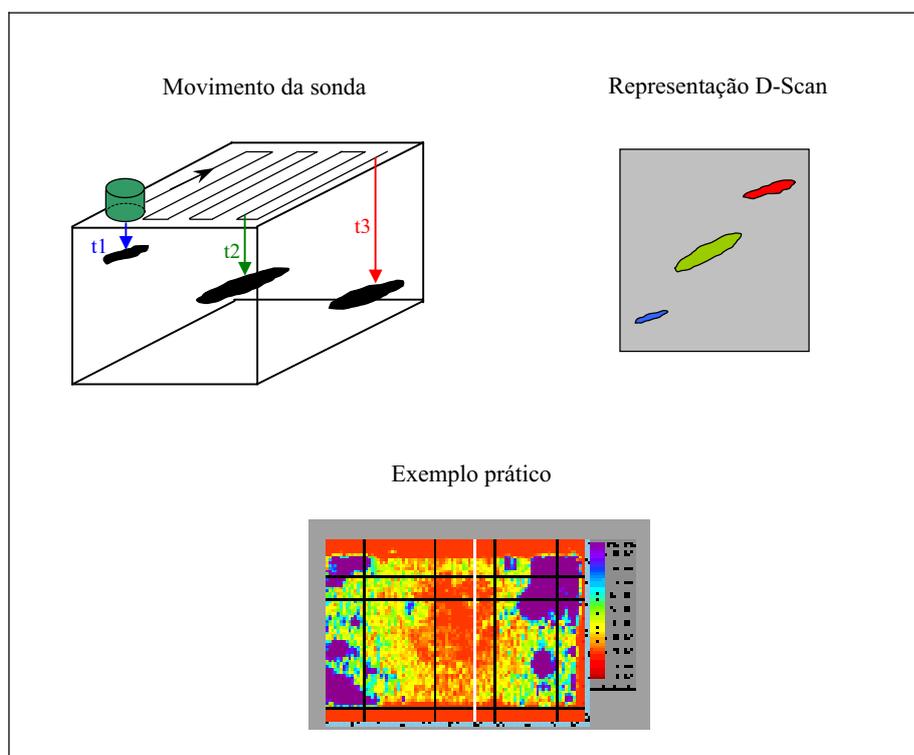


Figura 5.27 Representação do tipo D-Scan.

5.3.6.3.5 F-Scan

Consiste numa representação bi-dimensional em que os valores de uma determinada grandeza, como por exemplo frequência central, são representados numa vista superior da peça a ser examinada.

5.3.6.3.6 P-Scan

A representação P-Scan consiste numa projecção dos resultados obtidos com B-Scan na vista superior da peça examinada, para qualquer uma das vistas laterais da peça. É usada para visualizar em três dimensões defeitos ou corrosão. A inspeção por ultra-sons de soldaduras com representação em P-Scan é principalmente usada para inspeção de soldaduras, com movimentação da sonda por um processo

automático ou manual. Esta técnica é aplicada na inspeção de tubos, reservatórios, navios, etc.

5.3.6.4 Aplicação às placas de Kevlar® 129 e Dyneema® SK66

A técnica de ultra-sons com controlo por eco-pulsado foi aplicada a várias placas, tanto de Kevlar®129 como de Dyneema® SK66, que tinham sido anteriormente ensaiadas com impactos de alta velocidade. Este trabalho foi realizado no Departamento de Engenharia Mecânica do Instituto Superior Técnico, Lisboa, sob a orientação do Prof. Manuel Freitas.

Na figura 5.28 pode ser observado o equipamento *Ultrapac II* da empresa *Physical Corporation*, utilizado nesta análise. No tratamento do sinal obtido foi utilizado o programa *Ultrapac II Image System*, da mesma empresa.

Em todas os testes realizados foi utilizada água como ligante. Foram analisadas placas de várias espessuras, tendo sido utilizadas diferentes sondas, com frequências de 1 a 10 MHz, para avaliar o seu desempenho nos dois materiais em estudo. A análise do sinal foi feita em amplitude, devido à falta de capacidade de penetração do sinal nos dois materiais.

Para facilitar a comparação entre as imagens das placas e os resultados obtidos, é utilizado o mesmo factor de escala na sua apresentação.



Figura 5.28 Equipamento de ultra-sons utilizado.

5.3.6.4.1 Análise de placas em Kevlar® 129

5.3.6.4.1.1 Placa 5C_P2

Esta placa foi fabricada com 5 camadas de Kevlar®129, com dimensões de 200 x 400 mm^2 . Foi inspeccionado dano gerado por um impacto à velocidade de 389 m/s , tendo a velocidade de saída sido de 224 m/s . Na figura 5.29 e figura 5.31 é possível observar-se a face de impacto e a face posterior ao impacto, respectivamente.



Figura 5.29 Face de impacto da placa 5C_P2 ensaiada.

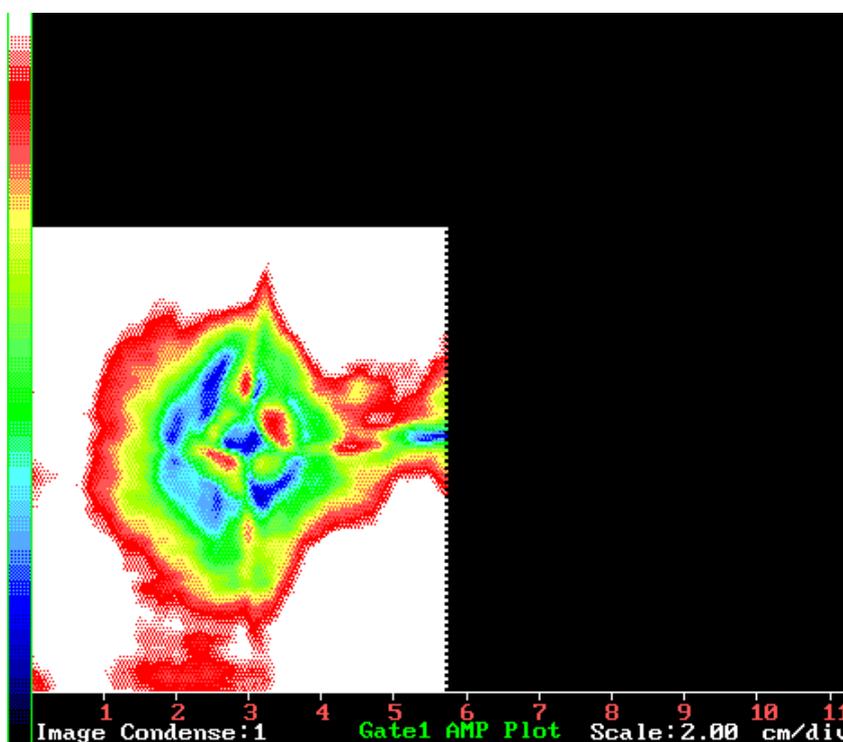


Figura 5.30 Imagem obtida por C-Scan da placa 5C_P2, com a face de impacto orientada para a sonda.



Figura 5.31 Face posterior ao impacto da placa 5C_P2 ensaiada.

Os resultados aqui apresentados foram obtidos utilizando uma sonda de 1 *MHz*, referindo-se a figura 5.30 à situação da face de impacto orientada para a sonda, sendo a figura 5.32 para o caso da face posterior ao impacto orientada para a sonda.

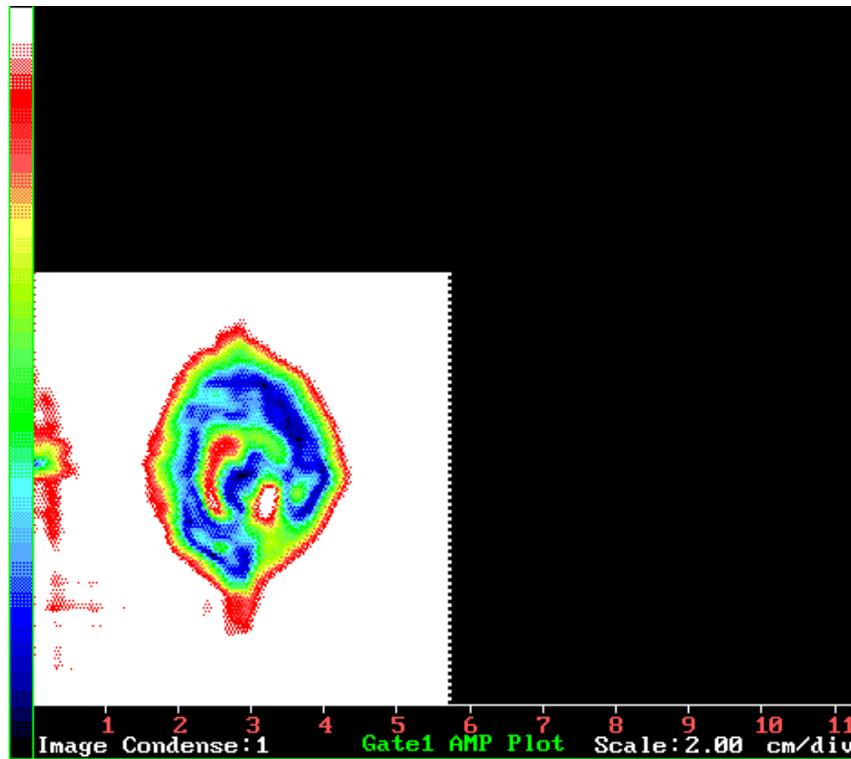


Figura 5.32 Imagem obtida por C-Scan da placa 5C_P2 com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.

É importante referir que o sinal obtido difere bastante do que seria de esperar quando comparado com os sinais obtidos na análise, por exemplo, de laminados de carbono/epóxico. Enquanto que nos laminados de carbono/epóxico o sinal refletido numa zona sem dano inclui a reflexão na superfície de entrada e a reflexão na superfície do fundo do provete, figura 5.33, para o caso das placas em Kevlar[®]129/resina fenólica testadas, apenas era registado o sinal de reflexão na superfície de entrada, pois este era fortemente atenuado em seguida. Para tentar eliminar este efeito foi utilizada a sonda de menor frequência disponível (1 MHz), procurando-se assim aumentar a capacidade da onda se propagar no meio, embora com uma diminuição da resolução. A figura 5.34 mostra o sinal obtido para a placa 5C_P2 numa zona afastada da zona de impacto, sem dano portanto. A figura 5.35 mostra o sinal obtido para a mesma placa, mas para uma zona de dano visível, localizada junto da zona de impacto, sendo notória a diferença entre os sinais obtidos para as duas situações.

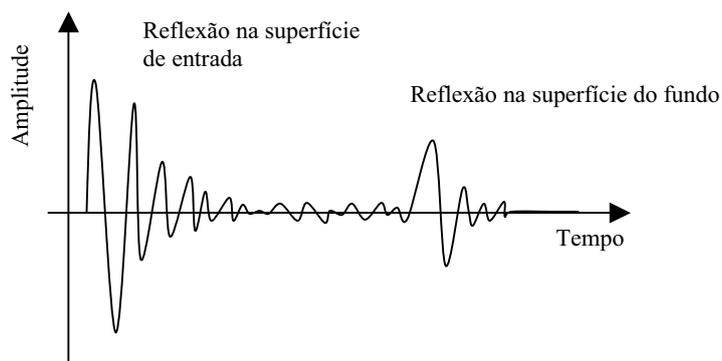


Figura 5.33 Sinal característico obtido por eco-pulsado, em zona sem dano.

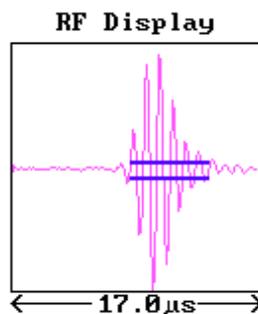


Figura 5.34 Sinal obtido para a placa 5C_P2 correspondente a uma zona sem dano.

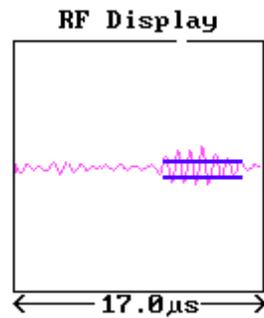


Figura 5.35 Sinal obtido para a placa 5C_P2 correspondente a uma zona com dano.

5.3.6.4.1.2 Placa 11C_P1

Esta placa foi fabricada com 11 camadas de Kevlar[®]129, com dimensões de $200 \times 400 \text{ mm}^2$. A velocidade de impacto foi de 481 m/s , com penetração parcial. Na figura 5.36 e figura 5.38 é possível observar-se a face de impacto e a face posterior ao impacto, respectivamente.

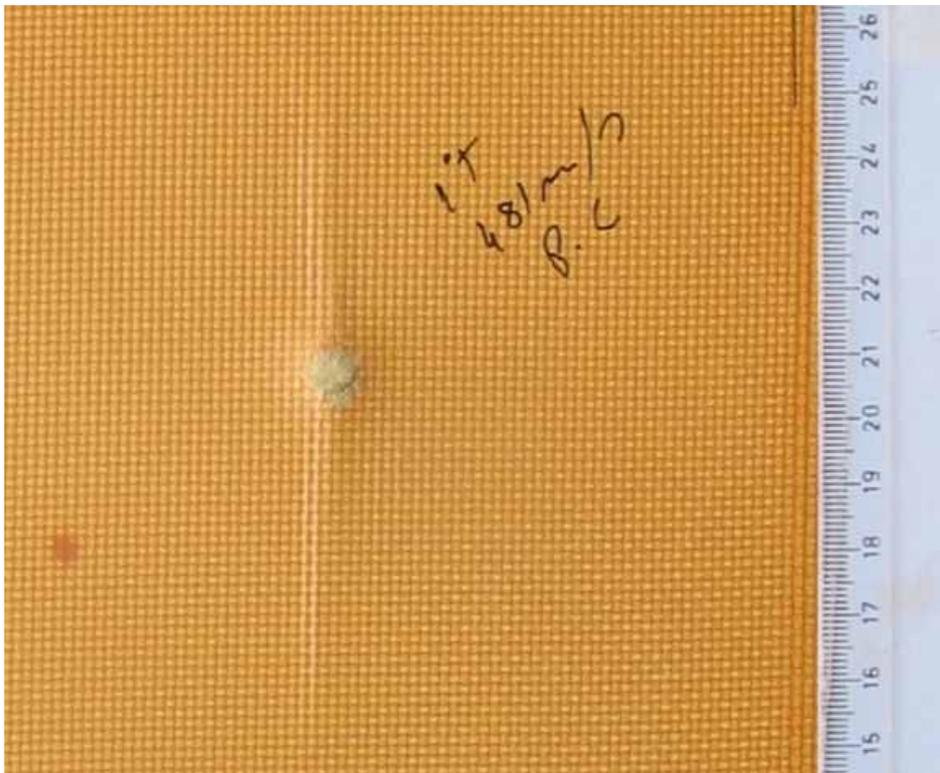


Figura 5.36 Face de impacto da placa 11C_P1 ensaiada.

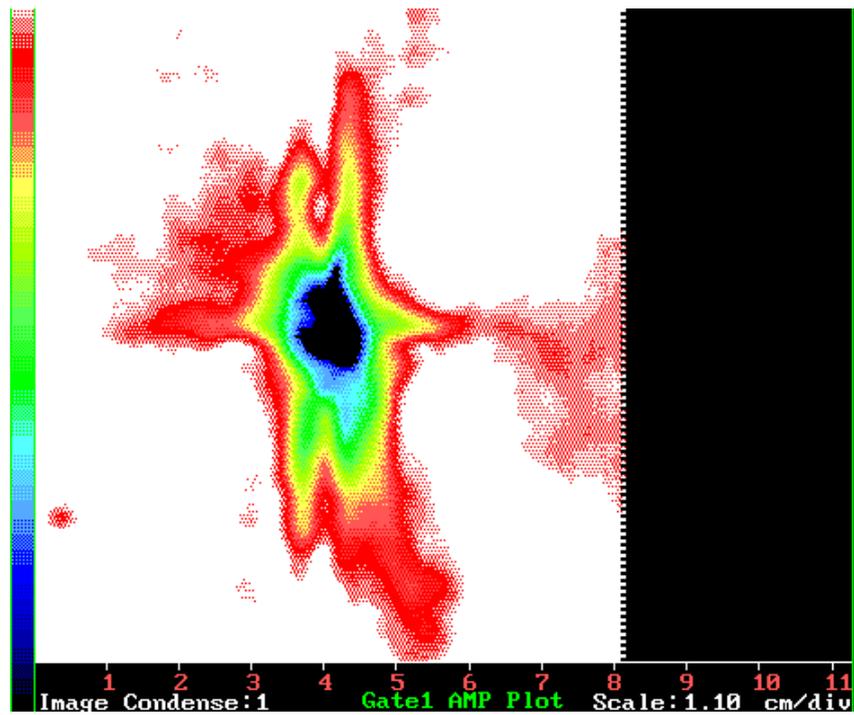


Figura 5.37 Imagem obtida por C-Scan da placa 11C_P1, com a face de impacto orientada para a sonda.



Figura 5.38 Face posterior ao impacto da placa 11C_P1 ensaiada.

Os resultados aqui apresentados foram obtidos utilizando uma sonda de 1 *MHz*, referindo-se a figura 5.37 à situação da face de impacto orientada para a sonda, sendo a figura 5.39 obtida para o caso da face posterior ao impacto orientada para a sonda.

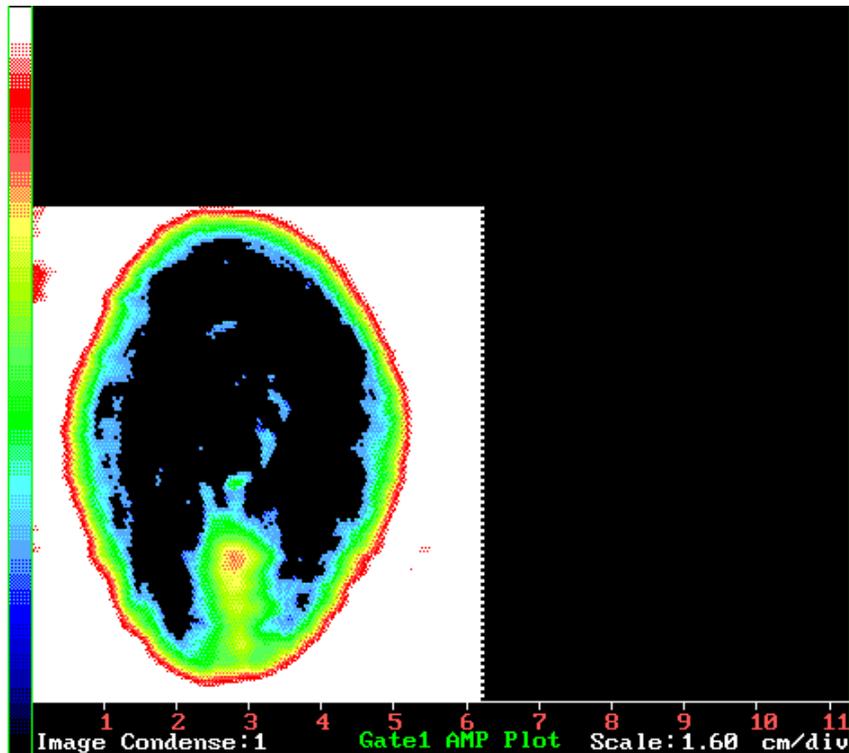


Figura 5.39 Imagem obtida por C-Scan da placa 11C_P1 com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.

5.3.6.4.1.3 Placa 18C_P2

Esta placa foi fabricada com 18 camadas de Kevlar[®] 129, com dimensões de 200 x 400 *mm*². A velocidade de impacto foi de 635 *m/s*, e a de saída foi de 139 *m/s*. Na figura 5.29 e na figura 5.31 é possível observar-se a face de impacto e a face posterior ao impacto, respectivamente.

Os resultados da análise efectuada foram obtidos utilizando uma sonda de 1 *MHz*, referindo-se a figura 5.41 à situação da face de impacto orientada para a sonda, e a figura 5.43 obtida para o caso da face posterior ao impacto orientada para a sonda.

Comparando a imagem obtida na análise da face posterior e a da face de impacto, verifica-se que o contorno exterior do dano avaliado não é simétrico nas duas imagens. Este facto confirma que se verificou apenas a reflexão do sinal de

entrada e que este se terá atenuado em seguida sem haver lugar a reflexão na superfície do fundo da placa.



Figura 5.40 Face de impacto da placa 18C_P2 ensaiada.

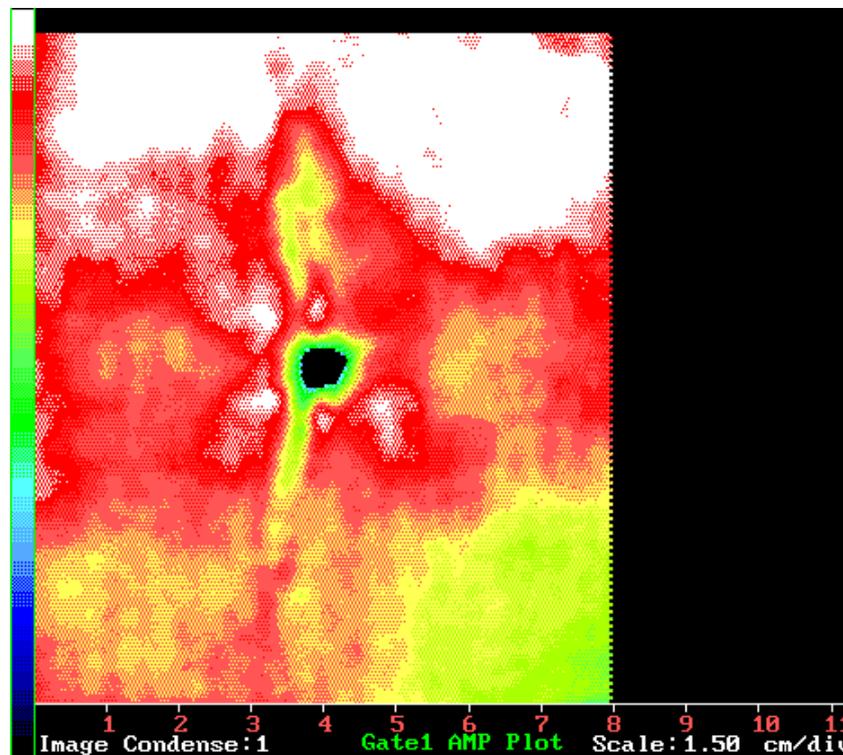


Figura 5.41 Imagem obtida por C-Scan da placa 18C_P2, com a face de impacto orientada para a sonda.



Figura 5.42 Face posterior ao impacto da placa 18C_P2 ensaiada.

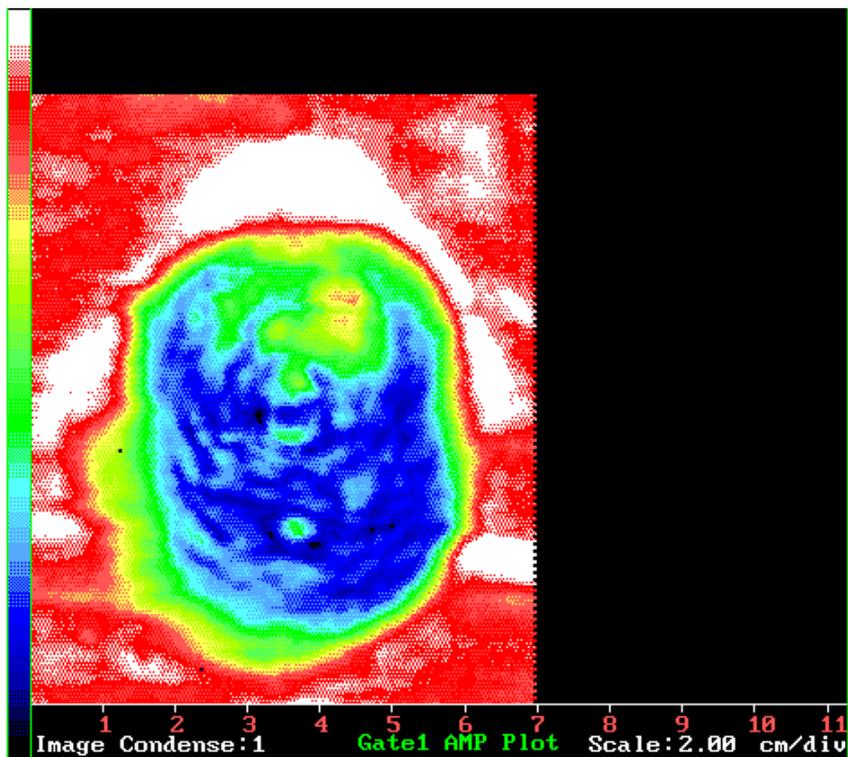


Figura 5.43 Imagem obtida por C-Scan da placa 18C_P2 com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.

5.3.6.4.2 Análise de placas em Dyneema® SK66

5.3.6.4.2.1 Placa BD2_3

Esta placa foi fabricada com 20 camadas de Dyneema® SK66, com dimensões de 400 x 400 mm^2 . Na altura em que foi inspeccionada por C-Scan, tinham sido realizados dois impactos de alta velocidade, sendo os resultados apresentados na tabela 5.2.

Nº do impacto	Velocidade de impacto [m/s]	Velocidade de saída [m/s]
1	777	689
2	810	724

Tabela 5.2 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD2_3.

Na figura 5.44 e na figura 5.46 é possível observar-se a face de impacto e a face posterior ao impacto, respectivamente.

Os resultados da análise efectuada foram obtidos utilizando uma sonda de 1 MHz, referindo-se a figura 5.45 à situação da face de impacto orientada para a sonda, e a figura 5.47 obtida para o caso da face posterior ao impacto orientada para a sonda.

Como se pode concluir da análise feita por C-Scan, há interferência do dano causado pelos dois impactos. Esta interferência não é detectável através da análise por simples inspeção visual.

Apesar da espessura desta placa ser relativamente reduzida (4.3 mm) é notória a diferença obtida conforme o lado que está orientado para a sonda. Isto apesar de os resultados apresentados terem sido obtidos com a sonda de menor frequência disponível (1 MHz), procurando-se assim aumentar a capacidade da onda se propagar no meio. Tal como no caso das placas em Kevlar®129 verifica-se uma grande atenuação do sinal, não se tendo registado a reflexão correspondente à superfície do fundo da placa.

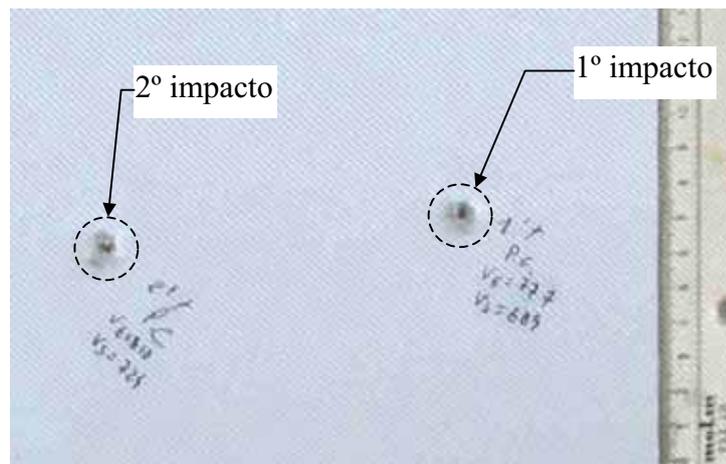


Figura 5.44 Face de impacto da placa BD2_3 ensaiada.

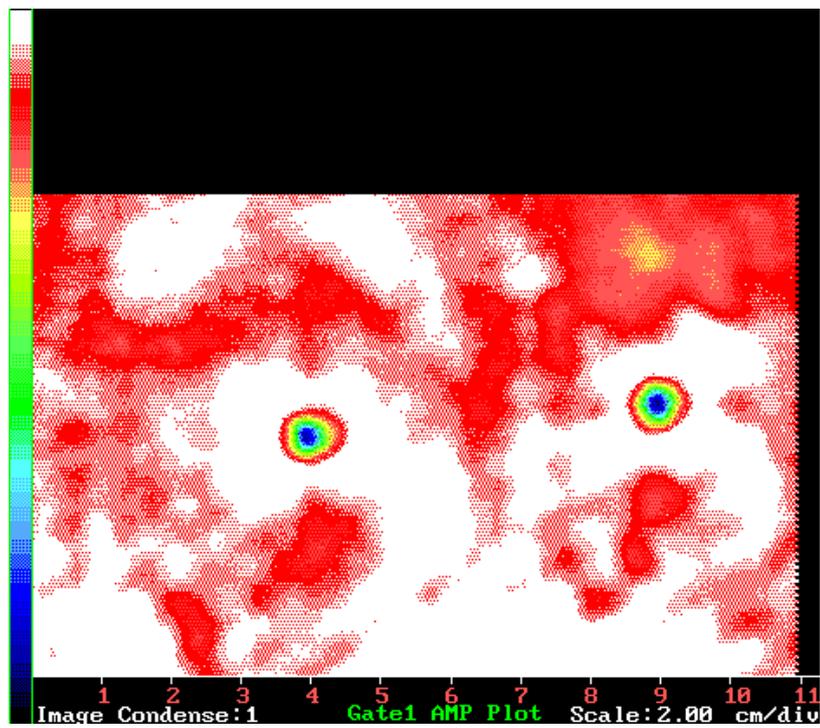


Figura 5.45 Imagem obtida por C-Scan da placa BD2_3, com a face de impacto orientada para a sonda.

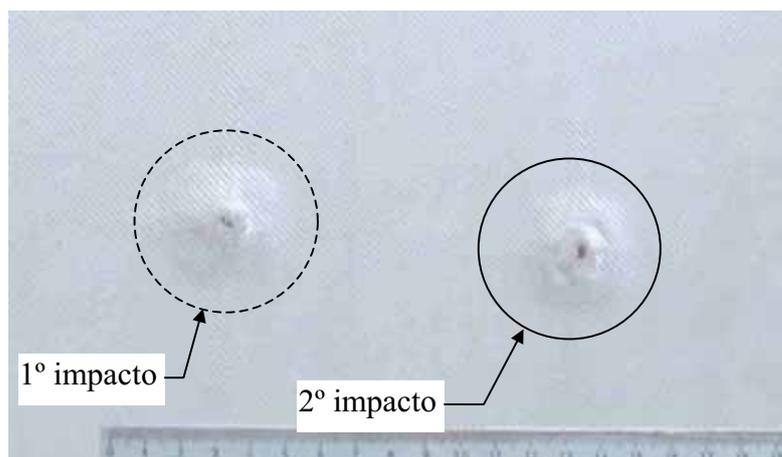


Figura 5.46 Face posterior ao impacto da placa BD2_3 ensaiada.

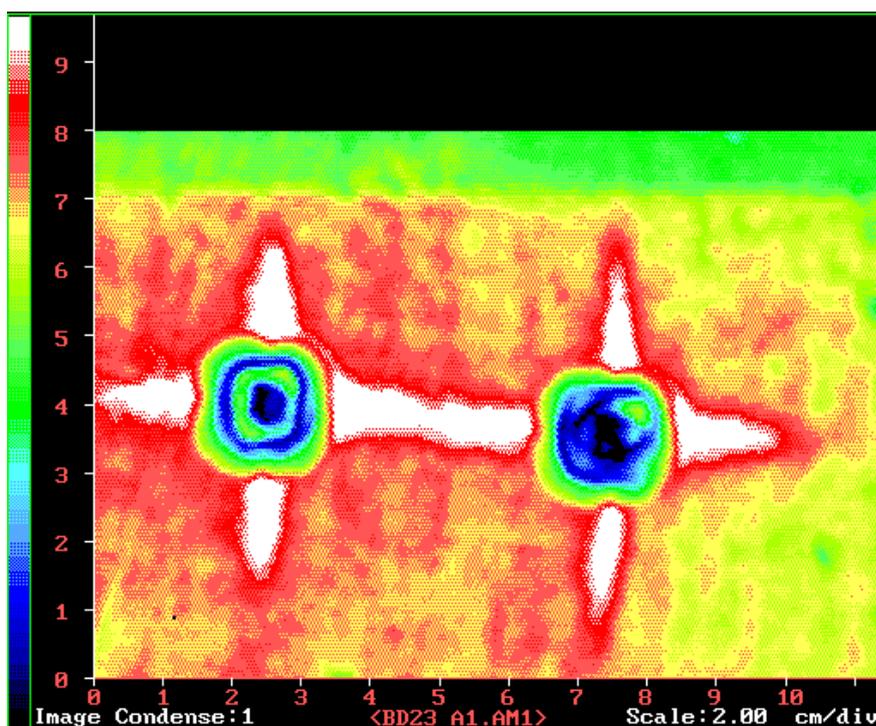


Figura 5.47 Imagem obtida por C-Scan da placa BD2_3, com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.

5.3.6.4.2.2 Placa BD6_2

Esta placa foi fabricada com 40 camadas de Dyneema[®] SK66, com dimensões de $400 \times 400 \text{ mm}^2$. A velocidade de impacto e de saída de cada impacto é apresentada

na tabela 5.3. Na figura 5.48 e na figura 5.50 é possível observar-se a face de impacto e a face posterior ao impacto, respectivamente.

Os resultados da análise efectuada por *C-Scan* são apresentados em seguida, referindo-se a figura 5.49 à situação da face de impacto orientada para a sonda, e a figura 5.51 à situação oposta.

Nº do impacto	Velocidade de impacto [m/s]	Velocidade de saída [m/s]
1	675	383
2	737	49
3	761	524
4	801	585
5	854	Não mediu
6	834	626

Tabela 5.3 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD6_2.

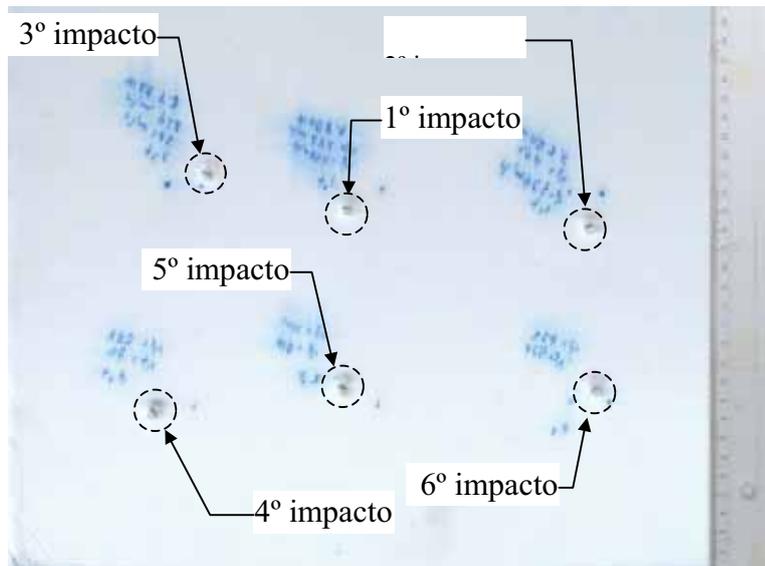


Figura 5.48 Face de impacto da placa BD6_2 ensaiada.

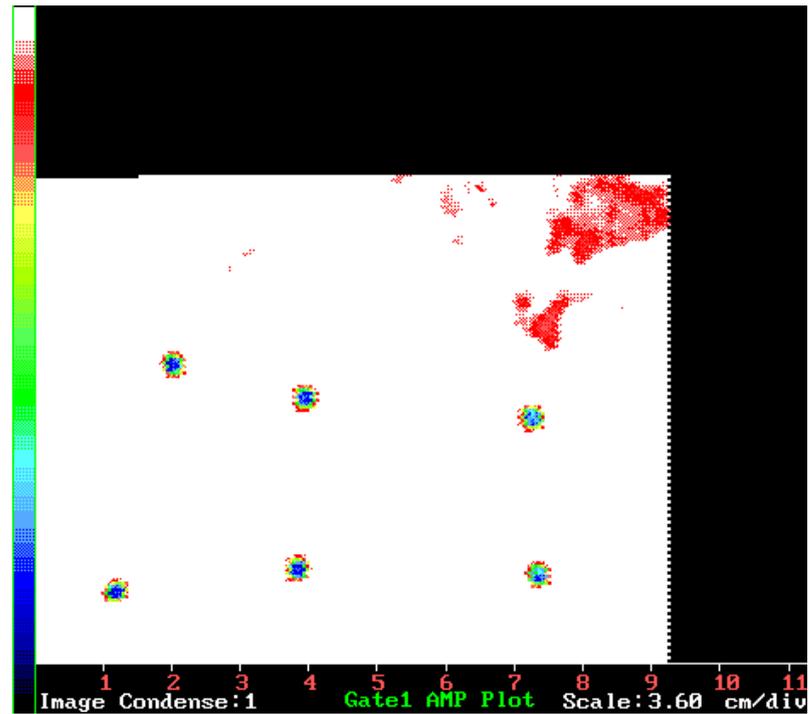


Figura 5.49 Imagem obtida por C-Scan da placa BD6_2, com a face de impacto orientada para a sonda.

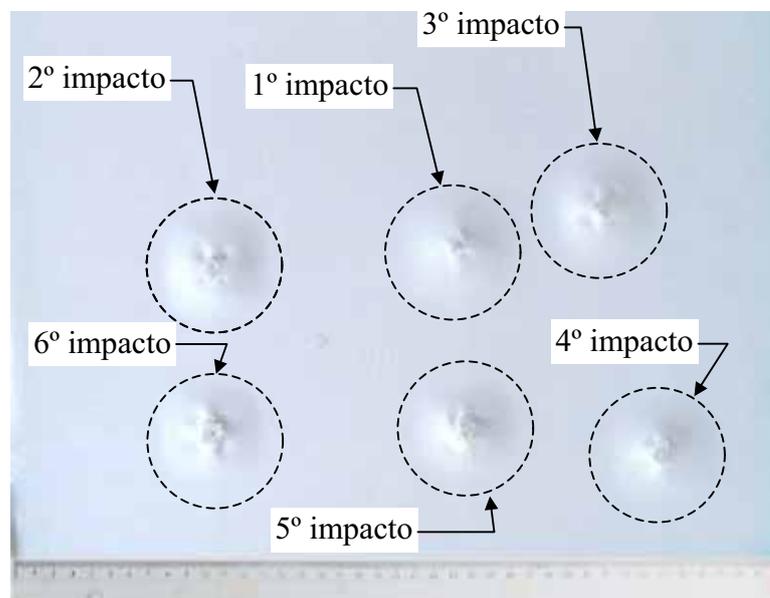


Figura 5.50 Face posterior ao impacto da placa BD6_2 ensaiada.

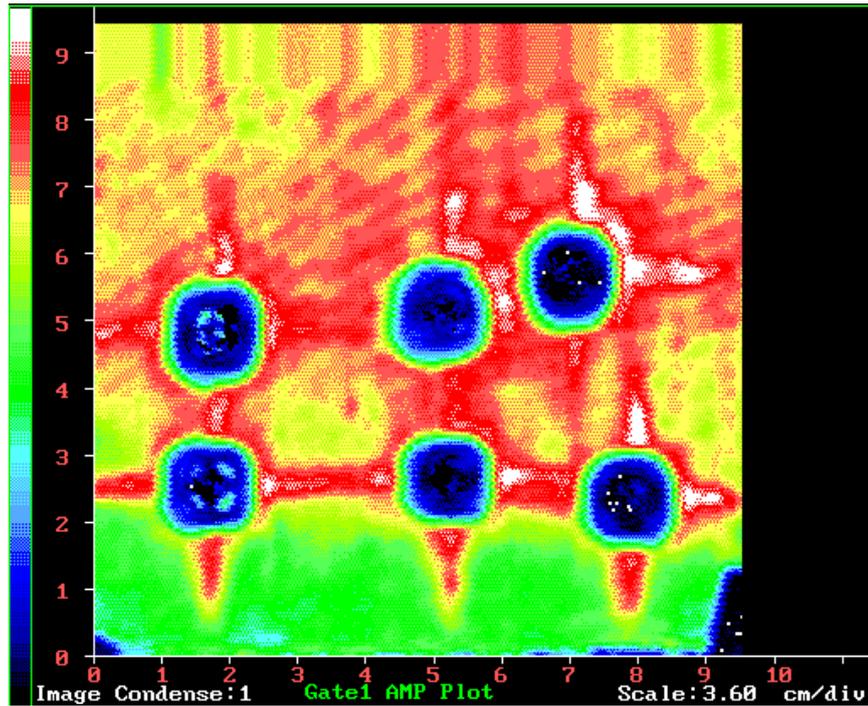


Figura 5.51 Imagem obtida por C-Scan da placa BD6_2, com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.

5.3.6.4.2.3 Placa BD7_1

Esta placa foi fabricada com 66 camadas de Dyneema[®] SK66, com dimensões de 400 x 400 mm^2 . A velocidade de impacto e de saída de cada impacto é apresentada na Tabela 5.4.

Nº do impacto	Velocidade de impacto [m/s]	Velocidade de saída [m/s]
1	768	256
2	749	152
3	Não mediu	Não mediu
4	829	401
5	735	0
6	Não mediu	86
7	831	397

Tabela 5.4 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD7_1.

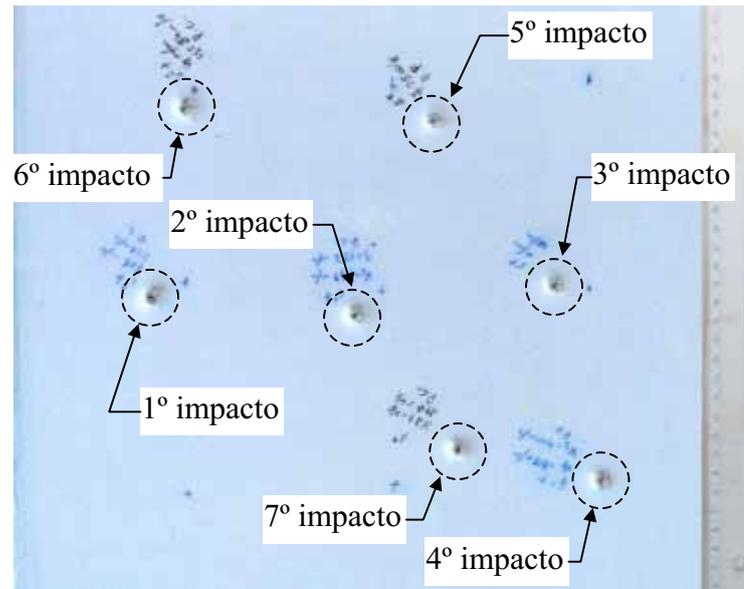


Figura 5.52 Face de impacto da placa BD7_1 ensaiada.

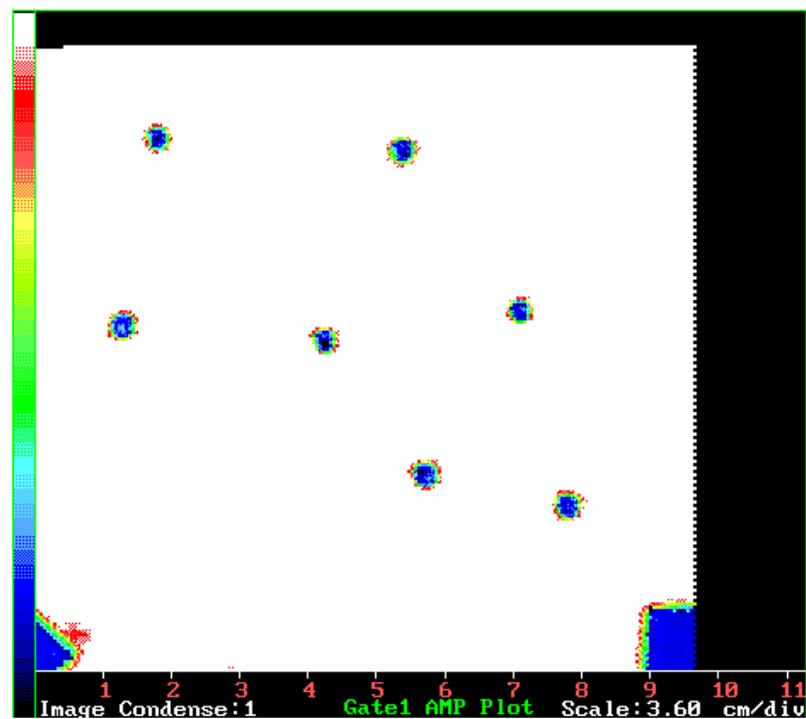


Figura 5.53 Imagem obtida por C-Scan da placa BD7_1, com a face de impacto orientada para a sonda.

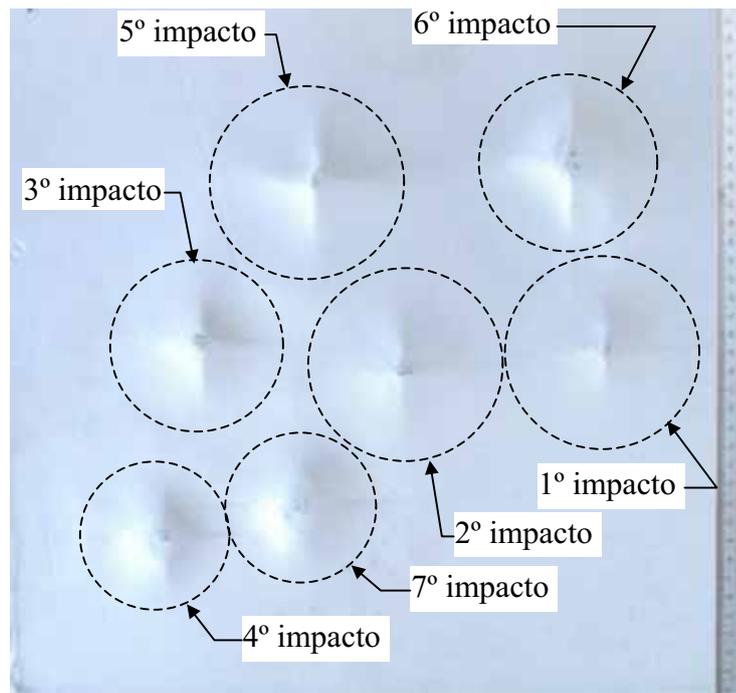


Figura 5.54 Face posterior ao impacto da placa BD7_1 ensaiada.

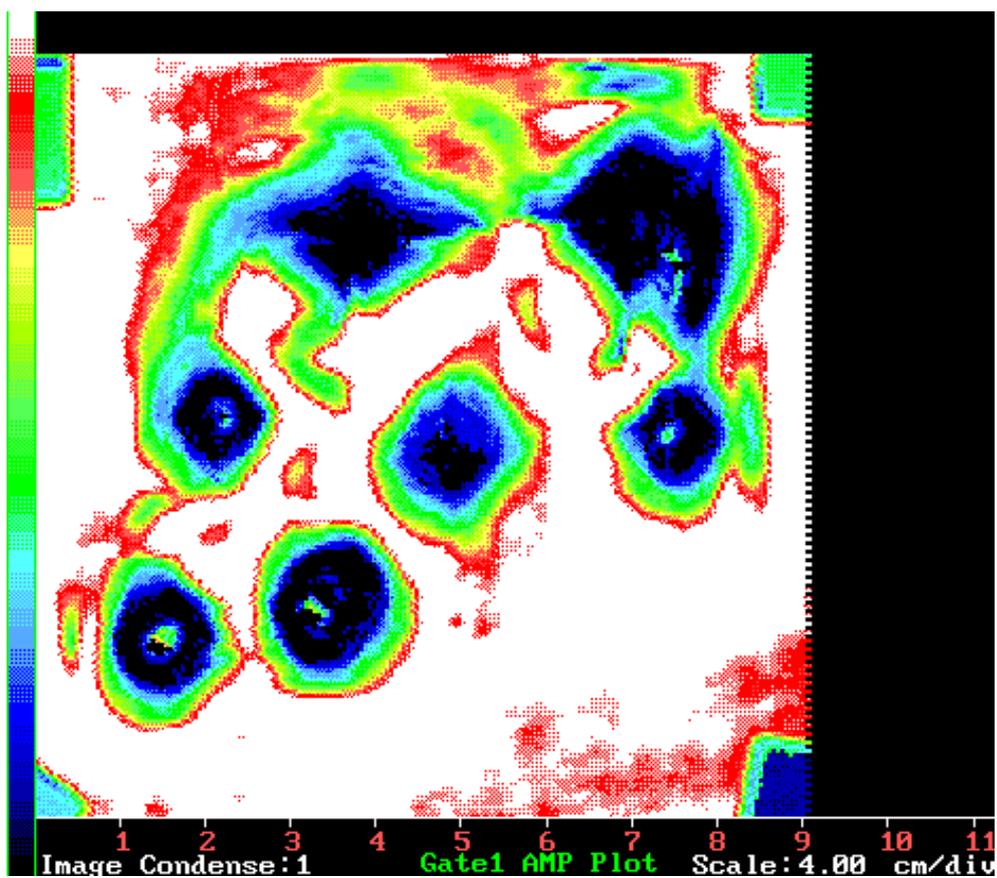


Figura 5.55 Imagem obtida por C-Scan da placa BD7_1, com a face posterior ao impacto orientada para a sonda.

5.3.6.5 Conclusões da análise de dano por ultra-sons

A técnica de ultra-sons com controlo por eco-pulsado foi aplicada a várias placas, tanto de Kevlar[®] 129 como de Dyneema[®] SK66, que tinham sido anteriormente ensaiadas com impactos de alta velocidade.

Nestes materiais, o sinal obtido difere bastante do que seria de esperar quando comparado com os sinais obtidos na análise, por exemplo, de laminados de carbono/epóxico. Após testes com sondas de diferentes frequências e placas de diferentes espessuras, verificou-se que apenas era registado o sinal de reflexão na superfície de entrada, sendo fortemente atenuado em seguida. Pensa-se que este facto se deve ao facto da percentagem de matriz neste compósitos ser extremamente baixa, facto comum em compósitos com este tipo de aplicação.

Os resultados obtidos mostram que esta técnica pode ser utilizada para detecção de dano tipo delaminagens, que se localizem junto da superfície de entrada do sinal. Nesta situação, a amplitude do sinal obtido é claramente afectada, permitindo a detecção deste tipo de dano. De assinalar que a extensão das zonas delaminadas detectadas por esta técnica é claramente superior à detectada por simples inspecção visual. A localização em profundidade do defeito não é possível, bem como qual a profundidade máxima a que se pode detectar a delaminagem.

5.3.7 Técnicas ópticas: sistema de *ESPI*

A aplicação de técnicas ópticas à detecção de defeitos em alguns tipos de materiais compósitos já foi anteriormente feita com sucesso [138]. Por essa razão, foi decidido testar a aplicabilidade desta técnica aos dois materiais em estudo neste trabalho. Pretende-se assim avaliar a capacidade de detecção de dano desta técnica e comparar os resultados com os obtidos por outros processos.

Também aqui será apresentada sumariamente esta técnica uma vez que foi utilizada na inspecção das placas ensaiadas. Serão apresentados em seguida alguns resultados das análises feitas no Laboratório de Óptica e Mecânica Experimental (LOME) da FEUP, aplicando a técnica de *ESPI* (*Electronic Speckle Pattern Interferometry*) a placas com dano de alta velocidade, feitas com os dois materiais em estudo. Esta análise foi feita com recurso a um sistema sensível a deslocamentos fora do plano.

Interferometria holográfica é o nome que designa um conjunto de técnicas que usam dois ou mais registos holográficos para obter informação sobre a superfície dum objecto. Uma dessas técnicas é designada por ESPI (*Electronic Speckle Pattern Interferometry*) e foi introduzida no início dos anos setenta, por vários grupos, praticamente em simultâneo. Caracteriza-se pelo registo electrónico dos padrões de interferência usando câmaras de vídeo para registrar os interferogramas. O nome desta técnica varia de acordo com os grupos de investigação que participaram no seu desenvolvimento e pode ser ESPI (Butters, 1971) [139], DSPI (*Digital Speckle Pattern Interferometry*) (Creath, 1985) [140], Holografia-TV (Løkberg 1987) [141].

O uso de vídeo é atractivo, pois permite usar o alvo de uma câmara de vídeo para registrar os padrões de interferência com a vantagem de registrar 25 hologramas por segundo (frequência de vídeo europeia) com reconstrução electrónica dos hologramas. As franjas de correlação podem ser observadas em tempo real, tornando a técnica bem adaptada para aplicações em que seja necessário ajustar parâmetros e rapidamente observar o efeito desses ajustamentos. Os sistemas de vídeo têm sido usados com interferómetros de *speckle* para a análise em tempo real de vibrações mecânicas usando técnicas de tempo médio (*time average*), e deslocamento de estruturas ou análise de deformações usando subtração em tempo real.

Métodos interferométricos de *speckle* baseados em vídeo, tais como o ESPI, permitem a medição do campo de deslocamentos da superfície de objectos difusos. Estas técnicas são hoje em dia amplamente usadas e muitas variações sobre o princípio básico foram desenvolvidas para se adaptarem a diferentes problemas. Dada a crescente utilização de materiais compósitos, estas técnicas têm uma utilização crescente na avaliação não destrutiva de estruturas, particularmente na indústria aeroespacial [142]. Na figura 5.56 apresenta-se a análise de uma placa de material compósito contendo uma delaminação no seu interior, sendo esse defeito posto em evidência no campo de deslocamentos.

O interesse destas técnicas ópticas para a análise não destrutiva resulta em grande parte da sua utilização sem contacto, na facilidade do processo de inspecção, e na capacidade de usar técnicas digitais de processamento de imagem bem como da elevada resolução, da ordem do comprimento de onda da radiação coerente de iluminação.

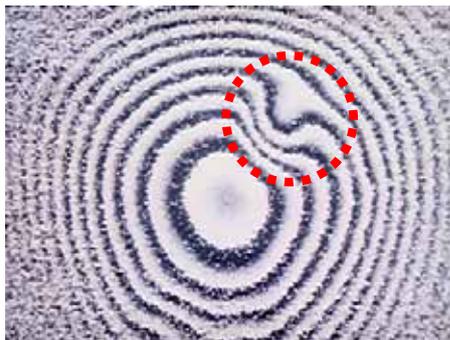


Figura 5.56 Defeito numa placa tipo *sandwich*, com peles em carbono e núcleo em ninho de abelha em Nomex[®].

5.3.7.1 Sistema de ESPI convencional

O princípio básico de funcionamento do sistema de ESPI convencional é aqui descrito e, para melhor compreensão, apresenta-se um esquema do dispositivo na figura 5.57. Um feixe *laser* coerente é dividido por meio de um divisor de feixe variável em dois braços, cada um dos quais é expandido por intermédio de objectivas microscópicas. Um dos feixes é filtrado por uma “*pinhole*” (filtro espacial) e usado como referência sendo, por isso, designado como feixe de referência, enquanto que o outro ilumina o objecto de teste designando-se por feixe do objecto.

A luz reflectida na superfície do objecto é captada pelas lentes do sistema óptico e combinada com o feixe de referência. O padrão de *speckle* que resulta da interferência dos dois feixes é captado por uma câmara de *CCD* e armazenado num sistema de processamento de imagem. Este padrão de *speckle* gravado transporta a informação correspondente à topografia da superfície do objecto de teste. Se um segundo padrão de *speckle* é depois gravado com uma forma da superfície do objecto ligeiramente diferente (tipicamente do tipo da causada por uma tensão no objecto), é possível comparar o par de padrões de *speckle* gravados para extrair a informação relacionada com a deformação do objecto.

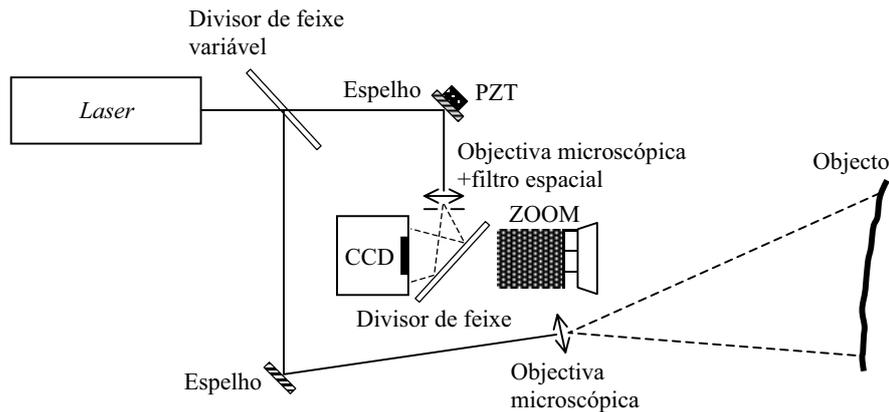


Figura 5.57 Diagrama esquemático de um sistema de ESPI convencional.

A interferometria de padrão de *speckle* baseia-se na medição das alterações num padrão de *speckle*, obtido através da sobreposição coerente de dois campos independentes, como função da diferença de fase entre os dois campos. As franjas na interferometria de *speckle* surgem da correlação dos dois padrões de *speckle* obtidos antes e depois da deformação do objecto. Os padrões de franjas obtidos correspondem às localizações dos pontos que sofreram uma alteração de fase de 2π , ou seu múltiplo, entre os dois padrões de *speckle* resultantes.

A interferência resultante é capturada por uma câmara de CCD e pode ser exibida num monitor. Os grãos de *speckle* parecem mover-se aleatoriamente à medida que o objecto é perturbado originando uma alteração de fase entre os dois feixes. A formação de franjas em ESPI depende do tipo de deformação que é imposta ao objecto.

À medida que o objecto se vai deformando as imagens são continuamente capturadas e subtraídas, ou adicionadas, *pixel a pixel* ao padrão de referência, i.e. a imagem de *speckle* capturada antes da deformação ter início. Desta forma é possível observar a forma das franjas e as alterações à medida que a deformação continua. Se em qualquer altura existirem demasiadas franjas na imagem, pode gravar-se uma nova referência.

É evidente da descrição anterior que o ESPI, devido à elevada resolução, é bastante susceptível a ruídos de origem externa. Em particular, esta técnica é afectada por qualquer perturbação que introduza alterações indesejadas no comprimento dos caminhos ópticos que ocorrem durante o tempo de gravação de

cada padrão de *speckle*. Isto torna necessário o uso de sistemas de isolamento às vibrações e de estabilização, restringindo o uso destas técnicas ao ambiente laboratorial. O facto de o ESPI convencional ser vulnerável ao pó e riscos nos componentes ópticos é outra desvantagem. O maior problema inerente a todos os sistemas de ESPI é a incapacidade de distinguir entre franjas de deformação e franjas causadas pelo movimento de corpo rígido. Se um objecto for sujeito a uma compressão ou lhe for aplicada uma tensão, existe sempre um elemento de movimento de corpo rígido quando todo o objecto se move como um bloco. Isto leva a resultados incorrectos na medição de deformações com ESPI e ainda não existe nenhuma forma eficiente para superar este efeito.

Outro problema associado ao ESPI, incluindo o sistema de contorno (*contouring*), tem a ver com o facto da superfície ter de ser relativamente difusa. Outro problema comum aos sistemas de ESPI é o fraco contraste das franjas, sendo necessário um bom contraste para analisar eficientemente as franjas. Os factores que conduzem a um contraste pobre incluem baixa intensidade dos feixes, diferença de intensidades entre os dois feixes, instabilidade térmica e mecânica.

A informação desejada sobre a deformação relativa do objecto pode ser extraída do par de padrões de *speckle* gravados através de uma variedade de métodos de processamento, incluindo técnicas de processamento de sinal digitais e analógicas. Uma técnica bastante usada para extrair os dados da deformação é a subtracção de um padrão de *speckle* pelo outro.

O processamento de sinal é facilitado nos sistemas de ESPI se for possível controlar a fase do feixe. No sistema de ESPI convencional isto é obtido montando um espelho num modulador de fase, que é constituído por um transdutor piezoeléctrico (PZT), sendo normalmente colocado no feixe de referência. Desta forma podem ser obtidos 3 ou 4 padrões de *speckle* da deformada do objecto e a partir deles calcular a diferença de fase, isto é, o deslocamento.

5.3.7.2 Sistema de ESPI em fibra óptica

Num sistema de ESPI todo em fibra óptica muitos dos componentes convencionais são substituídos por fibras ópticas e outros componentes afins, tal como se mostra na figura 5.58.

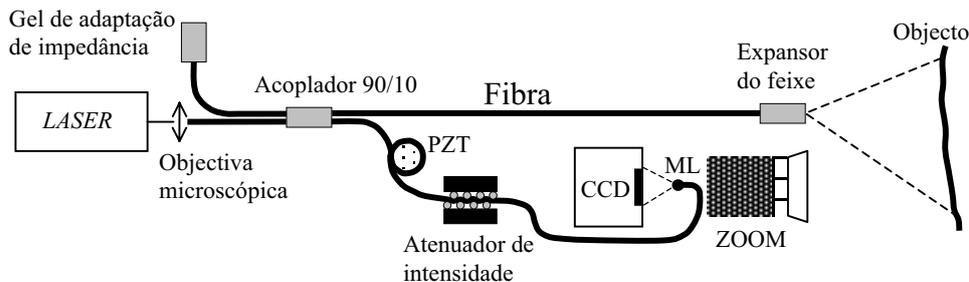


Figura 5.58 Diagrama esquemático de um sistema de ESPI em fibra óptica.

As fibras ópticas podem guiar luz com muito pouca atenuação e, no sistema de ESPI, elas devem ser capazes de guiar o feixe *laser* de entrada eficientemente e sem degradação das suas propriedades de coerência, modulação, ou estado de polarização [143].

O protótipo do sistema de ESPI em fibra óptica utilizado neste trabalho foi desenvolvido no LOME com equipamento comercial, incluindo: uma câmara [CCD-Micam VHR 752(h)x582(v) C-mount]; uma lente *zoom*; um acoplador direccional 90/10 em fibra monomodo; um cilindro piezoelétrico (Unilator); um *laser* de HeNe com um comprimento de onda de 632 nm e uma potência de saída de 30 mw e um atenuador de intensidade; um micro-posicionador de elevada precisão com lente microscópica e suporte para a fibra óptica; um computador PC 486 com uma placa de aquisição e processamento de imagem DATA TRANSLATION DT 2861, que permite subtracção de 8 bits com rectificação em tempo real por *hardware* e tem a capacidade de armazenar 16 imagens. O computador que opera o sistema possui também um conversor A/D-D/A que é usado para controlar o modulador de fase. Este sistema pode ser utilizado com correlação em tempo real ou em dupla exposição, sendo possível obter, também, registos em tempo médio. O sistema inclui *software* de calculo específico desenvolvido no LOME, o que permite aumentar as capacidades do sistema e ajudar na análise quantitativa dos dados experimentais.

5.3.7.3 Técnicas de processamento de imagem

Quer se utilize correlação em tempo médio, quer em dupla exposição a informação respeitante à amplitude/deslocamento do objecto é codificada na distribuição de fase dos interferogramas. Assim, aplicando uma rotina de cálculo de fase é possível isolar a informação correspondente à distribuição de amplitude/deslocamento.

Nas rotinas de cálculo de fase está envolvida uma função arco tangente para calcular a fase de cada ponto [144], isto conduz a mapas de fase modulo 2π , normalmente chamados mapas de fase embrulhados. Existem vários algoritmos para desembrulhar a fase, eliminando as descontinuidades e obtendo assim uma distribuição contínua de amplitude/deslocamento.

Na figura 5.59 apresentam-se resultados de correlação por subtracção obtidos com uma placa rectangular de material compósito, solicitada mecanicamente por uma carga concentrada normal ao plano.

Na figura 5.60(a) apresenta-se uma imagem da fase embrulhada, obtida a partir do padrão de franjas representado na figura 5.59 utilizando técnicas de modulação temporal. Como já se referiu anteriormente, a passagem da figura 5.59 onde só existem *speckles* brancos e pretos para uma imagem como a da figura 5.60(a) onde passamos a ter níveis de cinzento de branco a preto, resulta num aumento de uma ordem de grandeza na resolução da medição. É possível ainda dar um outro aspecto a esta imagem efectuando o desembrulhar da fase (*unwrapping*), ver figura 5.60(b) onde é possível ver que as descontinuidades foram eliminadas, passando a haver uma distribuição contínua.

As técnicas de processamento de imagem podem também ser utilizadas para melhorar a apresentação dos resultados, reduzindo o tempo de medição e facilitando a interpretação dos resultados. Na figura 5.61 são apresentados alguns exemplos, ainda em relação à imagem da figura 5.59.

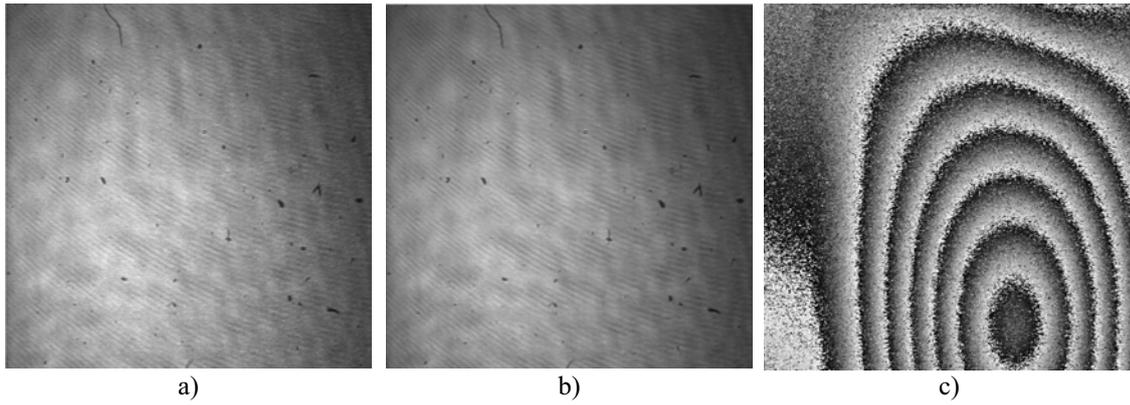


Figura 5.59 Correlação por subtração. As imagens a) e b) correspondem a dois padrões de *speckle*, respectivamente antes e depois do objecto ser deformado. A imagem c) corresponde à subtração das duas primeiras.

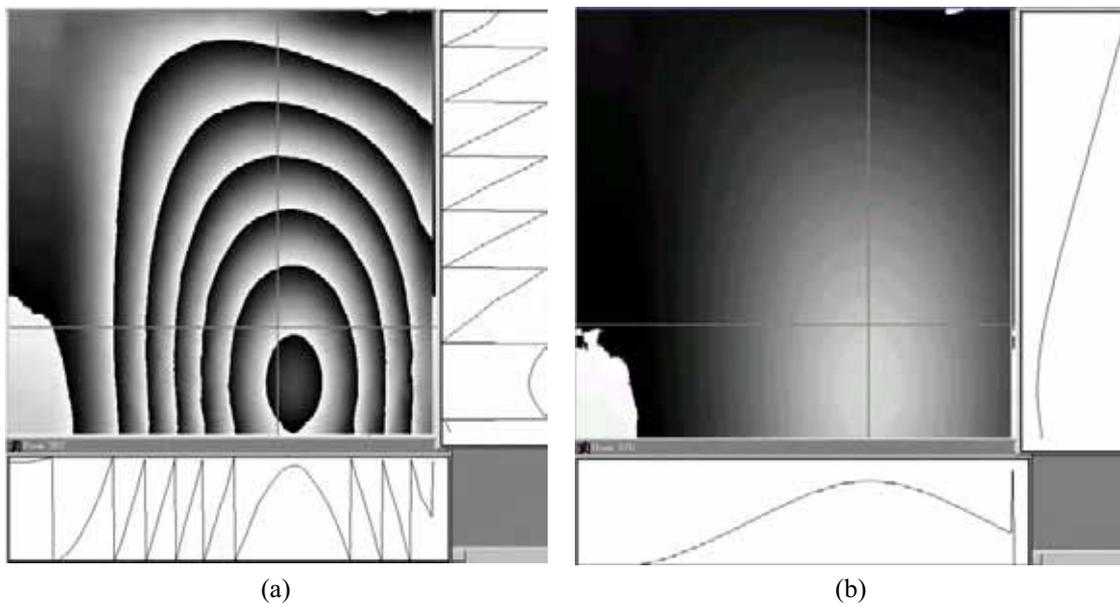


Figura 5.60 Mapas de fase. (a) Fase embrulhada, (b) fase desembrulhada.

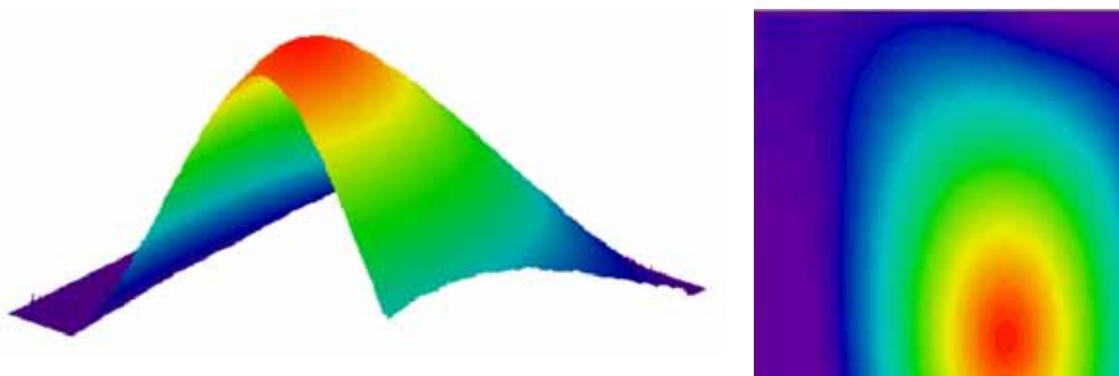


Figura 5.61 Levantamento tridimensional da deformada e respectivas curvas de nível.

Em alguns casos, depois do processamento de imagem é possível apresentar os resultados de uma forma mais compreensível, tal como se mostra na figura 5.63 obtida em *time average* para uma placa em vibração harmónica. Nesta representação pseudo-tridimensional, é perfeitamente visível a forma como a placa da figura 5.62 vibra. Analisando esta figura, constata-se que existe um deslocamento das franjas na direcção vertical, o que permite concluir que nesta placa de material compósito existe uma variação de espessura nessa direcção.

Embora algumas rotinas sejam de utilização geral, outras são especialmente desenvolvidas para determinada aplicação. Por exemplo, o cálculo de fase pode ser obtido por outros algoritmos, dependendo da forma como o interferograma é registado [145]. O mesmo se aplica para os algoritmos para desembrulhar a fase, os quais deverão ser escolhidos de acordo com a quantidade de ruído presente no mapa de fase.

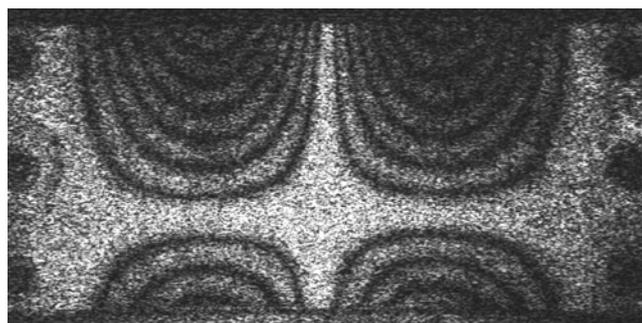


Figura 5.62 Gravação em tempo médio do padrão de interferência correspondente a um dos modos próprios de uma placa rectangular de material compósito, excitada acusticamente com um altifalante.

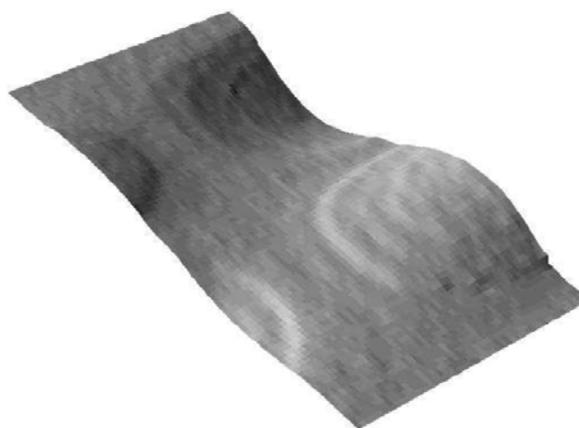


Figura 5.63 Apresentação pseudo tridimensional de uma das posições ocupadas pela placa e obtida a partir da imagem anterior.

5.3.7.4 Aplicação às placas de Kevlar[®] 129 e Dyneema[®] SK66

Foram analisadas várias placas de Kevlar[®] 129 e Dyneema[®] SK66, tendo-se induzido deformações por solicitação térmica com uma lâmpada incandescente. As placas foram fixadas nos bordos laterais de forma a evitar movimentos de corpo rígido, tendo sido analisados os dois lados para avaliar da capacidade de detecção em profundidade. A montagem utilizada pode ser observada na figura 5.64.

Para o processamento de imagem foi usado *software* anteriormente desenvolvido no LOME e ainda o código comercial *ISTRA for Windows*.

A área afectada pelo dano pode ser aferida por este método, desde que a imagem inicial obtida para cada placa seja calibrada com um objecto de dimensão conhecida.

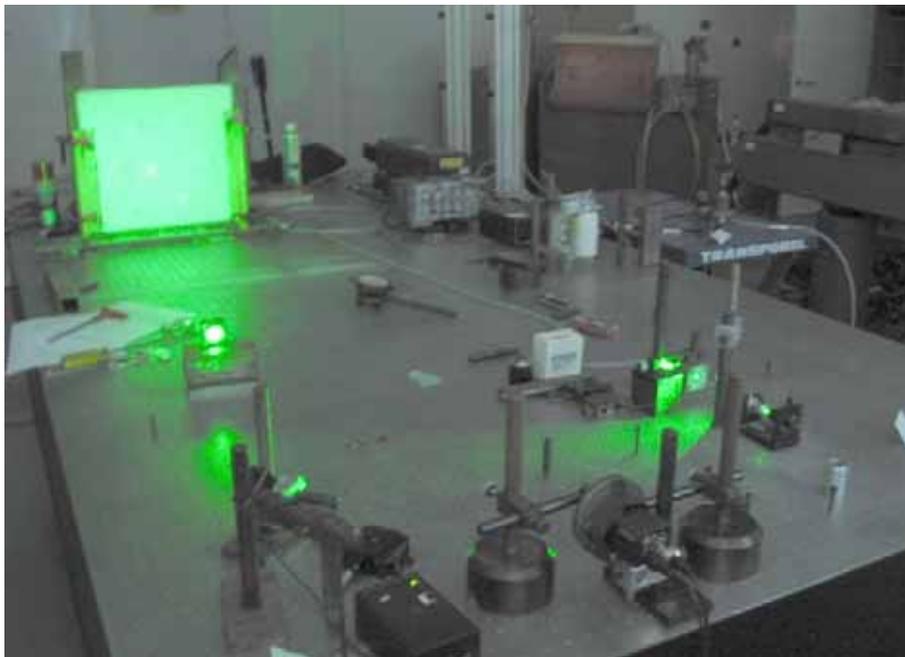


Figura 5.64 Montagem do sistema de ESPI utilizado.

5.3.7.4.1 Análise de placas em Kevlar[®] 129

Algumas características das placas em Kevlar[®] 129 analisadas podem ser observadas na tabela 5.5.

Id. da placa	Nº de camadas	Massa/Área [kg/m^2]	Dimensões [m^2]
5C_P1	5	2.28	0.2x0.4
11C_P1	11	5.01	0.2x0.4
BK5_2	18	8.19	0.4x0.4

Tabela 5.5 Características das placas de Kevlar® 129 analisadas por ESPI.

5.3.7.4.1.1 Placa 5C_P1

Foram realizados dois impactos com penetração completa, só tendo sido possível medir a velocidade do projectil no 2º impacto. A velocidade de entrada registada foi de 1247 m/s e a velocidade de saída de 1157 m/s . O limite balístico determinado para esta espessura de Kevlar® 129 é de 375 m/s .

Face posterior ao impacto

A face posterior ao impacto pode ser observada na figura 5.65. A figura 5.66 a) mostra o levantamento de fase obtido para esta placa, com o resultado da aplicação de um filtro de fase a esta imagem mostrado na figura 5.66 b).

Os resultados obtidos em termos de deslocamentos na normal ao plano da placa podem ser observados na figura 5.67 a). É visível a existência de deslocamentos acentuados na zona dos impactos. Estes resultados são postos em evidência após se efectuar derivadas do deslocamento, na direcção horizontal e na direcção vertical, figura 5.67 b).

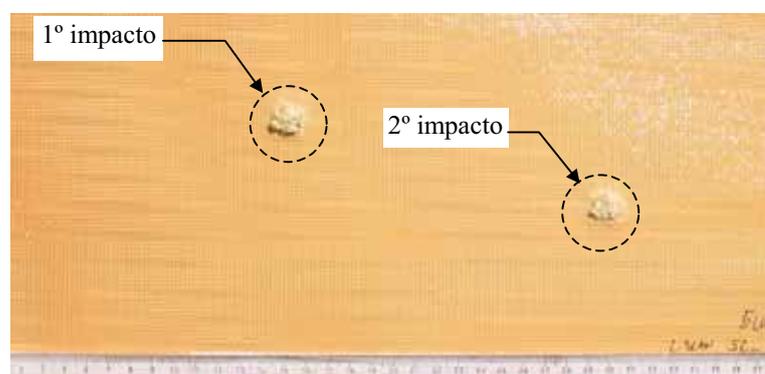


Figura 5.65 Face posterior ao impacto da placa 5C_P1.

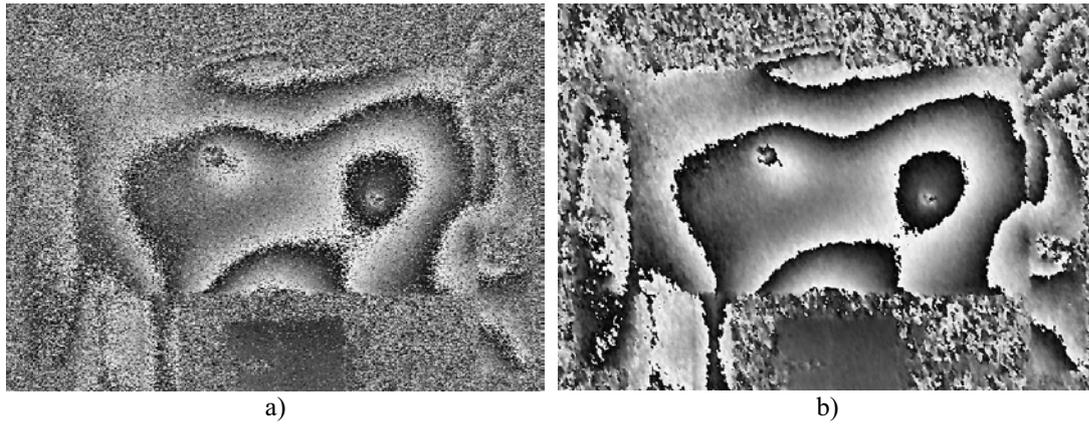


Figura 5.66 a) Levantamento de fase obtido e b) após aplicação de um filtro de fase.

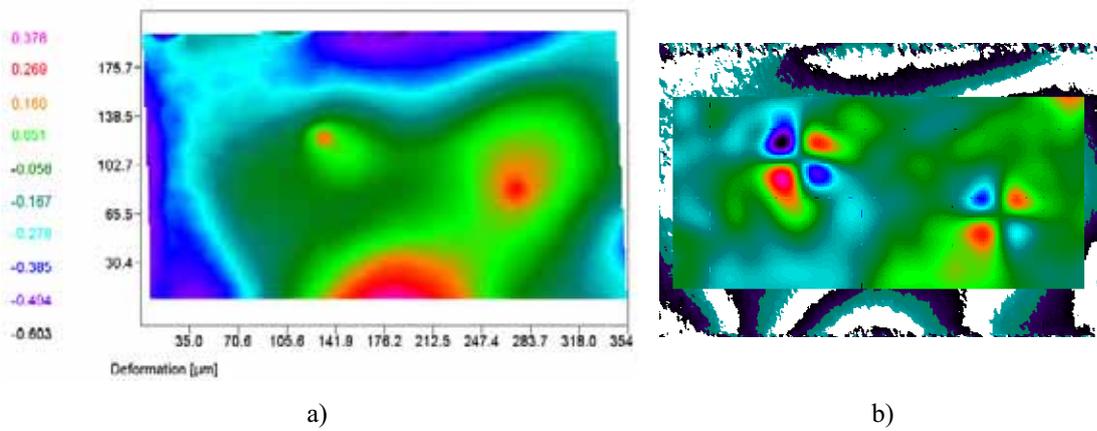


Figura 5.67 a) Deslocamento na direcção perpendicular ao plano e b) após derivada nas direcções horizontal e vertical, com sobreposição à imagem registada.

Face de impacto

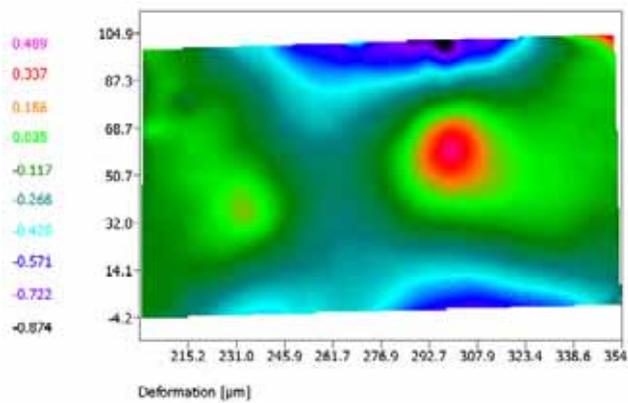


Figura 5.68 Deslocamentos na direcção normal ao plano da placa 5C_P1.

Na figura 5.68 apresentam-se os resultados obtidos em termos de deslocamentos na normal ao plano da placa para a face de impacto desta placa.

5.3.7.4.1.2 Placa 5C_P2

Esta placa foi ensaiada com um impacto a 389 m/s , tendo-se registado uma penetração completa com velocidade de saída de 224 m/s . Na figura 5.69 é possível observar-se a face de impacto.

Apresentam-se em seguida os resultados obtidos para a face de impacto e face posterior ao impacto.



Figura 5.69 Face de impacto da placa 5C_P2.

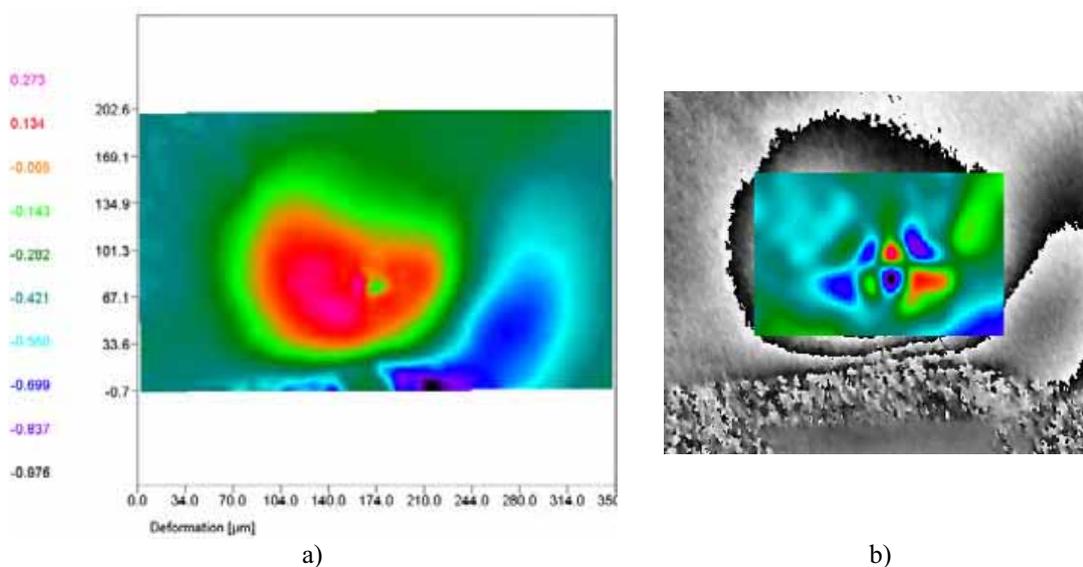


Figura 5.70 a) Deslocamento na direcção perpendicular ao plano obtido para a face de impacto e b) após derivada nas direcções horizontal e vertical, com sobreposição à imagem registada.



Figura 5.71 Face posterior ao impacto da placa 5C_P2.

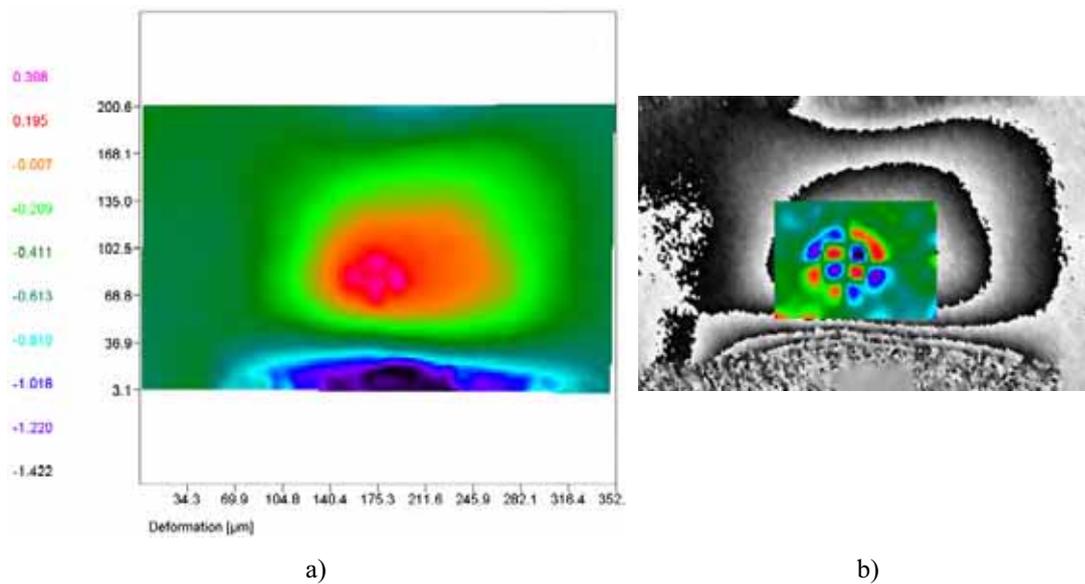


Figura 5.72 a) Deslocamento na direcção perpendicular ao plano da placa 5C_P2 obtido para a face posterior ao impacto e b) após derivada nas direcções horizontal e vertical, com sobreposição à imagem registada.

5.3.7.4.1.3 Placa BK5_2

Esta placa foi fabricada com 18 camadas de Kevlar[®]129, com dimensões de $400 \times 400 \text{ mm}^2$. A velocidade de impacto e de saída de cada impacto é apresentada na tabela 5.6. A face de impacto desta placa foi analisada tendo-se observado que o dano se encontrava confinado aos pontos de impacto.

Nº do impacto	Velocidade de impacto [m/s]	Velocidade de saída [m/s]
1	748	478
2	705	388
3	670	288
4	695	352
5	Não mediu	Não mediu
6	856	632
7	1230	995

Tabela 5.6 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BK5_2.

Na figura 5.73 é possível observar-se a face posterior ao impacto. Na figura 5.74 é apresentado o resultado obtido para esta face, em termos de deslocamentos na direcção normal ao plano. Na figura 5.75 é apresentado o resultado obtido após derivar o deslocamento na direcção horizontal e na direcção vertical.

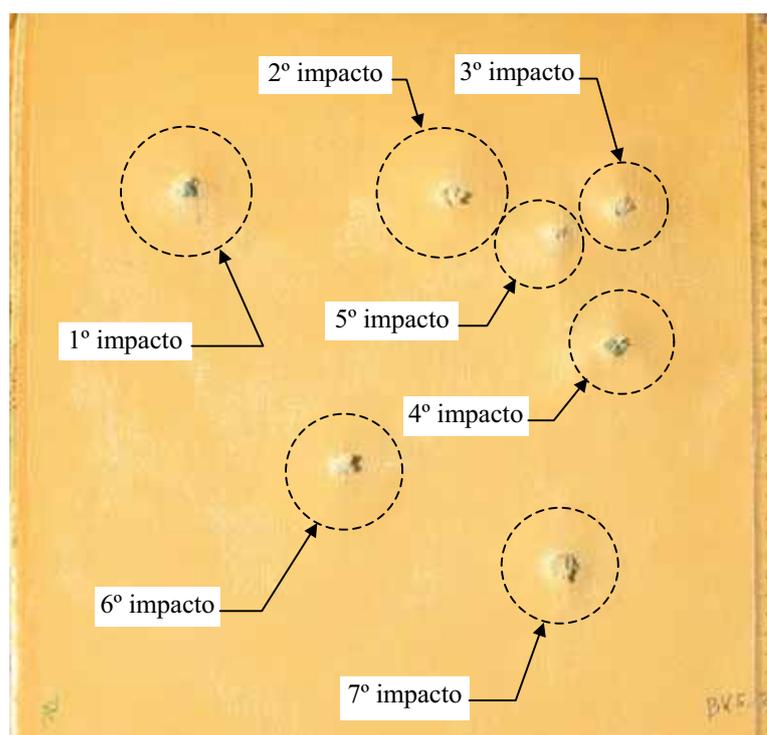


Figura 5.73 Face posterior ao impacto da placa BK5_2 ensaiada.

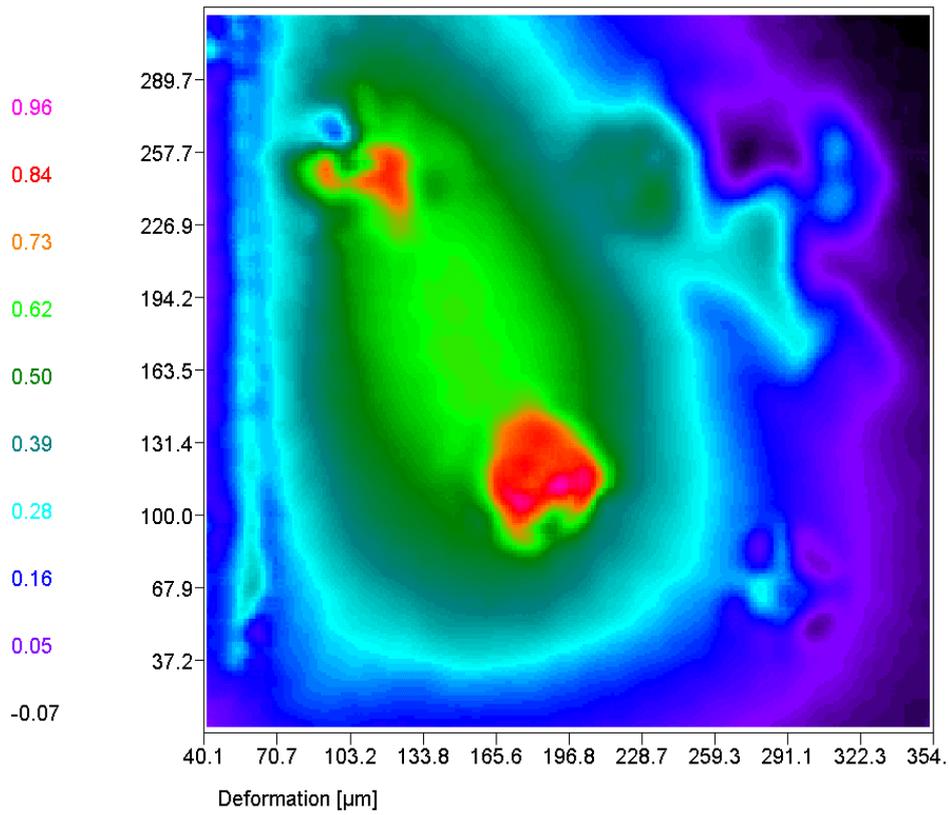


Figura 5.74 Deslocamento na direcção perpendicular ao plano da placa BK5_2, obtido a partir da face posterior ao impacto.

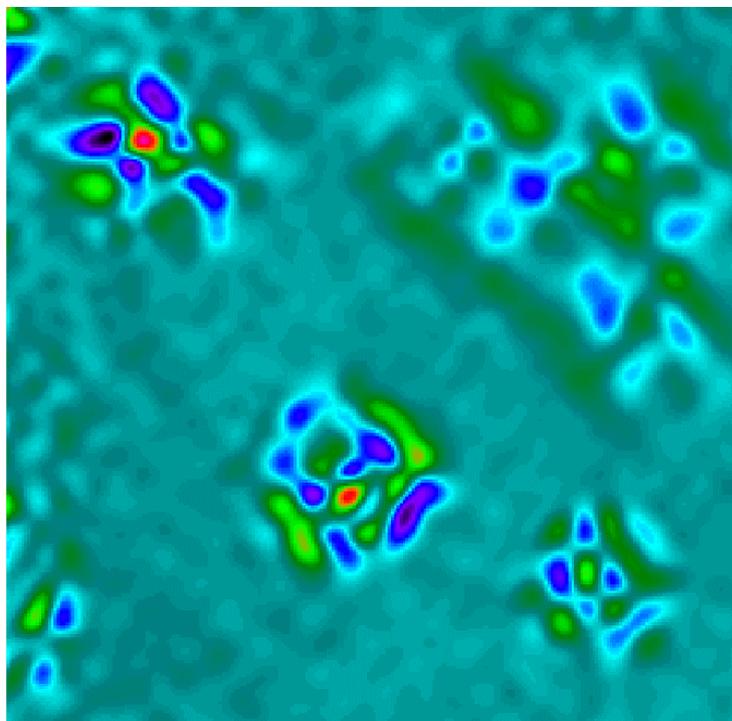


Figura 5.75 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.74.

5.3.7.4.2 Análise de placas em Dyneema® SK66

Algumas características das placas em Dyneema® SK66 analisadas podem ser observadas na tabela 5.7.

Id. da placa	Nº de camadas	Massa/Área [kg/m ²]	Dimensões [m ²]
BD1_2	14	2.31	0.4 x 0.4
BD2_3	20	3.3	0.4 x 0.4
BD5_2	52	8.58	0.4 x 0.4

Tabela 5.7 Características das placas de Dyneema® SK66 analisadas por ESPI.

5.3.7.4.2.1 Placa BD1_2

A velocidade de impacto e de saída de cada impacto é apresentada na tabela 5.8.

Nº do impacto	Velocidade de impacto [m/s]	Velocidade de saída [m/s]
1	365.5	Não mediu
2	330.7	0.0
3	335.0	0.0
4	361.8	0.0

Tabela 5.8 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD1_2.

Na figura 5.76 é possível observar a face de impacto desta placa.

Na figura 5.77 é apresentado o resultado obtido para a face posterior ao impacto, em termos de deslocamentos na direcção normal ao plano. Na figura 5.78 é apresentado o resultado obtido após derivação do deslocamento na direcção horizontal e na direcção vertical, para a mesma face.

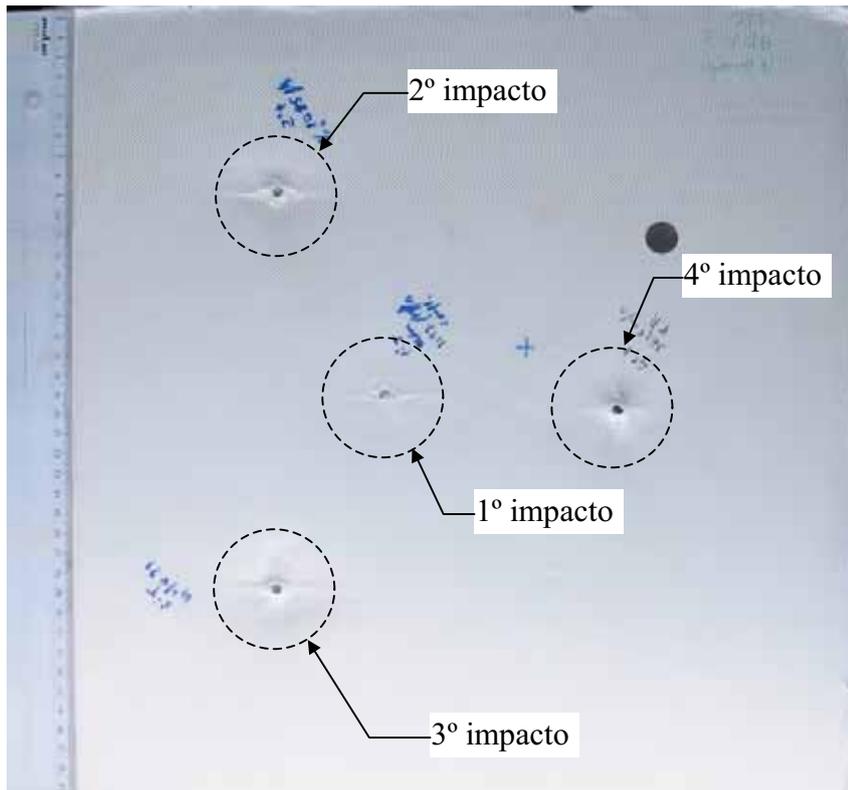


Figura 5.76 Face de impacto da placa BD1_2 ensaiada.

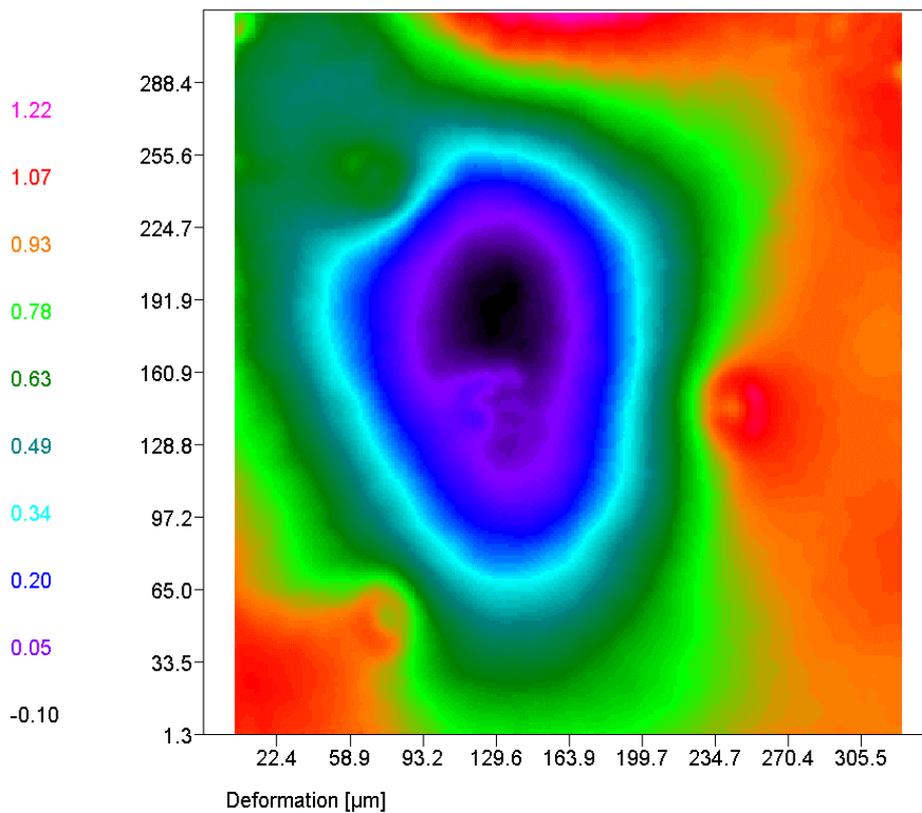


Figura 5.77 Avaliação dos deslocamentos na face de impacto da placa BD1_2.

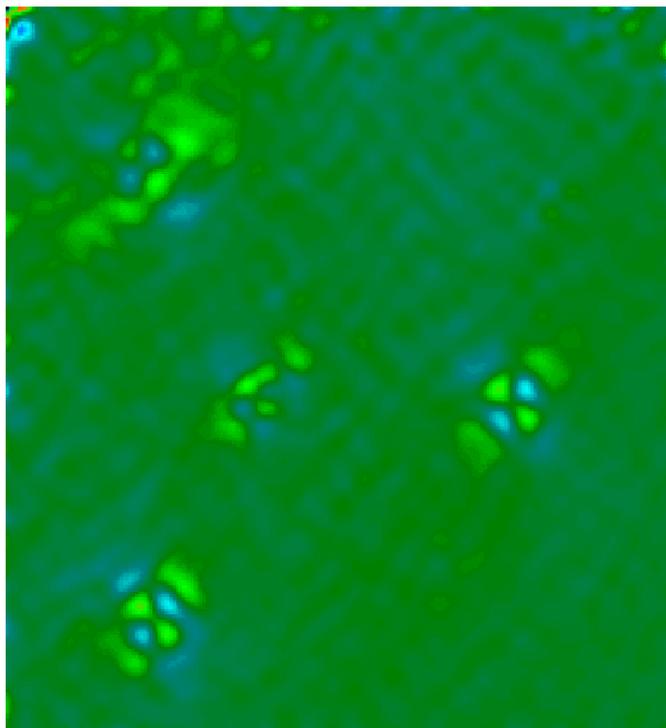


Figura 5.78 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.77.

Observando a figura 5.78, com o deslocamento derivado nas duas direcções, verifica-se que não existem zonas e valores muito pronunciados. Foram ainda obtidas outras imagens em que nem todos os defeitos aparecem, o que pode indicar que as deformações obtidas se devem ao processo de solitação térmica, localizada em torno dos pontos de impacto visíveis.

Na figura 5.79 pode observar-se a face posterior ao impacto desta placa.

Registaram-se várias imagens, correspondentes a diferentes formas de aplicação da solitação térmica com lâmpada incandescente. Na figura 5.80 apresenta-se o resultado obtido para um dos casos.

A figura 5.81 e a figura 5.82 apresentam o resultado obtido após a derivação nas duas direcções de duas imagens de deslocamentos, obtidos com solitações térmicas diferentes. Estas duas imagens ilustram o facto de que o processo utilizado (aquecimento localizado) não será o mais adequado para esta placa, pois não permite obter uma definição exacta da extensão do dano, verificando-se que é dependente da forma como é feito o aquecimento. Um aquecimento global nesta placa com o mesmo foco de luz produziu um deslocamento do centro da placa, não sendo notórios os deslocamentos nas zonas dos defeitos.

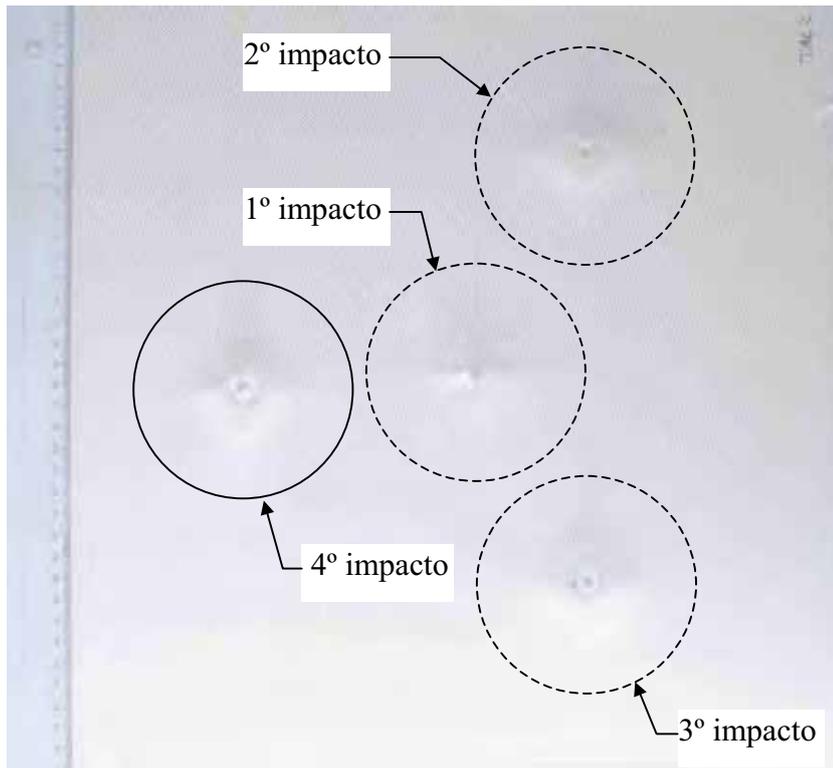


Figura 5.79 Face posterior ao impacto da placa BD1_2 ensaiada.

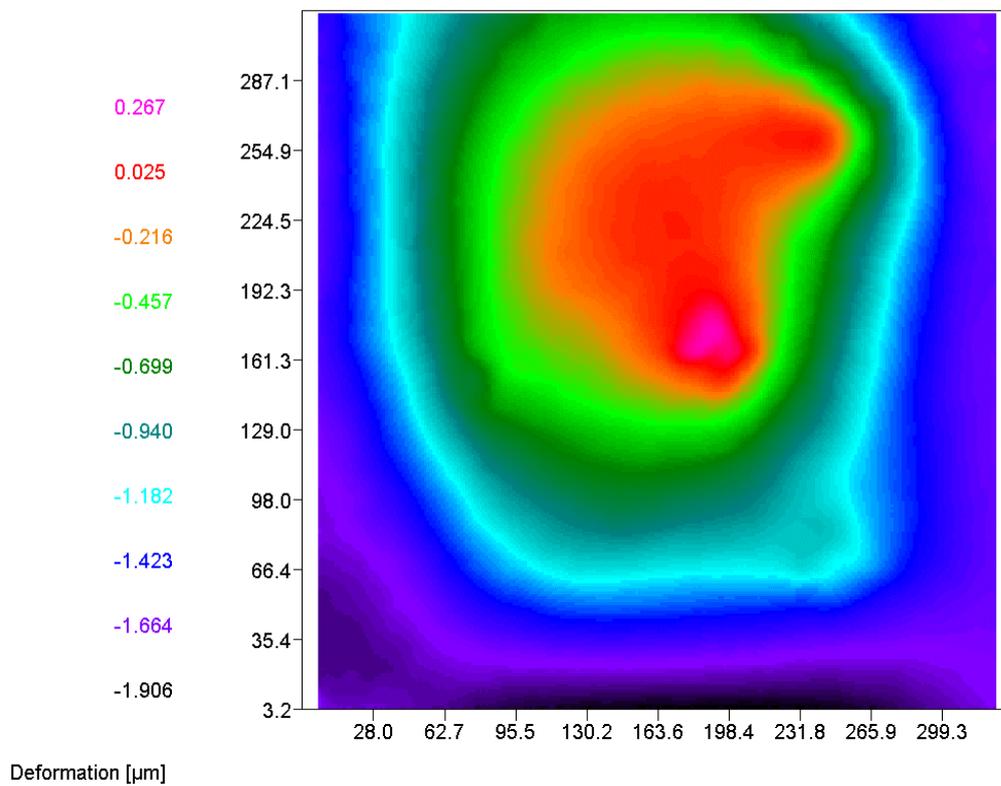


Figura 5.80 Avaliação dos deslocamentos na face posterior ao impacto da placa BD1_2.

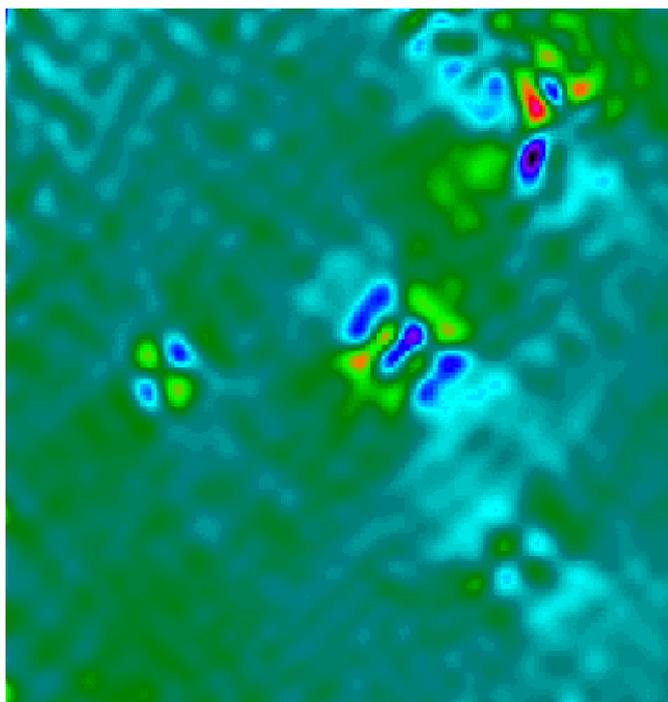


Figura 5.81 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.80.

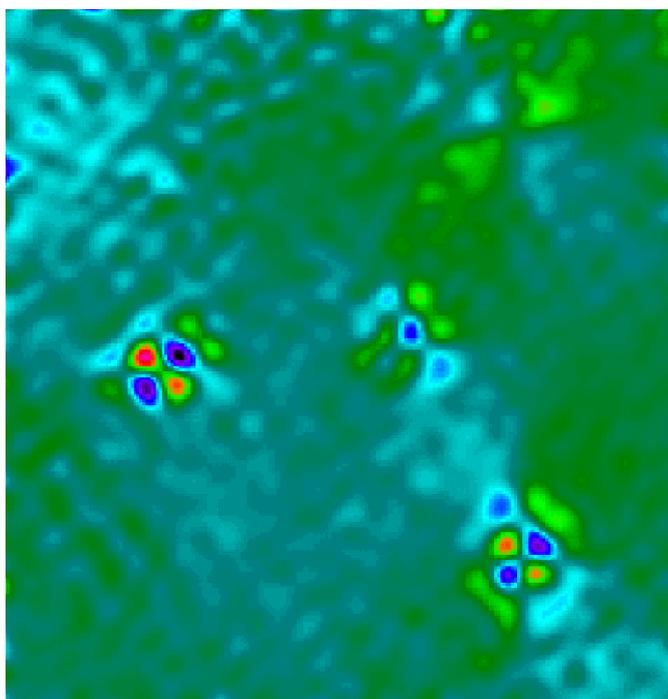


Figura 5.82 Após derivação nas direcções horizontal e vertical para a face posterior ao impacto do deslocamento normal ao plano, obtido com um aquecimento diferente.

5.3.7.4.2.2 Placa BD2_3

A velocidade de impacto e de saída de cada impacto é apresentada na tabela 5.9. O limite balístico determinado para esta placa é de 409 *m/s*.

Nº do impacto	Velocidade de impacto [m/s]	Velocidade de saída [m/s]
1	776.9	689.2
2	810.2	723.9
3	1252	969.9

Tabela 5.9 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD2_3.

Nesta placa foram analisadas não só as faces de impacto e posterior ao impacto, mas também a zona do impacto nº 1 em maior detalhe.

A análise efectuada à face de impacto revelou que o dano se encontrava confinado aos pontos de impacto.

Na figura 5.83 pode observar-se a face posterior ao impacto. Na figura 5.84 é apresentado o resultado obtido para a face posterior ao impacto, em termos de deslocamentos na direcção normal ao plano. Na figura 5.85 é apresentado o resultado obtido após derivar o deslocamento na direcção horizontal e na direcção vertical.

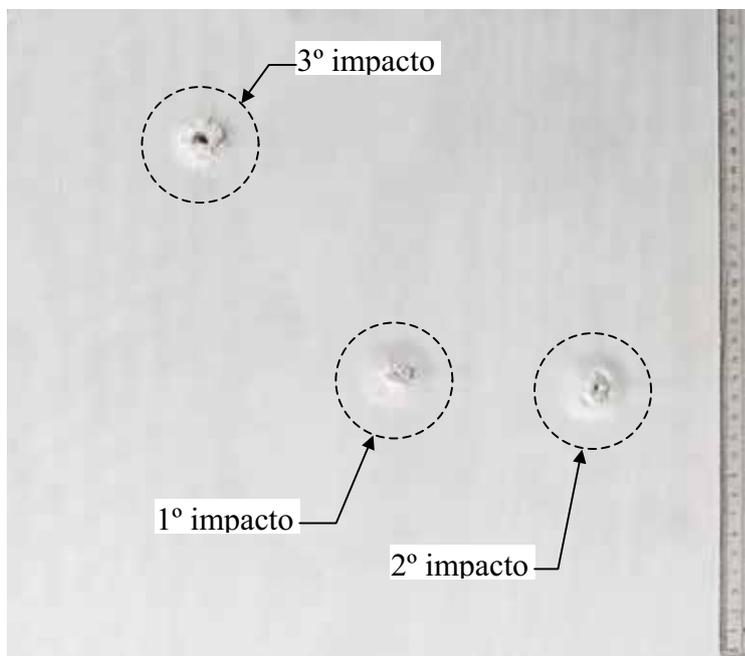


Figura 5.83 Face posterior ao impacto da placa BD2_3 ensaiada.

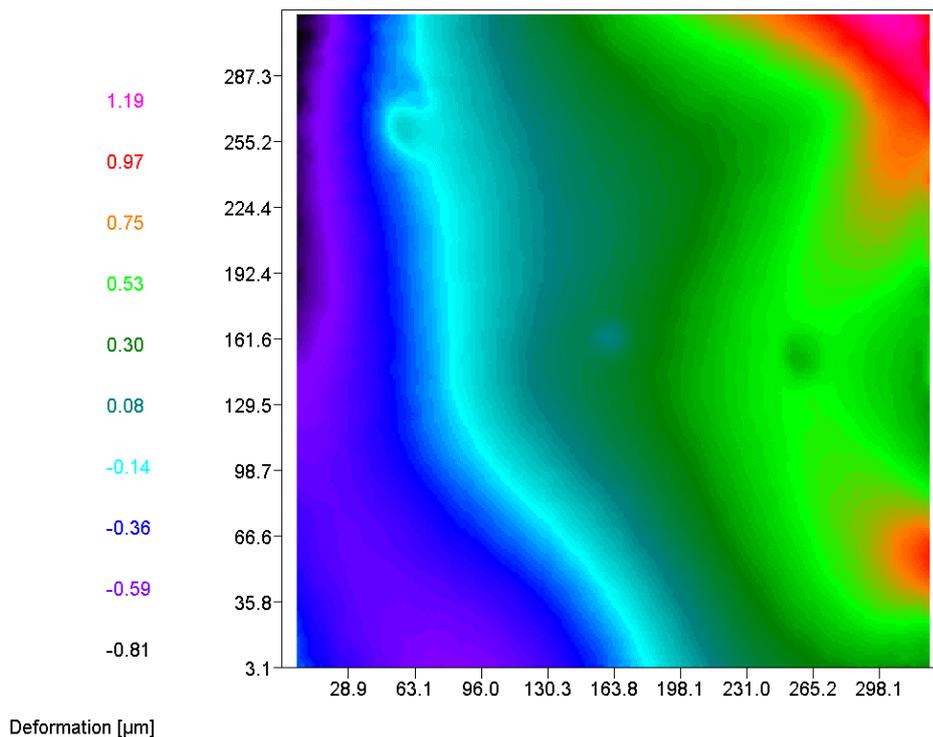


Figura 5.84 Avaliação dos deslocamentos na face posterior ao impacto da placa BD2_3.

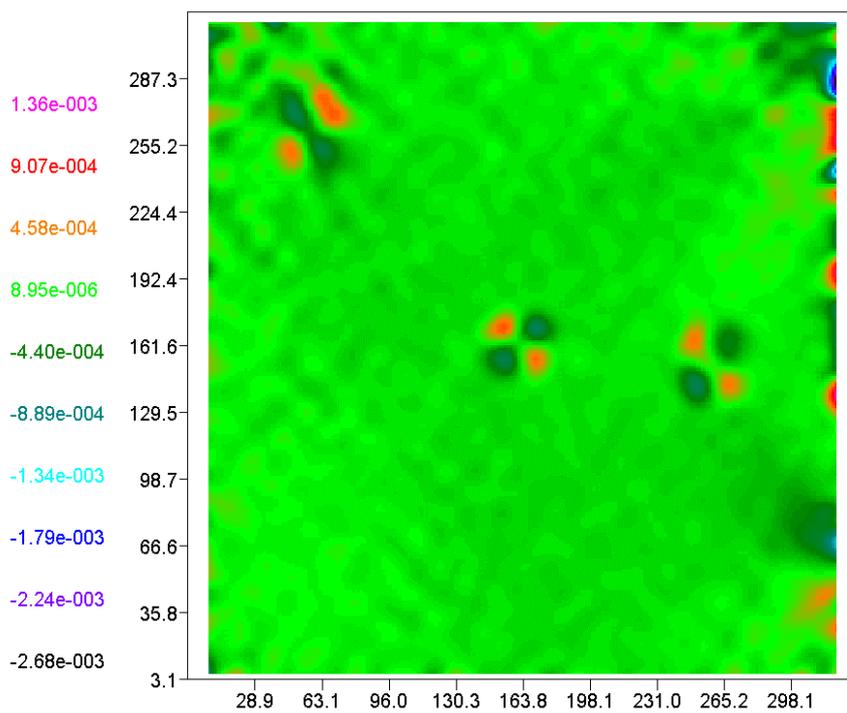


Figura 5.85 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.84.

Os resultados da análise em detalhe ao impacto nº1 serão seguidamente apresentados.

Na figura 5.86 pode observar-se a zona do impacto nº 1 na face de impacto. Na figura 5.87 é apresentado o resultado obtido em termos de deslocamentos na direcção normal ao plano. Na figura 5.88 é apresentado o resultado obtido após derivar o deslocamento na direcção horizontal e na direcção vertical. Confirma-se que a zona afectada por dano é pouco pronunciada.

Na figura 5.89 pode observar-se a zona do impacto nº 1 na face posterior ao impacto. Na figura 5.90 é apresentado o resultado obtido em termos de deslocamentos na direcção normal ao plano. Na figura 5.91 é apresentado o resultado obtido após derivar o deslocamento na direcção horizontal e na direcção vertical. Ao contrário do resultado obtido para a face de impacto, a extensão do dano é aqui bem visível.

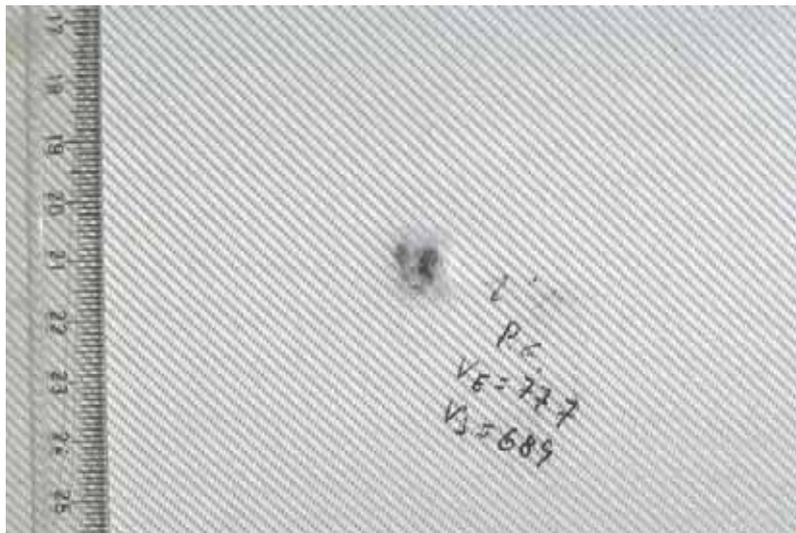


Figura 5.86 Pormenor na face de impacto do impacto nº1.

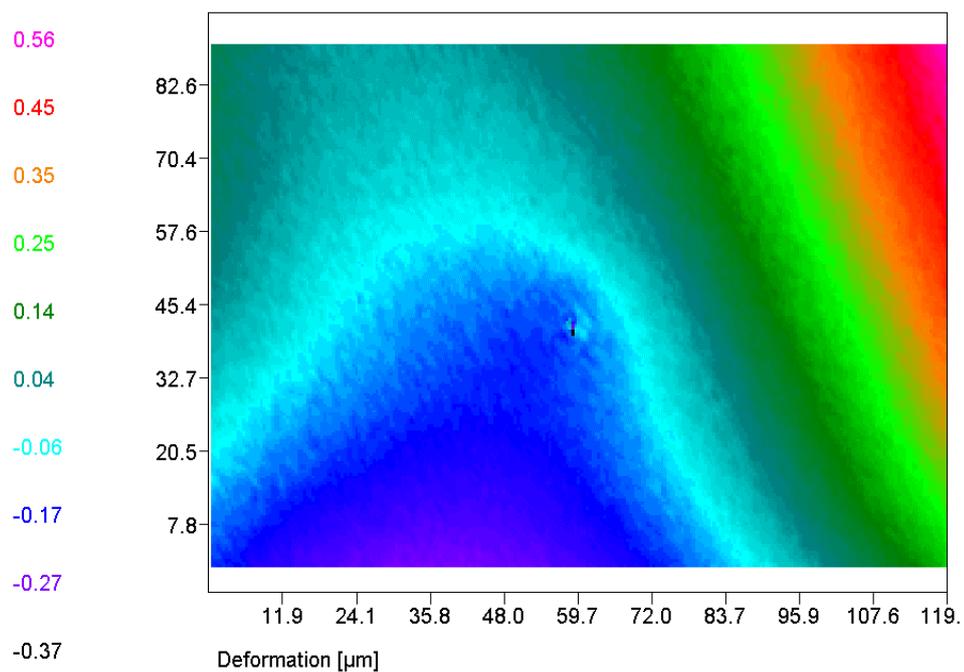


Figura 5.87 Avaliação dos deslocamentos na face de impacto da placa BD2_3, na zona do 1º impacto.

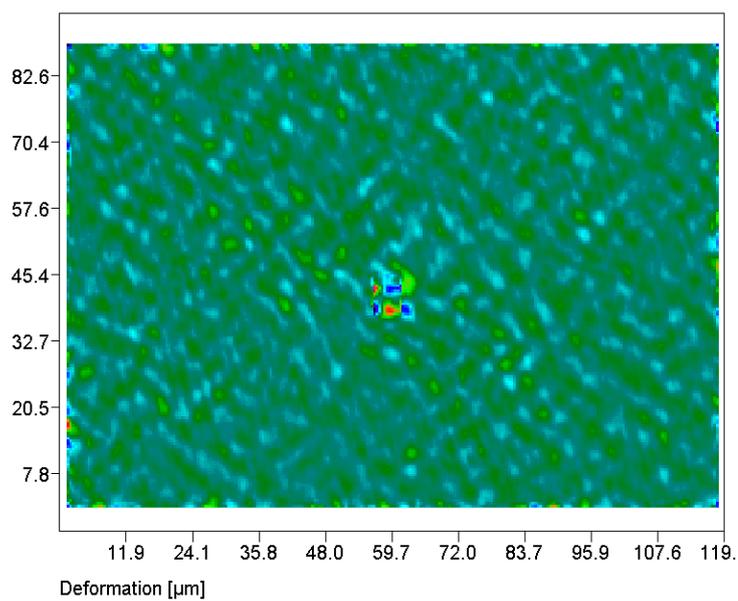


Figura 5.88 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.87.



Figura 5.89 Pormenor do 1º impacto, na face posterior ao impacto da placa BD2_3.

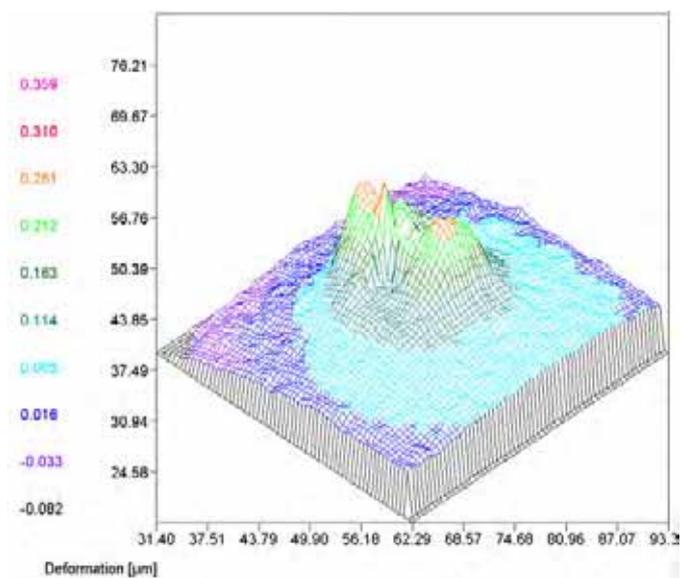


Figura 5.90 Representação tridimensional dos deslocamentos na direcção perpendicular ao plano na zona do 1º impacto, obtidos na face posterior ao impacto.

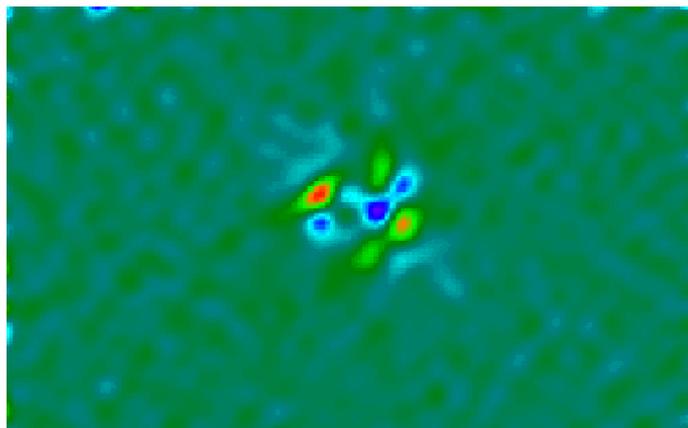


Figura 5.91 Derivada dos deslocamentos na direcção perpendicular ao plano na zona do 1º impacto, obtidos na face posterior ao impacto.

5.3.7.4.2.3 Placa BD5_2

A velocidade de impacto e de saída de cada impacto é apresentada na Tabela 5.10. O limite balístico determinado para esta placa é de 653 *m/s*.

A análise efectuada à face de impacto revelou que o dano se encontrava confinado aos pontos de impacto.

Nº do impacto	Velocidade de impacto [m/s]	Velocidade de saída [m/s]
1	641.3	0.0
2	Não mediu	Não mediu
3	772.4	294.1
4	855.9	559.0
5	787.9	464.5
6	678.2	226.5
7	1246	1014

Tabela 5.10 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD5_2.

Na figura 5.92 pode observar-se a face posterior ao impacto. Na figura 5.93 é representado tridimensionalmente o deslocamento na direcção normal ao plano obtido para a face posterior ao impacto. Na figura 5.94 é apresentado o resultado obtido após derivação desse deslocamento nas direcções horizontal e vertical.

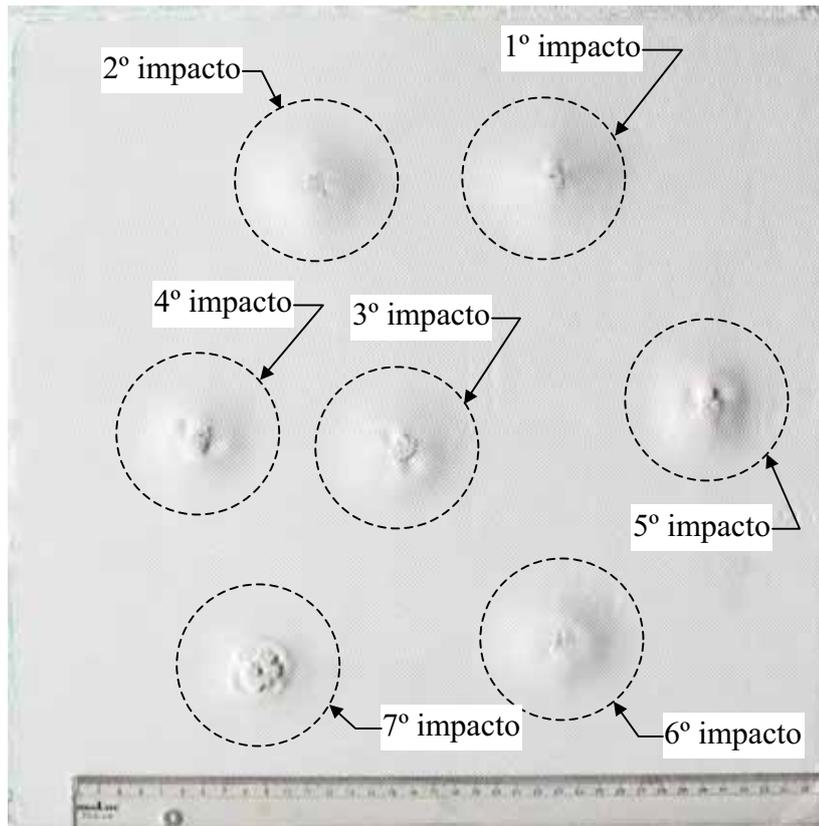


Figura 5.92 Face posterior ao impacto da placa BD5_2.

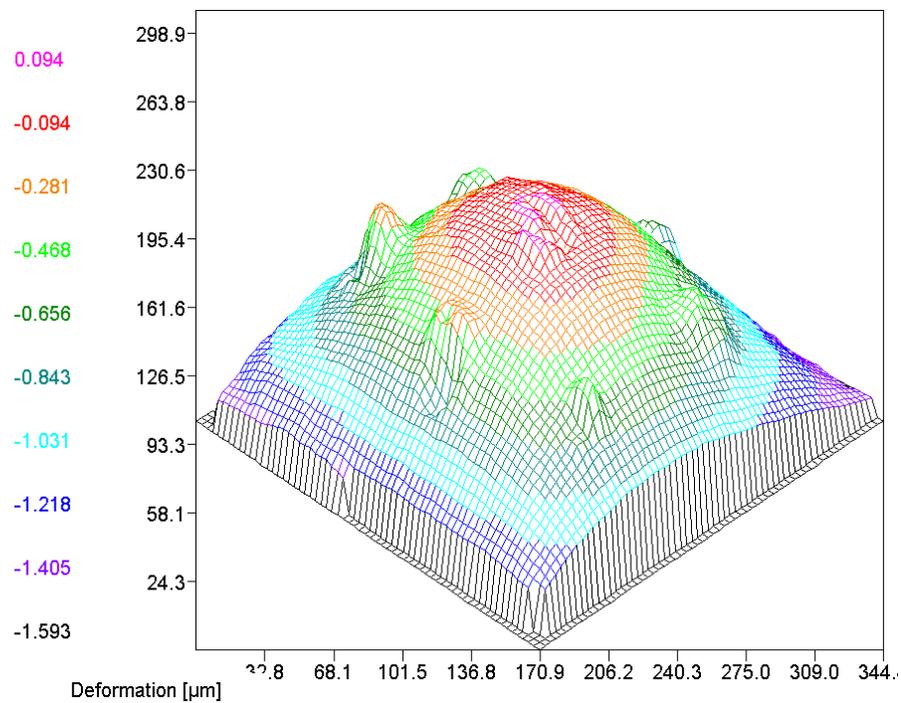


Figura 5.93 Representação tridimensional dos deslocamentos na direcção perpendicular ao plano da placa BD5_2.

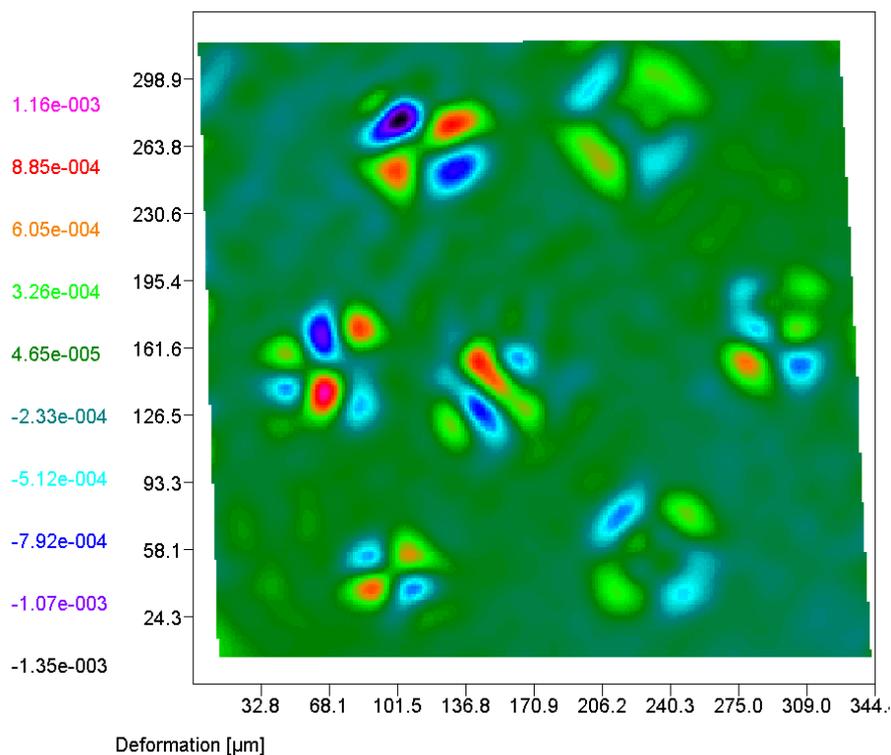


Figura 5.94 Após derivação nas direcções horizontal e vertical do deslocamento registado na figura 5.93.

5.3.7.5 Conclusões da análise por ESPI

A técnica de *ESPI*, com um sistema sensível a deslocamentos fora do plano, foi aplicada a várias placas, tanto de Kevlar[®] 129 como de Dyneema[®] SK66, que tinham sido anteriormente ensaiadas com impactos de alta velocidade. A solicitação utilizada foi aquecimento localizado através de uma lâmpada incandescente.

Nas placas finas verificou-se que o processo utilizado (aquecimento localizado) não será o mais adequado, pois não permite obter uma definição exacta da extensão do dano, verificando-se que é dependente da forma como é feito o aquecimento. O aquecimento global deste tipo de placas produz um deslocamento do centro da placa, não sendo notórios os deslocamentos nas zonas dos defeitos.

Em placas mais espessas, a técnica de *ESPI* mostrou ser adequada à detecção de delaminações, sendo a extensão dos defeitos posta mais em evidência com a derivação dos deslocamentos normais ao plano nas direcções horizontal e vertical.

5.3.8 Tomografia Axial Computadorizada

5.3.8.1 Princípio da tomografia por raio X

A tomografia por raio X permite uma caracterização bidimensional e tridimensional da distribuição da densidade da matéria. Contrariamente à radiografia clássica que permite obter uma imagem projectada de um objecto, a tomografia por raio X permite obter uma imagem em corte, o que permite a detecção de defeitos internos. Na figura 5.95 pode observar-se uma comparação dos resultados obtidos com a técnica tradicional de raio X e a técnica de tomografia por raio X para um defeito provocado por impacto de baixa velocidade num laminado *quasi-isotrópico* de carbono e resina de epóxico, Bathias [146].

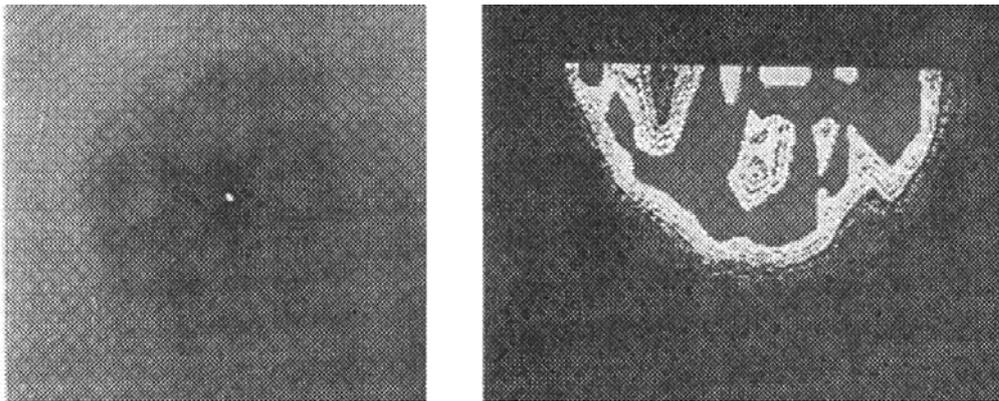


Figura 5.95 Comparação da técnica de raio X convencional e da técnica de tomografia por raio X.

O método da tomografia baseia-se na medida dos diferentes coeficientes de absorção dos materiais que constituem um componente quando é atravessado por um feixe de raio X. Quando a radiação monocromática atravessa um objecto, interage com o material e sofre uma atenuação caracterizada pela lei de Beer-Lambert:

$$I_{\lambda} = I_{o,\lambda} \cdot e^{-\mu \cdot L} \quad (5.3)$$

sendo μ o coeficiente de atenuação, I_{λ} a intensidade transmitida, $I_{o,\lambda}$ a intensidade inicial e L a espessura do objecto atravessado pela radiação.

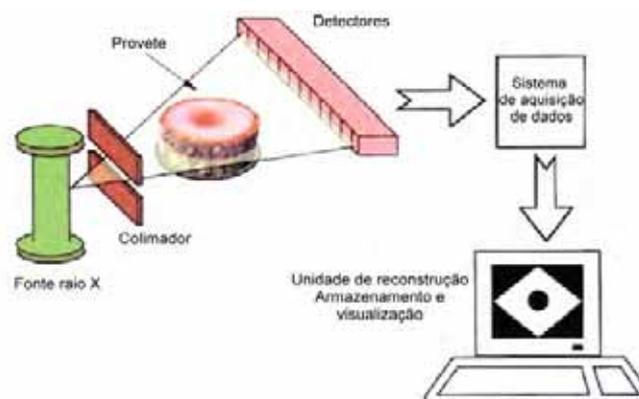


Figura 5.96 Esquema do princípio de funcionamento da tomografia por raio X.

O coeficiente de atenuação depende do material (do seu número atómico e da densidade) e do tipo de radiação. Assim, através da tomografia por raio X são medidas as variações devidas às evoluções da natureza do material e aquelas devidas às variações de densidade. Para uma dada energia, μ será directamente proporcional à densidade se a composição for uniforme.

Depois da intensidade transmitida ser registada pelo detector, é transferida para o sistema de aquisição de dados, convertida em valor numérico e calcula-se o coeficiente de atenuação, μ .

A reconstrução da imagem efectua-se sob a forma de uma matriz, em que cada elemento é um *pixel* que corresponde à imagem 2D de um *voxel*, célula 3D do plano de corte tomográfico. Os valores de μ de cada *voxel* permitem visualizar a imagem sobre o ecrã da consola do *scanner*, utilizando um código, em tons de cinzento ou a cores, em que cada *pixel* representa o valor da “densidade tomográfica” e este valor é proporcional ao valor médio da medida no *voxel* correspondente.

A escala de densidade utilizada é a escala Hounsfield que está em vigor nas aplicações de domínio médico, pelo que a “densidade tomográfica” é expressa segundo a equação (5.4), que consiste simplesmente em efectuar medidas relativas do coeficiente de atenuação em relação ao meio de referência que é a água.

$$DT(H) = \frac{(\mu - \mu_{\text{agua}})}{\mu_{\text{agua}}} \cdot 1000 \quad (5.4)$$

Para aplicações industriais, há uma translação de 1000 para todas as Densidades Tomográficas, DT(H), sendo 0 para o ar e 1000 para a água, sendo frequentemente chamada DT (Pixel).

5.3.8.2 Aplicação às placas ensaiadas

5.3.8.2.1 Análise no *ITMA*

Em face dos resultados obtidos com as técnicas de ultra-sons e de *ESPI*, foi decidido tentar a aplicação de outra técnica que permitisse ultrapassar algumas limitações encontradas nas análises feitas a estes materiais. Devido à reconhecida experiência na aplicação da técnica de tomografia, foi contactado o *Institut des Technologies et des Matériaux (ITMA)*, França, para se verificar a aplicabilidade da técnica de TAC aos materiais em estudo. Refira-se que apesar da vasta experiência e reconhecida competência do *ITMA* nesta área, esta nunca tinha sido aplicada nem a Kevlar[®] 129 nem a Dyneema[®] SK66.

A placa seleccionada para análise foi uma placa de Kevlar[®] 129 em matriz fénolica, de dimensões 200 x 400 mm^2 , com 18 camadas e espessura de 7.5 mm .

Esta placa tinha sido ensaiada com dois impactos de projecteis do tipo *FSP* de 1.1 g, tendo sofrido perfuração em ambos os casos. A velocidade de impacto medida num dos casos foi de 856 m/s , com velocidade residual de 616 m/s .

O equipamento utilizado pode ser visto na figura 5.97.

Foram utilizados os seguintes parâmetros de ensaio:

- campo de reconstrução: 140 x 140 mm^2
- número de pixels na imagem: 512 x 512
- espessura dos cortes: 1.2 mm
- incremento após cada corte: 1 mm .



Figura 5.97 *Scanner do ITMA.*

Após a reconstrução, a imagem numérica foi gravada no disco duro da consola, sob a forma de uma matriz de dados quadrada, que não tem uma fácil interpretação. Um sistema de visualização trata esta matriz numérica e transforma a informação em imagem. Cada nível da escala de cinzentos (ou cores) é atribuído a partes do domínio numérico e mostrado no ecrã como uma imagem.

As taxas de detecção de defeitos são automatizadas para as aplicações médicas, pelo que para explorar adequadamente a informação obtida, as imagens são transferidas para um computador adaptado especialmente para armazenamento e tratamento. Contudo, as imagens transferidas não são tratadas imediatamente pois cada *scanner* possui um método de compressão próprio. No caso do *ITMA*, utilizando informações fornecidas pelo fabricante sobre o método de compressão das imagens, foi desenvolvido um programa que permite transformar as imagens para um formato de 16 *bits*, que podem ser lidas num computador convencional. Foi também desenvolvido um programa para tratamento de imagem, em linguagem IDL, com funções divididas em quatro grupos:

- Leitura de imagem
- Análise estatística
- Tratamento de imagem
- Visualização em volume

5.3.8.2.1.1 Método experimental

A placa examinada com esta técnica pode ser vista na figura 5.98.



Figura 5.98 Placa de Kevlar®129 em matriz fenólica (18C_P1) examinada.

As zonas da placa que foram submetidas a impactos de alta velocidade podem ser vistas na figura 5.99 a) e figura 5.99 b).



a)



b)

Figura 5.99 a) Face de impacto e b) face posterior ao impacto da placa ensaiada.

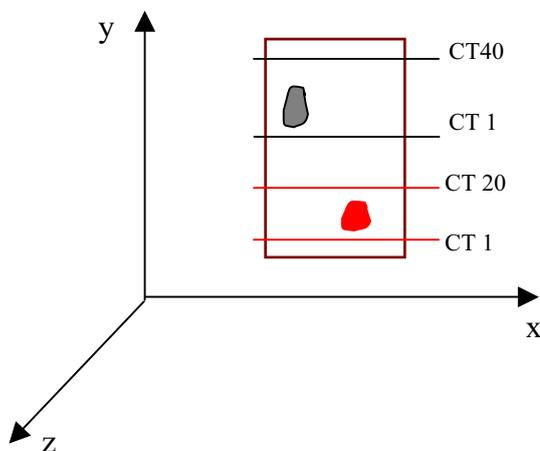


Figura 5.100 Posicionamento dos cortes por tomografia na placa, do lado do impacto.

Foram escolhidas duas zonas, em torno de cada impacto, para efectuar o estudo tomográfico. O posicionamento dos cortes é o indicado na figura 5.100. O corte tomográfico é paralelo ao plano XoZ. Os outros parâmetros usados foram os já indicados em 5.3.8.2.1.

As imagens resultantes da análise tomográfica, num total de 60, foram tratadas pelo programa para tratamento de imagem, desenvolvido no *ITMA*.

5.3.8.2.1.2 Resultados obtidos com tomografia

Estudo sobre a zona não danificada

Com o fim de se obter informação de referência, foi estudada uma zona não danificada da placa de Kevlar[®] 129 em matriz fenólica. Como seria de esperar num material compósito, esta inspecção revela alguma heterogeneidade.

Na zona não danificada, existe uma parte central que apresenta um valor constante de Densidade Tomográfica DT (Pixel) de 930. Por outro lado, no bordo da placa o valor da DT (Pixel) diminui até cerca de 700, tal como se pode observar na figura 5.101. O perfil da DT (Pixel) ao longo da espessura da placa, figura 5.102, mostra claramente este efeito de bordo.

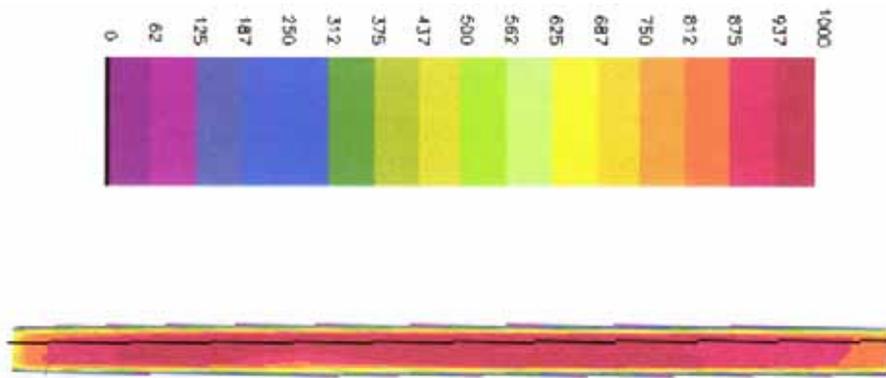


Figura 5.101 Corte tomográfico na zona não danificada.

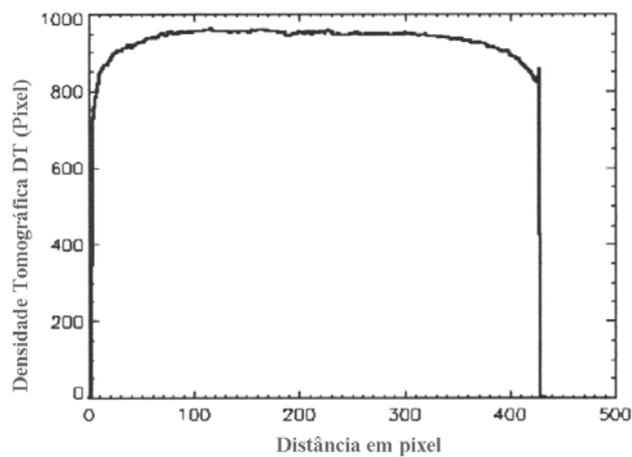


Figura 5.102 Perfil da Densidade Tomográfica DT (Pixel) através da espessura da placa, para uma zona íntegra.

O histograma da figura 5.103 mostra uma dispersão importante entre 780 e 930, devido ao efeito de bordo observado.

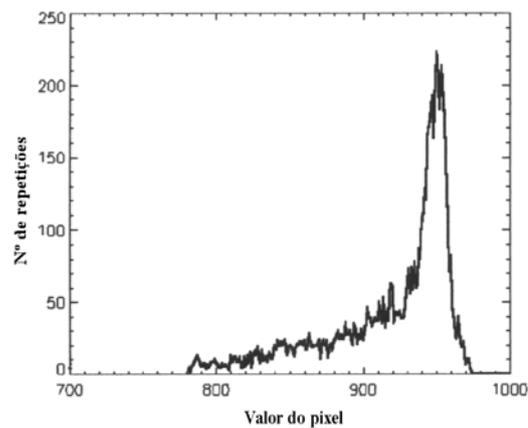


Figura 5.103 Histograma do corte efectuado na placa.

Estudo sobre a zona danificada

Após o estudo sobre a zona não danificada, que permitiu obter uma referência, foram feitos cortes tomográficos nas duas zonas afectadas pelo dano, gerado por impactos de alta velocidade.

A figura 5.104 apresenta um corte feito pelo diâmetro do furo produzido por um impacto de 856 *m/s*. É possível ver na zona afectada uma diminuição da DT (Pixel) distinta da zona não danificada. Esta zona tem, a duas dimensões, a forma de um trapézio, como se mostra na figura 5.104 em azul.



Figura 5.104 Corte tomográfico no impacto de 856 *m/s*.

No local de maior dano, o valor da densidade tomográfica DT (Pixel) é mais reduzido. Na figura 5.105, que apresenta uma ampliação da zona afectada, foram estudados três perfis da densidade tomográfica DT (Pixel) ao longo da espessura, sendo dois na periferia da perfuração e o outro no centro dessa zona.

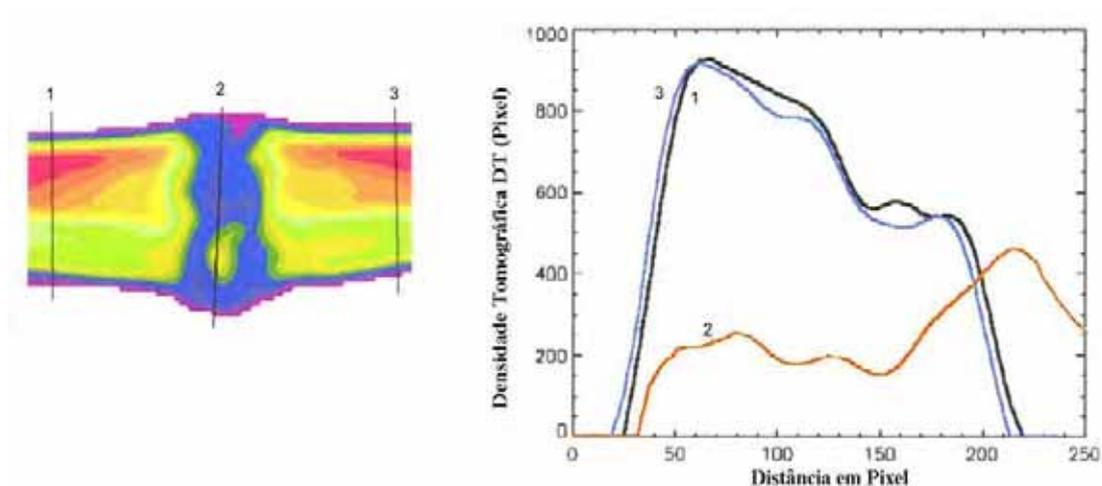


Figura 5.105 Três perfis da densidade tomográfica DT (Pixel), ao longo da espessura, para a zona mais afectada com um impacto de 856 *m/s*.

No perfil da densidade tomográfica indicado na figura 5.106, a DT (Pixel) varia desde 950 na zona não danificada até 200 na zona danificada. A largura da zona danificada é aproximadamente de 160 *pixels* na face posterior ao impacto.

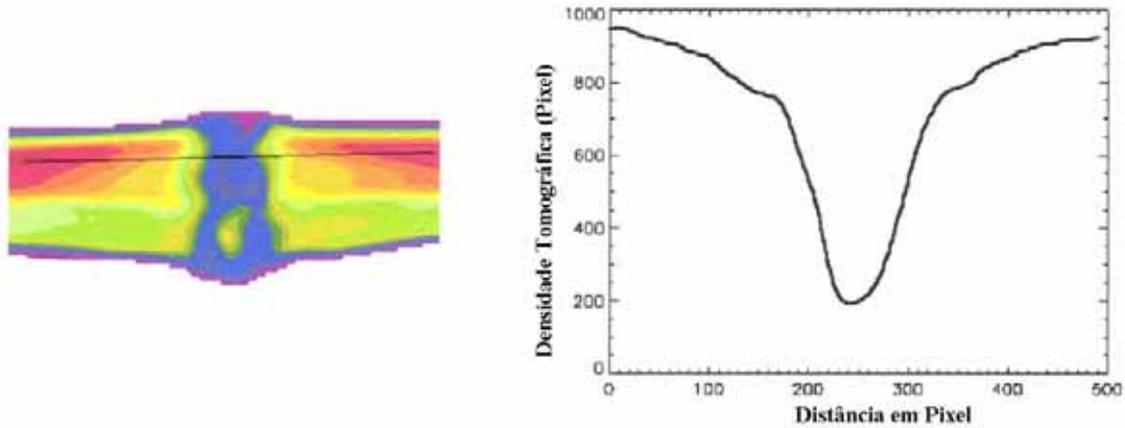


Figura 5.106 Perfil da densidade tomográfica DT (Pixel), ao longo do plano da placa, direcção oX.

Através de cortes virtuais ortogonais, podem observar-se na figura 5.107 as imagens tomográficas virtuais no plano XoY (plano paralelo à face de impacto), obtidas, respectivamente, no 3°, 6° e 10° corte virtual. Para a espessura desta placa, e tendo em conta a espessura de cada corte e incremento, é possível fazer 12 cortes virtuais no plano XoY. Da análise destes resultados pode concluir-se que a extensão do dano aumenta à medida que nos afastamos da face de impacto, e como a forma da zona danificada em cada corte é aproximadamente circular, pode concluir-se que a forma da zona danificada é tronco-cónica.

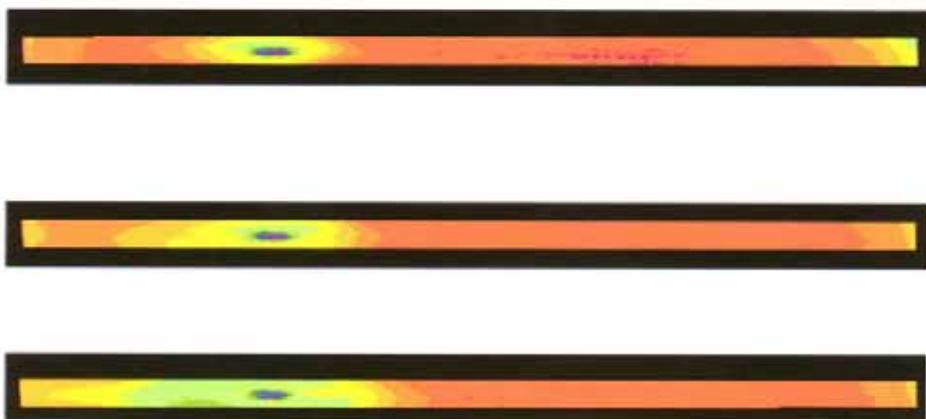


Figura 5.107 Corte tomográfico virtual no plano XoY, na perfuração inferior da figura 5.100.

5.3.8.2.2 Análise Tomográfica realizada em Portugal

Posteriormente à análise realizada no *ITMA*, foram realizadas análises a várias placas não só de Kevlar[®] mas também de Dyneema[®], utilizando equipamento de TAC hospitalar. Pretendeu-se, assim, avaliar a capacidade de efectuar este tipo de análise, localmente e com total conhecimento dos parâmetros de controlo utilizados, obtendo-se assim um ganho de *know-how* que poderá ser utilizado em futuros trabalhos. Como termo de comparação foi incluída no estudo a placa que serviu de base à análise realizada no *ITMA*.

Na realização destes testes, foi utilizado um equipamento Siemens SOMATOM AR HP, operado com os seguintes parâmetros: 130 kV, 70 mA, 3 s. O equipamento utilizado pode ser visto na figura 5.108.

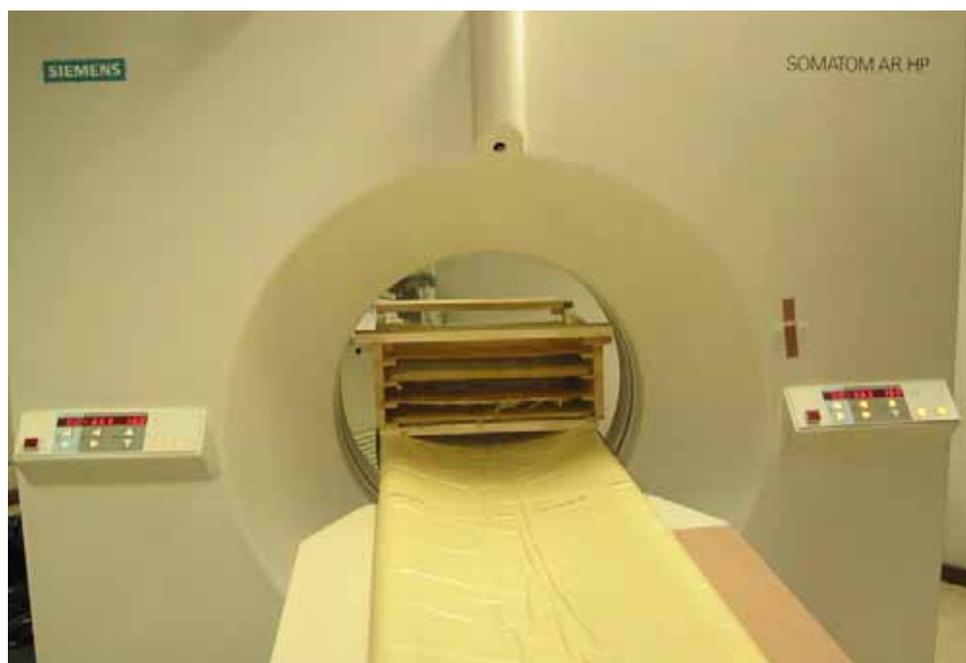


Figura 5.108 Equipamento utilizado na análise por Tomografia Axial Computorizada.

Para optimização do tempo da máquina, várias placas foram dispostas de maneira a que se pudesse fazer análise simultânea na mesma experiência. Para isso, as placas foram colocadas numa estrutura feita de madeira, ficando afastadas entre si, tal como se pode ver na figura 5.109.

Os dados referentes a cada um dos cortes efectuados foram guardados em ficheiros em formato DICOM, que permite que os resultados obtidos sejam

posteriormente visualizados num computador pessoal. O tratamento posterior destes resultados possibilita, por exemplo, reconstruções no plano das fibras, avaliação da forma e extensão do dano bem como a sua distribuição ao longo da espessura da placa. A escala de densidade utilizada é a escala Hounsfield que está em vigor no domínio médico, em vez da escala DT (Pixel) utilizada nas análises no *ITMA*.

Uma pesquisa posterior permitiu encontrar vários programas que aceitam este formato dos ficheiros. No âmbito deste trabalho foram utilizados os seguintes: eFilm 1.8.3, ImageJ 1.30v, Osiris 4, DicomWorks 1.3.5 e Amira 3.0.



Figura 5.109 *Setup* utilizado nas análises por Tomografia Axial Computorizada.

5.3.8.2.2.1 Análise de placas em Kevlar® 129

Nesta análise foram utilizados os seguintes parâmetros:

- campo de reconstrução: $301 \times 301 \text{ mm}^2$
- número de pixels na imagem: 512×512
- espessura dos cortes: 2 mm
- incremento após cada corte: 2 mm .
- número de cortes: 184

Todas as placas analisadas nesta experiência eram de Kevlar®129 / resina fenólica, variando desde placas com 18 camadas até placas com 5 camadas. Na figura 5.110 pode observar-se um dos cortes obtidos para este *setup*. Nesta imagem é

nítida a alteração de forma das placas mais finas, com 5 camadas, devido ao peso próprio, já que só estavam suportadas nas extremidades. Como este facto invalida a reconstrução no plano das fibras destas placas, com este teste apenas foram tratados os dados respeitantes às placas mais espessas, de 18 camadas. Para evitar este fenómeno de flexão das placas finas nos testes posteriores, foi utilizado um sistema de apoio diferente.

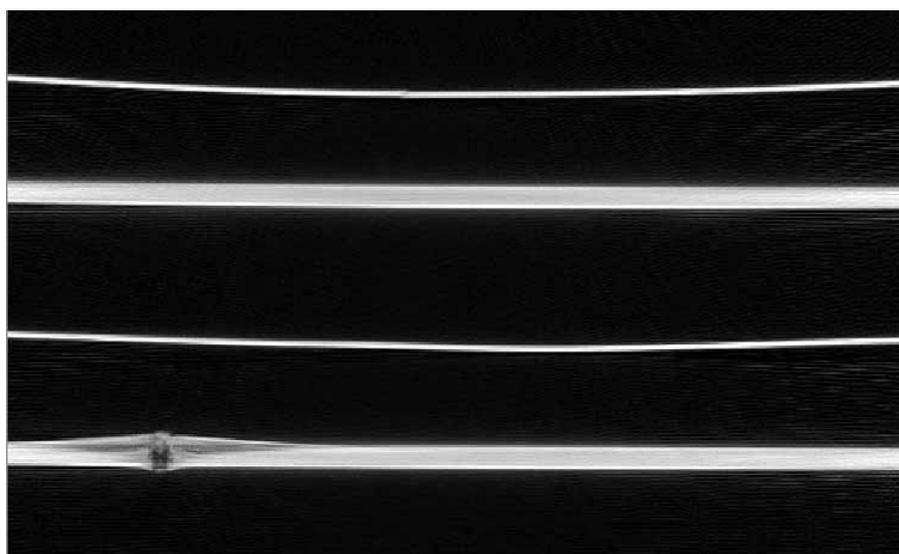


Figura 5.110 Exemplo de um corte tomográfico obtido no teste nº1.

Inspeção à placa 18C_P1

Esta placa foi fabricada com 18 camadas de Kevlar[®]129/resina fenólica, com dimensões de 200 x 400 mm^2 . A velocidade de impacto foi de 856 m/s , e a de saída foi de 616 m/s .

As imagens da face de impacto e da face posterior ao impacto são apresentadas na figura 5.111 e figura 5.112, respectivamente.



Figura 5.111 Face de impacto da placa 18C_P1 ensaiada.



Figura 5.112 Face posterior ao impacto da placa 18C_P1 ensaiada.

Com o fim de se obter um sinal de referência, foi estudada uma zona não danificada desta placa. Na figura 5.113 pode ver-se a localização do perfil para avaliação da densidade tomográfica sendo apresentado na figura 5.114 o resultado obtido. Na zona correspondente ao material são, existe uma parte central que apresenta um valor médio de Densidade Tomográfica DT (Pixel) de -160. Existe alguma variação em torno deste valor médio, que não é visível na análise à mesma placa realizada no *ITMA*, cujo resultado foi apresentado na figura 5.102. É também visível um efeito de bordo pois não existe uma transição abrupta entre as zonas com

e sem material. O valor da densidade tomográfica na zona sem material ronda o valor de -1000, valor da densidade tomográfica do ar na escala Hounsfield.

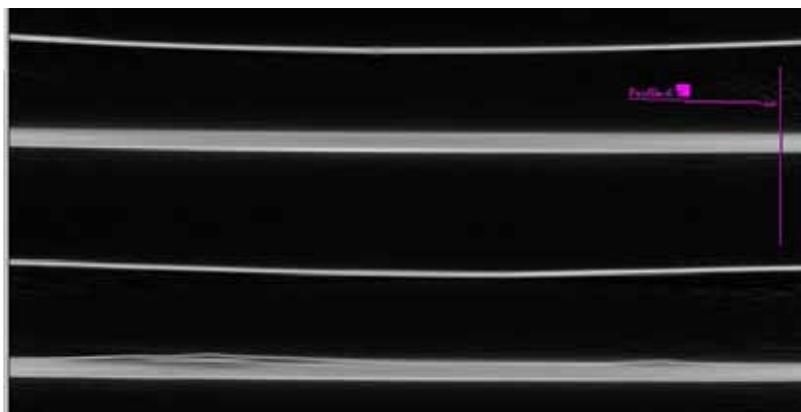


Figura 5.113 Localização do perfil para avaliação da densidade tomográfica na placa 18C_P1.

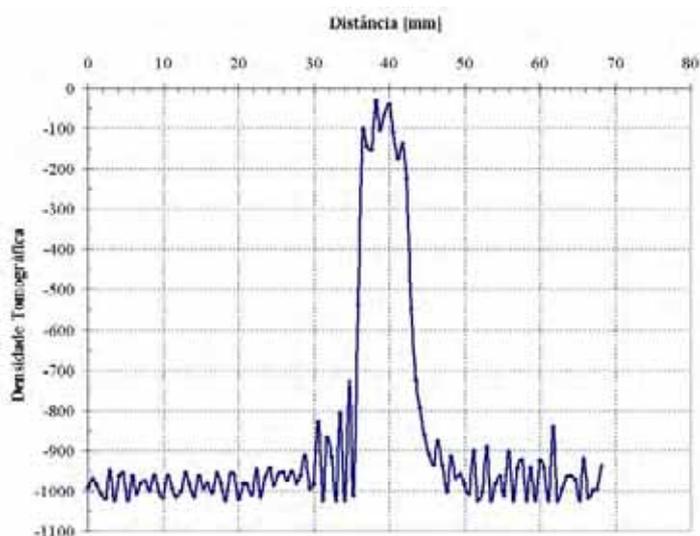


Figura 5.114 Perfil da densidade tomográfica na direcção da espessura da placa 18C_P1, utilizando a escala Hounsfield.

Para facilitar a visualização e interpretação das imagens, a escala em tons de cinzentos normalmente utilizada neste tipo de análise foi substituída por uma escala de cores, com valores extremos de densidade tomográfica de -800 a 0, tal como se mostra na figura 5.115.



Figura 5.115 Escala de cores usada para exprimir a densidade tomográfica.

Na figura 5.116 é apresentada uma sequência de cortes tomográficos efectuados na placa 18C_P1, no plano XoY, para a zona do impacto central, utilizando a escala de cores referida. Como já referido, o tratamento posterior destes resultados possibilita uma reconstrução tridimensional e a execução de cortes virtuais em qualquer plano.

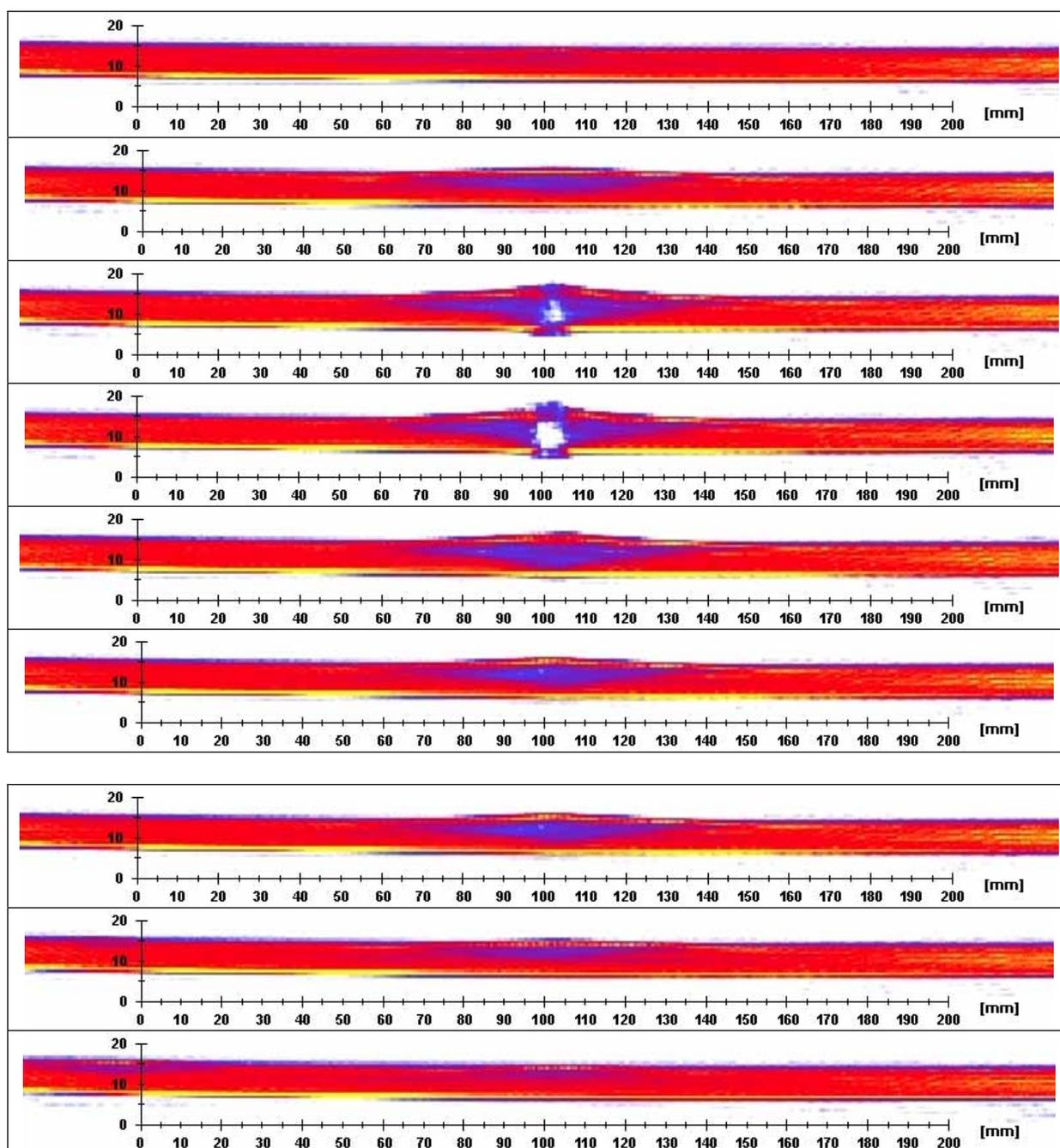
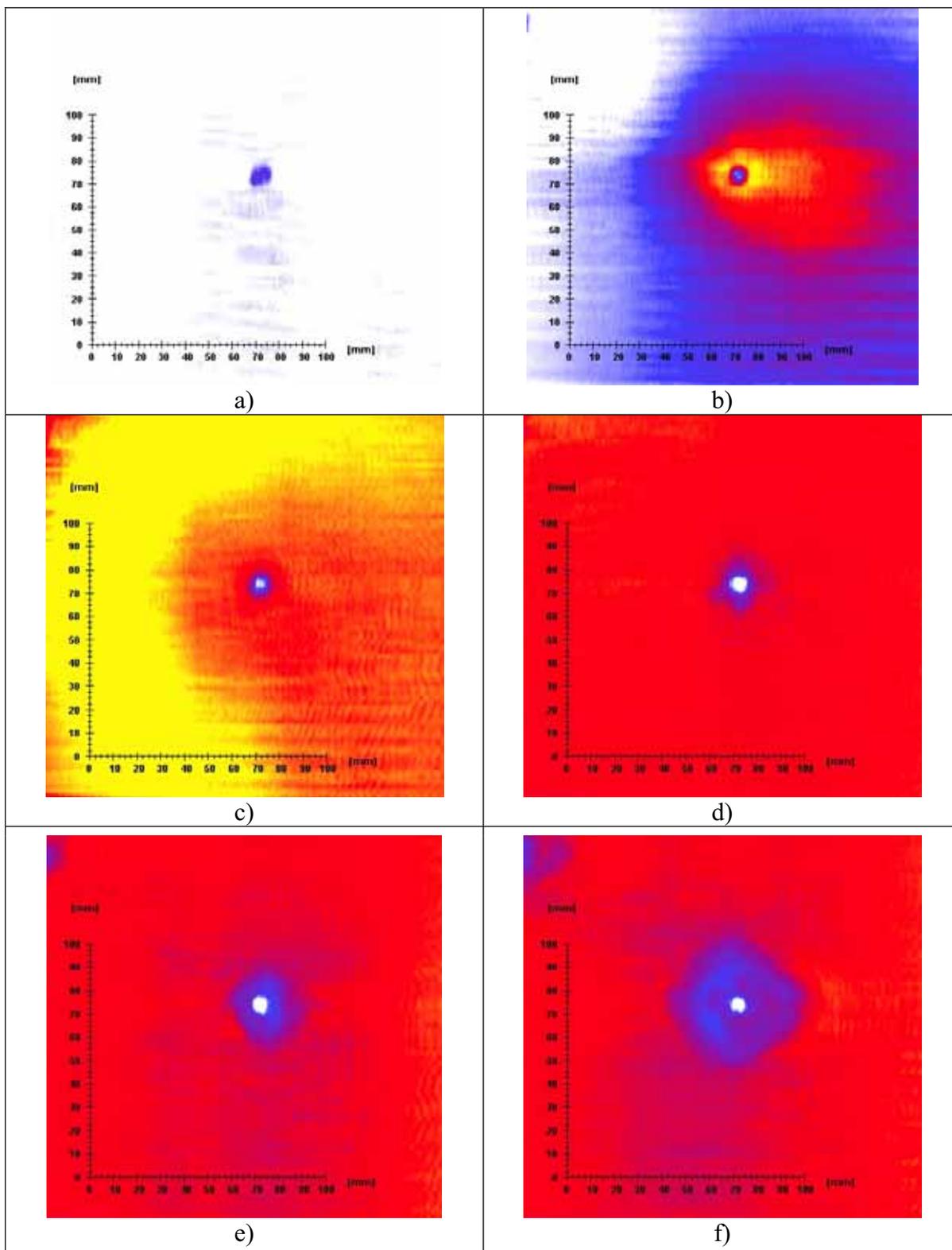


Figura 5.116 Sequência de cortes tomográficos no plano XoY, na zona do impacto central na placa 18C_P1.

Apresenta-se em seguida na figura 5.117 uma sequência de imagens obtidas com cortes virtuais em planos paralelos ao plano da placa, ao longo da espessura, com início do lado do impacto.



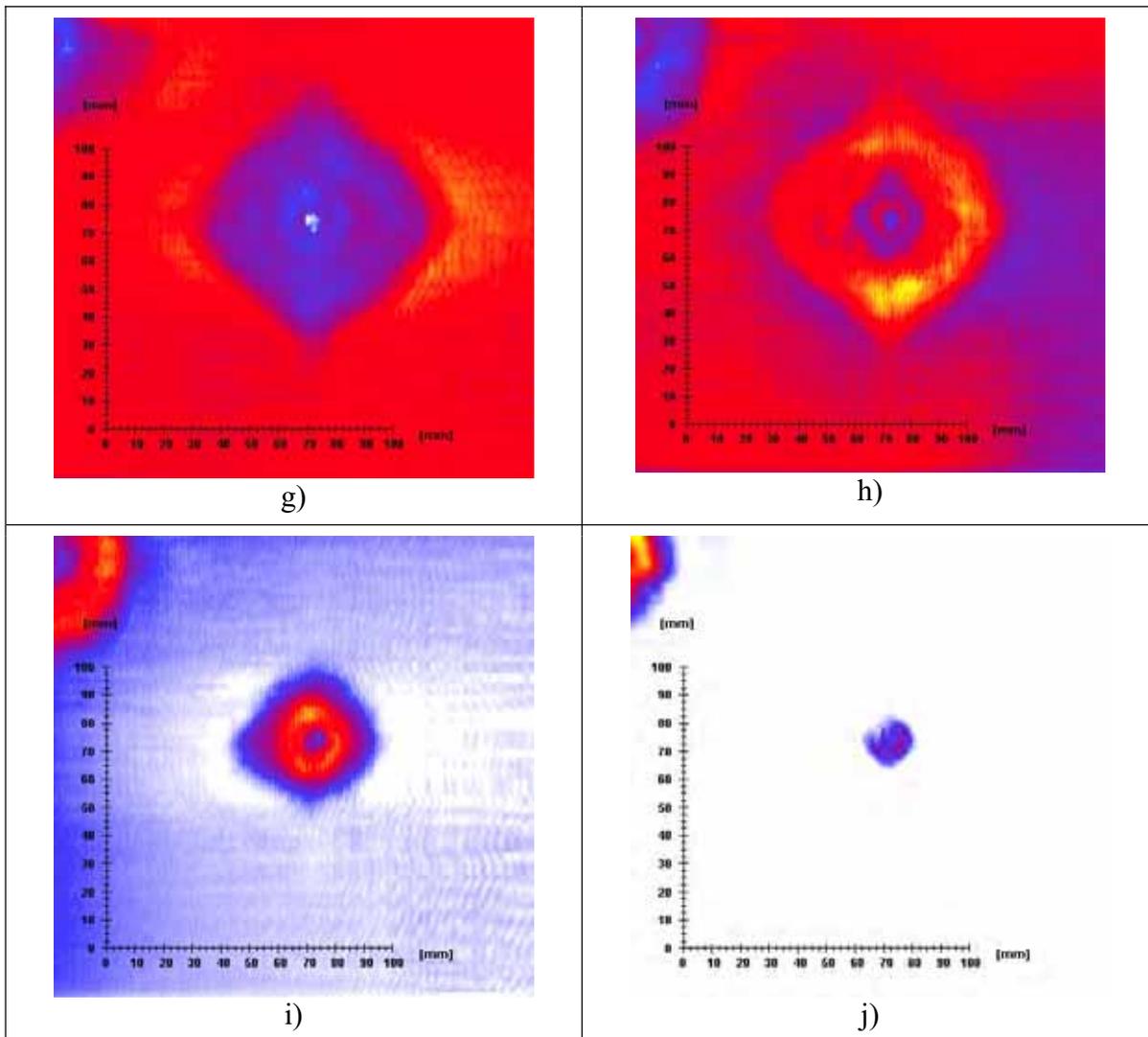


Figura 5.117 Sequência de cortes tomográficos por planos virtuais (XoZ) na zona do impacto central na placa 18C_P1, desde a face de impacto até à face posterior.

Placa 18C_P2

Esta placa foi fabricada com 18 camadas de Kevlar[®] 129, com dimensões de 200 x 400 mm^2 . A velocidade de impacto foi de 635 m/s , e a de saída foi de 138 m/s .

As imagens da face de impacto e da face posterior ao impacto são apresentadas na figura 5.118 e figura 5.119, respectivamente.



Figura 5.118 Face de impacto da placa 18C_P2 ensaiada.



Figura 5.119 Face posterior ao impacto da placa 18C_P2 ensaiada.

Apresenta-se em seguida na figura 5.120 uma sequência de cortes tomográficos realizados na zona do impacto central da placa 18C_P2.

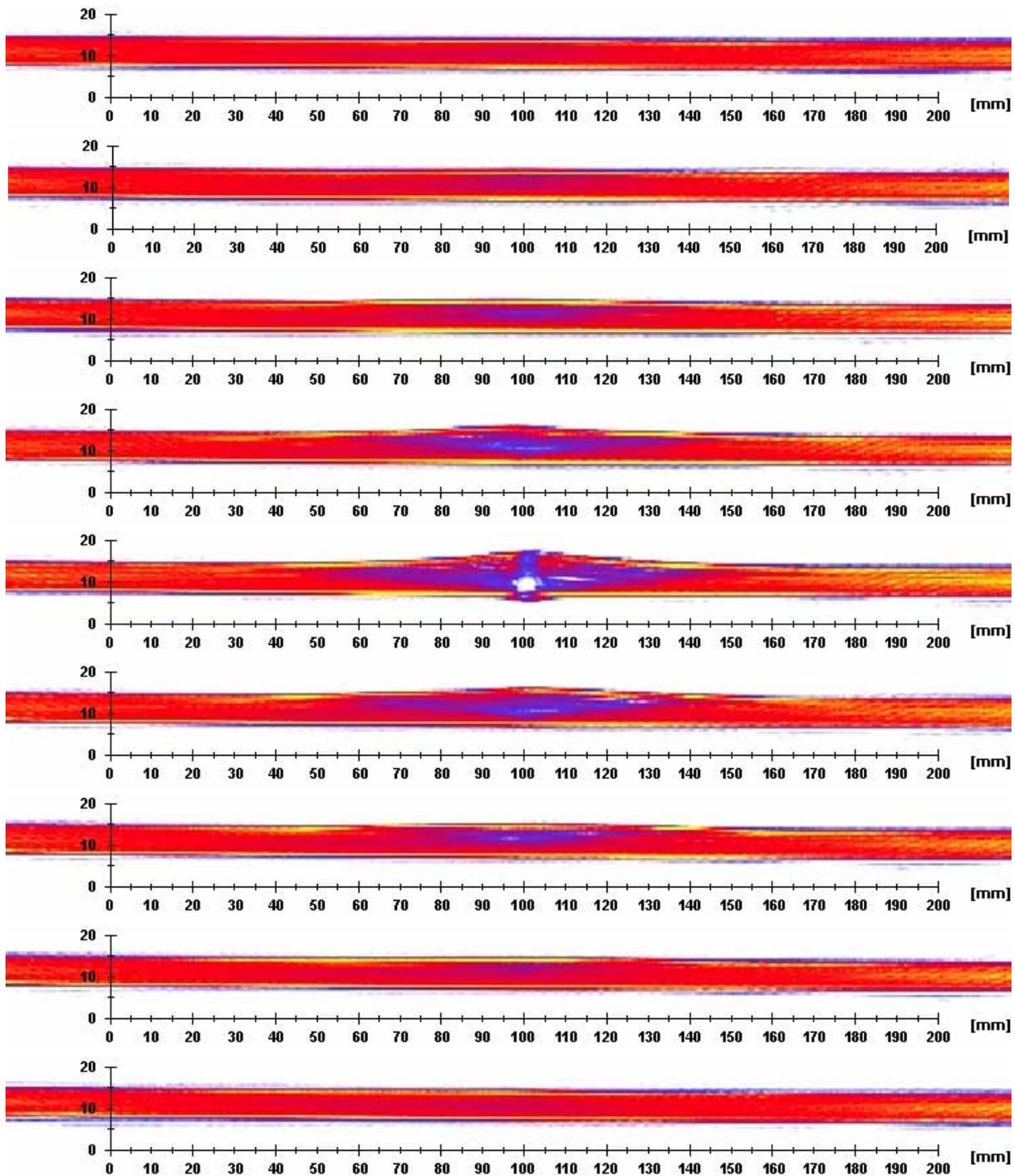
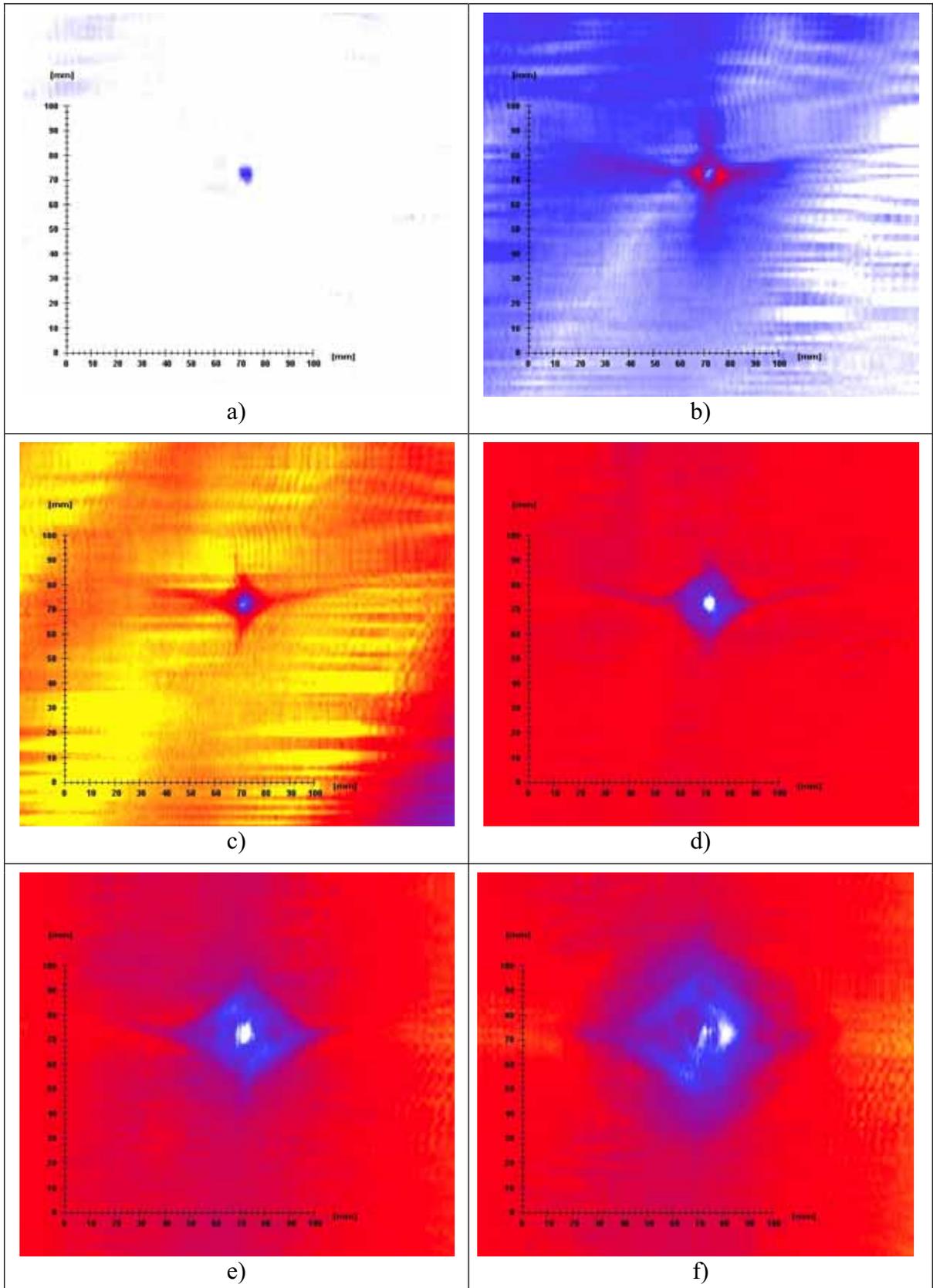


Figura 5.120 Sequência de cortes tomográficos na zona do impacto central na placa 18C_P2.

Na figura 5.121 apresenta-se uma sequência de cortes tomográficos por planos virtuais (XoZ) na zona do impacto central da placa 18C_P2.



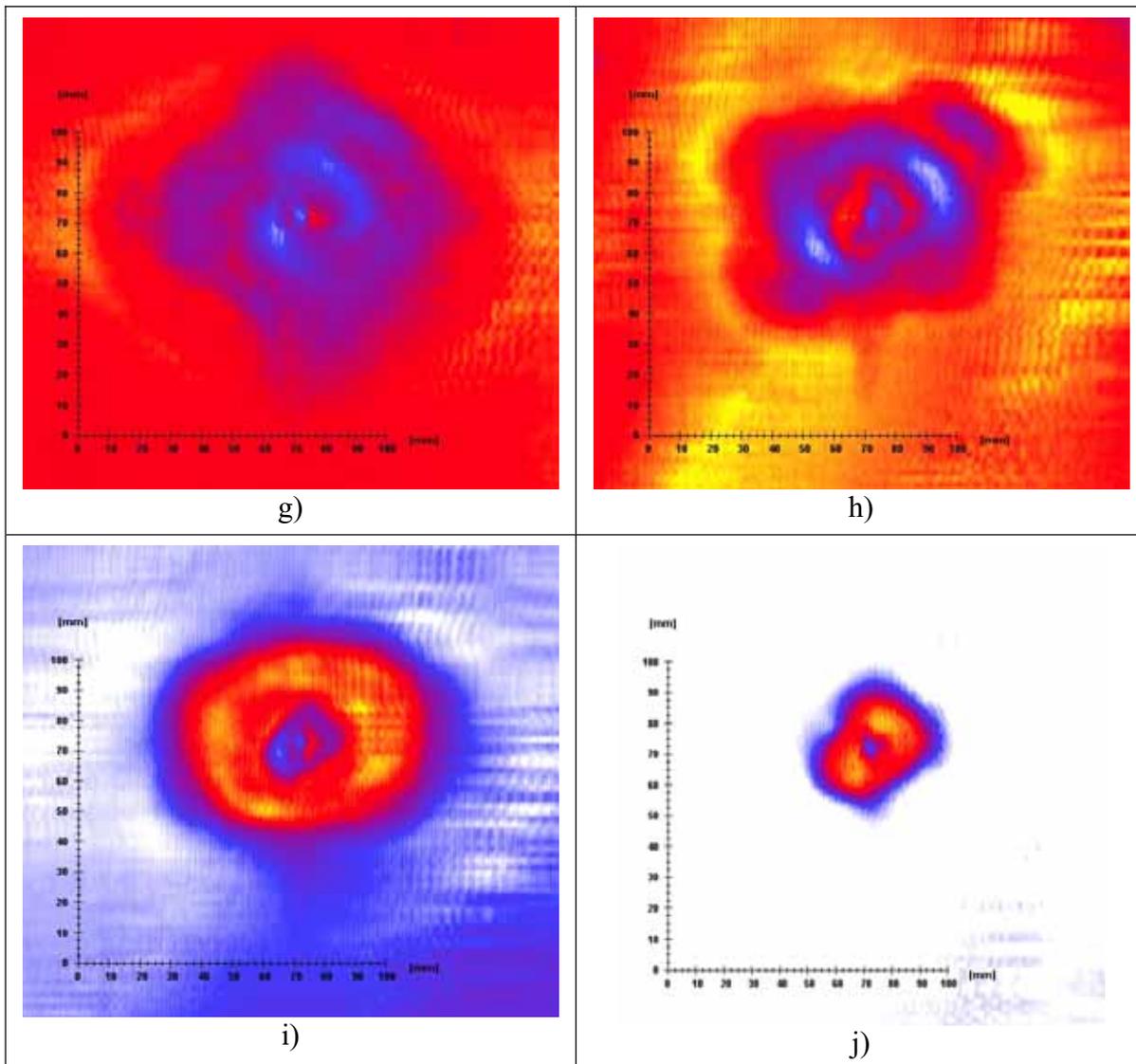


Figura 5.121 Sequência de cortes tomográficos por planos virtuais (XoZ) na zona do impacto central na placa 18C_P2, desde a face de impacto até à face posterior.

Placa BK5_2

A análise desta placa teve como objectivo avaliar a influência do aumento da velocidade no dano causado por impactos acima do limite balístico (V_{50}). Para esta análise foram seleccionadas três zonas de impacto, escolhidas por não haver interferência visível à superfície das regiões afectadas. Esta placa foi fabricada com 18 camadas de Kevlar[®]129, com dimensões de $400 \times 400 \text{ mm}^2$. A velocidade de impacto e de saída de cada impacto é apresentada na tabela 5.11.

Nº do impacto	Velocidade de impacto [m/s]	Velocidade de saída [m/s]
1	748	478
2	705	388
3	670	288
4	695	352
5	Não mediu	Não mediu
6	856	632
7	1230	995

Tabela 5.11 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BK5_2.

Na figura 5.122 é mostrada a face de impacto da placa BK5_2, sendo assinalados os diversos pontos de impacto. Os pontos correspondentes aos impactos nº. 1, 6 e 7 foram analisados por T.A.C.

Na figura 5.123 é mostrada a face posterior ao impacto. Os pontos de impacto nos 1, 6 e 7 têm um posicionamento relativo que permite a comparação directa com as imagens obtidas por TAC no plano da placa, uma vez que se encontram na mesma posição relativa.

Da figura 5.124 à figura 5.126 são apresentados os cortes tomográficos obtidos nas zonas dos impactos nº 1, 6 e 7. A escala de cores utilizada para exprimir a densidade tomográfica é igual à utilizada na análise das placas anteriores, estando expressa na figura 5.115. Da análise feita a estas imagens, pode concluir-se que o dano causado diminui com o aumento da velocidade, para velocidades de impacto acima do limite balístico. Na figura 5.127 é apresentada uma sequência de cortes tomográficos por planos virtuais, desde a face de impacto até à face posterior.

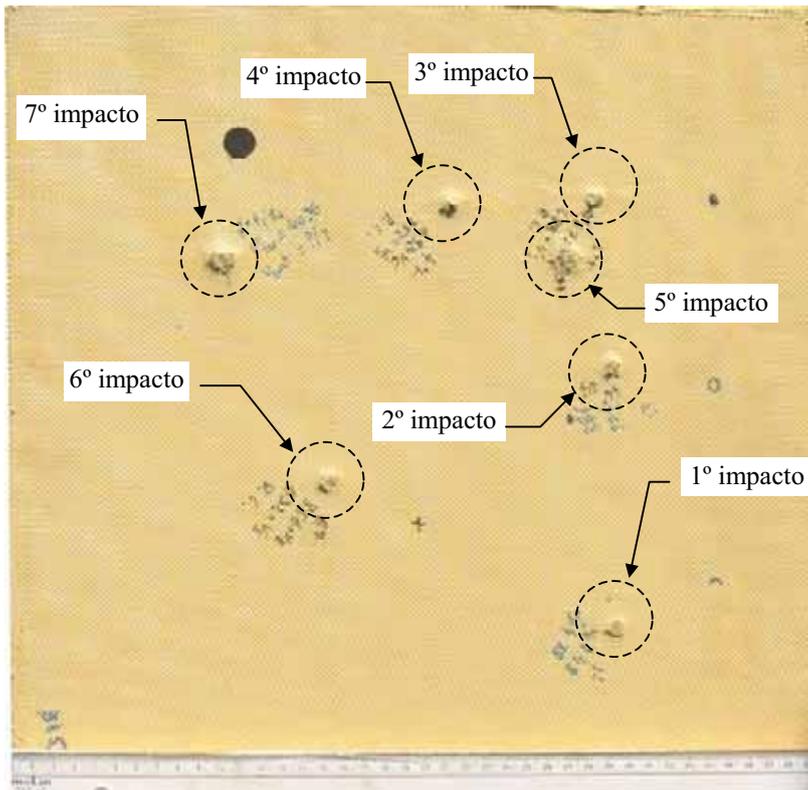


Figura 5.122 Face de impacto da placa BK5_2 ensaiada.

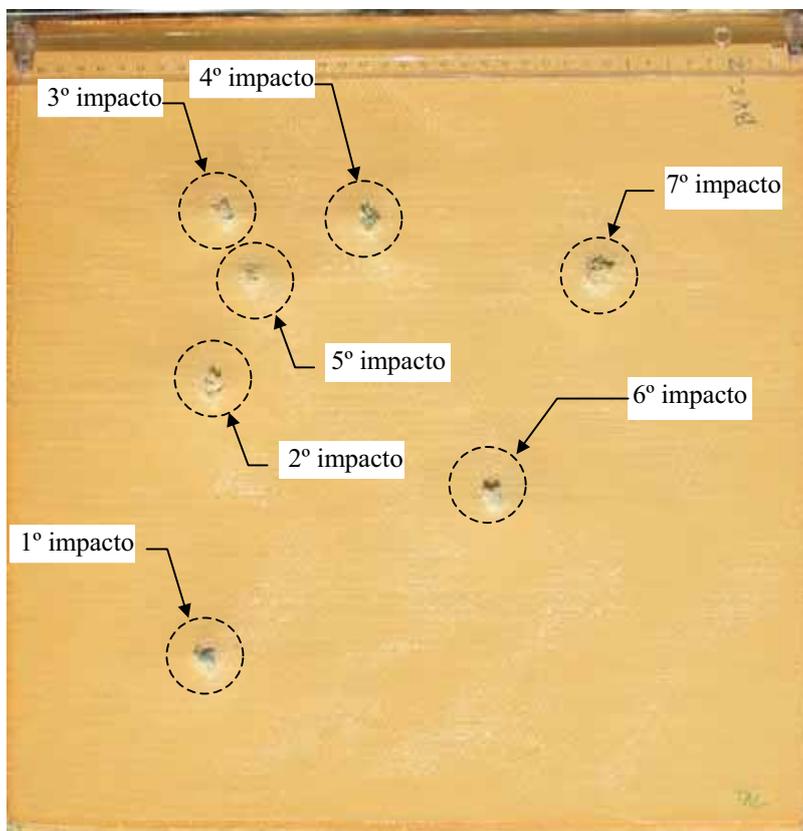


Figura 5.123 Face posterior ao impacto da placa BK5_2 ensaiada.

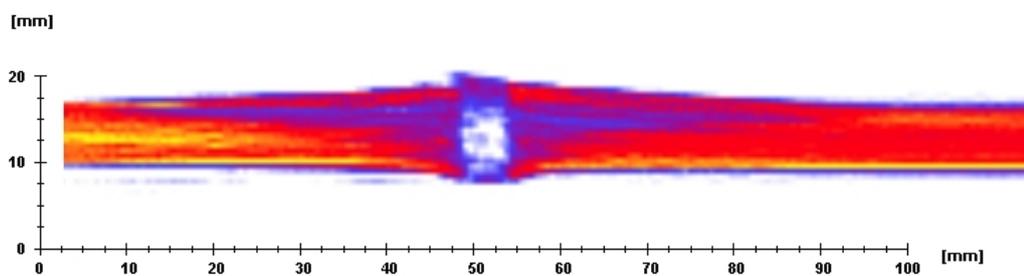


Figura 5.124 Corte tomográfico na zona do impacto n° 1, velocidade de impacto de 748 m/s , velocidade residual de 478 m/s , com perfuração completa, no plano XoY da placa BK5_2.

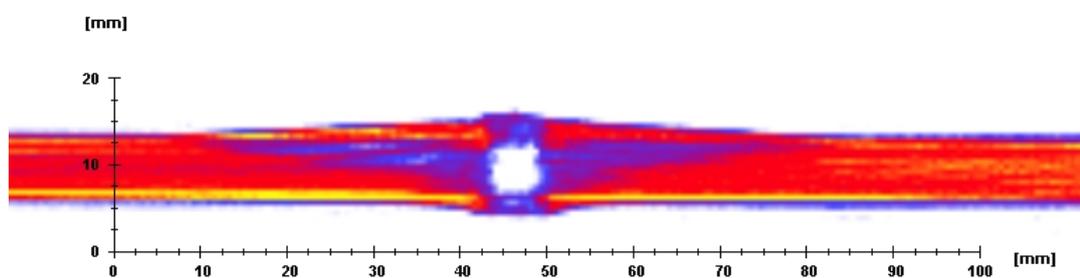


Figura 5.125 Corte tomográfico na zona do impacto n° 6, velocidade de impacto de 856 m/s , velocidade residual de 632 m/s , com perfuração completa na placa BK5_2.

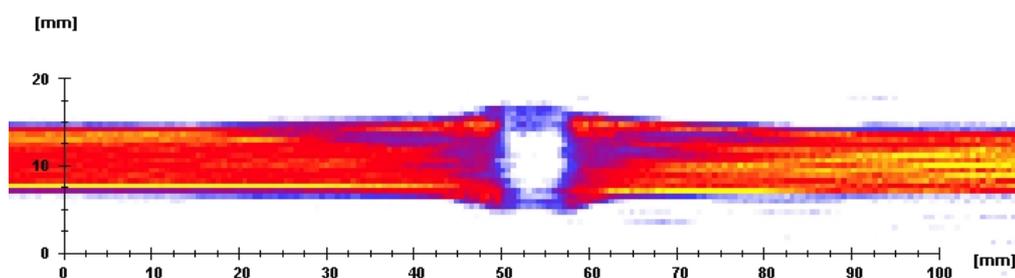
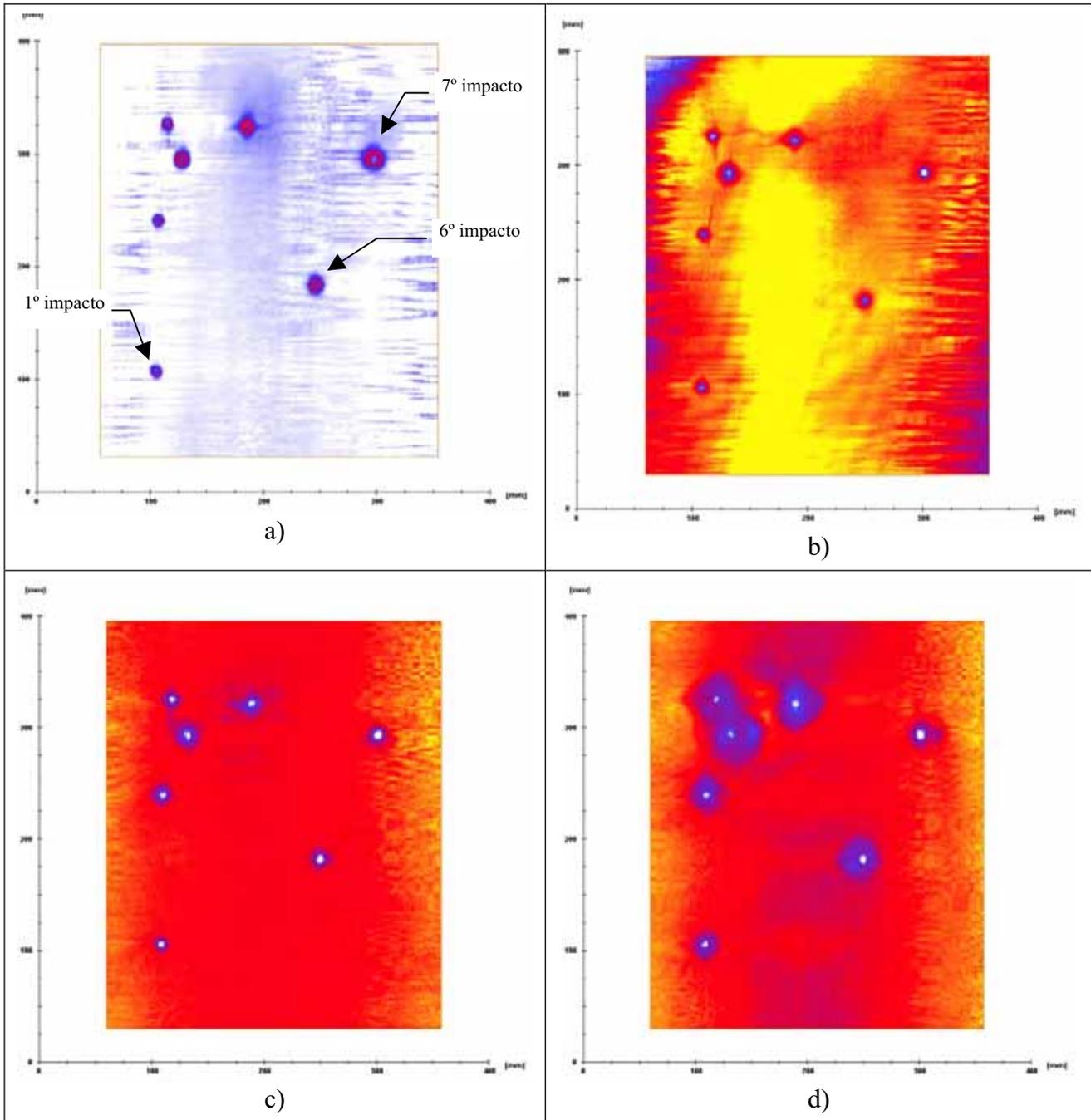


Figura 5.126 Corte tomográfico na zona do impacto n° 7, velocidade de impacto de 1230 m/s , velocidade residual de 995 m/s , com perfuração completa na placa BK5_2.



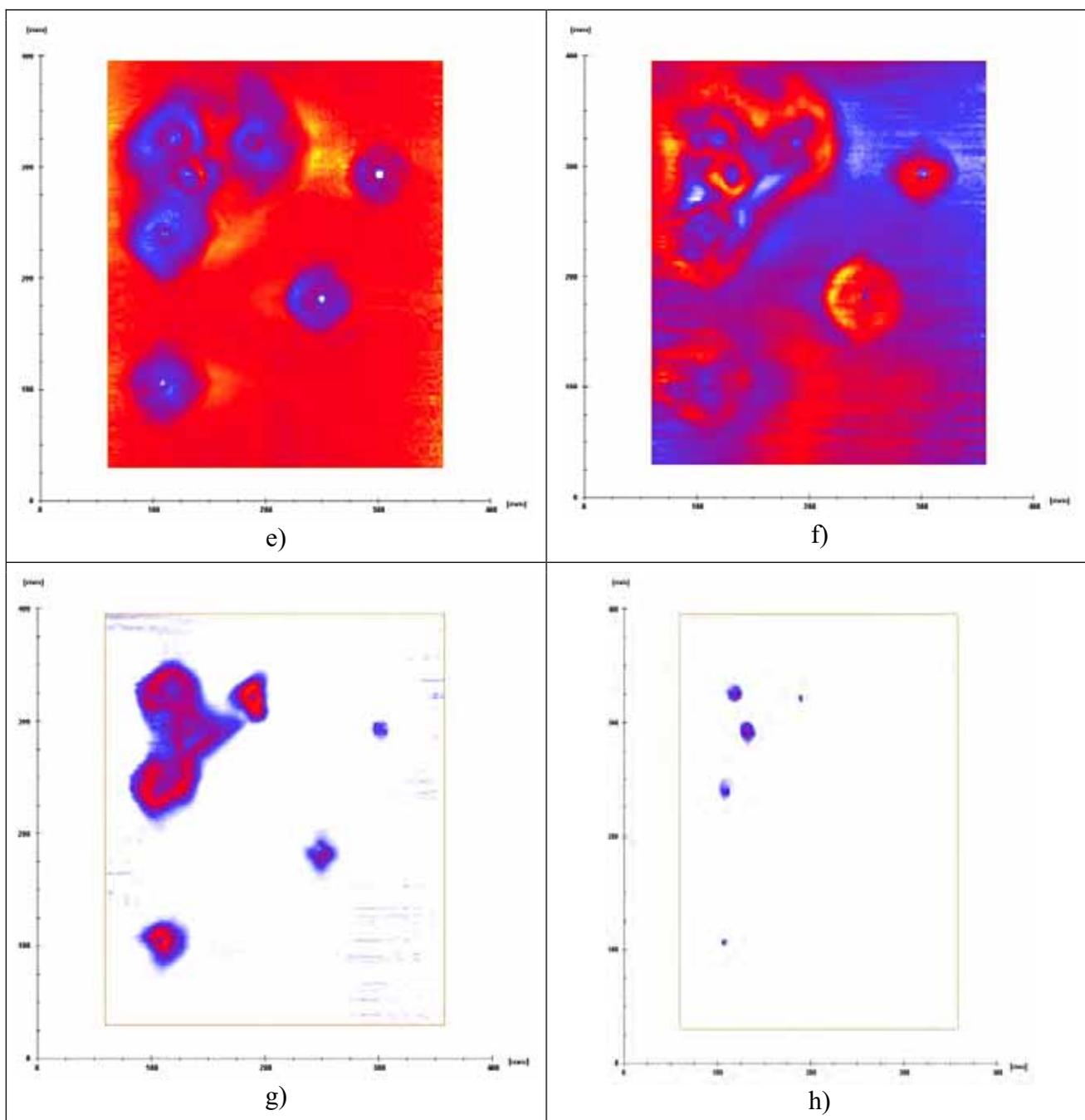


Figura 5.127 Sequência de cortes tomográficos por planos virtuais (XoZ) na placa BK5_2, desde a face de impacto até à face posterior.

5.3.8.2.2.2 Análise de placas em Dyneema® SK66

Numa fase inicial, foram efectuados testes preliminares a uma placa de Dyneema® SK66, pretendendo-se avaliar a aplicabilidade desta técnica a este material. Como o tratamento dos resultados obtidos mostrou que esta técnica se podia aplicar com sucesso, a mesma placa foi então analisada em detalhe.

Testes preliminares

Apresenta-se de seguida os resultados do teste preliminar a uma placa de Dyneema® SK66, referência BD7_1. Esta placa foi fabricada com 66 camadas de Dyneema® SK66, com dimensões de 400 x 400 mm^2 . As velocidades medidas nos testes de impacto balístico são apresentadas na Tabela 5.12.

Nº do impacto	Velocidade de impacto [m/s]	Velocidade de saída [m/s]
1	768	256.3
2	749	152.4
3	Não mediu	Não mediu
4	829	400.8
5	735	0.0
6	Não mediu	86
7	831	397.2
8	1258	956.5

Tabela 5.12 Resultados obtidos nos testes de impacto para a placa BD7_1.

Parâmetros utilizados na inspeção tomográfica:

-campo de reconstrução: 290 x 290 mm^2

-número de pixels na imagem: 512 x 512

-espessura dos cortes: 1 mm

-incremento após cada corte: 10 mm .

-número de cortes: 25

-placa apoiada na face posterior ao impacto.

Na figura 5.128 pode observar-se a face do lado do impacto da placa BD7_1, enquanto na figura 5.129 se pode observar o lado posterior.

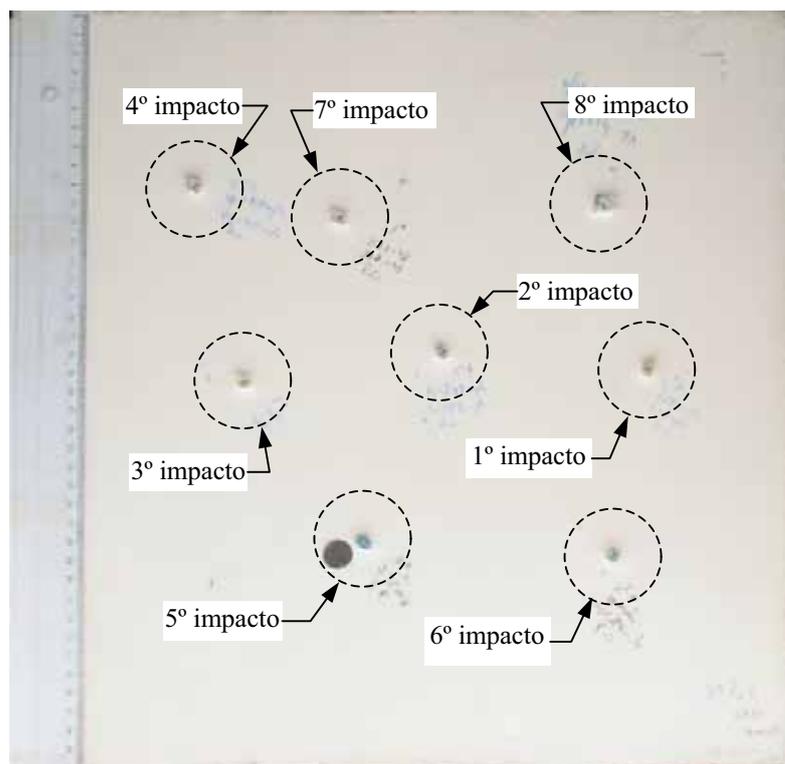


Figura 5.128 Face de impacto da placa de Dyneema® SK66 BD7_1 ensaiada.

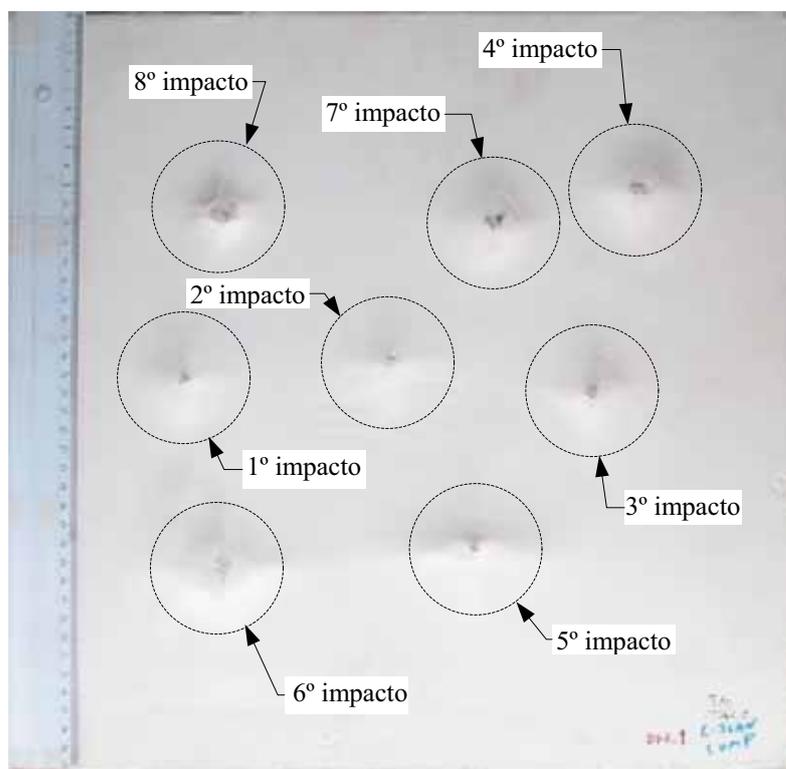


Figura 5.129 Face posterior ao lado do impacto da placa de Dyneema® SK66 BD7_1 ensaiada.

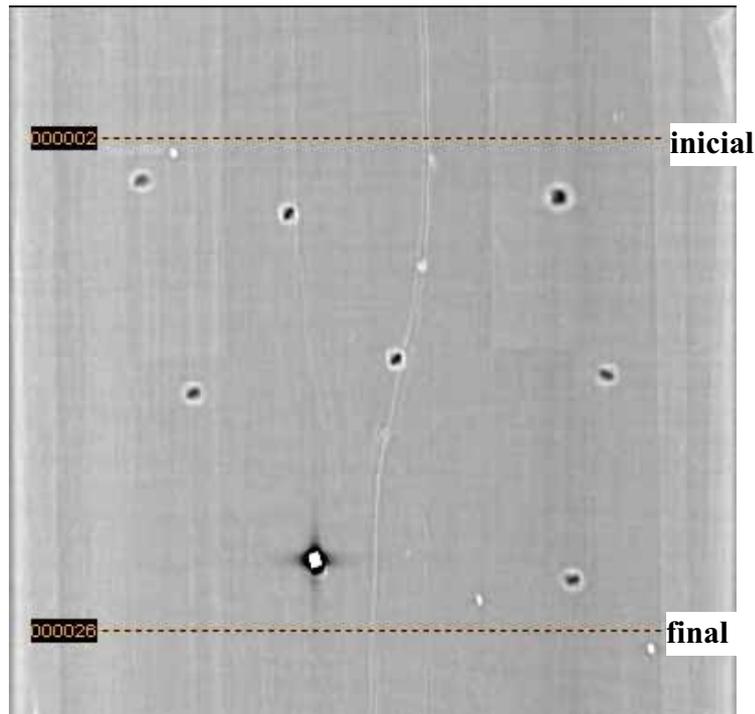


Figura 5.130 Tomograma com localização dos cortes tomográficos inicial e final, da placa de Dyneema[®] SK66 BD7_1.

Para se obter uma referência da densidade tomográfica deste material, procurou-se uma zona não danificada desta placa. Foram feitos 25 cortes tomográficos, tendo-se constatado a existência duma delaminação, não detectável à superfície, que ocupava toda a área examinada neste teste.

Optou-se então por utilizar a secção obtida com o corte indicado na figura 5.130 com na posição final, apresentada na figura 5.131. O resultado obtido pode ser observado na figura 5.132.

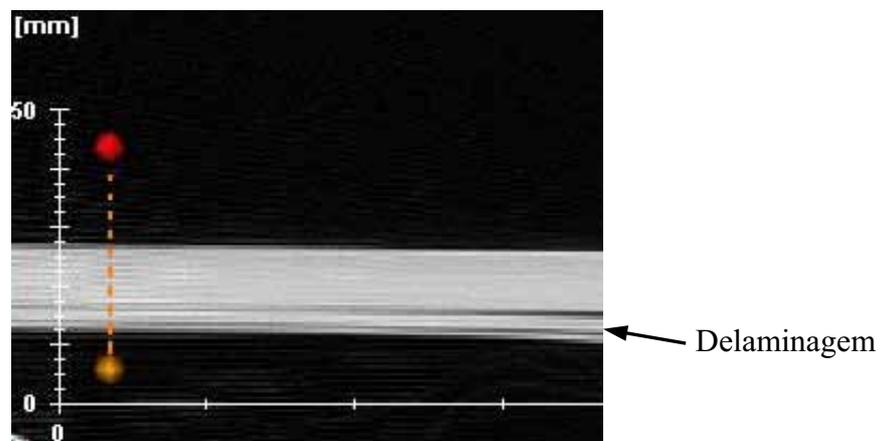


Figura 5.131 Secção da placa BD7_1 utilizada para estudo da referência da densidade tomográfica.

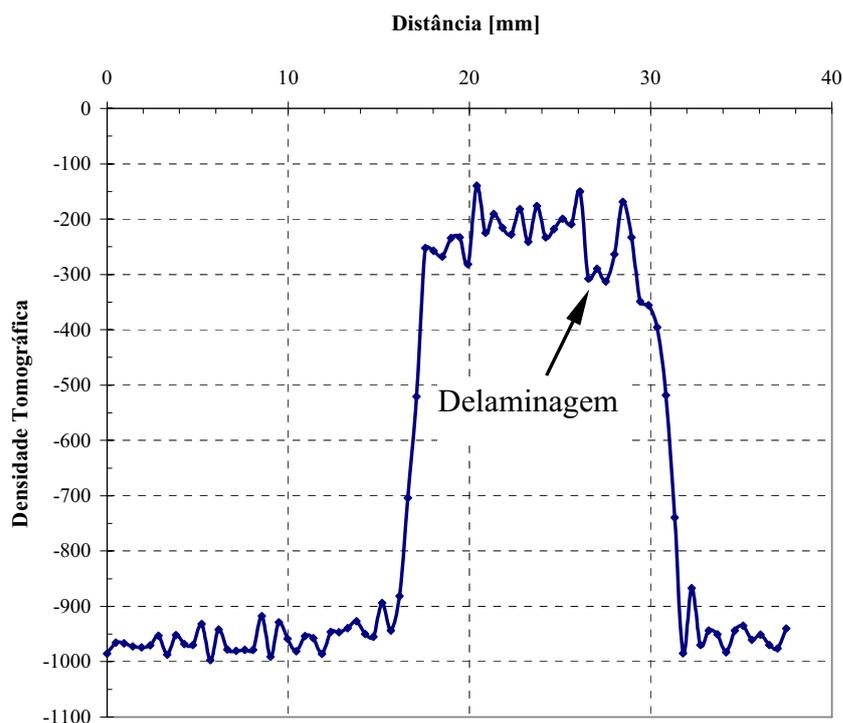


Figura 5.132 Perfil da densidade tomográfica na direcção da espessura da placa BD7_1, utilizando a escala Hounsfield.

Na zona correspondente ao material são existe uma parte central que apresenta um valor médio de Densidade Tomográfica DT (Pixel) de -220 . A transição entre as zonas com e sem material é mais notória do que no caso do Kevlar[®]129 (comparar com a figura 5.114). A presença da delaminação visível na figura 5.131 é assinalada com uma diminuição do valor da densidade tomográfica, para a posição de 27 mm no gráfico da figura 5.132. O valor da densidade tomográfica na zona sem material ronda o valor de -1000 , valor da densidade tomográfica do ar na escala Hounsfield.

Na figura 5.134 é apresentado o resultado de um corte tomográfico feito na zona do impacto nº 5, em que não houve uma perfuração da placa, sendo visível a presença do projectil.

Tal como no caso das análises feitas ao Kevlar, para facilitar a visualização e interpretação das imagens, foi substituída a escala em tons de cinzentos por uma escala de cores, com valores extremos de densidade tomográfica de -600 a -150 .



Figura 5.133 Escala de cores usada para exprimir a densidade tomográfica.

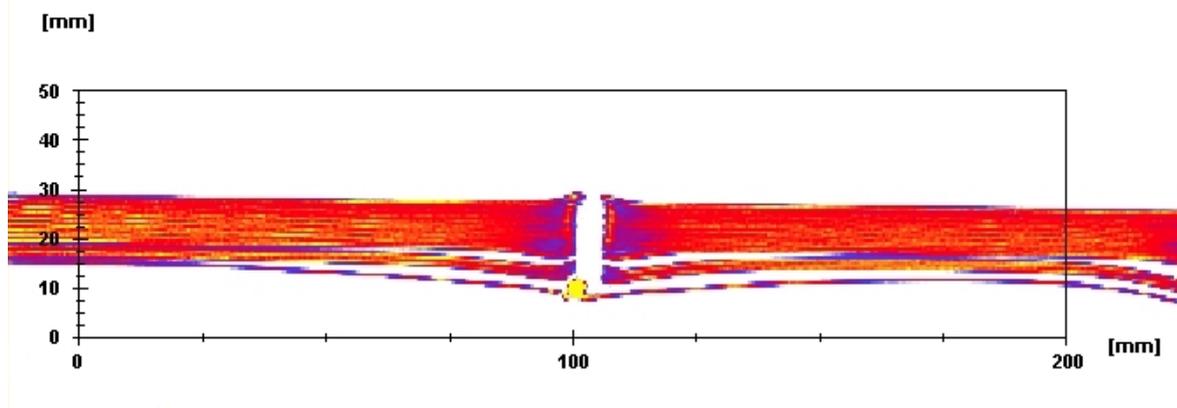
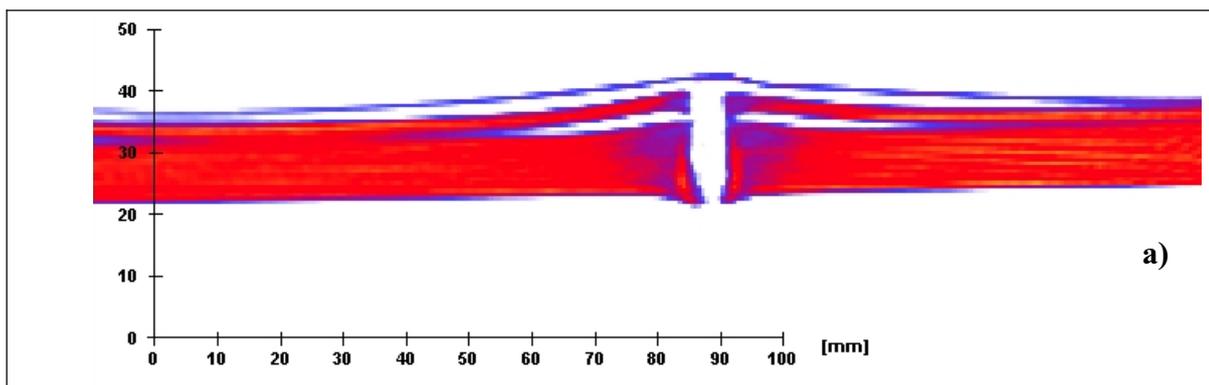


Figura 5.134 Corte tomográfico na zona do impacto nº 5 na placa BD7_1, sem perfuração completa.

Placa BD7_1

Após se comprovar que a técnica de TAC se podia aplicar às placas de Dyneema, foi analisada a placa BD7_1 em pormenor. A face de impacto foi colocada virada para baixo, com a orientação dada na figura 5.129. A escala de densidade tomográfica utilizada utiliza a mesma escala de cor da figura 5.133, mas com uma gama maior: -700 e -150 .

Apresentam-se em seguida na figura 5.135 quatro imagens, correspondentes a quatro velocidades de impacto diferentes.



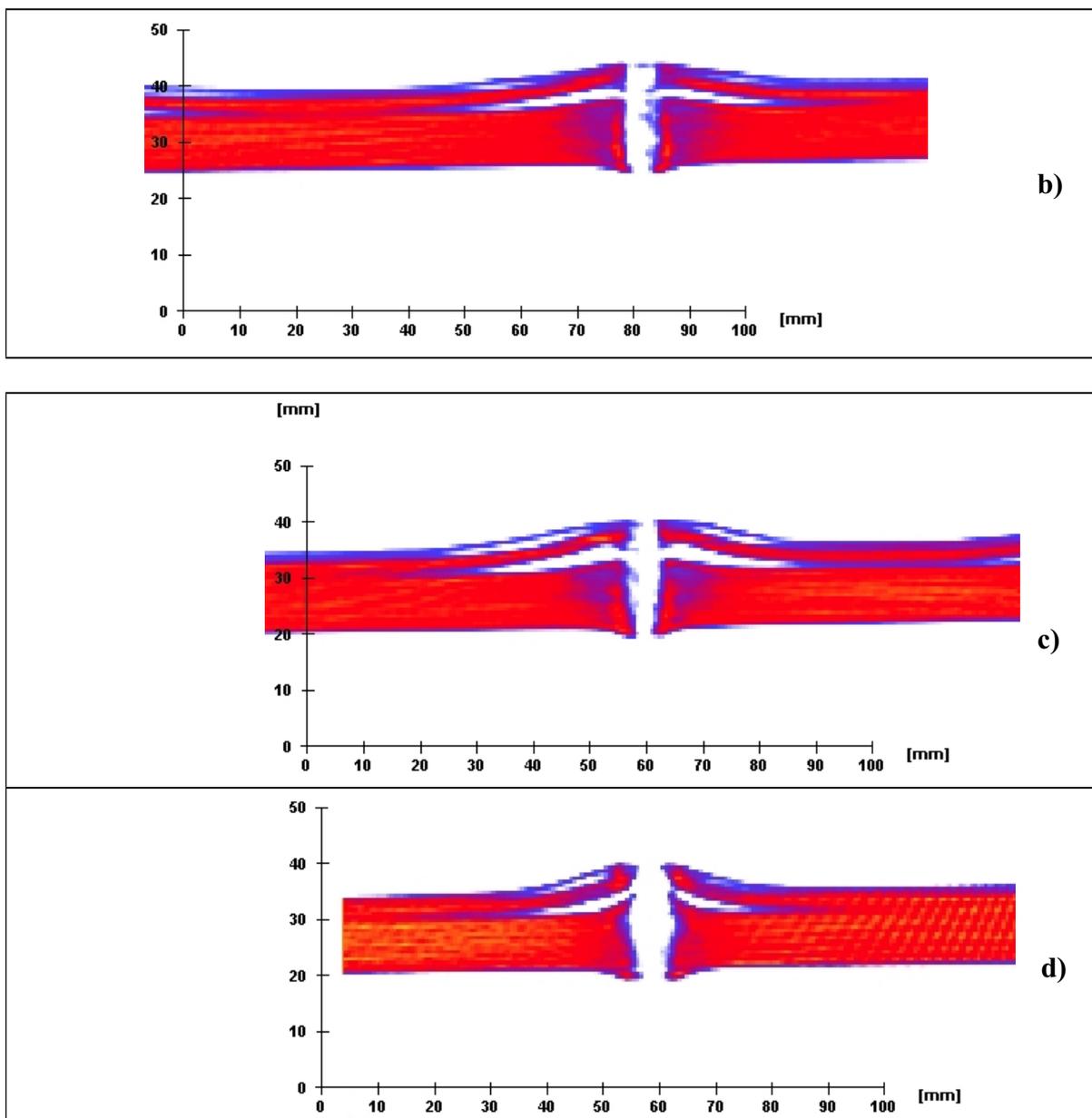


Figura 5.135 a) Corte tomográfico na zona do impacto nº 5, com velocidade de impacto de 735 m/s , sem perfuração completa.

b) Corte tomográfico na zona do impacto nº 2, velocidade de impacto de 749 m/s , velocidade residual de 152 m/s , com perfuração completa.

c) Corte tomográfico na zona do impacto nº 7, com velocidade de impacto de 831 m/s , velocidade residual de 392 m/s , com perfuração completa.

d) Corte tomográfico na zona do impacto nº 8, com velocidade de impacto de 1258 m/s , velocidade residual de 956 m/s na placa BD7_1, com perfuração completa.

Durante a análise da placa BD7_1, foram encontradas algumas dificuldades. A presença de alguns projectéis no interior da placa introduziu perturbações ao algoritmo de reconstituição, devido à grande diferença de densidade. Este fenómeno pode ser observado na figura 5.136, com a reconstrução no plano da placa para o caso do impacto nº 5 a apresentar perturbações notórias. Análises futuras deverão ser feitas com remoção prévia dos projectéis.

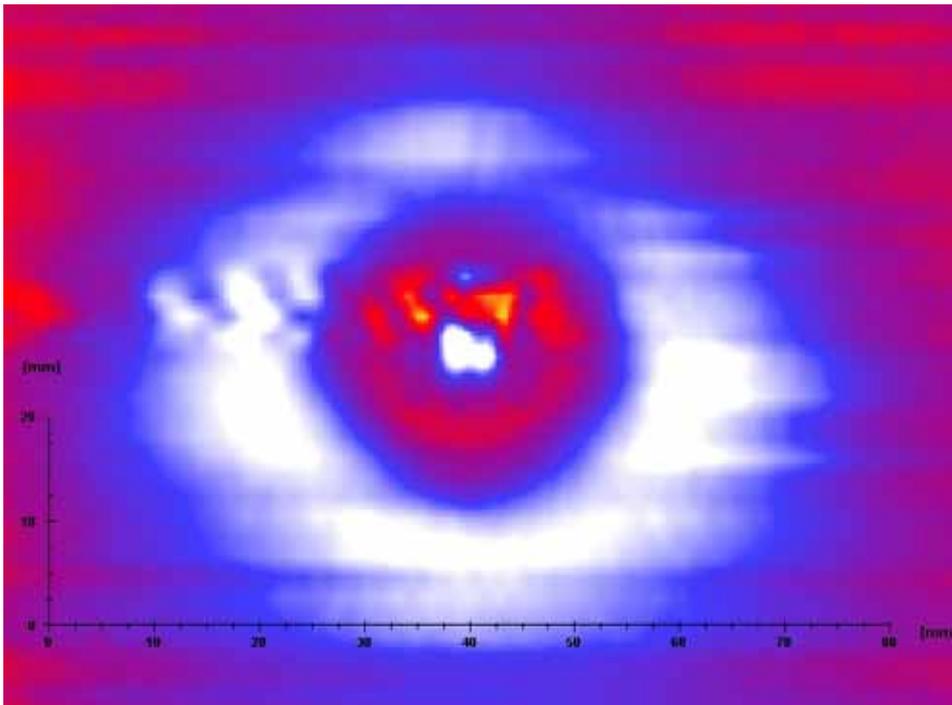


Figura 5.136 Perturbação na reconstituição da imagem introduzida pela presença do fragmento do impacto nº 5.

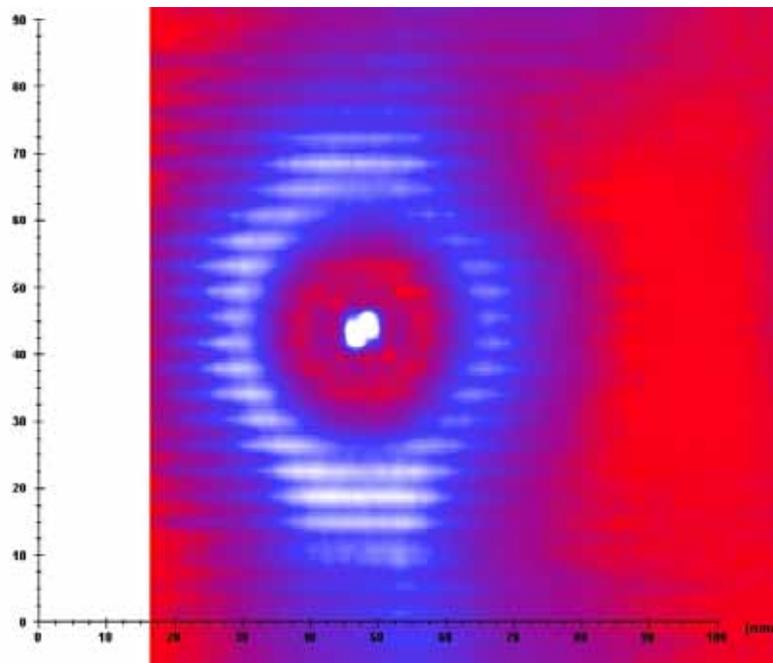


Figura 5.137 Perturbação na reconstituição da imagem na zona do impacto nº 1.

Outro fenómeno que se tornou notório durante a análise desta placa é evidenciado na figura 5.137, em que a reconstrução no plano da placa apresenta

variações inesperadas. Esta análise evidenciou um problema existente na máquina de TAC utilizada.

5.3.8.3 Conclusões da análise de dano por TAC

Analisando os resultados obtidos para os dois materiais em estudo, podem-se tirar várias conclusões:

-Foi possível a aplicação da técnica da tomografia por raio X, utilizando equipamento hospitalar local, recolha da informação em ficheiros em formato DICOM e posterior tratamento dos resultados obtidos. Os resultados obtidos são semelhantes aos obtidos no *ITMA*.

-A aplicação desta técnica parece fornecer bons resultados, tanto em termos de forma, extensão do dano e distribuição ao longo da espessura. O efeito de bordo detectado poderá constituir uma limitação desta técnica, podendo no futuro investigar-se se a redução da área a examinar nos cortes tomográficos poderá melhorar este aspecto. O efeito de bordo não aparece de forma tão pronunciada nas análises feitas no *ITMA*.

-De uma forma geral, a extensão do dano aumenta à medida que nos afastamos da face de impacto, tendo sido possível estabelecer a sua forma ao longo da espessura da placa.

-Acima do limite balístico, à medida que a velocidade de impacto aumenta, a zona afectada pelo dano diminui.

5.4 Conclusões gerais da análise do dano

Para se proceder à análise do dano das placas ensaiadas, foi feito um levantamento das técnicas normalmente utilizadas em materiais compósitos para detecção de dano, com o objectivo de seleccionar as técnicas mais adequadas para aplicação nestes materiais.

Concluiu-se que as análises que se podem fazer a estes materiais são sempre difíceis pelos métodos tradicionais. A técnica de *cross-sectional fractography* não é possível pelas seguintes razões: não é fácil cortá-los, e quando estes são cortados muitas vezes é introduzido dano pelo próprio processo de corte. A superfície de corte

obtida é irregular, com “fios” soltos, não resultando a abordagem tradicional, em que primeiro se corta e depois se lixa, até se obter uma boa superfície para observar ao microscópio.

A técnica de desempilhamento não é viável para os materiais em estudo. No caso do Dyneema[®] SK66, tanto a matriz como a fibra são materiais termoplásticos, o que impede a queima isolada da matriz. No caso dos laminados com fibra de Kevlar[®] 129, como foram produzidos com uma matriz de resina fenólica, a aplicação da temperatura que é necessária para degradar a resina conduz também à degradação da fibra de Kevlar[®] 129.

Foram aplicadas diversas técnicas não destrutivas para caracterizar a extensão do dano. Foi aplicada a técnica de ultra-sons para caracterizar a extensão do dano, tendo os resultados obtidos mostrado que este método apenas revela a extensão do dano visível à superfície, devido à dificuldade de penetração do sinal. Foi também aplicada a técnica de ESPI com o processo de aquecimento com lâmpada incandescente que apenas permitiu caracterizar a extensão do dano nas placas mais espessas. No caso das placas mais finas, a aplicação desta técnica produz deslocamentos acentuados do centro da placa, não sendo tão notórios os deslocamentos nas zonas dos defeitos.

Face às limitações destas técnicas procuraram-se soluções alternativas, tendo sido testada a aplicação da técnica de TAC aos materiais em estudo, Kevlar[®] 129 e Dyneema[®] SK66. A aplicação desta técnica a estes materiais tem carácter inovador pois nunca tinha sido feita anteriormente com conhecimento do autor. Esta revelou-se a única capaz de inspeccionar o interior dos materiais estudados, fornecendo muito bons resultados quanto à extensão e distribuição espacial do dano. Das várias técnicas aplicadas, pode dizer-se que apenas a técnica de TAC permite inspeccionar o interior destes materiais.

Capítulo 6

MODELAÇÃO NUMÉRICA

O objectivo deste trabalho é o estudo do fenómeno de impacto de alta velocidade em dois materiais compósitos. Para o efeito, foram efectuados testes de caracterização de algumas propriedades mecânicas com vista a definir as leis constitutivas do comportamento do material. Foram também efectuados testes de impacto de alta velocidade reais, utilizando um simulacro de fragmento (*FSP*). Posteriormente, foi efectuada a caracterização do dano provocado por estes ensaios. Pretendeu-se, assim, obter resultados que servissem de comparação para as simulações numéricas, tanto a nível de velocidades de limite balístico e velocidade residual, bem como no tipo de dano causado e sua extensão.

Neste capítulo são testados vários modelos de material, tendo como termo de comparação os resultados obtidos com os ensaios de *inverse flyer plate* e os testes de impacto reais com simulacros de fragmento. Em alguns casos procurou-se avaliar a influência de alguns parâmetros dos modelos de material nos resultados, dado não terem sido determinadas experimentalmente algumas propriedades nem estarem disponíveis na literatura.

As simulações numéricas foram feitas utilizando o código de elementos finitos AUTODYN® V5. Foi utilizada uma abordagem macro-mecânica, sem tentar modelar o comportamento microscópico do material, devido ao custo computacional que seria exigido.

6.1 Modelo constitutivo e equação de estado

6.1.1 Modelo constitutivo

Um material compósito é, obviamente, heterogéneo ao nível dos seus constituintes, com as propriedades a variar de ponto para ponto. Por exemplo, as relações tensão-deformação são diferentes num ponto se este estiver localizado na matriz ou na fibra. No entanto, considerando uma *lamina* de material como bloco de construção fundamental, as relações tensão-deformação numa perspectiva

macro-mecânica podem ser expressas em termos de tensões e deformações médias, com propriedades de um material homogêneo equivalente.

Um material compósito é normalmente anisotrópico, i.e., as propriedades associadas a um eixo que passa num ponto do material dependem geralmente da orientação do eixo.

Um estado tridimensional geral de tensão num ponto do material pode ser descrito por nove componentes de tensão σ_{ij} (com $i, j = 1, 2, 3$), tal como se mostra na figura 6.1. De acordo com a notação convencional, quando $i = j$ a componente da tensão é uma tensão normal; quando $i \neq j$ trata-se de uma tensão de corte. O primeiro índice refere-se à direcção da normal à face em que a componente da tensão actua, e o segundo índice refere-se à direcção em que a componente da tensão actua.

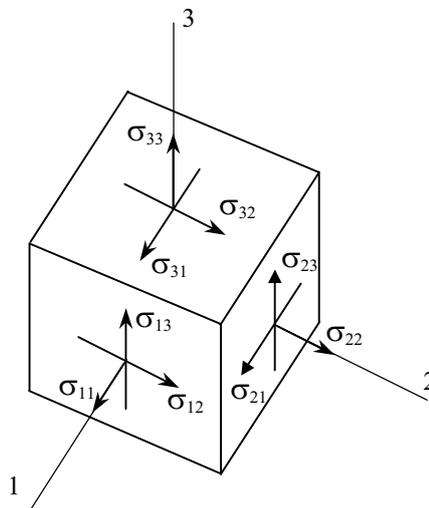


Figura 6.1 Estado tridimensional de tensão.

Tal como no caso das tensões, existe uma componente de deformação ε_{ij} (com $i, j = 1, 2, 3$), que descreve a deformação nesse ponto. As deformações normais ($i = j$) descrevem a extensão ou contracção por unidade de comprimento da direcção x_i , e as deformações de corte ($i \neq j$) descrevem as distorções associadas com linhas que eram originalmente paralelas aos eixos x_i e x_j . É importante distinguir entre o tensor das deformações ε_{ij} , e as deformações de engenharia γ_{ij} . No caso das deformações normais, não existe diferença mas no caso das deformações de corte $\varepsilon_{ij} = \gamma_{ij} / 2$.

A relação geral tensão-deformação para um material linear elástico, não incluindo efeitos ambientais, é dada por:

$$\begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{32} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{21} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} C_{1111} & C_{1122} & C_{1133} & C_{1123} & C_{1131} & C_{1112} & C_{1132} & C_{1113} & C_{1121} \\ C_{2211} & C_{2222} & C_{2233} & C_{2223} & C_{2231} & C_{2212} & C_{2232} & C_{2213} & C_{2221} \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ C_{2111} & C_{2122} & C_{2133} & C_{2123} & C_{2131} & C_{2112} & C_{2132} & C_{2113} & C_{2113} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{32} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{21} \end{pmatrix} \quad (6.1)$$

em que $[C]$ é a matriz de rigidez. Note-se que os dois primeiros índices dos termos desta matriz correspondem aos dois índices da tensão, e os dois últimos correspondem aos dois índices da deformação. Se não forem colocadas mais restrições às constantes elásticas, o material é designado anisotrópico, sendo a equação (6.1) designada lei de Hooke generalizada para materiais anisotrópicos.

Pode-se demonstrar que tanto as tensões como as deformações são simétricas, i.e., $\sigma_{ij} = \sigma_{ji}$ e $\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ji}$ [147], existindo seis componentes de tensão independentes e seis componentes de deformação independentes. Assim, as constantes elásticas devem ser simétricas relativamente aos dois primeiros índices e relativamente aos dois últimos índices, i.e., $C_{ijkl} = C_{jikl}$ e $C_{ijkl} = C_{ijlk}$, sendo o número de constantes elásticas independentes reduzido para 36. Estas simplificações permitem passar a utilizar uma notação simplificada, com um número de índices mais reduzido, podendo agora a lei de Hooke generalizada ser escrita sob a forma matricial:

$$\begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{44} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{12} \end{pmatrix} \quad (6.2)$$

em que $[C]$ é a matriz de rigidez, $\{\sigma\}$ e $\{\epsilon\}$ são os vectores tensão e deformação, respectivamente. A lei de Hooke generalizada pode ainda ser escrita sob a forma matricial da seguinte forma

$$\{\epsilon\} = [S]\{\sigma\} \quad (6.3)$$

em que $[S]$ é a matriz de flexibilidade, que é a matriz inversa da matriz de rigidez, i.e., $[S] = [C]^{-1}$. Pode ainda ser demonstrado [155] que tanto a matriz de rigidez como a matriz de flexibilidade são simétricas, ficando o número de constantes elásticas independentes reduzido a 21.

Simplificações posteriores são possíveis se as propriedades do material tiverem algum tipo de simetria. Por exemplo, um material *monoclínico* tem um plano de simetria material, podendo ser demonstrado [148, 149] que o número de constantes elásticas independentes se reduz a 13.

Tal como se mostra na figura 6.2, uma *lamina* de material compósito unidireccional tem três planos de simetria material, i.e., planos 12, 23 e 13, sendo designado por material ortotrópico. Os eixos coordenados 1, 2 e 3 são referidos como eixos principais do material, já que estão associados às direcções do material de reforço.

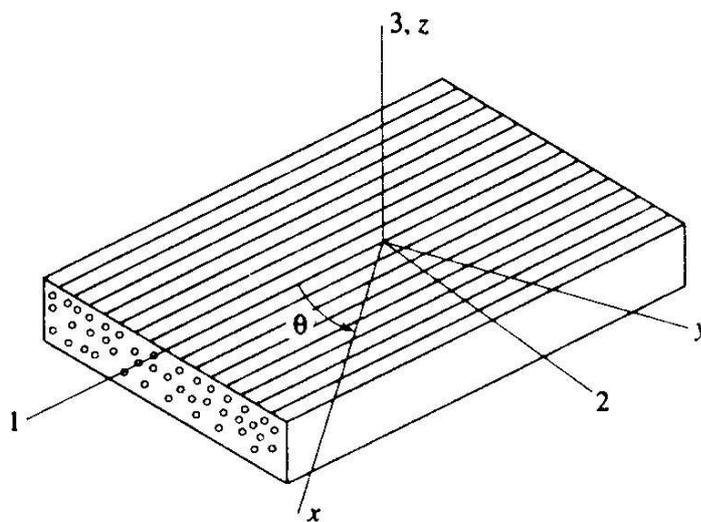


Figura 6.2 *Lamina* ortotrópica com sistemas de eixos principais e não principais do material.

Pode ser demonstrado [148, 149] que a matriz de rigidez de um material ortotrópico associado aos eixos principais do material apreseta a forma expressa em (6.4), existindo para este caso nove constantes elásticas independentes.

$$\mathbf{C}_{ij} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ & & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & & & C_{44} & 0 & 0 \\ & SIM & & & C_{55} & 0 \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix} \quad (6.4)$$

A lei de Hooke para um material ortotrópico pode também ser escrita, em função das constantes de engenharia, sob a forma matricial (6.5).

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & -\nu_{31}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & -\nu_{32}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{13}/E_1 & -\nu_{23}/E_2 & 1/E_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{31} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (6.5)$$

em que E_i é o módulo de Young na direcção principal do material, ν_{ij} é o coeficiente de *Poisson* e G_{ij} é o módulo de corte.

De forma a incluir efeitos não lineares devido a choque, na relação $\{\Delta\boldsymbol{\sigma}\} = [\mathbf{C}]\{\Delta\boldsymbol{\varepsilon}\}$ é conveniente separar o incremento da deformação total no incremento da componente volumétrica, $\Delta\varepsilon_v$, e no incremento da deformação de desvio, $\Delta\varepsilon_{ij}^d$ [150].

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta\sigma_{11} \\ \Delta\sigma_{22} \\ \Delta\sigma_{33} \\ \Delta\sigma_{23} \\ \Delta\sigma_{31} \\ \Delta\sigma_{12} \end{array} \right\} = \left[\begin{array}{cccccc} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{array} \right] \left\{ \begin{array}{l} \Delta\varepsilon_{11}^d + \frac{1}{3}\Delta\varepsilon_v \\ \Delta\varepsilon_{22}^d + \frac{1}{3}\Delta\varepsilon_v \\ \Delta\varepsilon_{33}^d + \frac{1}{3}\Delta\varepsilon_v \\ \Delta\varepsilon_{23}^d \\ \Delta\varepsilon_{31}^d \\ \Delta\varepsilon_{12}^d \end{array} \right\} \quad (6.6)$$

Se a relação anterior for expandida, e tendo em conta que para pequenos incrementos de deformação $\Delta\varepsilon_v = \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22} + \varepsilon_{33}$, agrupados os termos volumétricos, obtêm-se as seguintes expressões para os incrementos de tensão:

$$\begin{aligned} \Delta\sigma_{11} &= \frac{1}{3}(C_{11} + C_{12} + C_{13})\Delta\varepsilon_v + C_{11}\Delta\varepsilon_{11}^d + C_{12}\Delta\varepsilon_{22}^d + C_{13}\Delta\varepsilon_{33}^d \\ \Delta\sigma_{22} &= \frac{1}{3}(C_{21} + C_{22} + C_{23})\Delta\varepsilon_v + C_{21}\Delta\varepsilon_{11}^d + C_{22}\Delta\varepsilon_{22}^d + C_{23}\Delta\varepsilon_{33}^d \\ \Delta\sigma_{33} &= \frac{1}{3}(C_{31} + C_{32} + C_{33})\Delta\varepsilon_v + C_{31}\Delta\varepsilon_{11}^d + C_{32}\Delta\varepsilon_{22}^d + C_{33}\Delta\varepsilon_{33}^d \end{aligned} \quad (6.7)$$

Para encontrar o incremento de pressão equivalente, é definida a pressão como sendo a média das três tensões principais:

$$\Delta P = -\frac{1}{3}(\Delta\sigma_{11} + \Delta\sigma_{22} + \Delta\sigma_{33}) \quad (6.8)$$

Substituindo (6.7) em (6.8) obtêm-se uma expressão para o incremento de pressão da seguinte forma

$$\begin{aligned}
\Delta P = & -\frac{1}{9} [C_{11} + C_{22} + C_{33} + 2(C_{12} + C_{23} + C_{31})] \Delta \varepsilon_v \\
& -\frac{1}{3} [C_{11} + C_{21} + C_{31}] \Delta \varepsilon_{11}^d \\
& -\frac{1}{3} [C_{12} + C_{22} + C_{32}] \Delta \varepsilon_{22}^d \\
& -\frac{1}{3} [C_{13} + C_{23} + C_{33}] \Delta \varepsilon_{33}^d
\end{aligned} \tag{6.9}$$

em que é possível identificar as contribuições para a pressão das componentes volumétrica e de desvio da deformação.

Para um material isotrópico, os termos da matriz de rigidez podem ser escritos em função do módulo de compressão volumétrica, K , e do módulo de corte, G :

$$\begin{aligned}
C_{11} = C_{22} = C_{33} &= K + \frac{4}{3}G \\
C_{12} = C_{21} = C_{23} = C_{32} = C_{31} = C_{13} &= K - \frac{2}{3}G
\end{aligned} \tag{6.10}$$

Substituindo (6.10) em (6.9) obtém-se

$$\Delta P = -K \Delta \varepsilon_{vol} - K (\Delta \varepsilon_{11}^d + \Delta \varepsilon_{22}^d + \Delta \varepsilon_{33}^d) \tag{6.11}$$

e uma vez que

$$\Delta \varepsilon_{11}^d + \Delta \varepsilon_{22}^d + \Delta \varepsilon_{33}^d = 0 \tag{6.12}$$

então a equação (6.11) reduz-se a

$$\Delta P = -K \Delta \varepsilon_{vol} \tag{6.13}$$

que é a relação entre pressão e deformação volumétrica para compressão baixa (lei de Hooke).

O primeiro termo da equação (6.9) pode ser utilizado para definir a resposta volumétrica de um material ortotrópico, em que o módulo de compressão volumétrica, K' , é dado por:

$$K' = \frac{1}{9} [C_{11} + C_{22} + C_{33} + 2(C_{12} + C_{23} + C_{31})] \quad (6.14)$$

Para incluir efeitos não lineares devidos ao choque, a contribuição para a pressão da componente de deformação volumétrica é alterada, sendo o cálculo do incremento da pressão dado por:

$$\begin{aligned} \Delta P = \Delta P_{EOS}(\varepsilon_{vol}, e) \\ - \frac{1}{3} [C_{11} + C_{21} + C_{31}] \Delta \varepsilon_{11}^d \\ - \frac{1}{3} [C_{12} + C_{22} + C_{32}] \Delta \varepsilon_{22}^d \\ - \frac{1}{3} [C_{13} + C_{23} + C_{33}] \Delta \varepsilon_{33}^d \end{aligned} \quad (6.15)$$

em que a contribuição para a pressão ΔP_{EOS} da deformação volumétrica pode incluir termos não lineares devido a choque e dependência da energia como numa equação de estado convencional.

6.1.2 Equação de estado polinomial

No *software* utilizado para a simulação numérica, AUTODYN[®], estão disponíveis diferentes tipos de equações de estado. Para utilização com um modelo de material ortotrópico, podem ser usadas duas: a equação de estado para choque e a equação de estado polinomial. Esta última é descrita sumariamente em seguida, já que foi a utilizada neste trabalho. Os conceitos fundamentais de física de ondas de choque foram já apresentados anteriormente em 3.5.9.1.

A equação de estado polinomial define a pressão com uma relação do tipo

Para $\mu > 0$ (compressão):
$$P = A_1\mu + A_2\mu^2 + A_3\mu^3 + (B_0 + B_1\mu)\rho_0 e$$
 (6.16)

Para $\mu < 0$ (tração):
$$P = T_1\mu + T_2\mu^2 + B_0\rho_0 e$$

com $\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1$, ρ_0 é a massa volúmica de referência, e é a energia interna específica e A_1 , A_2 , A_3 , B_0 , B_1 , T_1 , e T_2 são constantes [151].

O primeiro termo da equação (6.16) é equivalente a uma equação de estado linear com o módulo de compressão volumétrica, A_1 , calculado a partir das constantes elásticas da matriz de rigidez do material ortotrópico, tal como referido anteriormente, sendo dado por:

$$A_1 = \frac{1}{9} [C_{11} + C_{22} + C_{33} + 2(C_{12} + C_{23} + C_{31})] \quad (6.17)$$

6.2 Critérios de rotura

Os mecanismos de dano encontrados nos testes de impacto de alta velocidade foram:

- delaminagens extensas;
- rotura de fibras;
- corte de fibras por “puncionamento” pelo projectil.

Na literatura, existem vários critérios de rotura para materiais compósitos, sendo os mais utilizados aqui sumariamente resumidos.

Critério da Tensão Máxima

O critério da tensão máxima prevê rotura quando as tensões segundo os eixos principais do material ultrapassarem valores limite. Assim, de acordo com este critério, para evitar rotura devem ser satisfeitas determinadas condições, (6.18), em que os valores numéricos de $s_L^{(-)}$ e $s_T^{(-)}$ são valores assumidos positivos, figura 6.3.

$$\begin{aligned}
 -s_L^{(-)} < \sigma_1 < s_L^{(+)} \\
 -s_T^{(-)} < \sigma_2 < s_T^{(+)} \\
 |\tau_{12}| < s_{LT}
 \end{aligned}
 \tag{6.18}$$

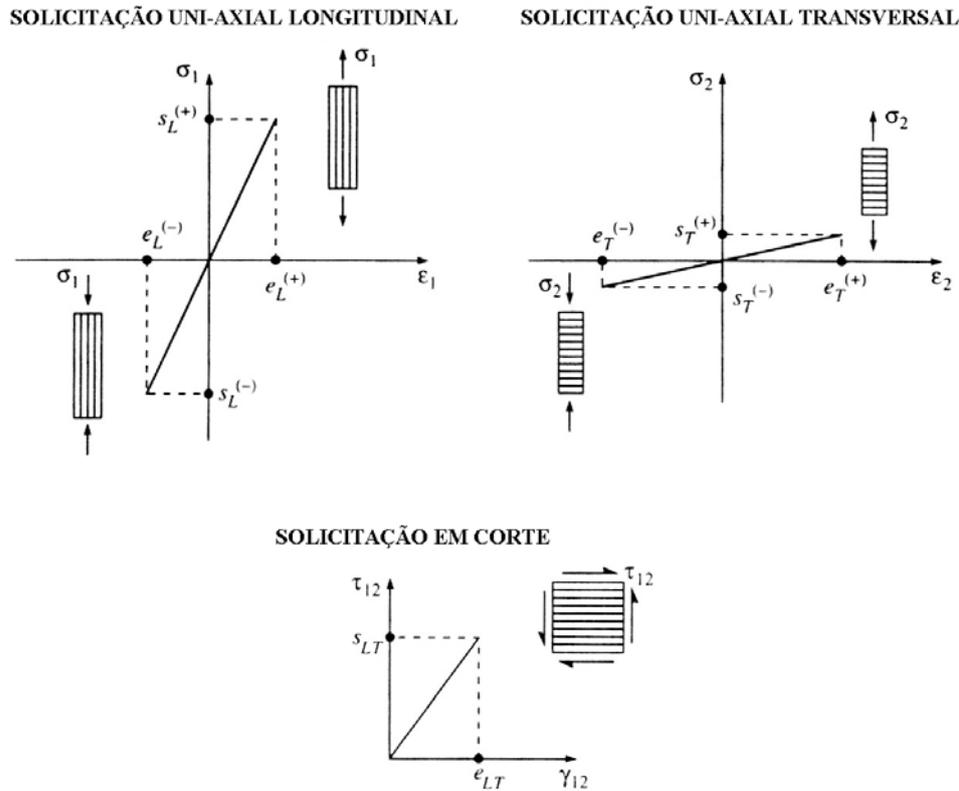


Figura 6.3 Curvas tensão-deformação para sollicitações do tipo uniaxial e de corte, com as tensões e deformações limite da *lamina*.

É também assumido que a rotura por corte é independente do sinal da tensão de corte τ_{12} , apenas sendo considerada relevante a sua magnitude. Este critério não entra em consideração com a possível interacção entre as componentes de tensão, i.e., o valor limite previsto para um determinado componente de tensão é independente de estarem presentes ou não outros componentes de tensão. Este critério tem as vantagens de ser simples e de se poder determinar o modo de rotura.

Critério da Deformação Máxima

O critério da deformação máxima prevê rotura quando uma componente de deformação segundo os eixos principais do material ultrapassar um valor limite. Assim, para evitar rotura as seguintes condições devem ser satisfeitas:

$$\begin{aligned}
 -e_L^{(-)} < \varepsilon_1 < e_L^{(+)} \\
 -e_T^{(-)} < \varepsilon_2 < e_T^{(+)} \\
 |\gamma_{12}| < e_{LT}
 \end{aligned}
 \tag{6.19}$$

em que os valores numéricos de $e_L^{(-)}$ e $e_T^{(-)}$ são valores assumidos positivos e as deformações limite são as deformações de engenharia. Tal como no caso do critério da tensão máxima, assume-se que a rotura por corte é independente do sinal da deformação de corte γ_{12} . Também como no critério da tensão máxima, este critério não entra em conta com possíveis interações entre as componentes da tensão, e a superfície de cedência prevista não mostra boa concordância com resultados experimentais obtidos para sollicitações bi-axiais para laminados de carbono/epóxico, figura 6.4 [152]. Este critério tem, no entanto, as vantagens de ser simples e permitir uma fácil determinação do modo de rotura.

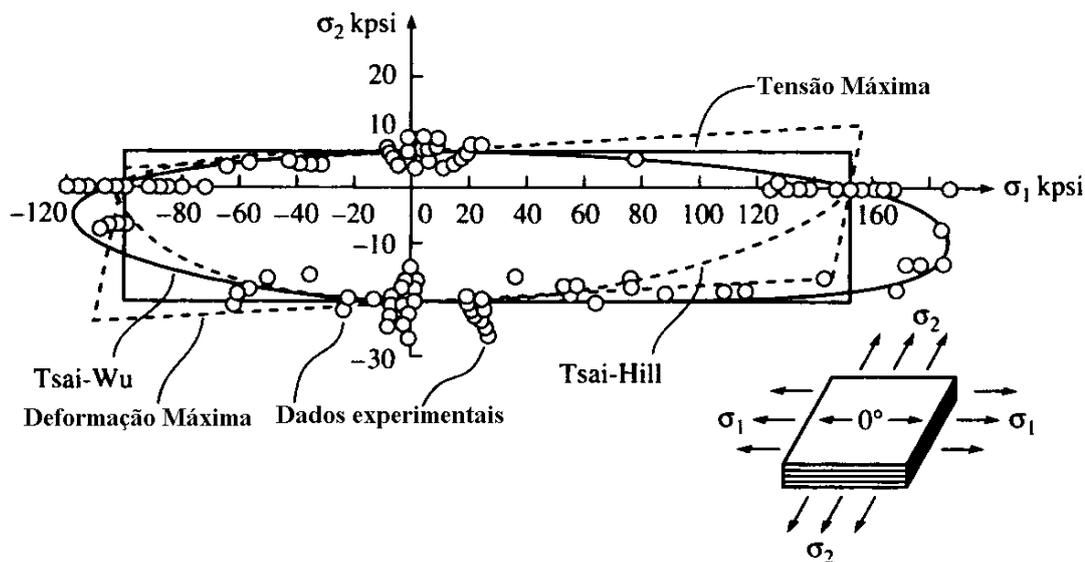


Figura 6.4 Comparação entre as superfícies de rotura previstas e dados experimentais obtidos para laminados de carbono/epóxico.

Critério de Tsai-Hill

O critério de Tsai-Hill [153] entra em consideração com a interacção entre as componentes da tensão em diferentes direcções e diferentes modos de rotura, tornando-se, no entanto, difícil identificar o modo de rotura que ocorre no material.

A superfície de cedência do critério de Tsai-Hill é descrita pela equação (6.20), havendo rotura se o termo à esquerda for ≥ 1 . Esta equação pode ser usada em situações em que a resistência à tracção é diferente da de compressão, bastando para isso escolher os valores apropriados para s_L e s_T .

$$\frac{\sigma_1^2}{s_L^2} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{s_L^2} + \frac{\sigma_2^2}{s_T^2} + \frac{\tau_{12}^2}{s_{LT}^2} = 1 \quad (6.20)$$

Critério de Tsai-Wu

Em 1971 Tsai e Wu [154] propuseram um critério em que a superfície de rotura é descrita pela equação (6.21), onde é utilizada a notação reduzida $i, j = 1, 2, \dots, 6$ e F_i e F_{ij} são valores determinados experimentalmente.

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad (6.21)$$

Este critério determina a ocorrência de rotura se o termo à esquerda for ≥ 1 . Para o caso de estado plano de tensão com $\sigma_3 = \sigma_{33} = 0$, $\sigma_4 = \tau_{23} = 0$, $\sigma_5 = \tau_{31} = 0$, a equação (6.21) torna-se

$$F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 = 1 \quad (6.22)$$

Com a excepção de F_{12} , todos os outros parâmetros de resistência podem ser determinados em função das resistências uniaxial e de corte, equação (6.23), em que $s_L^{(-)}$ e $s_T^{(-)}$ são valores assumidos positivos.

$$\begin{aligned} F_{11} &= \frac{1}{s_L^{(+)} s_L^{(-)}}; & F_1 &= \frac{1}{s_L^{(+)}} - \frac{1}{s_L^{(-)}} \\ F_{22} &= \frac{1}{s_T^{(+)} s_T^{(-)}}; & F_2 &= \frac{1}{s_T^{(+)}} - \frac{1}{s_T^{(-)}}; & F_{66} &= \frac{1}{s_{LT}^2} \end{aligned} \quad (6.23)$$

A determinação de F_{12} é feita com um teste bi-axial que envolve σ_1 e σ_2 , tal como é descrito em [155]. Quando a resistência à tracção e à compressão são iguais,

$$F_{12} = -\frac{1}{s_L^2} \quad (6.24)$$

reduzindo-se a equação (6.22) à equação (6.20), o critério de Tsai-Hill.

Tal com o critério de Tsai-Hill, torna-se difícil com o critério de Tsai-Wu identificar o modo de cedência que ocorre no material.

Outros critérios

Outros critérios de resistência bem conhecidos incluem o critério de Azzi-Tsai [156], Hoffman [157], Chamis [158], Hashin, Puck e o critério de Chang-Chang. Soden *et al.* [159, 160, 161] apresentam uma revisão sobre modelos de iniciação de dano bem como uma comparação dos resultados previstos pelos vários critérios com os obtidos por via experimental.

O critério de Hashin [162, 163] incorpora a interacção entre os modos e tensões de cedência, permitindo a identificação dos modos de cedência, devendo cada um destes modos deve ser modelado separadamente por um critério quadrático. O critério de Chang-Chang é de natureza semelhante ao critério de Hashin, no entanto incorpora um termo não linear para o corte no critério de cedência e não inclui rotura da matriz em tracção.

O critério de Puck [164] considera dois tipos diferentes de rotura: fendilhamento da matriz e rotura da fibra. A diferença mais notória entre este critério e o de Hashin é que o critério de Puck considera três modos de fendilhamento da matriz, diferindo no ângulo entre o plano de fractura e o plano da *lamina*, bem como no tipo de sollicitação que causa a rotura, tal como se pode ver na figura 6.5.

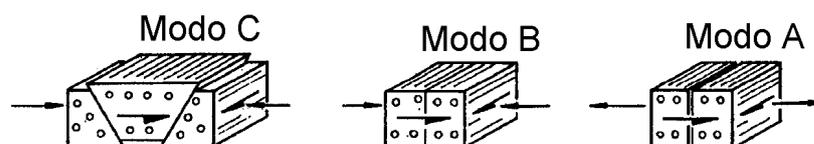


Figura 6.5 Modos de fendilhamento da matriz, A, B e C, para o critério de Puck.

Mais recentemente Dávila, Camanho e Rose [165] propuseram um conjunto de seis critérios, designado por LaRC03, capaz de prever com precisão a ocorrência de rotura, tanto na matriz como na fibra, sem ser necessário recorrer ao ajuste dos parâmetros das curvas.

Os critérios anteriormente referidos permitem detectar o início de rotura e, nalguns casos, identificar o tipo de rotura. A questão que se coloca em seguida é o que fazer uma vez identificado um modo ou combinação de modos de rotura, i.e., qual será a resposta após a iniciação do processo de rotura no material. Uma possibilidade é reduzir instantaneamente a tensão e a rigidez do material nessa direcção a zero, não entrando, portanto, em conta com a resistência residual do material tanto na direcção de rotura como nas direcções ortogonais. No entanto, nos materiais compósitos, a rotura numa direcção não implica habitualmente uma perda total de resistência nas direcções ortogonais. Acrescente-se ainda que a redução instantânea da tensão e a rigidez do material a zero apresenta alguns inconvenientes a nível numérico.

6.3 Modelo de dano utilizado

Tal como já foi anteriormente referido, neste trabalho foi utilizado o software AUTODYN[®] para modelação do fenómeno de impacto de alta velocidade. Este software inclui o modelo de dano AMMHIS (*Advanced Material Model for Hypervelocity Simulations*), desenvolvido recentemente [166, 167], tendo sido este o seleccionado para utilização neste trabalho. Neste modelo, o critério para início do dano num elemento finito entra em consideração com vários factores:

- Tensão
- Deformação
- Tensão e deformação.

Dependendo do modo como se iniciou o dano, as propriedades desse elemento (módulos de rigidez e tensões de rotura) são alteradas, tal como será descrito de seguida.

A orientação do sistema de eixos utilizado para definir as propriedades do material pode ser vista na figura 6.6, sendo a direcção 11 a direcção da espessura e as direcções 22 e 33 as direcções do material de reforço. Esta orientação apesar de não ser a mais utilizada nos materiais compósitos apresenta a vantagem de poder ser

utilizada tanto nas simulações numéricas 2D como 3D, ambas realizadas no âmbito deste trabalho. A razão para este facto é que nas simulações numéricas a 2D com simetria axial, o *software* AUTODYN[®] utiliza a direcção 22 para representar a direcção normal à espessura.

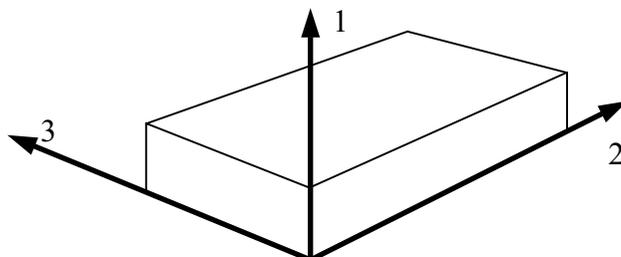


Figura 6.6 Sistema de eixos utilizado.

6.3.1 Delaminagem

Assumindo que a direcção 11 é a direcção através da espessura do laminado, tal como se mostrou na figura 6.6, considera-se que ocorre delaminagem quando:

- a tensão ou deformação de tracção na direcção 11 ultrapassa um valor limite estabelecido;
- a tensão ou deformação de corte nos planos 12 ou 13 ultrapassa um valor limite estabelecido.

Se o dano se iniciar por algum destes factores, na direcção 11 a tensão é anulada e a deformação é mantida. Posteriormente, se houver uma deformação positiva, de tracção portanto, na direcção 11 que exceda a deformação de rotura, a matriz de rigidez do elemento é alterada, de acordo com (6.25),

$$\begin{Bmatrix} 0 \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \alpha C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \alpha C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \alpha C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (6.25)$$

em que α é um parâmetro que toma em conta a diminuição da rigidez ao corte devido à ocorrência da delaminagem, podendo variar entre 0 e 1.0. Esta alteração da

matriz de rigidez permite tensões de compressão mas não de tracção na direcção da espessura, permitindo tensões em direcções do plano das fibras (22 e 33).

6.3.2 Dano no plano da camada

Dano no plano das fibras pode resultar de tensões ou deformações excessivas nas direcções 22 e 33. Nesse caso, a tensão nessa direcção é anulada, e se posteriormente a deformação nessa direcção for positiva, de tracção portanto, a matriz de rigidez desse elemento é modificada. Por exemplo, se houver rotura na direcção 22, a matriz de rigidez é alterada de acordo com (6.26).

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ 0 \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & 0 & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & 0 & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \alpha C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \alpha C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \alpha C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (6.26)$$

Se houver rotura na direcção 33, a matriz de rigidez é alterada de acordo com (6.27),

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ 0 \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \alpha C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \alpha C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \alpha C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (6.27)$$

Esta alteração da matriz de rigidez do elemento não permite tensões de tracção na direcção de rotura. A redução da rigidez ao corte associada a este modo de rotura é tida em conta através do parâmetro α , que pode tomar valores entre 0 e 1.0. A máxima tensão de corte permitida pós-rotura é limitada também a um valor especificado.

6.3.3 Dano combinado

O efeito combinado de rotura/dano nas três direcções do material é representado por uma alteração na rigidez e resistência, passando o material a comportar-se como isotrópico, sem tensões desvio e sem resistência à tracção. Apenas é mantida uma rigidez ao corte residual.

6.3.4 Decomposição e fusão

Devido a este modelo de propagação de dano ter sido desenvolvido para aplicações em situações de impacto de hiper-velocidade, é considerada a possibilidade de vaporização da matriz e decomposição da fibra, situações que se verifica poderem existir nessa gama de velocidades.

Pode ser especificada uma temperatura de fusão da matriz, assumindo-se que no caso desta temperatura ser ultrapassada, a resposta do material será em tudo semelhante à ocorrência de delaminação, seguindo-se o procedimento descrito em 6.3.1.

Pode também ser especificada uma temperatura de decomposição do material de reforço, e, no caso de esta ser ultrapassada, o modelo assume que se o material estiver sujeito a um estado de tensão hidrostático, a pressão, tensões de tracção e tensões desvio serão impostas nulas. Para o caso de o material estar sujeito a um estado de compressão hidrostático, assume-se que o material terá as propriedades iniciais intactas.

6.4 Simulação numérica dos ensaios de *inverse flyer plate*

Foram feitas simulações tridimensionais dos testes de *inverse flyer plate* realizados pelo autor no Laboratório Cavendish, Cambridge, utilizando o código AUTODYN[®]. As simulações contemplaram os dois materiais em estudo, Kevlar[®] 129 e Dyneema[®] SK66. Os parâmetros dos modelos usados nas simulações foram idênticos, excepto nas velocidades de impacto e espessuras.

Foi utilizado o processador de Lagrange do *software*, tendo sido impostas condições de deformação uniaxial, através da imposição da condição fronteira de velocidade nula nas duas direcções transversais à direcção de impacto. Foi usado um

elemento nas direcções transversais à direcção de impacto e pelo menos 30 elementos na direcção da espessura de cada material. A interacção entre cada componente é obtida através da lógica Lagrange/Lagrange do código.

Na figura 6.7 pode observar-se o *set-up* utilizado para a simulação dos testes de *inverse flyer plate*. Um esquema deste teste foi anteriormente apresentado na figura 3.74. Neste ensaio, um provete, apoiado num *backing plate* de alumínio, é acelerado até à velocidade pretendida, indo este conjunto embater numa placa testemunha que se encontra imóvel. Durante a simulação são registados os valores de velocidade da superfície livre da placa testemunha para comparação com os resultados experimentais, possibilitando a validação dos modelos.

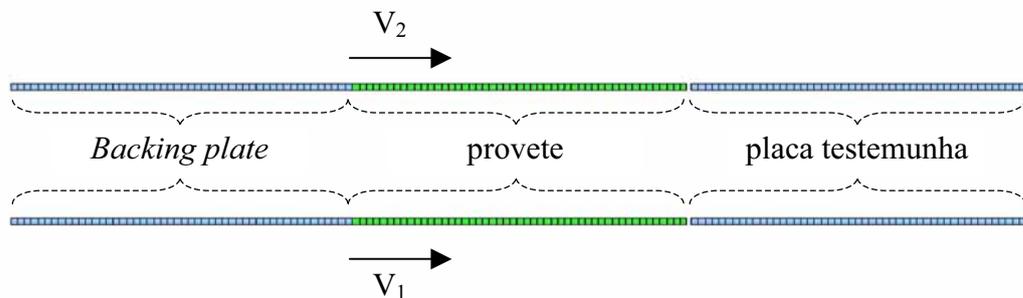


Figura 6.7 *Set-up* utilizado na simulação dos testes de *inverse flyer plate*.

É imposta velocidade inicial aos nós da malha de elementos finitos do *backing plate* e do provete a ser testado, com direcção horizontal e de valor igual ao registado no ensaio experimental que se pretende simular. De notar que em cada caso de cálculo são simulados os dois ensaios experimentais realizados, com duas velocidades de impacto diferentes, V_1 e V_2 . No caso da placa testemunha é imposta uma velocidade inicial nula.

Para se obter um estado de deformação uniaxial é imposta uma condição fronteira, a todos os nós, de velocidade nula nas duas direcções perpendiculares à direcção de impacto.

As características do modelo de material do aço usado tanto no *backing plate* como na placa testemunha podem ser vistas no Anexo 5.

A velocidade da superfície livre da placa testemunha na simulação numérica é registada colocando um alvo na placa testemunha, no local onde se pretende registar e que corresponde ao local onde foi medida com o sistema *VISAR*, figura 6.8. O alvo

nº 1 recolhe os dados para o teste com a velocidade de impacto mais baixa e o alvo nº 2 para a velocidade mais elevada.



Figura 6.8 Localização dos alvos nas duas placas testemunhas, para registo da velocidade da superfície livre.

Os resultados finais obtidos com a simulação dos testes de *inverse flyer plate* são agora apresentados e discutidos para cada um dos materiais.

Na simulação dos testes de *inverse flyer plate*, procurou-se encontrar o tipo de equação de estado que melhor se adapta ao comportamento do material em estudo. Assim, foram comparadas as respostas obtidas utilizando uma equação de estado linear e uma equação de estado polinomial. Na equação de estado polinomial, (6.16), o primeiro termo é equivalente a uma equação de estado linear com o módulo de compressão volumétrica, A_1 , calculado a partir das constantes elásticas da matriz de rigidez do material ortotrópico, tal como referido anteriormente, sendo dado por:

$$A_1 = \frac{1}{9} [C_{11} + C_{22} + C_{33} + 2(C_{12} + C_{23} + C_{31})] \quad (6.28)$$

Os restantes termos A_2 e A_3 da equação (6.16) são encontrados de forma que a curva obtida seja a que melhor adapte a equação de estado polinomial aos resultados experimentais.

6.4.1 Simulação dos ensaios em Kevlar® 129

Um resumo das características dos ensaios realizados em Kevlar® 129 pode ser observado na tabela 6.1.

Id.do ensaio	Material da amostra	Espessura do <i>flyer plate</i> [mm]	Espessura da amostra [mm]	Espessura da placa testemunha [mm]	V_{imp} [m/s]
030709A	Kevlar [®] 129	5.00	4.90	5.00	401.2
030709C	Kevlar [®] 129	5.00	4.90	5.00	1028

Tabela 6.1 Características dos ensaios de *inverse flyer plate* realizados em Kevlar[®] 129.

Foi utilizado um modelo de material ortotrópico, em conjunto com uma equação de estado. Foram testados dois tipos de equações de estado, sendo uma do tipo linear e outra do tipo polinomial, para avaliar a influência do tipo de equação e escolher a mais adequada. As propriedades utilizadas nos modelos com equação de estado linear podem ser vistas no Anexo 6, sendo apresentadas no Anexo 7 as propriedades usadas para o caso da equação de estado polinomial.

São apresentados em seguida os resultados obtidos com a simulação dos ensaios para Kevlar[®] 129, figura 6.9. Como se pode observar, a utilização de uma equação de estado polinomial permite obter uma melhor aproximação ao comportamento ao choque deste material do que a equação de estado linear.

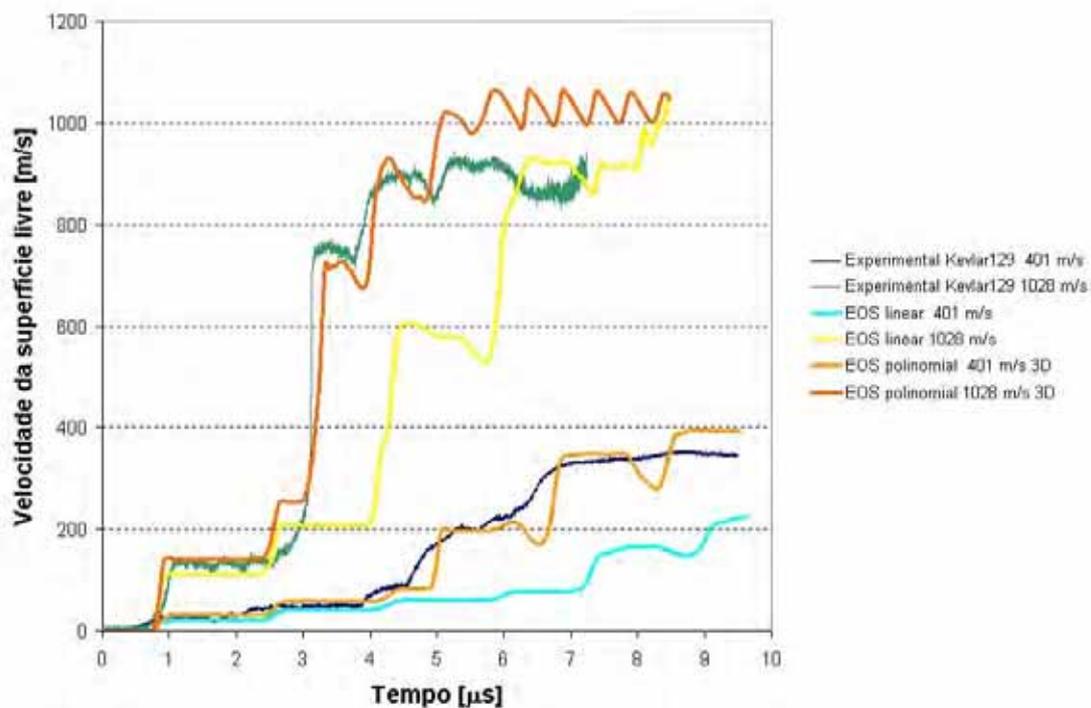


Figura 6.9 Comparação dos resultados experimentais de Kevlar[®] 129 com os obtidos na simulação numérica dos testes de *inverse flyer plate*.

6.4.2 Simulação dos ensaios em Dyneema® SK66

Um resumo das características dos ensaios realizados no Dyneema® SK66 pode ser observado na tabela 6.2.

Tal como para o Kevlar®129, foi utilizado um modelo de material ortotrópico, em conjunto com uma equação de estado. Foram testados dois tipos de equações de estado, sendo uma do tipo linear e outra do tipo polinomial, para avaliar a influência do tipo de equação e escolher a mais adequada. As propriedades utilizadas no modelo com equação de estado linear podem ser vistas no Anexo 8, sendo apresentadas no Anexo 9 as propriedades usadas para o caso da equação de estado polinomial.

Id..do ensaio	Material da amostra	Espessura do <i>flyer plate</i> [mm]	Espessura da amostra [mm]	Espessura da placa testemunha [mm]	V_{imp} [m/s]
030708A	Dyneema SK®66	5.00	3.00	4.99	396
030709B	Dyneema SK®66	5.00	3.00	5.00	1028

Tabela 6.2 Características dos ensaios de *inverse flyer plate* realizados em Dyneema® SK66.

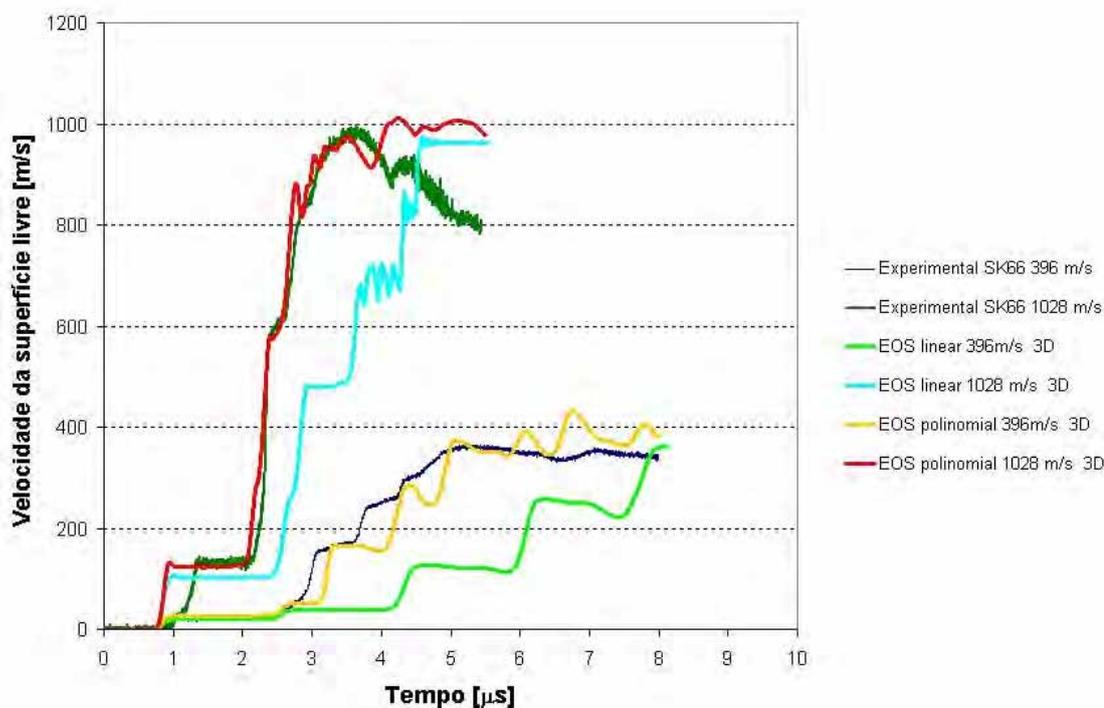


Figura 6.10 Comparação dos resultados experimentais com os obtidos na simulação numérica dos testes de *inverse flyer plate* para Dyneema® SK66.

São apresentados na figura 6.10 os resultados obtidos com a simulação dos ensaios para Dyneema® SK66. Como se pode observar, a utilização de uma equação de estado polinomial permite uma melhor aproximação do comportamento ao choque, tanto no caso do ensaio a 396 *m/s*, como a 1028 *m/s*.

6.5 Modelo numérico para simulação de impacto de alta velocidade

Esta secção apresenta os resultados de um estudo paramétrico, em que são estudados os efeitos de algumas características na resposta ao impacto balístico. São analisados os efeitos de alguns parâmetros do material, sensibilidade à malha de elementos finitos usada, controlo dos modos de energia nulos (*hourglass*), forma do projectil e velocidade de rotação do projectil.

Foram realizadas simulações tridimensionais, utilizando o processador de Lagrange, com uma placa de Kevlar® 129, de 6.1 *mm* de espessura, o que corresponde a valores médios de espessura e velocidade de impacto usados nos ensaios experimentais. Foi utilizado um projectil cilíndrico de 1.1 g, com diâmetro igual ao do *FSP* usado nos ensaios reais, sendo a velocidade de impacto de 560 *m/s*. Nas simulações em que se considerou existir também velocidade de rotação do projectil, toda a geometria do problema foi considerada. Nos casos em que existia apenas velocidade de translação do projectil, devido às condições de simetria existentes apenas foi modelado um quarto do problema.

Para comparação da influência destes parâmetros referidos, foram registados os valores de velocidade do projectil ao longo do tempo.

A malha de elementos finitos utilizada no projectil cilíndrico pode ser observada na figura 6.11. A malha de elementos finitos utilizada na placa pode ser observada na figura 6.12. Na zona de impacto, a malha de elementos finitos é refinada, com dimensões dos elementos no plano da placa de 0.5x0.5 *mm*² e 1 *mm* na direcção da espessura.

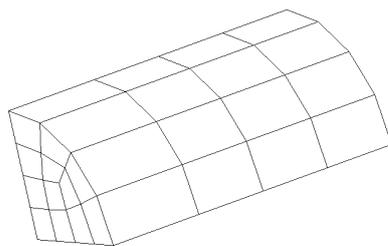


Figura 6.11 Malha de elementos finitos usada no projectil cilindrico, com 48 elementos.

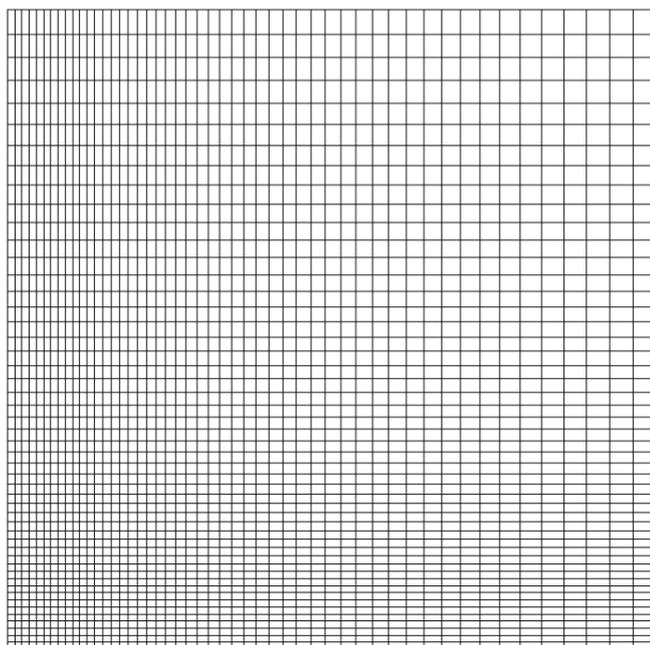
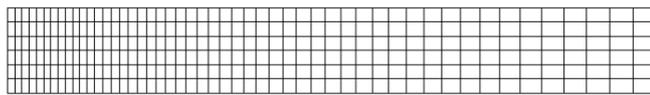


Figura 6.12 Vistas de frente e de topo da malha de elementos finitos usada na placa de Kevlar[®]129, com 6.1 mm de espessura, com 15000 elementos.

Os parâmetros de material usados para o projectil são apresentados no Anexo 5.

A zona de impacto da placa e o projectil podem ser vistos em pormenor na figura 6.13.

Foi aplicada uma condição fronteira no bordo da placa que permite a transmissão de ondas sem que haja reflexão, o que origina uma redução do tamanho da malha de elementos finitos.

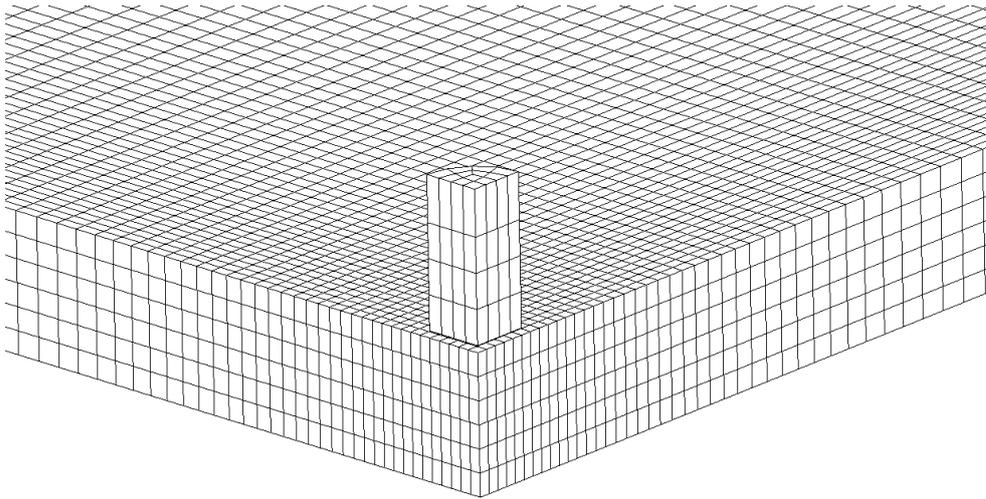


Figura 6.13 Pormenor das malhas de elementos finitos usadas na zona de impacto.

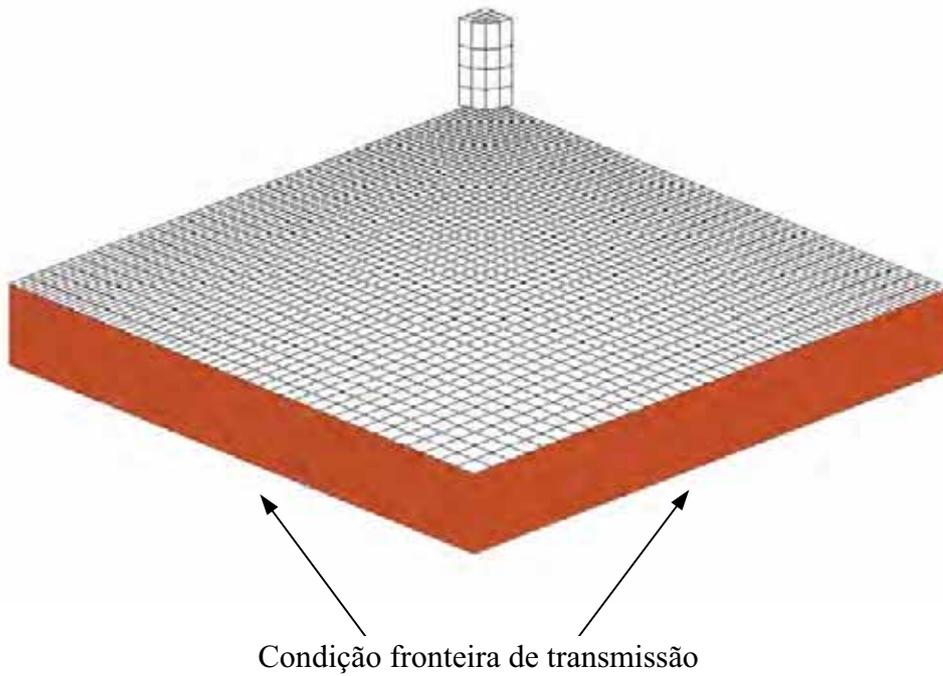


Figura 6.14 Zonas de aplicação da condição fronteira no bordo da placa.

A evolução da velocidade do projectil para esta configuração pode ser observada na figura 6.15.

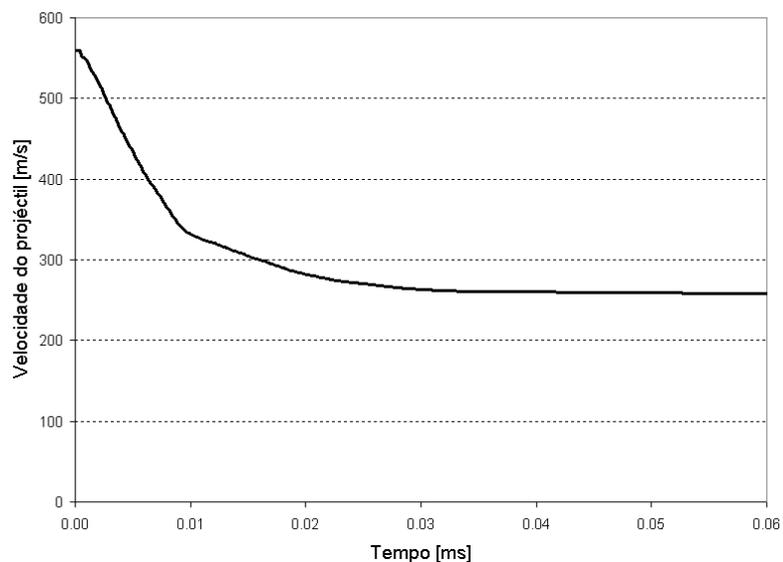


Figura 6.15 Evolução da velocidade do projétil para a configuração inicial.

6.6 Efeitos de parâmetros do modelo no comportamento balístico

6.6.1 Efeitos de parâmetros do material

Foram estudados os efeitos de alguns parâmetros do modelo de material na velocidade do projétil. Optou-se por variar as deformações limite, tanto longitudinais como de corte, mantendo os valores dos módulos longitudinais e de corte constantes.

Na figura 6.16 é apresentada uma comparação entre os resultados obtidos na velocidade do projétil quando a deformação longitudinal máxima no plano é variada entre 5% e 15%. Os resultados obtidos revelam grande sensibilidade do modelo à deformação longitudinal máxima no plano, verificando-se uma variação acentuada da velocidade do projétil em torno do valor de 0,095, utilizado na configuração inicial.

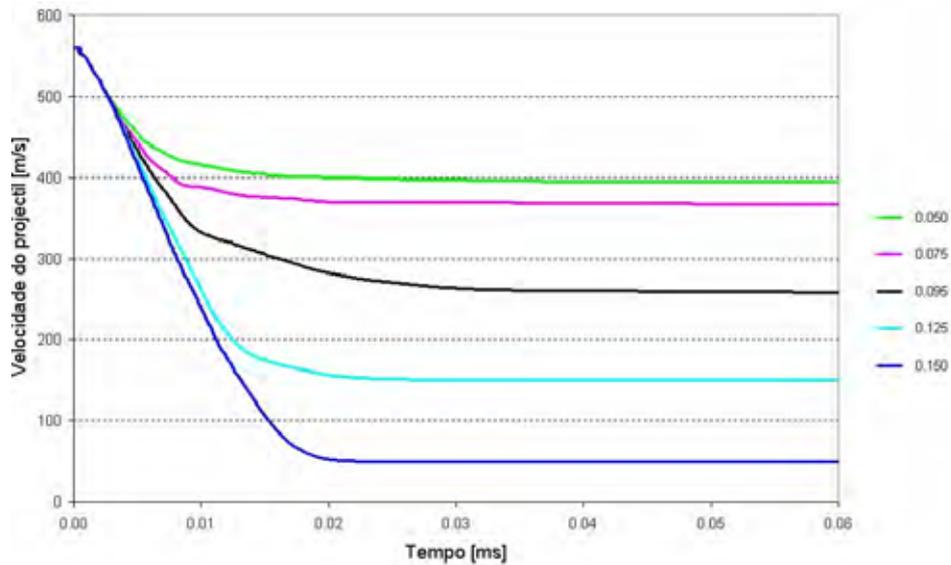


Figura 6.16 Efeito da alteração da deformação longitudinal máxima, $\varepsilon_{22}^{fail} = \varepsilon_{33}^{fail}$, na velocidade residual do projétil.

Na figura 6.17 é apresentada uma comparação entre os resultados obtidos na velocidade do projétil quando a deformação longitudinal limite ε_{11}^{fail} é variada entre 0.05 e 0.4. Verificou-se que variações a partir de 0.2 não produziram alterações significativas na velocidade residual do projétil.

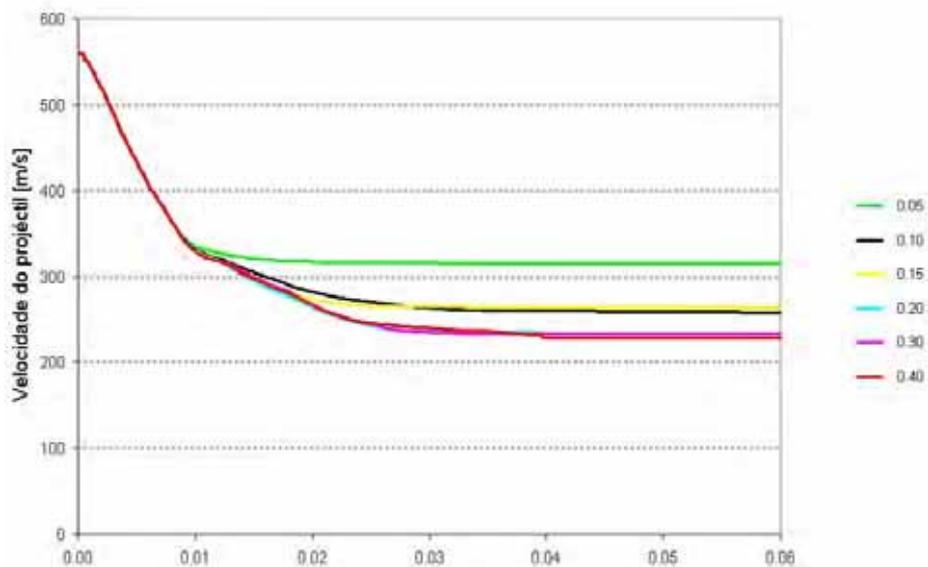


Figura 6.17 Efeito da alteração da deformação longitudinal limite ε_{11}^{fail} na velocidade residual do projétil.

Na figura 6.18 é apresentada uma comparação entre os resultados obtidos na velocidade do projétil quando a deformação de corte máxima no plano γ_{23}^{fail} varia

entre 0.01 e 1.0. Verifica-se que valores de deformação de corte máxima entre 0.6 e 1.00 produzem o mesmo efeito na velocidade do projectil.

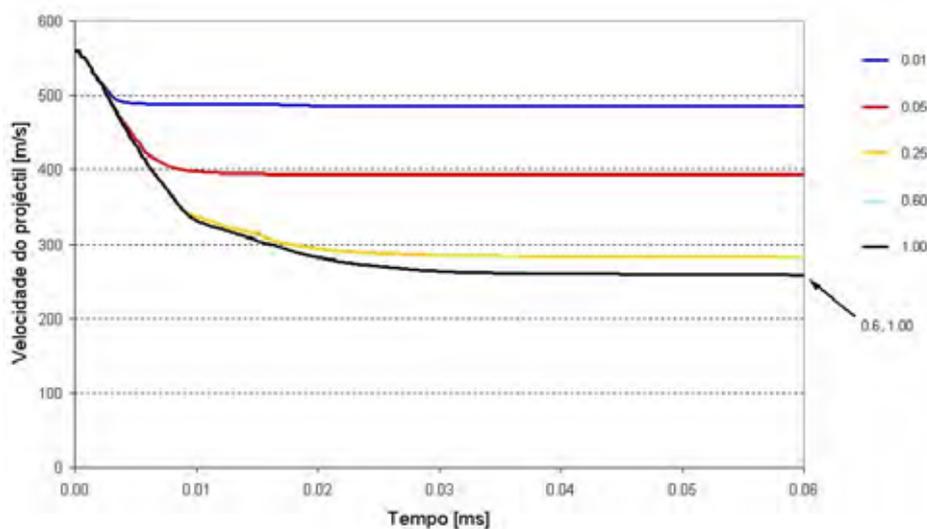


Figura 6.18 Efeito da alteração da deformação de corte interlaminar máxima, γ_{23}^{fail} , na velocidade residual do projectil.

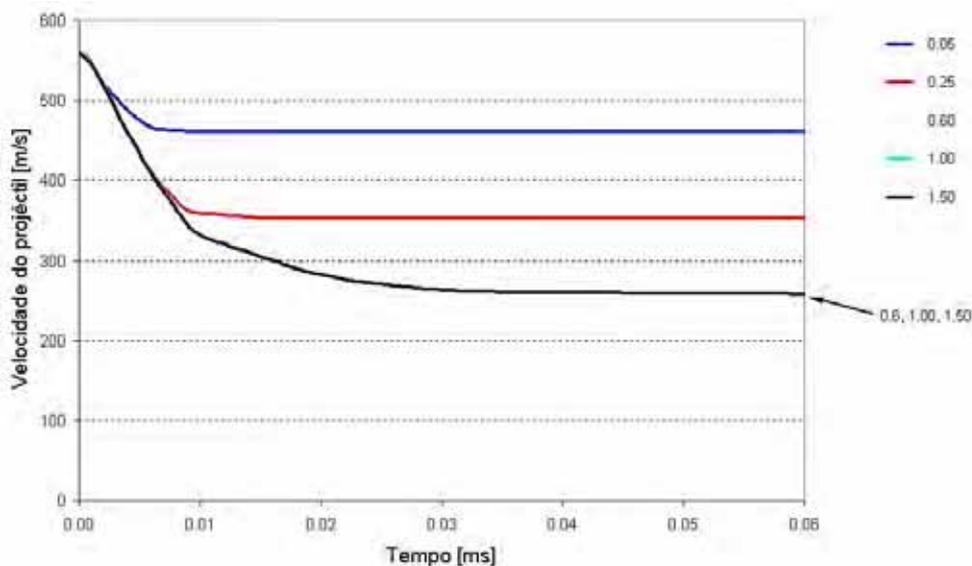


Figura 6.19 Efeito da alteração da deformação de corte intralaminar máxima, $\gamma_{12}^{fail} = \gamma_{13}^{fail}$, na velocidade residual do projectil.

Na figura 6.19 é apresentada uma comparação entre os resultados obtidos na velocidade do projectil quando as deformações de corte máximas γ_{12}^{fail} e γ_{13}^{fail} são variadas entre 0.05 e 1.5. Verifica-se que incrementos neste parâmetro a partir de 0.6 não produzem alterações na velocidade residual do projectil.

6.6.2 Sensibilidade à malha de elementos finitos

É conhecido que a previsão de dano pelo método dos elementos finitos depende da definição que é adoptada para a malha [168, 169, 170, 171, 172, 173, 174]. O dano e a rotura de um elemento dependem da sua dimensão. Apresenta-se em seguida uma comparação dos resultados obtidos com diferentes definições da malha da placa-alvo, sendo analisadas as implicações de alterações ao tamanho do elemento feitas na direcção da espessura e no plano da placa.

A tabela 6.3 apresenta um resumo das características das simulações realizadas para avaliação da influência da definição da malha de elementos finitos. De referir que nas duas últimas simulações apresentadas, foi necessário utilizar uma malha de elementos finitos mais refinada no projectil.

Malha	Placa		Projectil	
	Nº elementos	Nº nós	Nº elementos	Nº nós
Inicial	15 000	18 207	64	125
½ x esp.	7 500	10 404	64	125
2 x esp.	30 000	33 813	64	125
4 x esp.	60 000	65 025	64	125
½ x plano.	3 750	4 732	64	125
2 x plano	60 000	71 407	64	125
½ x esp., ½ x plano	1 875	2 704	64	125
2 x esp., 2 x plano	120 000	132 613	1 053	1 400
4 x esp., 2 x plano	240 000	255 025	1 053	1 400

Tabela 6.3 Características das simulações realizadas para avaliação da influência da definição da malha de elementos finitos.

O efeito na velocidade do projectil da alteração da densidade da malha na espessura pode ser observado na figura 6.20.

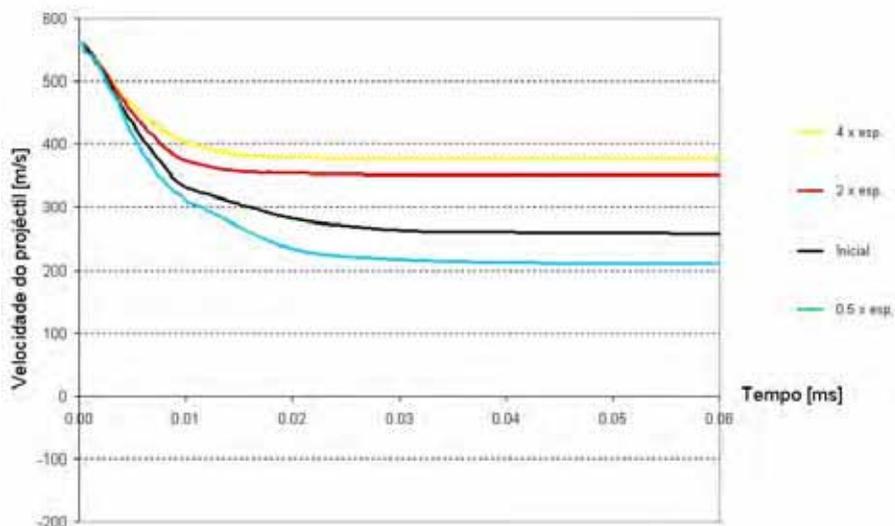


Figura 6.20 Efeito da alteração da densidade da malha na espessura.

O efeito da alteração da densidade da malha no plano da placa pode ser observado na figura 6.21.

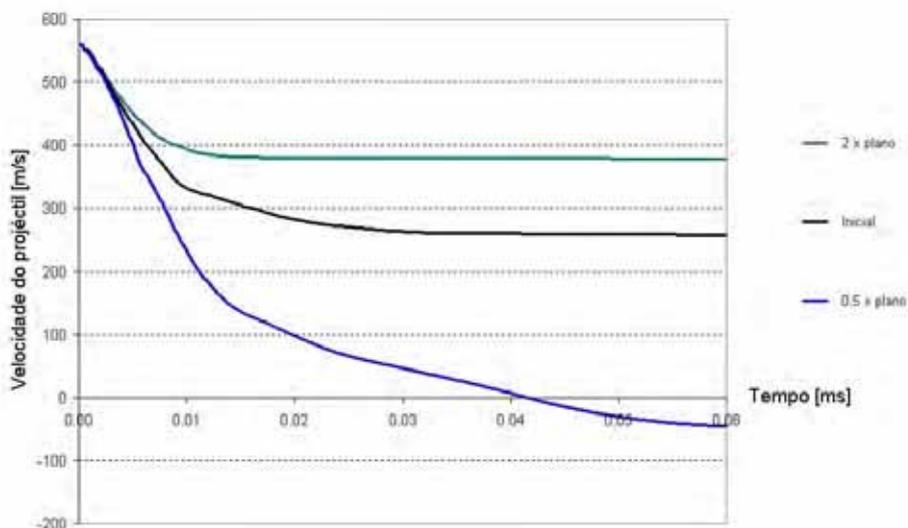


Figura 6.21 Efeito da alteração da densidade da malha no plano.

O efeito da alteração da densidade da malha tanto no plano da placa como na espessura pode ser observado na figura 6.22.

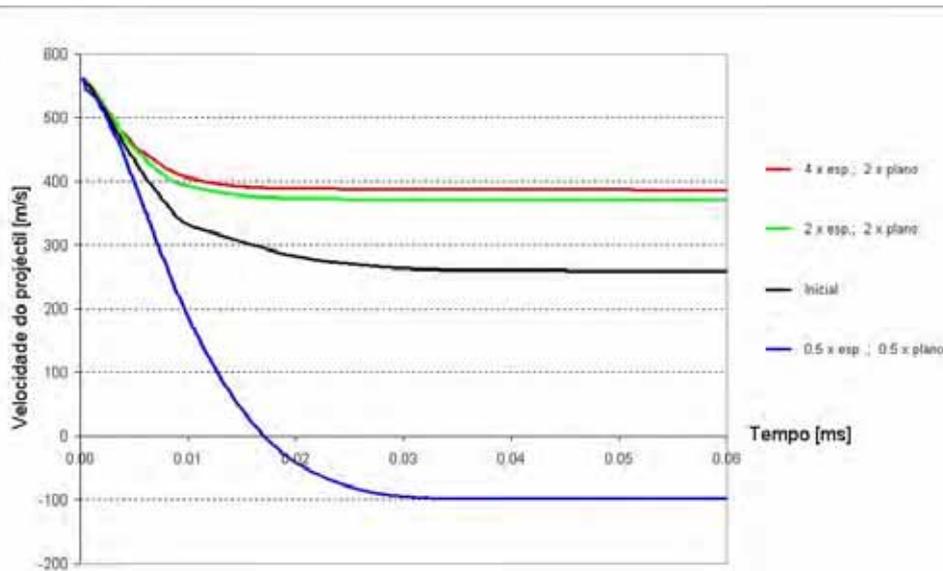


Figura 6.22 Efeito da alteração da densidade da malha tanto na espessura como no plano.

Um resumo dos resultados obtidos pode ser observado na tabela 6.4.

Malha	Velocidade residual do projétil [m/s]	Diferença relativamente à configuração inicial [%]
Inicial	258	0.0
½ x esp.	210	-18.6
2 x esp.	351	36.0
4 x esp.	378	46.5
½ x plano.	-45	-117
2 x plano	379	46.9
½ x esp., ½ x plano	-98	-138
2 x esp., 2 x plano	372	44.2
4 x esp., 2 x plano	387	50.0

Tabela 6.4 Resumo dos resultados obtidos para avaliação da influência da definição da malha de elementos finitos.

Pode concluir-se que a definição da malha de elementos finitos tem um papel importante no cálculo da velocidade residual do projétil. Assim, verifica-se que o aumento do número de elementos, tanto no plano como na espessura, leva a uma diminuição da resistência balística, como se pode concluir do aumento registado para a velocidade residual. A utilização de malhas menos refinadas do que a da configuração inicial impediu mesmo a perfuração completa da placa.

Pode ainda concluir-se que, destes dois factores, a alteração da densidade da malha no plano produz maior efeito do que a alteração da densidade na espessura.

6.6.3 Efeito da forma do projectil

Apresenta-se, em seguida, uma comparação dos resultados obtidos com diferentes formas de projectil. Devido às condições de simetria existentes apenas foi modelado um quarto do problema, tendo sido realizadas simulações com três formas distintas de projecteis. As três formas testadas do projectil mantiveram os valores de massa e de diâmetro do projectil constantes, tendo sido adoptados os valores de diâmetro e de massa utilizados no simulacro de fragmento (*FSP*) de 17 *grain*.

A geometria do projectil do tipo 1 pode ser vista na figura 6.23 a) e a malha de elementos finitos na figura 6.23 b).

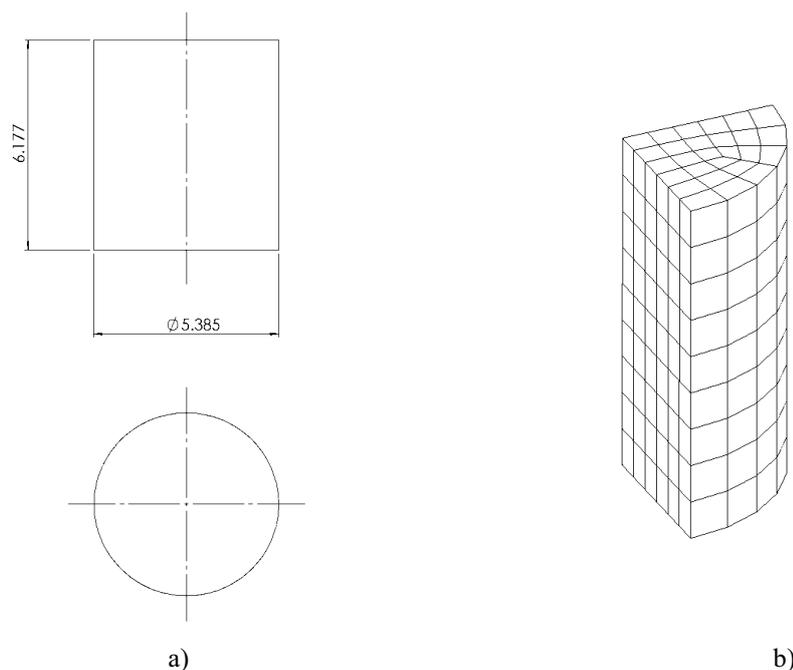


Figura 6.23 Projectil do tipo 1 utilizado: a) geometria b) malha de elementos finitos com 324 elementos.

A geometria do projectil do tipo 2 pode ser vista na figura 6.24 a) e a malha de elementos finitos na figura 6.24 b).

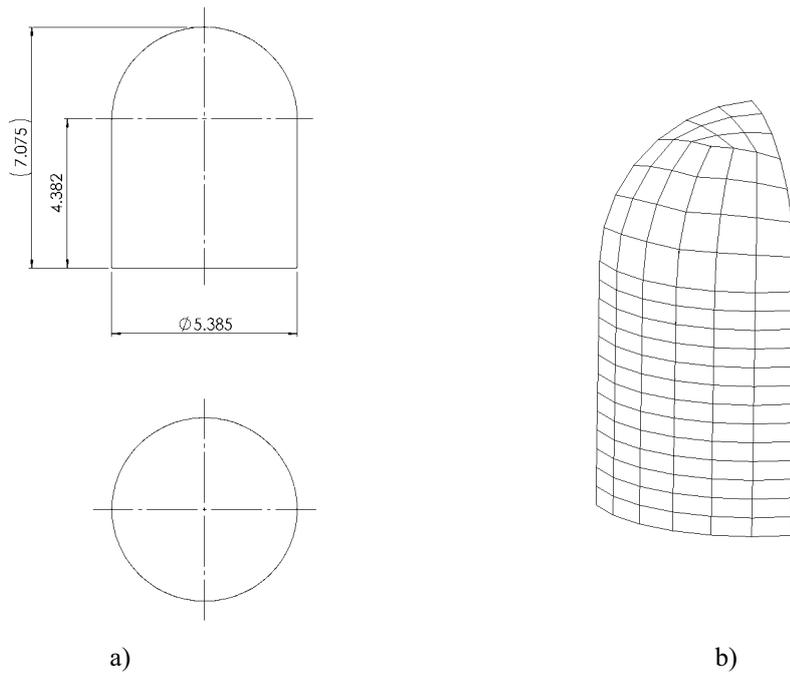


Figura 6.24 Projétil do tipo 2 utilizado: a) geometria b) malha de elementos finitos com 637 elementos.

O projétil do tipo 3 pode ser visto na figura 6.25 a) e a malha de elementos finitos usada na figura 6.25 b). Foi utilizado o software TRUEGRID[®] v2.1.0 para geração da geometria e criação da malha de elementos finitos, tendo sido gerado um ficheiro de saída, importado posteriormente pelo código AUTODYN[®].

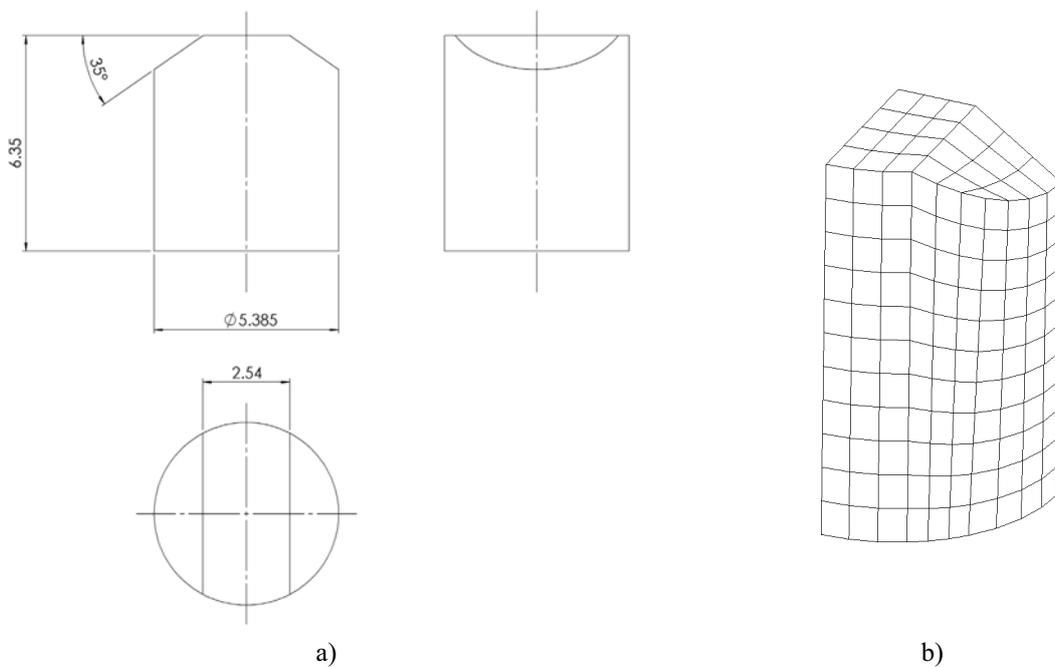


Figura 6.25 Projétil do tipo 3 utilizado: a) geometria b) malha de elementos finitos com 264 elementos.

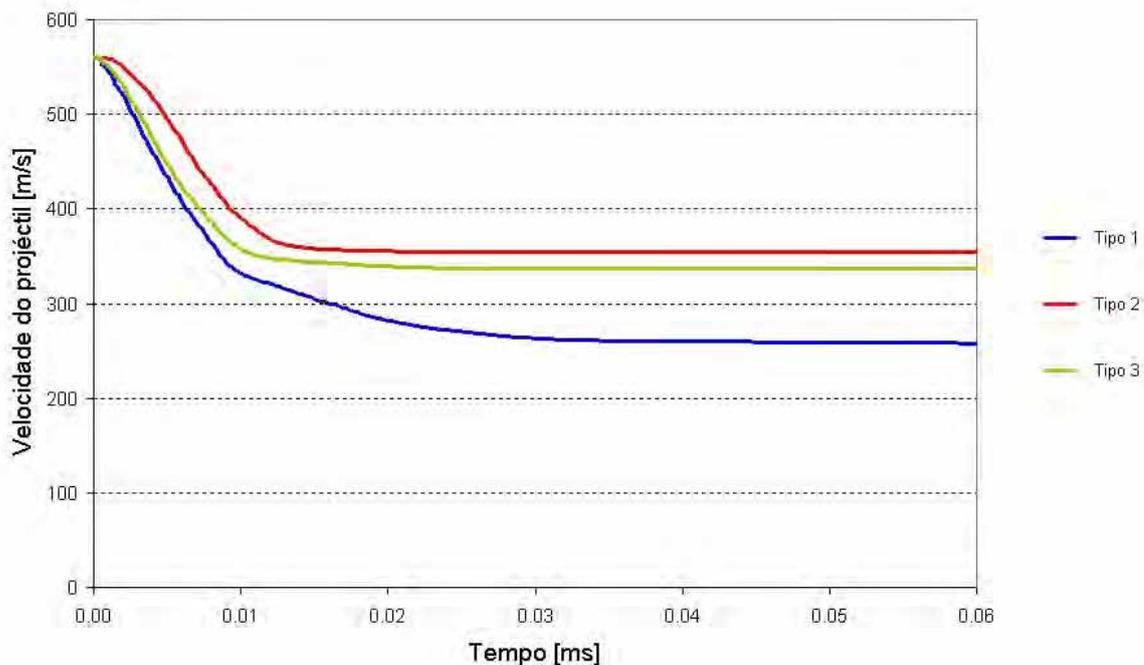


Figura 6.26 Efeito da forma do projétil na sua velocidade residual.

Os resultados obtidos podem ser observados na figura 6.26. Verifica-se que o projétil do tipo 2 (cilíndrico com extremidade hemisférica) tem a maior velocidade residual, possuindo uma melhor capacidade de penetração. O projétil tipo 1 (cilíndrico) fica com a menor velocidade residual, enquanto o projétil do tipo 3 (*FSP*) tem um comportamento intermédio.

6.6.4 Efeito da velocidade de rotação do projétil

Para averiguar a influência da velocidade de rotação do projétil na resistência balística, foram realizadas várias simulações numéricas. Uma vez que não existem condições de simetria neste caso, foram utilizados modelos completos tanto para a placa como para o projétil, o que levou a um incremento do tempo de computação. Como projétil foi utilizado um *FSP* de 17 *grain*, com velocidade linear de 560 *m/s* e uma velocidade de rotação de 14.07 *rad/s*, sendo esta velocidade de rotação calculada considerando um passo das estrias do cano da arma de 250 *mm*. Uma vez que o código AUTODYN[®] não permite a atribuição de velocidades de rotação, foi escrita uma rotina de utilizador (*user-subroutine*), que é chamada pelo código para atribuição das velocidades correspondentes aos nós do projétil, devido à velocidade de rotação. A malha de elementos finitos usada para descrever o projétil pode ser

vista na figura 6.27. Para criação desta malha, foi utilizado o software TRUEGRID v2.1.0, com posterior importação pelo código AUTODYN®.

Em nenhuma das simulações foi considerado o efeito de atrito entre o projectil e a placa.

Os resultados obtidos podem ser observados na figura 6.28, verificando-se uma diminuição da velocidade residual em 6% quando é introduzida a velocidade de rotação.

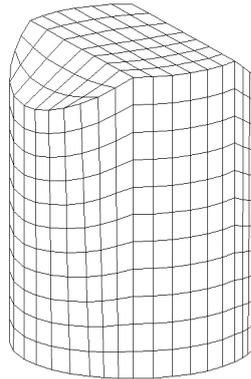


Figura 6.27 Malha de elementos finitos utilizada no projectil (*FSP*), com 924 elementos.

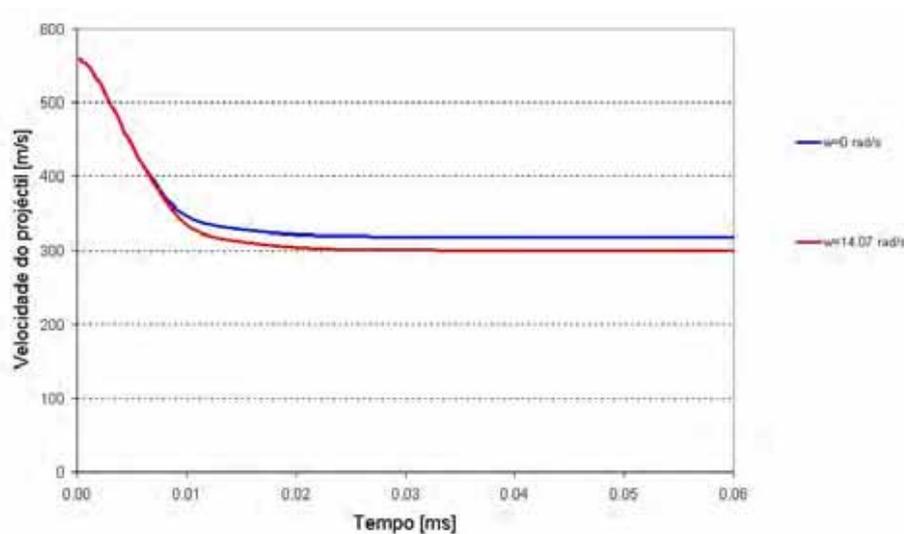


Figura 6.28 Efeito da velocidade de rotação na velocidade residual do projectil *FSP 17 grain*.

6.6.5 Efeito do coeficiente de atrito

Para averiguar a influência do coeficiente de atrito entre o projectil e a placa, foram realizadas várias simulações numéricas, com dois valores para o coeficiente de atrito entre o projectil e a placa. Como projectil foi utilizado um *FSP 17 grain*, com velocidade de 560 *m/s*. Uma vez que não existem condições de simetria, foram

utilizados modelos completos tanto para a placa como para o projectil. A existência ou não de velocidade de rotação no projectil foi também considerada.

Os resultados obtidos podem ser observados na figura 6.29. Como seria de esperar, verifica-se que quando se considera a existência de atrito, a velocidade residual do projectil é sempre diminuída, independentemente de existir ou não velocidade de rotação.

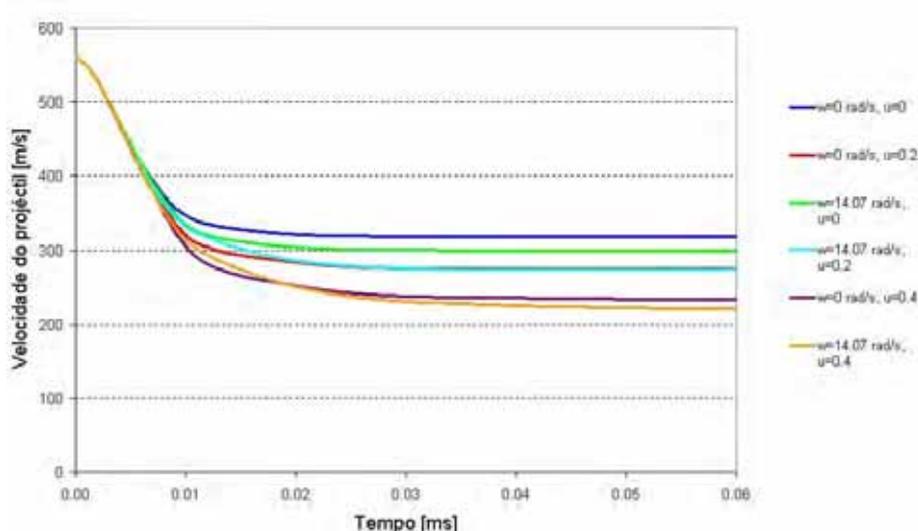


Figura 6.29 Efeito do coeficiente de atrito na velocidade residual do projectil *FSP 17 grain*.

6.6.6 Efeito do controlo dos modos de energia zero

Todas as malhas usadas neste estudo utilizam elementos de 8 nós, com um ponto de Gauss de integração. A integração de Gauss é utilizada nos códigos de elementos finitos para realizar a integração no volume que é requerida pelo processo de solução. A integração de uma função g ao longo do volume utilizando a integração de Gauss é dada por:

$$\int_V g dV = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 g |J| d\xi d\eta d\zeta = \sum_{j=1}^n \sum_{k=1}^n \sum_{l=1}^n g_{jkl} |J_{jkl}| \omega_j \omega_k \omega_l \quad (6.29)$$

em que $|J|$ é o determinante da matriz Jacobiana \mathbf{J} ; ξ , η , ζ são as coordenadas paramétricas dos pontos nodais que variam entre ± 1 (figura 6.30), n é o número de pontos de integração; $g_{jkl} = g(\xi_j, \eta_k, \zeta_l)$; e ω_j , ω_k e ω_l são os factores de peso.

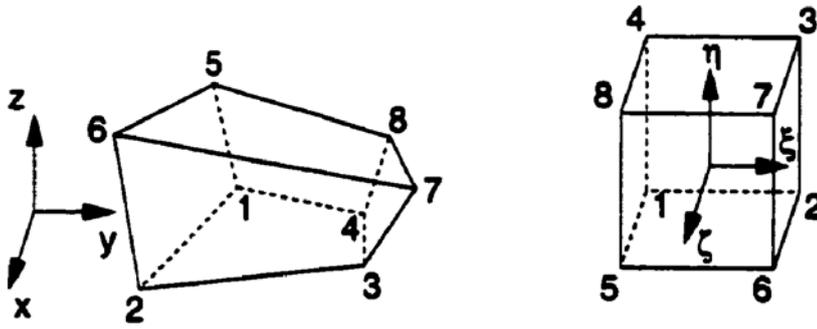


Figura 6.30 Definição do elemento.

A matriz Jacobiana \mathbf{J} é dada por:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial \xi} & \frac{\partial y}{\partial \xi} & \frac{\partial z}{\partial \xi} \\ \frac{\partial x}{\partial \eta} & \frac{\partial y}{\partial \eta} & \frac{\partial z}{\partial \eta} \\ \frac{\partial x}{\partial \zeta} & \frac{\partial y}{\partial \zeta} & \frac{\partial z}{\partial \zeta} \end{bmatrix} \quad (6.30)$$

Para a integração com um ponto verifica-se que:

$$\begin{aligned} n &= 1 \\ \omega_j &= \omega_k = \omega_l = 2 \\ \xi_1 &= \eta_1 = \zeta_1 = 0 \end{aligned} \quad (6.31)$$

obtendo-se então:

$$\int_V g dV = 8 g(0,0,0) |\mathbf{J}(0,0,0)| \quad (6.32)$$

em que $8 |\mathbf{J}(0,0,0)|$ aproxima o volume do elemento.

A grande vantagem de elementos com um ponto de integração relativamente a elementos com integração completa ($n=8$) é a grande poupança em termos de tempo de computação. Os custos em computação com um ponto de integração são reduzidos com um factor de 16 para o cálculo das deformações e das forças nodais do elemento e com um factor de 8 para as tensões, quando comparados com elementos com integração completa [175]. A grande desvantagem da utilização de elementos com um ponto de integração é a sua susceptibilidade a modos de

deformação de energia nula. Como as expressões para as velocidades de deformação e forças envolvem apenas diferença de velocidade e/ou coordenadas de nós diagonalmente opostos no elemento, se este se distorcer de uma forma que estas diferenças permaneçam inalteradas, não haverá incremento da deformação e, portanto, não haverá oposição a esta distorção. Um exemplo deste tipo de distorção a duas dimensões pode ser visto na figura 6.31, em que não há alteração do comprimento das diagonais dos nós 1-4 e 1-3, apesar de haver distorção do elemento.

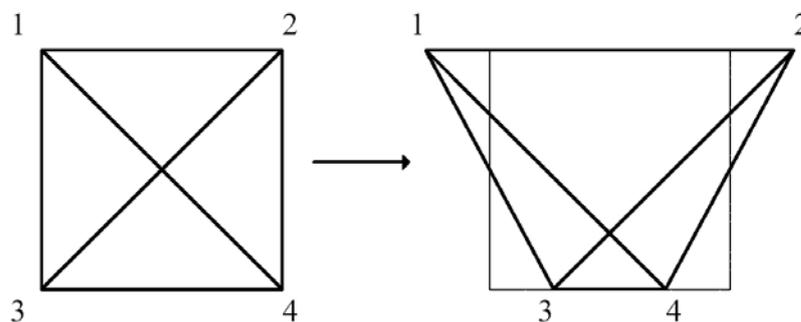


Figura 6.31 Elemento com distorção devido a modos de deformação de energia nula.

Uma manifestação deste fenómeno a duas dimensões pode ser vista na figura 6.32.

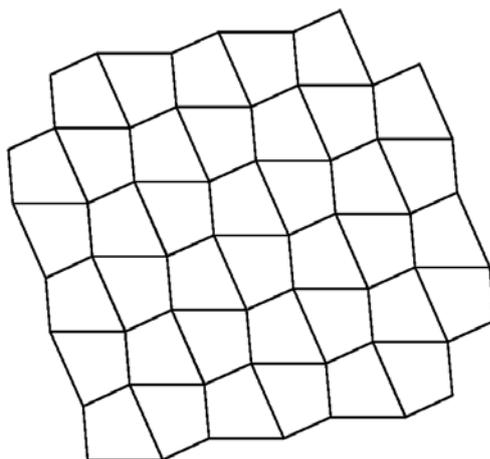


Figura 6.32 Região a duas dimensões com distorção devido a modos de deformação de energia nula.

A visualização tridimensional é mais difícil, mas se este fenómeno ocorrer numa região com vários elementos podem ocorrer formas como as mostradas na figura 6.33.

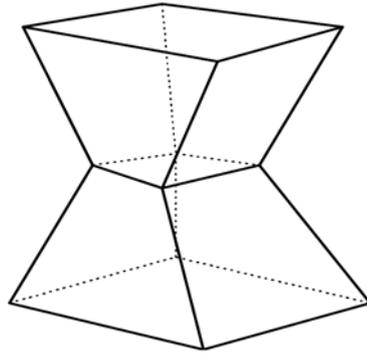


Figura 6.33 Região com distorção tridimensional devido a modos de deformação de energia nula.

Os modos de deformação de energia nula podem desenvolver-se se não forem artificialmente controlados. Para evitar este efeito, são utilizadas forças correctivas que são proporcionais às diferenças de velocidade. No código AUTODYN[®] 3D [151] é utilizado o esquema desenvolvido anteriormente para o código DYNA3D[®] por Hallquist [175].

Com o fim de avaliar o efeito do parâmetro de controlo dos modos de energia nula, foram realizadas várias simulações, com diferentes valores para este parâmetro, designado por H.D. (*Hourglass Damping*).

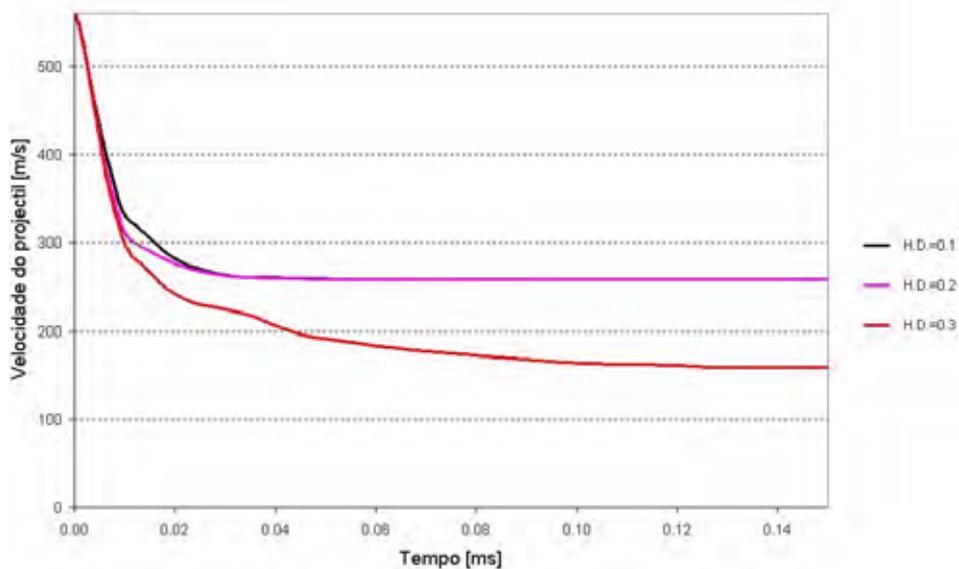


Figura 6.34 Efeito do parâmetro de controlo dos modos de energia nula na velocidade do projectil.

Na figura 6.34 é apresentado o efeito do parâmetro de controlo dos modos de energia nula na velocidade do projectil. Observa-se que a utilização do valor de 0.1

tem praticamente o mesmo efeito que a utilização do valor de 0.2, sendo este (0.1) o valor recomendado como adequado para a maioria das situações [151]. A utilização do valor de 0.3 teve como efeito um aumento da resistência balística, traduzida numa menor velocidade do projectil após perfuração da placa.

O valor adoptado nas restantes simulações efectuadas foi o recomendado pelo manual do código.

6.6.7 Efeito da equação de estado

É apresentada em seguida uma comparação entre os resultados obtidos na velocidade residual do projectil utilizando dois tipos de equações de estado. É comparada a resposta obtida quando se utiliza uma equação de estado do tipo linear com a obtida com uma equação de estado polinomial. São utilizados os parâmetros das equações anteriormente usadas na simulação dos ensaios de *inverse flyer plate*.

Tal como se pode observar na figura 6.35, a aplicação de uma equação de estado polinomial tem como efeito um aumento da resistência balística, traduzida numa menor velocidade do projectil.

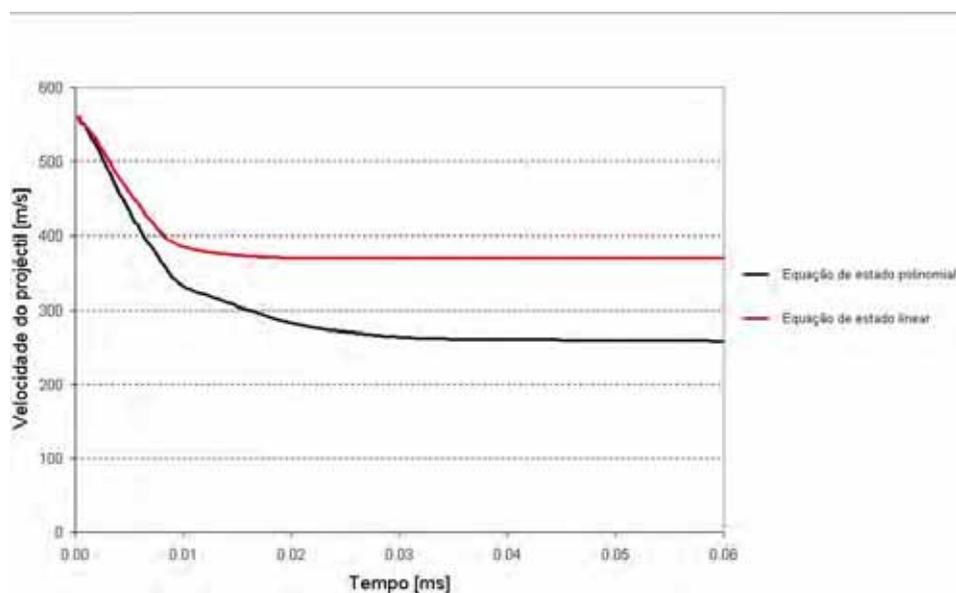


Figura 6.35 Efeito do tipo de equação de estado na velocidade do projectil.

6.6.8 Conclusões

Os resultados obtidos indicam que factores como a definição da malha de elementos finitos, o tipo de equação de estado e a deformação longitudinal máxima no plano têm grande influência na resposta do modelo. A comparação do modelo com os resultados experimentais dos ensaios balísticos realizados será apresentada em seguida.

6.7 Simulação dos ensaios de impacto balístico

Foram realizadas simulações numéricas para permitir comparar o comportamento do modelo com os resultados obtidos experimentalmente em ensaios balísticos. Foi utilizado como projectil um simulacro de fragmento (*FSP*) de 17 *grain*, sem velocidade de rotação para tirar partido das condições de simetria e reduzir o tempo de computação. Na modelação da zona de impacto da placa foram utilizados elementos com as mesmas dimensões dos utilizados na configuração inicial de 6.6.2. Foram simulados impactos tanto em placas de Kevlar[®] 129 como em Dyneema[®] SK66, com duas espessuras diferentes, tendo sido registado o valor da velocidade residual do projectil e estimado o limite balístico.

6.7.1 Simulações em Kevlar[®] 129

Para comparação com os resultados experimentais de impacto balístico, foram realizadas simulações numéricas de impacto em duas placas de espessura diferente. Não foi imposta velocidade de rotação inicial ao projectil, sendo o valor do coeficiente de atrito de 0.4, por se tratar de contacto entre aço e Kevlar[®]. Nestas condições, tirando partido das condições de simetria, apenas foi simulado $\frac{1}{4}$ do problema, o que permitiu reduzir o tempo de computação. Foi usado 0.1 para o parâmetro de controlo dos modos de energia nula. A malha de elementos finitos da placa foi refinada na região do impacto, utilizando-se elementos com dimensões semelhantes às da configuração inicial de 6.6.2. As características do modelo de material usado no Kevlar[®] 129 são apresentadas no Anexo 10.

Placa de 3 mm de espessura

Esta situação corresponde a uma placa de 7 camadas, sendo usadas as dimensões de $70 \times 70 \times 3 \text{ mm}^3$ para $\frac{1}{4}$ da placa. Os resultados dos ensaios balísticos experimentais mostram que o limite balístico está limitado por $423 < V_{50} < 431 \text{ m/s}$. A malha de elementos finitos usada pode ser observada na figura 6.36, tendo sido utilizados 19 200 elementos e 26 244 nós na malha da placa.

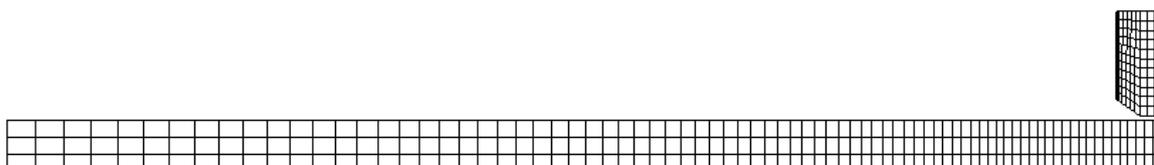
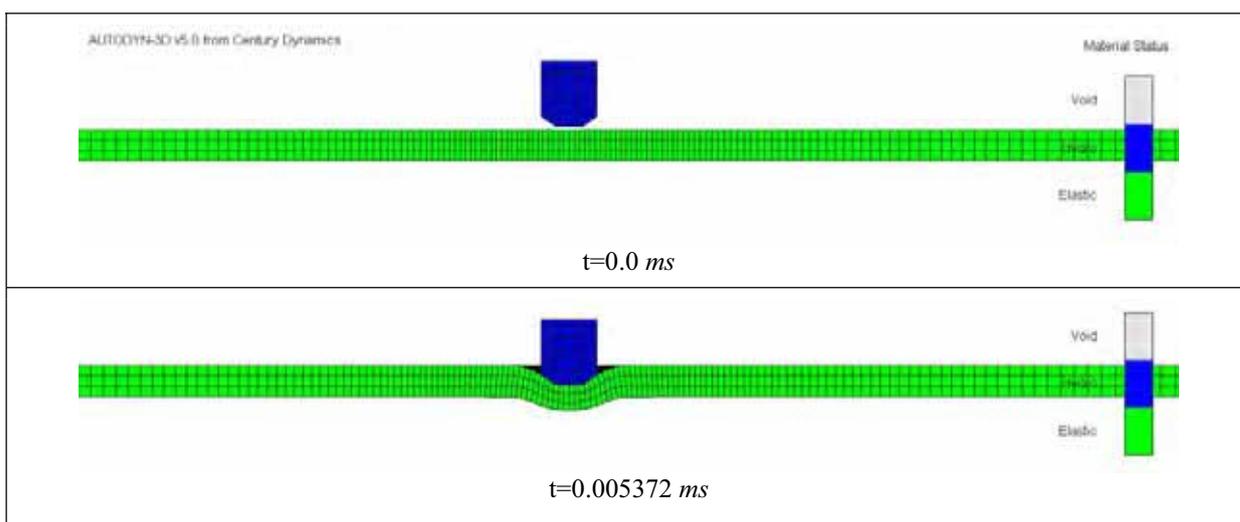


Figura 6.36 Malha de elementos finitos usada para impacto em placa de 3 mm.

A sequência de impacto, com o tipo de dano provocado na placa, pode ser observada nas imagens seguintes, para uma velocidade inicial do projectil de 443 m/s , com previsão de perfuração da placa.



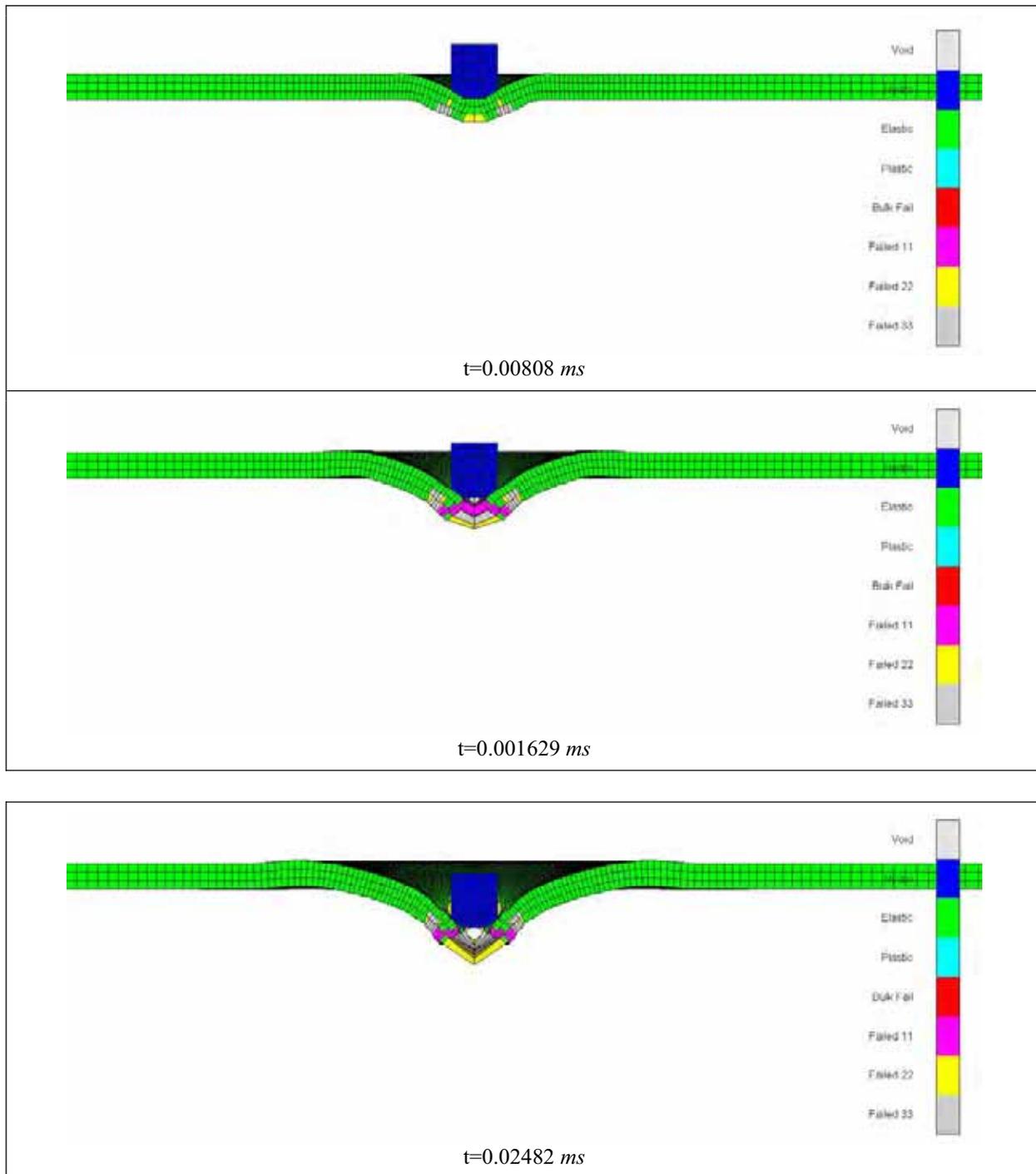


Figura 6.37 Sequência com dano provocado numa placa de Kevlar[®]129 com 3 mm de espessura, para velocidade de impacto de 443 m/s e velocidade residual de 235 m/s, com perfuração.

A comparação dos resultados experimentais com os resultados obtidos por simulação numérica pode ser observada na figura 6.38. Verifica-se que o valor do limite balístico estimado numericamente é ligeiramente inferior ao registado experimentalmente, constatando-se uma boa concordância para os valores de velocidade residual para velocidades de impacto até 673 m/s.

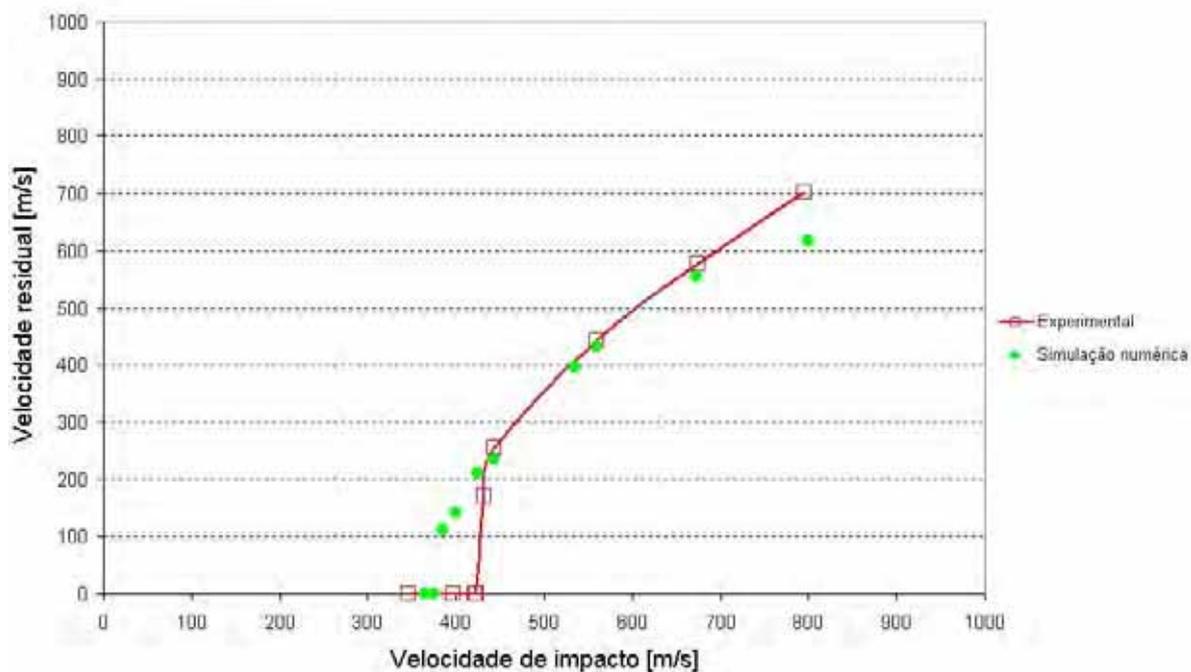


Figura 6.38 Comparação dos resultados numéricos com experimentais para placa de Kevlar[®] 129 de 3 mm de espessura.

Placa de 7.8 mm de espessura

Esta situação corresponde a uma placa de 18 camadas, sendo usadas as dimensões de $45 \times 45 \times 7.8 \text{ mm}^3$ para $\frac{1}{4}$ da placa. A malha de elementos finitos usada pode ser observada na figura 6.39, tendo sido utilizados 20 000 elementos e 23 409 nós na malha da placa. Os resultados dos ensaios balísticos experimentais mostram que o limite balístico está limitado por $644 < V_{50} < 649 \text{ m/s}$.

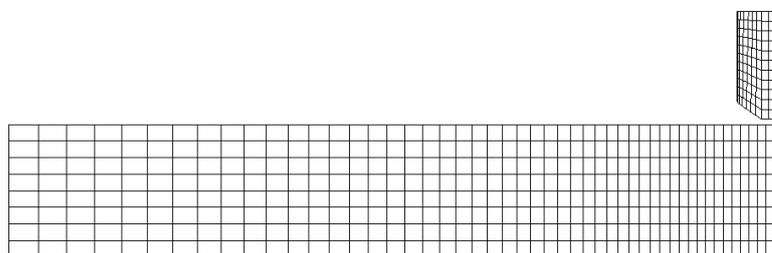
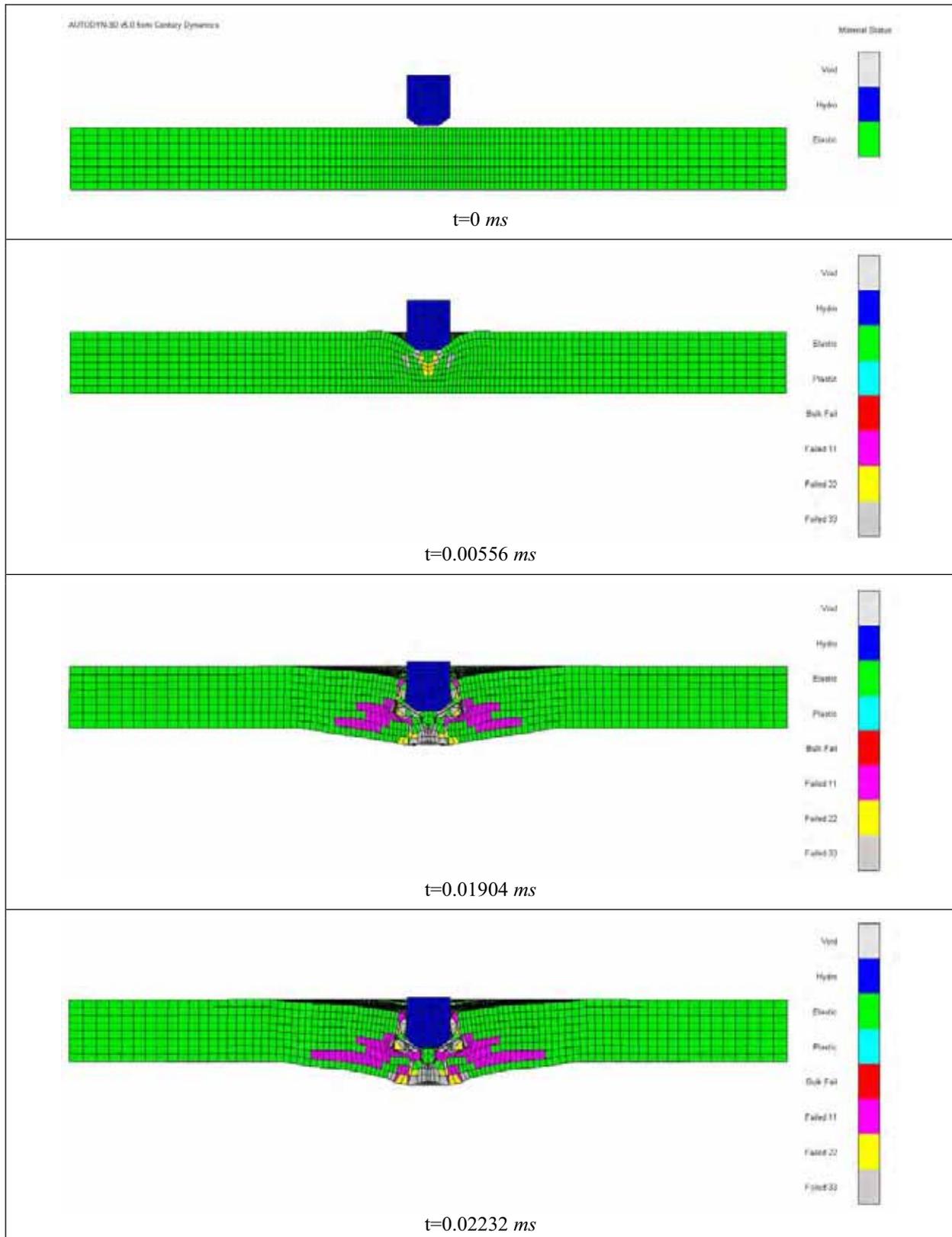


Figura 6.39 Malha de elementos finitos usada para impacto em placa de 7.8 mm.

A sequência de impacto, com o tipo de dano provocado na placa, pode ser observada nas imagens seguintes, para uma velocidade inicial do projectil de 535 m/s e velocidade residual de 9.5 m/s .



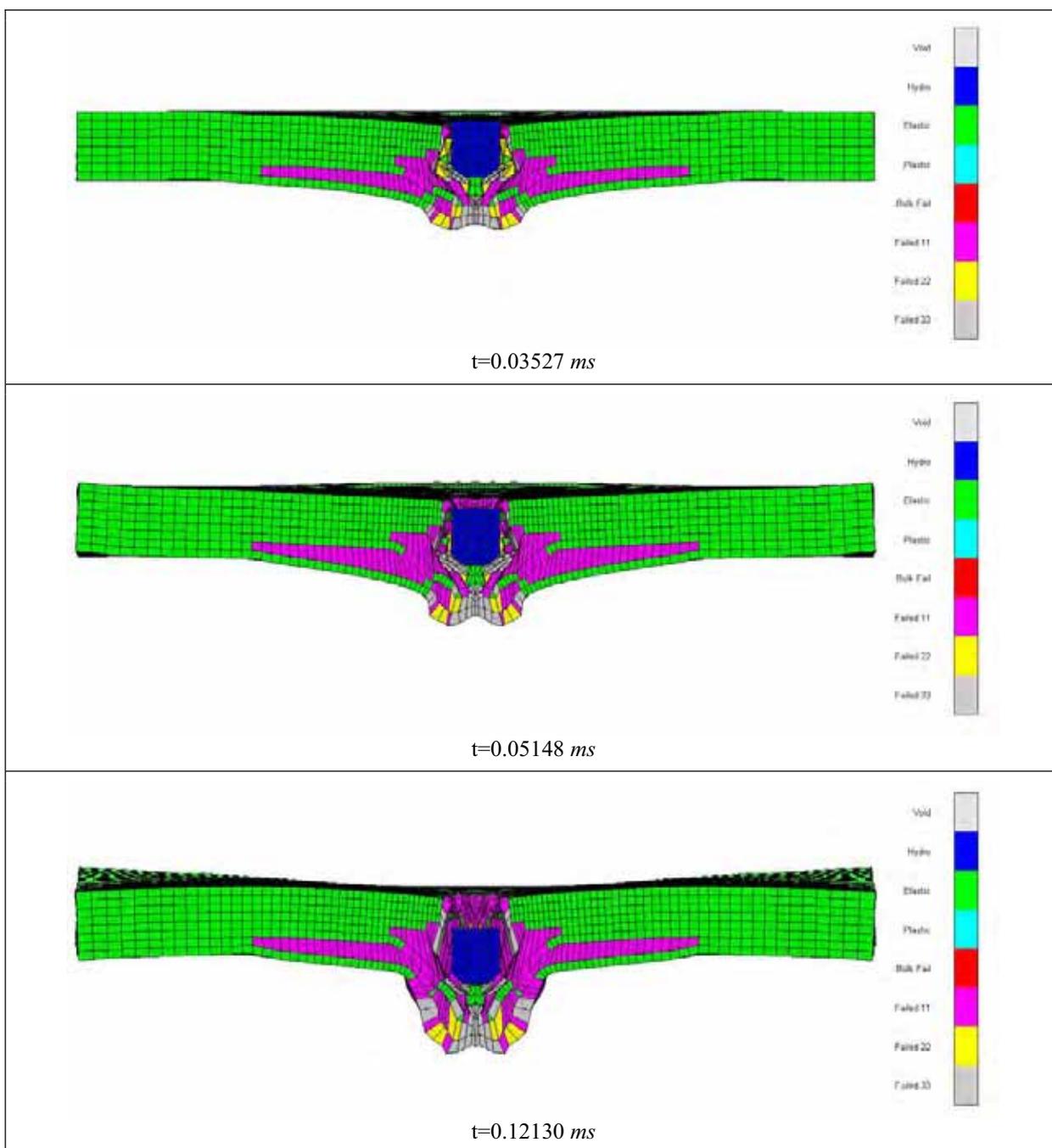


Figura 6.40 Sequência com dano provocado numa placa de Kevlar[®] 129 com 7.8 mm de espessura, para velocidade de impacto de 535 m/s, com penetração parcial.

A comparação dos resultados experimentais com os resultados obtidos por simulação numérica pode ser observada na figura 6.41. O limite balístico previsto pela simulação numérica é subestimado em cerca de 17%, prevendo-se um aumento gradual da velocidade residual que não é observado experimentalmente. O tipo e forma do dano previsto são semelhantes aos observados na prática, com delaminagens a aumentar em extensão à medida que nos afastamos da face de

impacto, com cedência de material em tracção nas direcções 22 e 33, e formação de uma cavidade que permite a passagem do projectil.

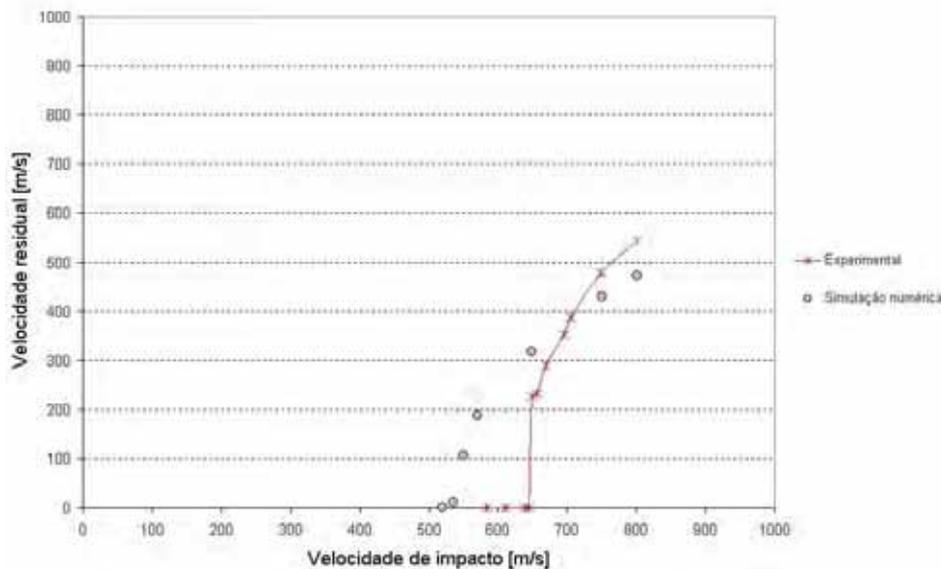


Figura 6.41 Comparação dos resultados numéricos com experimentais para placa de Kevlar®129 de 7.8 mm de espessura.

6.7.2 Simulações em Dyneema® SK66

Para comparação com os resultados experimentais de impacto balístico, foram realizadas simulações numéricas de impacto em duas placas de espessura diferente. Não foi imposta velocidade de rotação inicial ao projectil, sendo o valor do coeficiente de atrito utilizado de 0.2, por se tratar de contacto entre aço e polietileno. Tirando partido das condições de simetria, foi simulado apenas $\frac{1}{4}$ do problema, o que permitiu reduzir o tempo de computação. Foi usado 0.1 para o parâmetro de controlo dos modos de energia nula. A malha de elementos finitos utilizada na placa tem refinamento no local do impacto. As características do modelo de material usado para Dyneema® SK66 são apresentadas no Anexo 11.

Placa de 3.1 mm de espessura

Esta situação corresponde a uma placa de 14 camadas, estando o valor do limite balístico determinado experimentalmente compreendido entre 362 e 388 m/s. As dimensões utilizadas para $\frac{1}{4}$ da placa foram $70 \times 70 \times 3.1 \text{ mm}^3$ para da placa. A malha de elementos finitos usada pode ser observada na figura 6.42, tendo sido utilizados

19 200 elementos e 26 244 nós na malha da placa. Os resultados dos ensaios balísticos experimentais mostram que o limite balístico está limitado no intervalo $340 < V_{50} < 348 \text{ m/s}$.

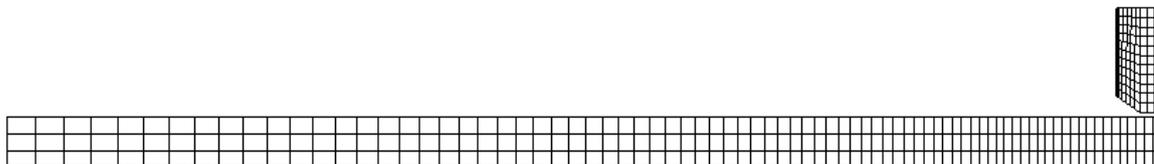
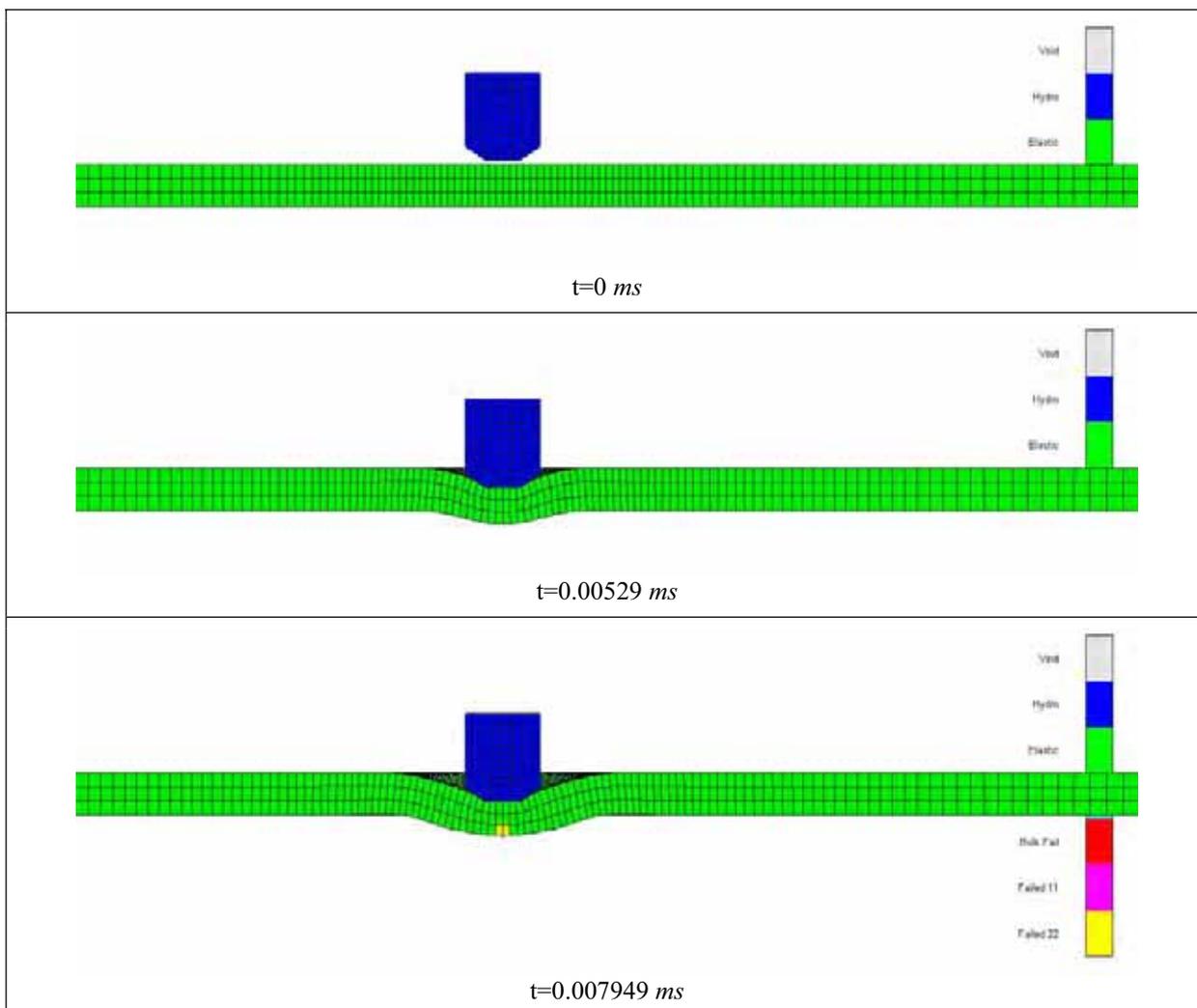
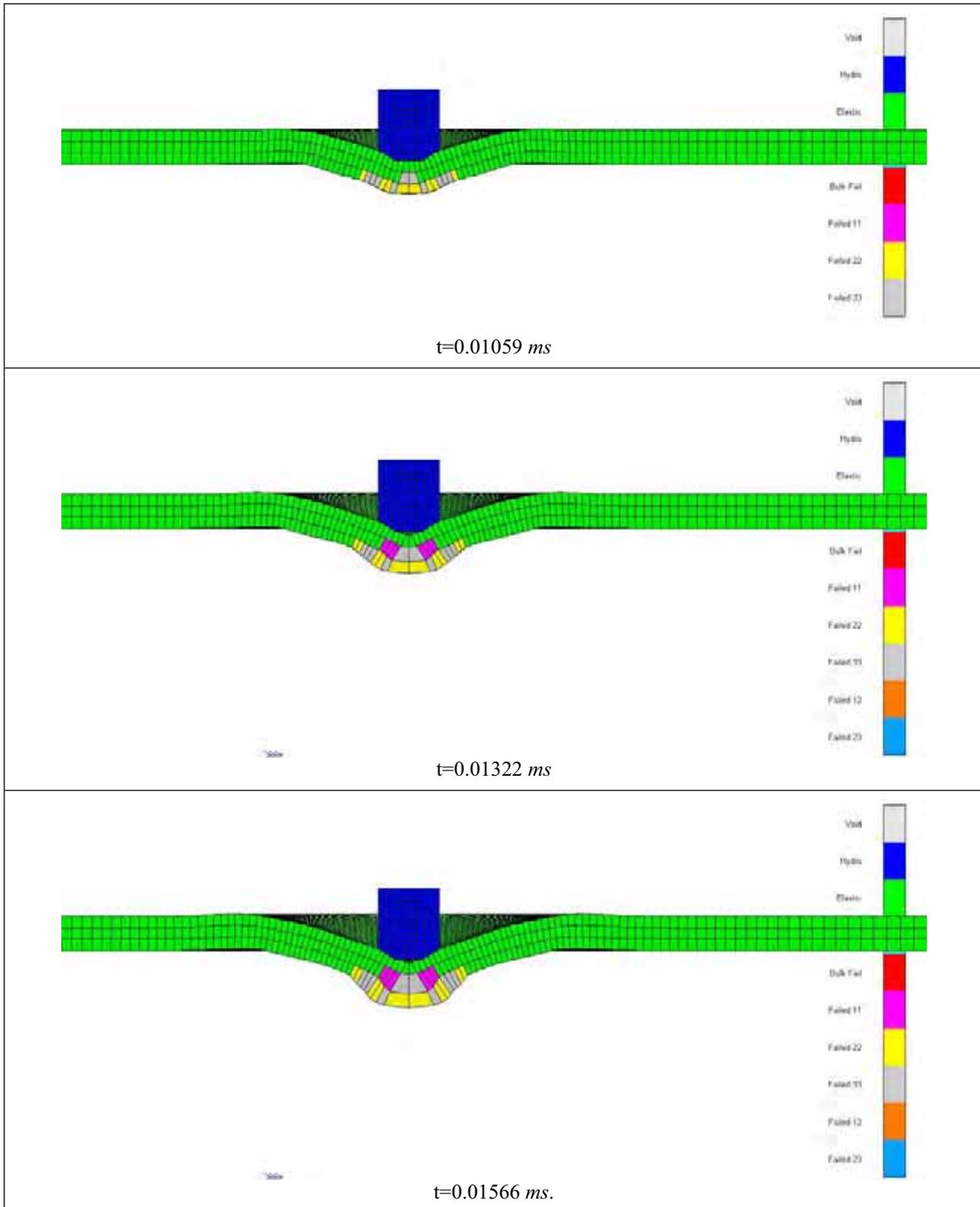
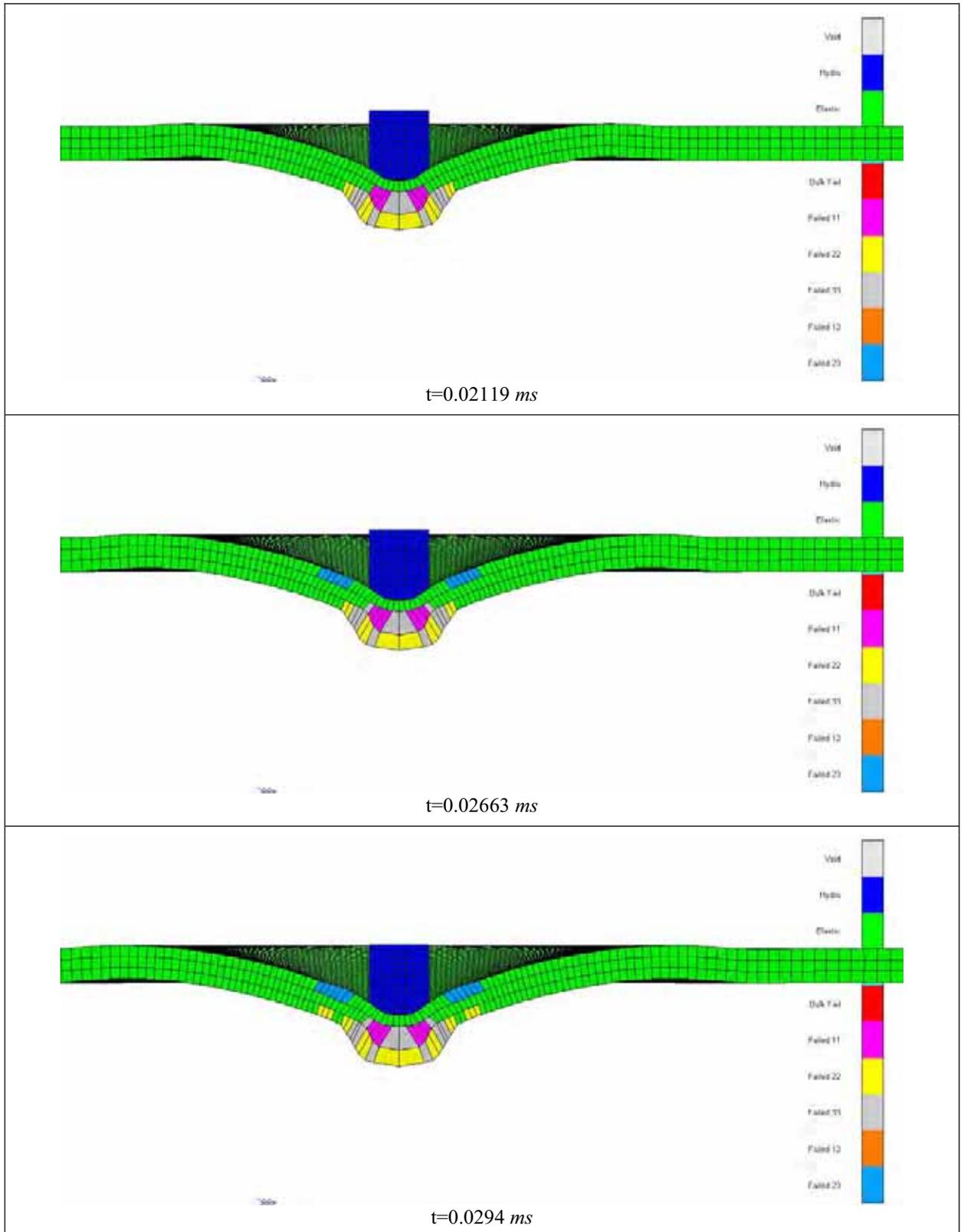


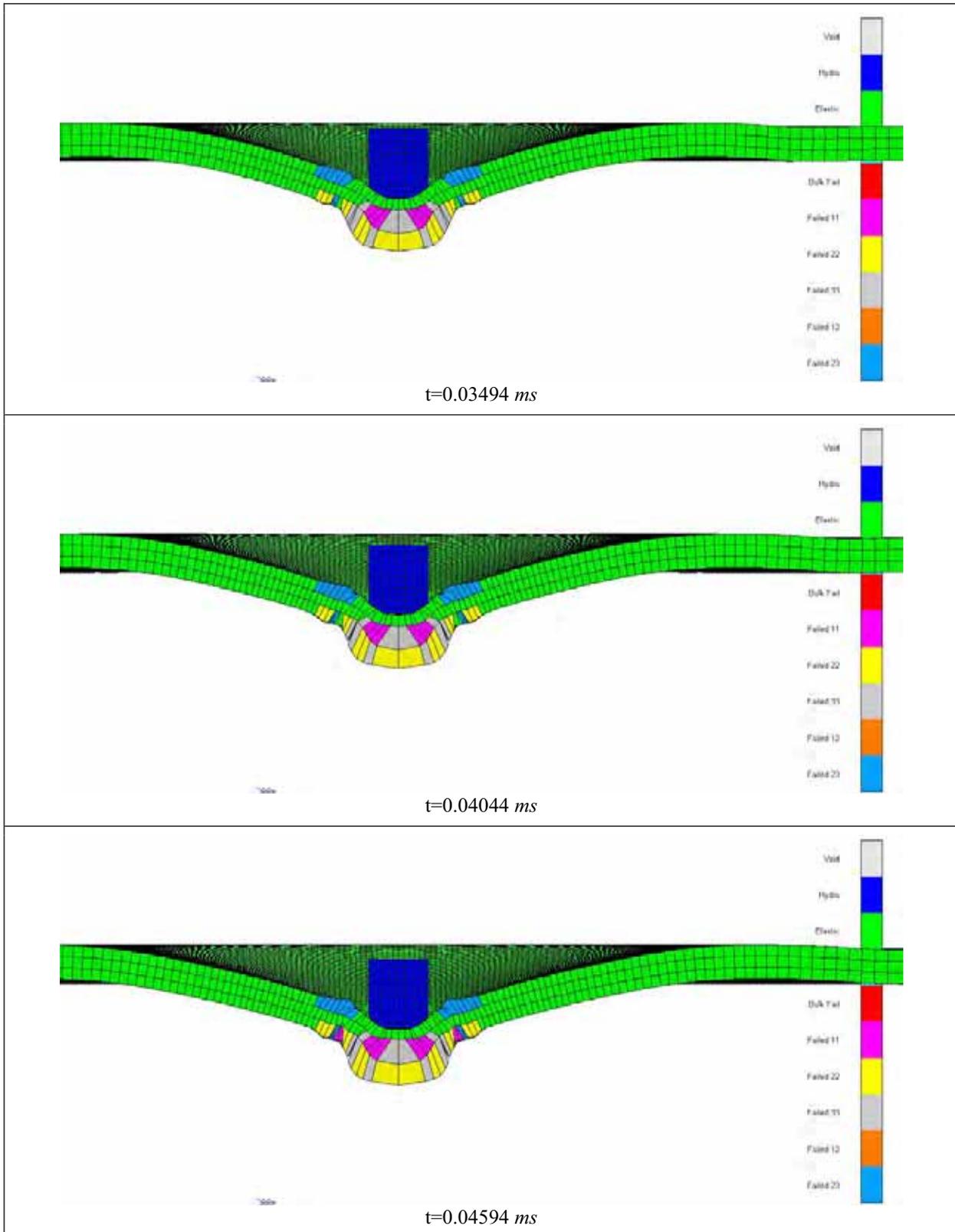
Figura 6.42 Malha de elementos finitos usada para impacto em placa de 3.1 mm de espessura.

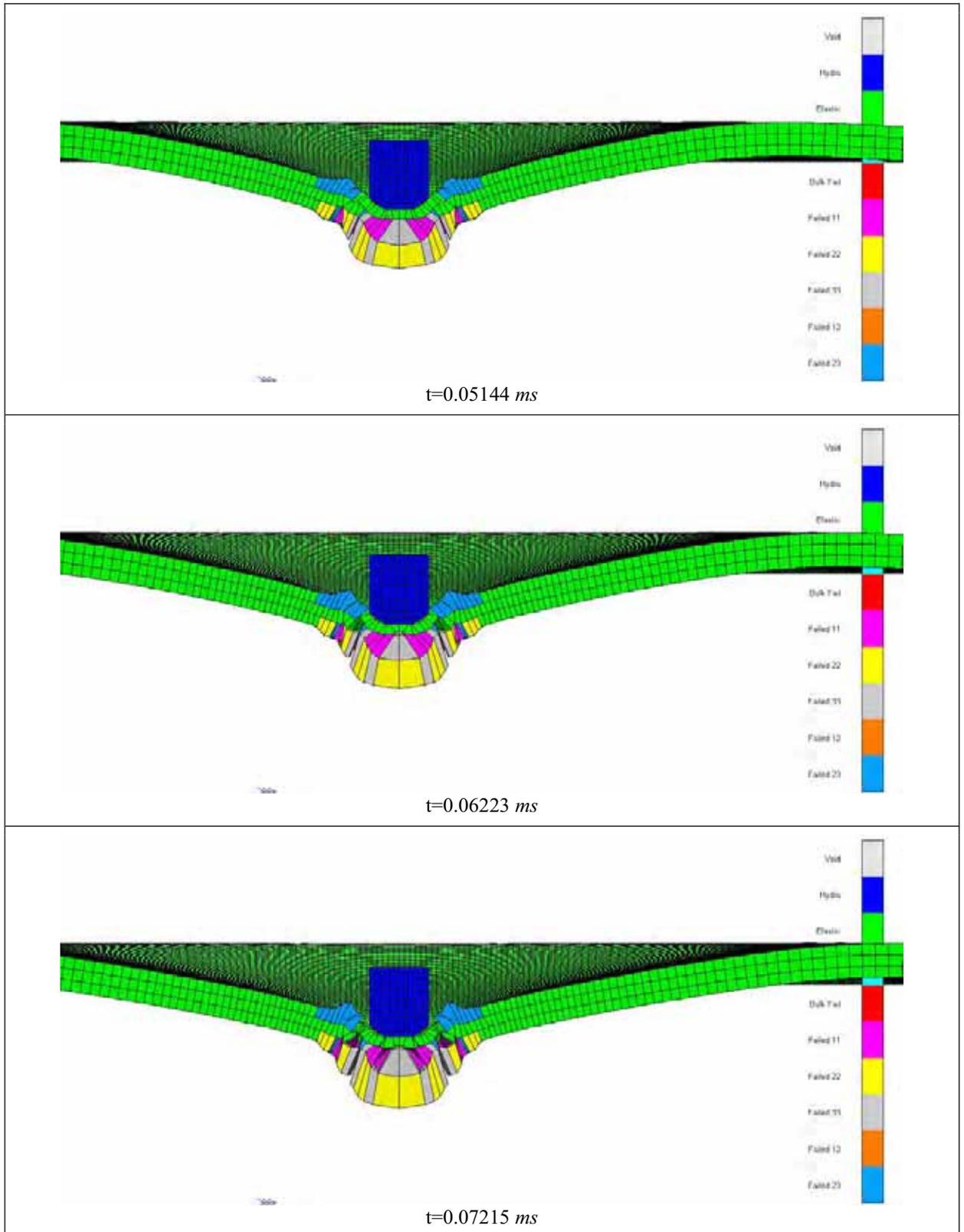
A sequência de impacto, com o tipo de dano provocado na placa, pode ser observada nas imagens seguintes, para uma velocidade inicial do projectil de 340 m/s, com previsão de penetração parcial.











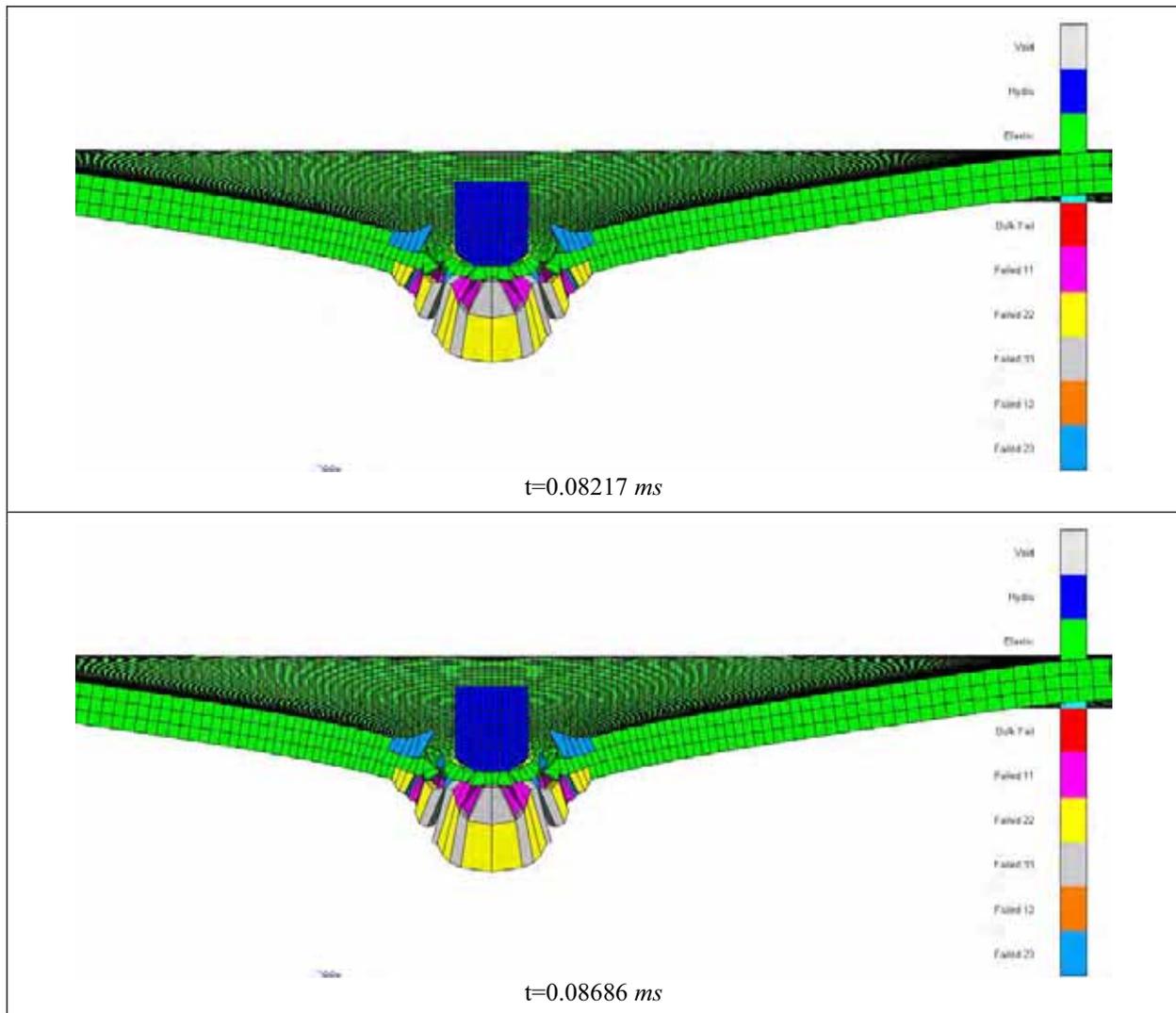


Figura 6.43 Dano provocado na placa de Dyneema[®] SK66 de 3.1 mm de espessura, para velocidade de impacto de 340 m/s, com penetração parcial.

A comparação dos resultados experimentais com os resultados obtidos por simulação numérica pode ser observado na figura 6.44. Observa-se uma boa concordância entre os valores de velocidade residual do projectil mesmo até à velocidade de impacto de 1247 m/s. O limite balístico previsto pela simulação numérica é de 344 m/s, verificando-se também boa concordância com o valor determinado experimentalmente que está compreendido entre 362 e 388 m/s.

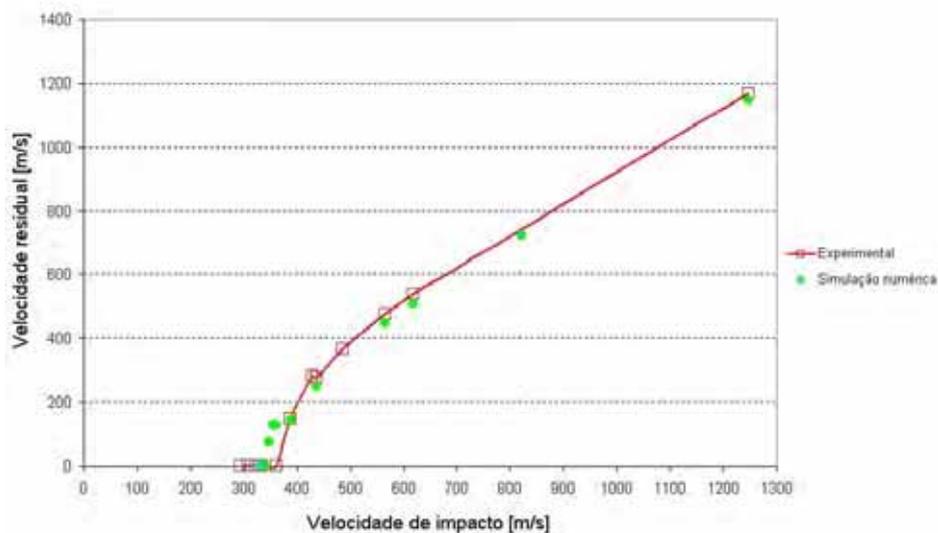


Figura 6.44 Comparação dos resultados numéricos com experimentais para placa de Dyneema® SK66 de 3.1 mm.

Placa de 11.1 mm de espessura

Esta situação corresponde a uma placa com 52 camadas, sendo usadas as dimensões $45 \times 45 \times 11.1 \text{ mm}^3$ para modelar $\frac{1}{4}$ da placa. A malha de elementos finitos usada pode ser observada na figura 6.45, tendo sido utilizados 31 212 nós e 27 500 elementos na malha da placa. Os resultados dos ensaios balísticos experimentais mostram que o limite balístico está limitado ao intervalo $643 < V_{50} < 671 \text{ m/s}$.

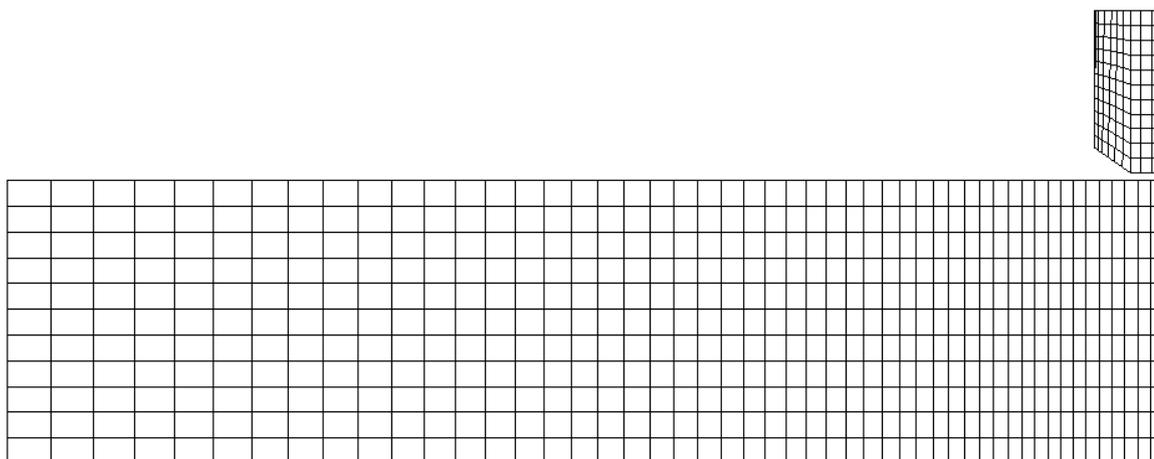
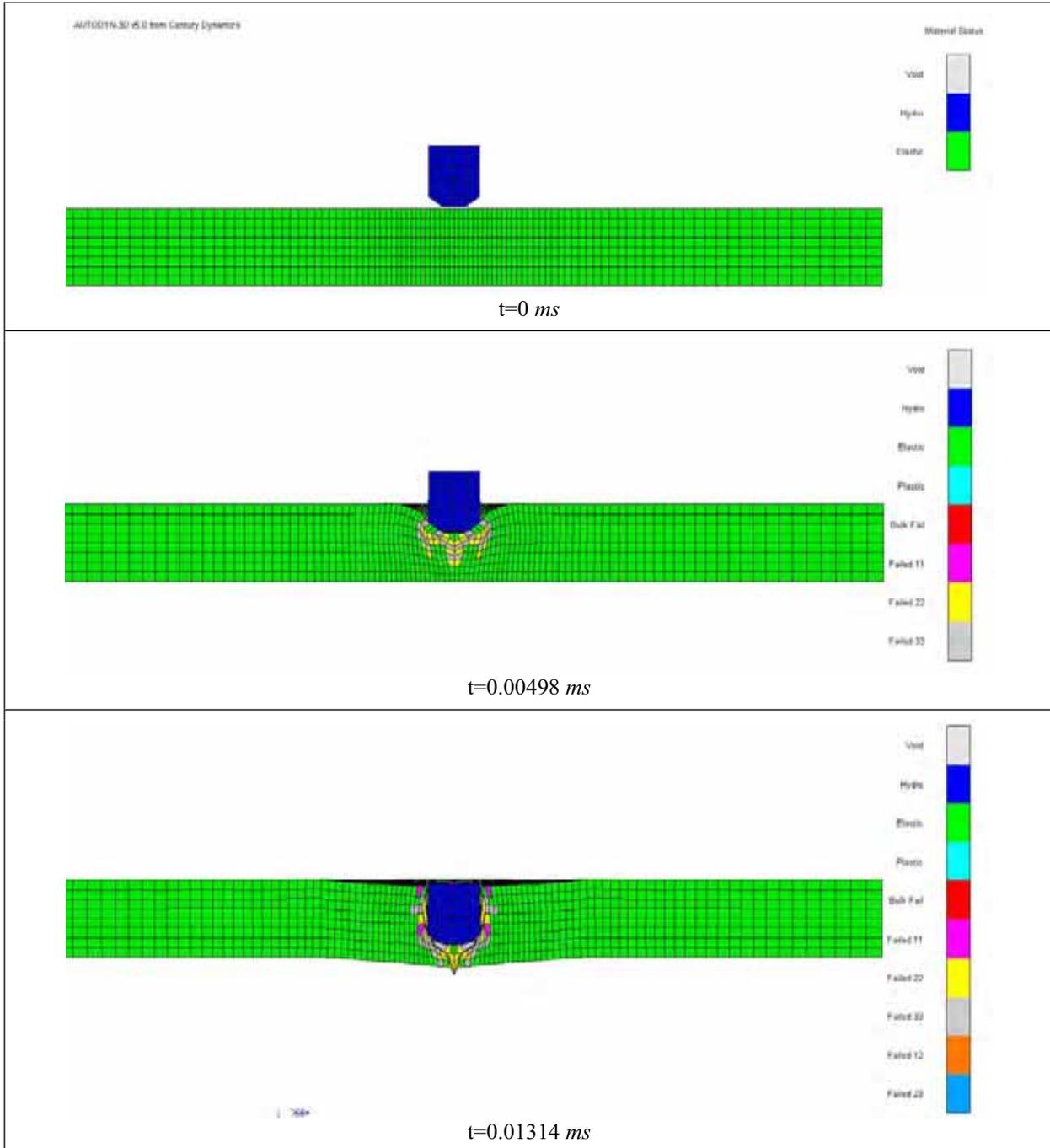


Figura 6.45 Malha de elementos finitos usada para impacto em placa de 11.1 mm.

A sequência de impacto, com o tipo de dano provocado na placa, pode ser observada nas imagens seguintes, para uma velocidade inicial do projectil de 700 m/s , com previsão de penetração parcial.



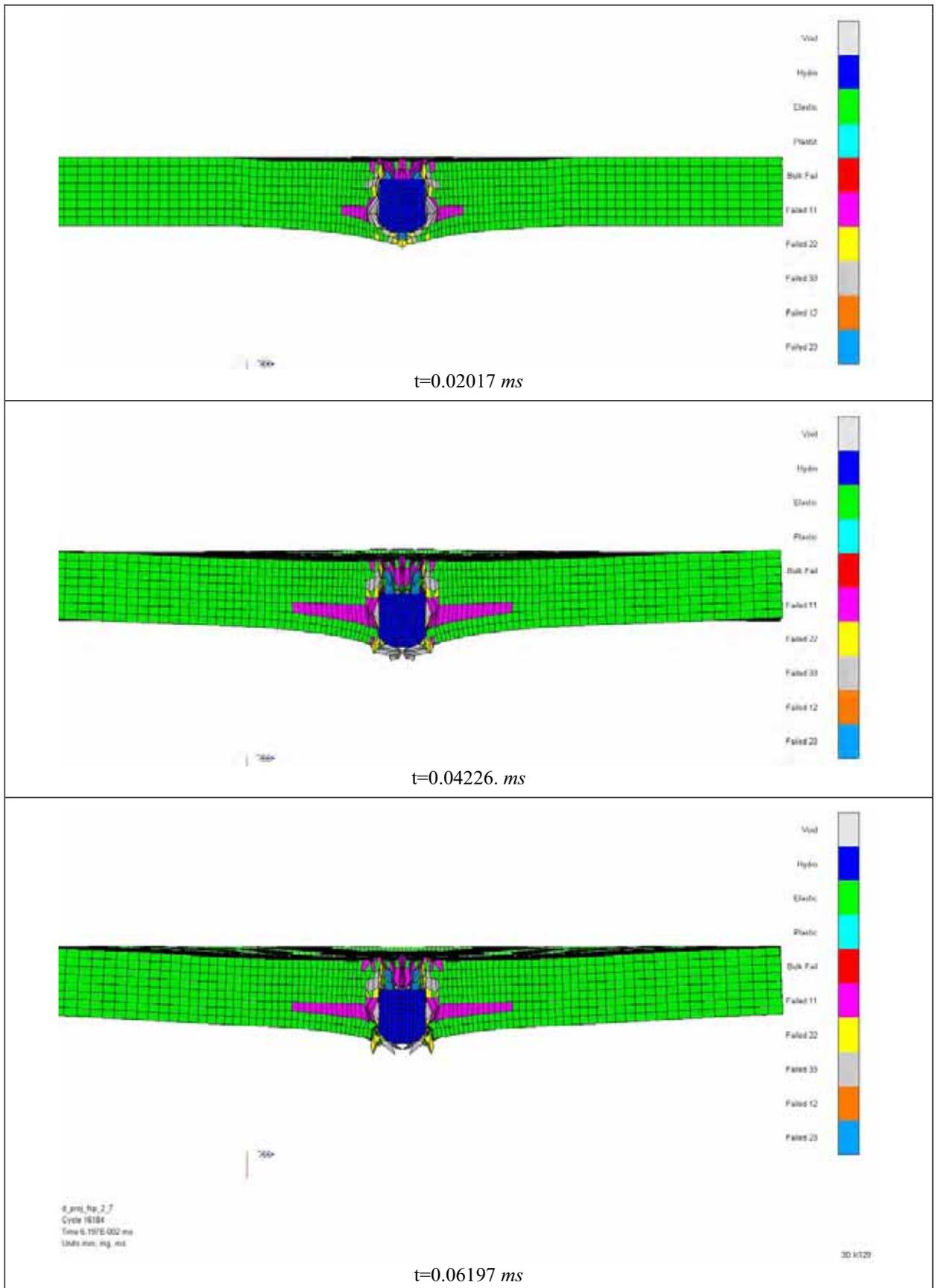


Figura 6.46 Dano provocado na placa de Dyneema[®] SK66 de 11.1 mm de espessura, para uma velocidade de impacto de 700 m/s.

O tipo e forma do dano previsto são semelhantes aos observados na prática, com formação de uma cavidade que permite a passagem do projectil, delaminagens a aumentar em extensão à medida que nos afastamos da face de impacto, com cedência de material em tracção nas direcções das fibras (22 e 33).

A comparação dos resultados experimentais com os resultados obtidos por simulação numérica pode ser observada na figura 6.47.

O limite balístico previsto pela simulação numérica para esta placa é sobre-estimado em cerca de 7%, prevendo-se também menores valores de velocidade residual do que aqueles que foram registados experimentalmente.

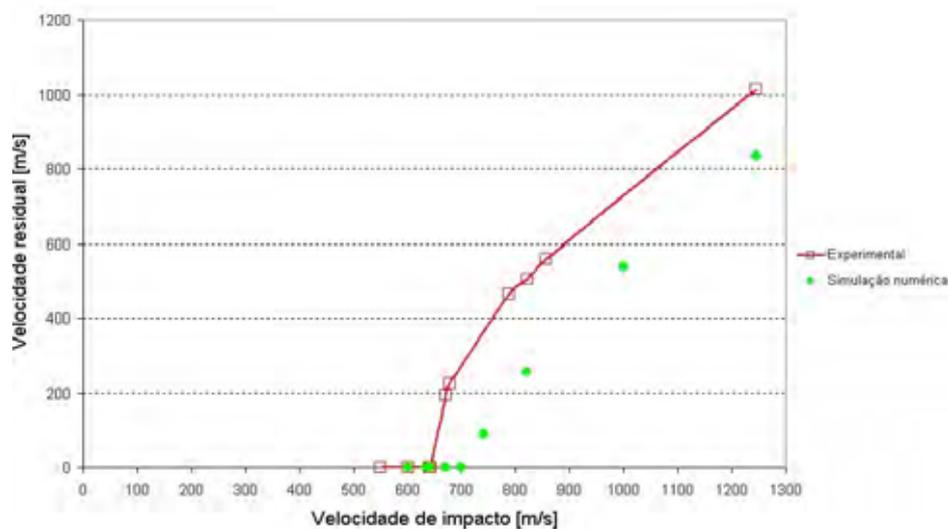


Figura 6.47 Comparação dos resultados numéricos com experimentais para placa de Dyneema® SK66 de 11.1 mm.

6.8 Conclusões

Foram feitas simulações numéricas tridimensionais dos testes de *inverse flyer plate* realizados nos dois materiais em estudo no Laboratório Cavendish, Cambridge. Estas simulações permitiram concluir que, para a gama de velocidades testada, a utilização de uma equação de estado polinomial permite uma melhor aproximação do comportamento ao choque dos materiais estudados. É de salientar que se verificou muito boa concordância entre os resultados experimentais obtidos pelo autor e os resultados numéricos obtidos neste trabalho.

Foi também realizado um estudo paramétrico, em que foram analisados os efeitos de algumas características do modelo na resposta ao impacto balístico. Foram avaliados os efeitos de alguns parâmetros do material, tais como: sensibilidade à malha de elementos finitos usada, controlo dos modos de energia nulos, forma do projectil e respectiva velocidade de rotação. Como comparação da influência destes parâmetros, foram registados os valores de velocidade do projectil. Os resultados obtidos indicam que factores como a definição da malha de elementos finitos, o tipo de equação de estado e a deformação longitudinal máxima no plano têm grande influência na resposta do modelo. Pensa-se que a utilização de um modelo de dano progressivo baseado em conceitos da Mecânica da Fractura poderá reduzir a influência da definição da malha de elementos finitos.

Foram ainda realizadas simulações numéricas tridimensionais em placas de espessura diferentes e nos dois materiais em estudo, para permitir comparar o comportamento do modelo com os resultados obtidos experimentalmente em ensaios balísticos. Verificou-se boa concordância nos valores de velocidade residual previstos para as placas finas, de espessura próxima de 3 *mm*. Para esta espessura, e no caso do Dyneema® SK66, o limite balístico previsto é bastante próximo do encontrado experimentalmente.

Para as placas de espessura superior, no caso do Dyneema® SK66, o limite balístico previsto pela simulação numérica para esta placa é sobre-estimado em cerca de 7%. No caso do Kevlar® 129, o limite balístico previsto pela simulação numérica é sub-estimado em cerca de 17%.

De uma forma geral, o tipo e forma do dano previsto são semelhantes aos observados na prática, com formação de uma cavidade que permite a passagem do projectil, delaminagens a aumentar em extensão à medida que nos afastamos da face de impacto, verificando-se cedência de material em tracção nas direcções das fibras (22 e 33).

CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS

7.1 Conclusões

O conhecimento do comportamento mecânico dos diferentes materiais actualmente utilizados em protecções balísticas é essencial ao projecto destas mesmas protecções. Neste trabalho, a caracterização do comportamento mecânico de materiais compósitos com reforço em Kevlar[®] 129 e Dyneema[®] SK66 foi efectuada com sucesso. Para o efeito, foram realizados diferentes tipos de ensaios, nos regimes *quasi*-estático e dinâmico, nomeadamente, ensaios convencionais de tracção, ensaios em dispositivos SHBT, ensaios de *inverse flyer plate* e ensaios de impacto de alta velocidade. Sendo o dano provocado por este último tipo de ensaio um parâmetro importante, também foi realizado um exaustivo estudo de análise de dano, com recurso às técnicas de ultra-sons, ESPI e TAC. De salientar o carácter pioneiro na utilização de alguns destes ensaios e técnicas de análise de dano. O fenómeno do impacto de alta velocidade foi ainda estudado numericamente, tendo sido realizadas simulações numéricas recorrendo ao software AUTODYN[®].

Recorreu-se à técnica SHBT (*Split Hopkinson Bar Technique*) para o regime dinâmico, desenvolvendo-se para o efeito um dispositivo adequado. O sucesso da utilização deste dispositivo para caracterizar o comportamento dinâmico destes materiais, constitui um aspecto inovador, verificando-se que o sistema de fixação de provetes utilizado teve um óptimo desempenho, não introduzindo reflexões da onda incidente e permitindo uma fixação eficaz dos provetes. Com este dispositivo, foi possível caracterizar o comportamento dinâmico dos materiais referidos a médias taxas de deformação.

A caracterização do comportamento ao choque destes materiais foi também efectuada com a realização de ensaios de *inverse flyer plate*. Com este tipo de ensaio foi possível obter parâmetros de comportamento destes materiais ao choque, nomeadamente, a velocidade de propagação de onda e respectiva velocidade de partícula, indispensáveis para a simulação numérica do fenómeno.

Foi investigado o comportamento destes materiais quando sujeitos a impacto de alta velocidade por simulacros de fragmento. Foram realizados ensaios de impacto reais, com medição tanto da velocidade de impacto como da velocidade residual, e ainda, estimado o valor de V_{50} para algumas espessuras de placas. Foi desenvolvido e construído um sistema de medição de velocidade, bem como um sistema de lançamento de projecteis, utilizável para uma gama de velocidades desde 300 até 1250 m/s.

O dano provocado por impacto de alta velocidade foi caracterizado, tendo-se avaliado a capacidade das técnicas de ultra-sons e de ESPI para, de uma forma não destrutiva, detectar dano nos materiais testados. Foram identificadas algumas limitações da aplicabilidade destas técnicas, pelo que foram procuradas alternativas. Foi testada a aplicação da técnica de TAC a estes materiais, tendo-se esta revelado a única capaz de inspeccionar o interior dos materiais estudados. Esta técnica forneceu, simultaneamente, muito bons resultados, quer quanto à extensão, quer quanto à distribuição espacial do dano. Na opinião do autor, a aplicação desta técnica a estes materiais apresenta um carácter inovador, pois nunca havia sido feita anteriormente.

Foram realizadas simulações numéricas de impacto de alta velocidade, utilizando o *software* AUTODYN[®], tendo-se efectuado um estudo paramétrico para análise dos efeitos de algumas características do modelo, na resposta ao impacto balístico. Foram simulados os ensaios de *inverse flyer plate* realizados, salientando-se a excelente concordância obtida com os resultados experimentais, só possível pela utilização de uma equação de estado polinomial. Foram, também, simulados vários casos de impacto de alta velocidade em placas, de duas espessuras diferentes, para ambos os materiais em estudo, e para uma gama de velocidades desde 340 até 1200 m/s. O tipo e a forma do dano previstos pela simulação numérica são semelhantes aos observados nos ensaios experimentais, bem como os valores de V_{50} e velocidade residual.

7.2 Sugestões de trabalhos futuros

Como trabalho futuro, sugere-se a realização de ensaios de impacto utilizando sistemas que permitam monitorizar, tanto o deslocamento do projectil, como o do alvo, bem como o registo da forma do alvo durante o fenómeno de impacto. Desta

forma seria possível uma melhor aferição dos resultados obtidos com o modelo numérico.

Sugere-se ainda a realização de testes experimentais complementares, para averiguar a causa do aumento da energia absorvida para impactos na ordem de 1250 *m/s*. Assim, para averiguar se este fenómeno é devido à forma como é medida a velocidade de impacto, pensa-se que bastaria realizar testes nesta gama de valores de velocidade sem colocar uma placa na estrutura de fixação. Desta forma, comparando os dois valores de velocidade determinados pelos sistemas de medição, seria possível avaliar a diminuição de velocidade sofrida pelo projectil.

Em termos de análise não destrutiva de dano, o trabalho efectuado com a técnica de TAC mostrou que esta era capaz de inspeccionar o interior dos materiais estudados. Nas análises efectuadas pelo autor, foi revelado alguma variação do valor da Densidade Tomográfica DT (Pixel) em zonas sem dano, que não é visível na análise realizada no *ITMA*. As causas deste fenómeno, bem como a forma de o evitar, deveriam ser investigadas, pois a eliminação deste efeito permitiria uma maior precisão na definição da zona afectada.

Finalmente, dever-se-ia averiguar se a utilização de um modelo de dano progressivo, baseado em conceitos da Mecânica da Fractura, poderia reduzir a influência da definição da malha de elementos finitos na resposta do modelo numérico.

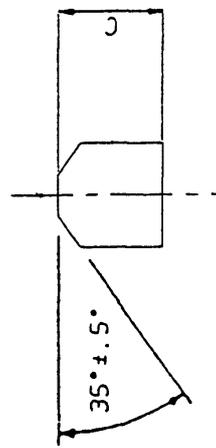
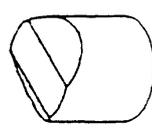
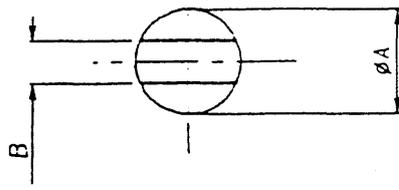
Anexos

ANEXO 1

AL/301(56/BJ)(WL/5)D/12

ANNEX A to
DRAFT STANAG 2920

CLASSIFICATION USED ON 3RD. ANGLE PROJECTION FOR EXPLANATION OF DIMENSIONING ETC. SEE BS. 308 ALL BURRS & SHARP EDGES TO BE REMOVED



IDENTITY	WEIGHT	DIM. A ± 0.02	DIM. B $\begin{smallmatrix} +0.0 \\ -0.5 \end{smallmatrix}$	DIM. C SEE NOTE 2
A3/6723/1	1.102g ± 0.02	5.305	2.54	6.350
A3/6723/2	0.162g ± 0.01	2.642	1.27	3.175
A3/6723/3	0.237g ± 0.01	3.251	1.52	3.810
A3/6723/4	0.486g ± 0.02	4.064	2.03	4.572
A3/6723/5	2.786g ± 0.02	7.493	3.18	8.763
A3/6723/6	0.325g ± 0.01	3.600	1.750	4.313

NOTES.

1. AFTER MANUFACTURE ITEM SHALL HAVE A HARDNESS VALUE OF HRC 30 ± 2
2. ADJUST DIMENSION C TO GIVE CORRECT WEIGHT

© CROWN COPYRIGHT

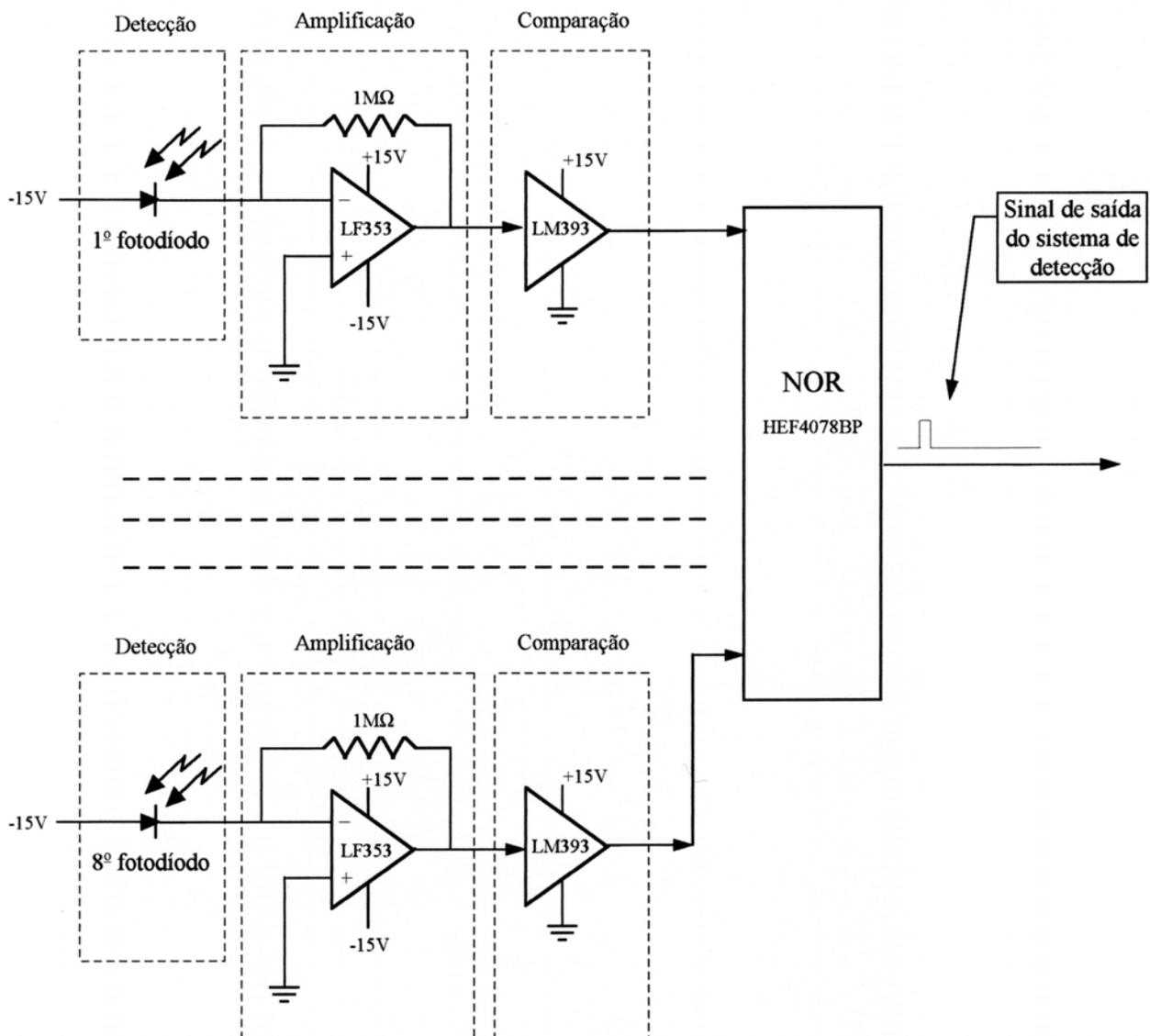
APPROVED	MATERIAL	TOLERANCES AS STATED	CONTRACTOR	CLASSIFICATION
CHECKED V.N. 4	ALLOY STEEL 10 BS. 970 PT. 1 B17M40 (CONDITION 1)	ORIGINAL SCALE DIMENSIONS IN mm	STORES & CLOTHING R & D ESTABLISHMENT	CONTRACTORS DRG. No.
TRACED 3	FINISH	REF.	TITLE	DRG. No.
DRAWN 2	NB TO B. 5. 308 PART 2 1972		FRAGMENT SIMULATING PROJECTILE	A3/6723
C.F.H. 1	CERTIFIED APPROVED FOR INSPECTION - P. CROSS.			

S.C.R.O.E. A.J.C.A.D.

N A T O U N C L A S S I F I E D

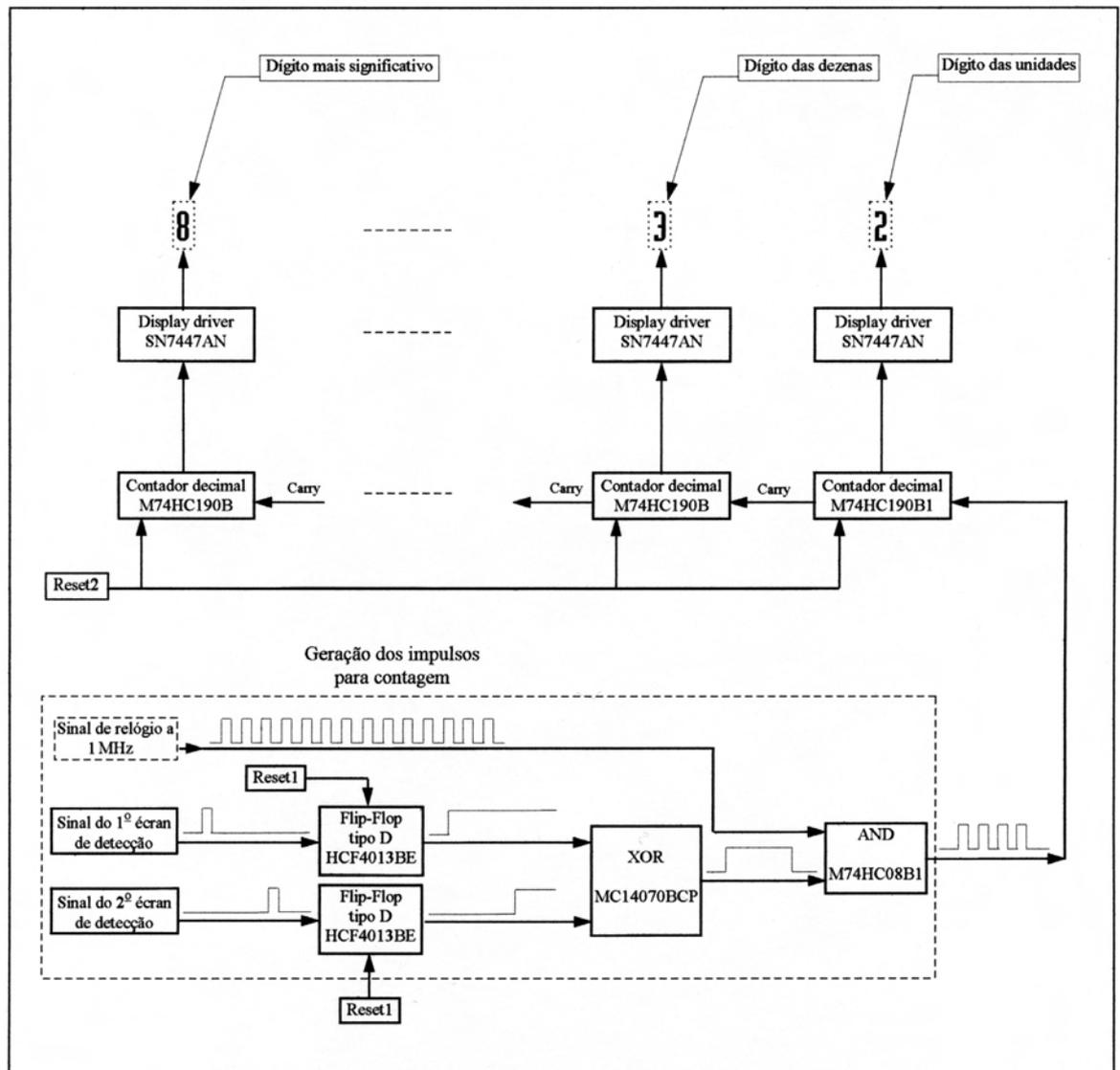
ANEXO 3

Diagrama de funcionamento do sistema de detecção de projecteis



ANEXO 4

Diagrama de blocos do sistema de contagem do tempo



ANEXO 5

Modelo de material utilizado para o material da placa testemunha, *backing plate* e projétil.

Equation of State	Shock
Reference density	7.80000E+00
Gruneisen coefficient	1.93000E+00 (none)
Parameter C1	4.48000E+03 (m/s)
Parameter S1	1.33200E+00 (none)
Parameter Quad. S2	0.00000E+00 (s/m)
Relative volume, VE	0.00000E+00 (none)
Relative volume, VB	0.00000E+00 (none)
Parameter C2	0.00000E+00 (m/s)
Parameter S2	0.00000E+00 (none)
Reference Temperature	3.00000E+02 (K)
Specific Heat	4.77000E+02 (J/kgK)
Strength	Johnson Cook
Shear Modulus	8.18000E+07 (kPa)
Yield Stress	1.80000E+06 (kPa)
Hardening Constant	5.10000E+05 (kPa)
Hardening Exponent	2.60000E-01 (none)
Strain Rate Constant	1.40000E-02 (none)
Thermal Softening Exponent	1.00000E+00 (none)
Melting Temperature	1.79300E+03 (K)
Strain Rate Correction	1st Order
Failure	Principal Stress
Principal Tensile Failure Stress	1.90000E+06 (kPa)
Max. Princ. Stress Difference / 2	1.01000E+20 (kPa)
Crack Softening	No
Stochastic failure	No
Erosion	None
Material Cutoffs	-
Maximum Expansion	1.00000E-01 (none)
Minimum Density Factor (Euler)	1.00000E-05 (none)
Minimum Density Factor (SPH)	2.00000E-01 (none)
Maximum Density Factor (SPH)	3.00000E+00 (none)
Minimum Soundspeed	1.00000E-06 (m/s)
Maximum Soundspeed	1.01000E+20 (m/s)
Maximum Temperature	1.01000E+20 (m/s)
Reference:	-
Equation of State	Shock
Reference density	7.80000E+00
Gruneisen coefficient	1.93000E+00 (none)

Parameter C1	4.48000E+03 (m/s)
Parameter S1	1.33200E+00 (none)
Parameter Quad. S2	0.00000E+00 (s/m)
Relative volume, VE	0.00000E+00 (none)
Relative volume, VB	0.00000E+00 (none)
Parameter C2	0.00000E+00 (m/s)
Parameter S2	0.00000E+00 (none)
Reference Temperature	3.00000E+02 (K)
Specific Heat	4.77000E+02 (J/kgK)
Strength	Johnson Cook
Shear Modulus	8.18000E+07 (kPa)
Yield Stress	1.80000E+06 (kPa)
Hardening Constant	5.10000E+05 (kPa)
Hardening Exponent	2.60000E-01 (none)
Strain Rate Constant	1.40000E-02 (none)
Thermal Softening Exponent	1.00000E+00 (none)
Melting Temperature	1.79300E+03 (K)
Strain Rate Correction	1st Order
Failure	Principal Stress
Principal Tensile Failure Stress	1.90000E+06 (kPa)
Max. Princ. Stress Difference / 2	1.01000E+20 (kPa)
Crack Softening	No
Stochastic failure	No
Erosion	None
Material Cutoffs	-
Maximum Expansion	1.00000E-01 (none)
Minimum Density Factor (Euler)	1.00000E-05 (none)
Minimum Density Factor (SPH)	2.00000E-01 (none)
Maximum Density Factor (SPH)	3.00000E+00 (none)
Minimum Soundspeed	1.00000E-06 (m/s)
Maximum Soundspeed	1.01000E+20 (m/s)
Maximum Temperature	1.01000E+20 (m/s)

ANEXO 6

Modelo de material de Kevlar[®] 129 para testes de *inverse flyer plate*, com equação de estado linear.

Equation of State	Ortho
Reference density	1.07800E+00
Stiffness	Engineering constants
Young's Modulus 11	4.00000E+05 (kPa)
Young's Modulus 22	1.07965E+07 (kPa)
Young's Modulus 33	1.07965E+07 (kPa)
Poisson's Ratio 12	1.15500E-02 (none)
Poisson's Ratio 23	3.59766E-01 (none)
Poisson's Ratio 31	3.12150E-01 (none)
Shear Modulus 12	1.00000E+06 (kPa)
Shear Modulus 23	2.82000E+05 (kPa)
Shear Modulus 31	1.00000E+06 (kPa)
Material axes	X-Y-Z Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)
X-coord. for dirn 11 (XYZ)	1.00000E+00 (mm)
Y-coord. for dirn 11 (XYZ)	0.00000E+00 (mm)
Z-coord. for dirn 11 (XYZ)	0.00000E+00 (mm)
Volumetric response	Polynomial
Bulk Modulus A1	3.92267E+06 (kPa)
Parameter A2	0.00000E+00 (kPa)
Parameter A3	0.00000E+00 (kPa)
Parameter B0	0.00000E+00 (none)
Parameter B1	0.00000E+00 (none)
Parameter T1	3.92267E+06 (kPa)
Parameter T2	0.00000E+00 (kPa)
Reference Temperature	3.00000E+02 (K)
Specific Heat	1.42000E+03 (J/kgK)
Strength	Elastic
Shear Modulus	1.00000E+06 (kPa)
Failure	Material Strain
Tensile Failure Strain 11	1.00000E+00 (none)
Tensile Failure Strain 22	1.00000E+20 (none)
Tensile Failure Strain 33	1.00000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 12	1.00000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 23	1.01000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 31	1.01000E+20 (none)
Material Axes Option	IJK Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)
Post Failure Option	Orthotropic

Residual Shear Stiffness Fraction	2.00000E-01 (none)
Maximum Residual Shear Stress	1.00000E+20 (kPa)
Decomposition Temperature	7.00000E+02 (K)
Matrix Melt Temperature	4.80000E+02 (K)
Failed in 11, Failure Mode	11 only
Failed in 22, Failure Mode	22 only
Failed in 33, Failure Mode	33 only
Failed in 12, Failure Mode	12 & 11 only
Failed in 23, Failure Mode	23 & 11 only
Failed in 31, Failure Mode	31 & 11 only
Melt Matrix Failure Mode	11 only
Stochastic failure	No
Erosion	Geometric Strain
Erosion Strain	4.00000E+00 (none)
Type of Geometric Strain	Instantaneous
Material Cutoffs	-
Maximum Expansion	1.00000E-01 (none)
Minimum Density Factor (Euler)	1.00000E-05 (none)
Minimum Density Factor (SPH)	2.00000E-01 (none)
Maximum Density Factor (SPH)	3.00000E+00 (none)
Minimum Soundspeed	1.00000E-06 (m/s)
Maximum Soundspeed	1.01000E+20 (m/s)
Maximum Temperature	1.01000E+20 (m/s)

ANEXO 7

Modelo de material de Kevlar[®] 129 para testes de *inverse flyer plate*, com equação de estado polinomial.

Equation of State	Ortho
Reference density	1.07800E+00
Stiffness	Engineering constants
Young's Modulus 11	4.00000E+05 (kPa)
Young's Modulus 22	1.07965E+07 (kPa)
Young's Modulus 33	1.07965E+07 (kPa)
Poisson's Ratio 12	1.15500E-02 (none)
Poisson's Ratio 23	3.59766E-01 (none)
Poisson's Ratio 31	3.12150E-01 (none)
Shear Modulus 12	1.00000E+06 (kPa)
Shear Modulus 23	2.82000E+05 (kPa)
Shear Modulus 31	1.00000E+06 (kPa)
Material axes	X-Y-Z Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)
X-coord. for dirn 11 (XYZ)	1.00000E+00 (mm)
Y-coord. for dirn 11 (XYZ)	0.00000E+00 (mm)
Z-coord. for dirn 11 (XYZ)	0.00000E+00 (mm)
Volumetric response	Polynomial
Bulk Modulus A1	3.92267E+06 (kPa)
Parameter A2	0.00000E+00 (kPa)
Parameter A3	2.00000E+07 (kPa)
Parameter B0	0.00000E+00 (none)
Parameter B1	0.00000E+00 (none)
Parameter T1	3.92267E+06 (kPa)
Parameter T2	0.00000E+00 (kPa)
Reference Temperature	3.00000E+02 (K)
Specific Heat	1.42000E+03 (J/kgK)
Strength	Elastic
Shear Modulus	1.00000E+06 (kPa)
Failure	Material Strain
Tensile Failure Strain 11	1.00000E+00 (none)
Tensile Failure Strain 22	1.00000E+20 (none)
Tensile Failure Strain 33	1.00000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 12	1.00000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 23	1.01000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 31	1.01000E+20 (none)
Material Axes Option	IJK Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)

Post Failure Option	Orthotropic
Residual Shear Stiffness Fraction	2.00000E-01 (none)
Maximum Residual Shear Stress	1.00000E+20 (kPa)
Decomposition Temperature	7.00000E+02 (K)
Matrix Melt Temperature	4.80000E+02 (K)
Failed in 11, Failure Mode	11 only
Failed in 22, Failure Mode	22 only
Failed in 33, Failure Mode	33 only
Failed in 12, Failure Mode	12 & 11 only
Failed in 23, Failure Mode	23 & 11 only
Failed in 31, Failure Mode	31 & 11 only
Melt Matrix Failure Mode	11 only
Stochastic failure	No
Erosion	Geometric Strain
Erosion Strain	4.00000E+00 (none)
Type of Geometric Strain	Instantaneous
Material Cutoffs	-
Maximum Expansion	1.00000E-01 (none)
Minimum Density Factor (Euler)	1.00000E-05 (none)
Minimum Density Factor (SPH)	2.00000E-01 (none)
Maximum Density Factor (SPH)	3.00000E+00 (none)
Minimum Soundspeed	1.00000E-06 (m/s)
Maximum Soundspeed	1.01000E+20 (m/s)
Maximum Temperature	1.01000E+20 (m/s)

ANEXO 8

Modelo de material de Dyneema® SK66 para testes de *inverse flyer plate*, com equação de estado linear.

Equation of State	Ortho
Reference density	8.68000E-01
Stiffness	Engineering constants
Young's Modulus 11	5.57000E+05 (kPa)
Young's Modulus 22	1.16000E+07 (kPa)
Young's Modulus 33	1.16000E+07 (kPa)
Poisson's Ratio 12	5.38000E-02 (none)
Poisson's Ratio 23	3.00000E-01 (none)
Poisson's Ratio 31	3.12000E-01 (none)
Shear Modulus 12	1.00000E+06 (kPa)
Shear Modulus 23	2.24000E+05 (kPa)
Shear Modulus 31	1.00000E+06 (kPa)
Material axes	X-Y-Z Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)
X-coord. for dirn 11 (XYZ)	1.00000E+00 (mm)
Y-coord. for dirn 11 (XYZ)	0.00000E+00 (mm)
Z-coord. for dirn 11 (XYZ)	0.00000E+00 (mm)
Volumetric response	Polynomial
Bulk Modulus A1	4.30848E+06 (kPa)
Parameter A2	0.00000E+00 (kPa)
Parameter A3	0.00000E+00 (kPa)
Parameter B0	0.00000E+00 (none)
Parameter B1	0.00000E+00 (none)
Parameter T1	4.30848E+06 (kPa)
Parameter T2	0.00000E+00 (kPa)
Reference Temperature	3.00000E+02 (K)
Specific Heat	1.90000E+03 (J/kgK)
Strength	Elastic
Shear Modulus	1.00000E+06 (kPa)
Failure	Material Strain
Tensile Failure Strain 11	1.00000E+00 (none)
Tensile Failure Strain 22	1.00000E+20 (none)
Tensile Failure Strain 33	1.00000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 12	1.00000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 23	1.01000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 31	1.01000E+20 (none)
Material Axes Option	IJK Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)

Post Failure Option	Orthotropic
Residual Shear Stiffness Fraction	2.00000E-01 (none)
Maximum Residual Shear Stress	1.00000E+20 (kPa)
Decomposition Temperature	4.50000E+02 (K)
Matrix Melt Temperature	4.30000E+02 (K)
Failed in 11, Failure Mode	11 only
Failed in 22, Failure Mode	22 only
Failed in 33, Failure Mode	33 only
Failed in 12, Failure Mode	12 & 11 only
Failed in 23, Failure Mode	23 & 11 only
Failed in 31, Failure Mode	31 & 11 only
Melt Matrix Failure Mode	11 only
Stochastic failure	No
Erosion	Geometric Strain
Erosion Strain	4.00000E+00 (none)
Type of Geometric Strain	Instantaneous
Material Cutoffs	-
Maximum Expansion	1.00000E-01 (none)
Minimum Density Factor (Euler)	1.00000E-05 (none)
Minimum Density Factor (SPH)	2.00000E-01 (none)
Maximum Density Factor (SPH)	3.00000E+00 (none)
Minimum Soundspeed	1.00000E-06 (m/s)
Maximum Soundspeed	1.01000E+20 (m/s)
Maximum Temperature	1.01000E+20 (m/s)

ANEXO 9

Modelo de material de Dyneema® SK66 para testes de *inverse flyer plate*, com equação de estado polinomial.

Equation of State	Ortho
Reference density	8.68000E-01
Stiffness	Engineering constants
Young's Modulus 11	5.57000E+05 (kPa)
Young's Modulus 22	1.16000E+07 (kPa)
Young's Modulus 33	1.16000E+07 (kPa)
Poisson's Ratio 12	5.38000E-02 (none)
Poisson's Ratio 23	3.00000E-01 (none)
Poisson's Ratio 31	3.12000E-01 (none)
Shear Modulus 12	1.00000E+06 (kPa)
Shear Modulus 23	2.24000E+05 (kPa)
Shear Modulus 31	1.00000E+06 (kPa)
Material axes	X-Y-Z Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)
X-coord. for dirn 11 (XYZ)	1.00000E+00 (mm)
Y-coord. for dirn 11 (XYZ)	0.00000E+00 (mm)
Z-coord. for dirn 11 (XYZ)	0.00000E+00 (mm)
Volumetric response	Polynomial
Bulk Modulus A1	4.30848E+06 (kPa)
Parameter A2	0.00000E+00 (kPa)
Parameter A3	2.00000E+07 (kPa)
Parameter B0	0.00000E+00 (none)
Parameter B1	0.00000E+00 (none)
Parameter T1	4.30848E+06 (kPa)
Parameter T2	0.00000E+00 (kPa)
Reference Temperature	3.00000E+02 (K)
Specific Heat	1.90000E+03 (J/kgK)
Strength	Elastic
Shear Modulus	1.00000E+06 (kPa)
Failure	Material Strain
Tensile Failure Strain 11	1.00000E+00 (none)
Tensile Failure Strain 22	1.00000E+20 (none)
Tensile Failure Strain 33	1.00000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 12	1.00000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 23	1.01000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 31	1.01000E+20 (none)
Material Axes Option	IJK Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)
Post Failure Option	Orthotropic

Residual Shear Stiffness Fraction	2.00000E-01 (none)
Maximum Residual Shear Stress	1.00000E+20 (kPa)
Decomposition Temperature	4.50000E+02 (K)
Matrix Melt Temperature	4.30000E+02 (K)
Failed in 11, Failure Mode	11 only
Failed in 22, Failure Mode	22 only
Failed in 33, Failure Mode	33 only
Failed in 12, Failure Mode	12 & 11 only
Failed in 23, Failure Mode	23 & 11 only
Failed in 31, Failure Mode	31 & 11 only
Melt Matrix Failure Mode	11 only
Stochastic failure	No
Erosion	Geometric Strain
Erosion Strain	4.00000E+00 (none)
Type of Geometric Strain	Instantaneous
Material Cutoffs	-
Maximum Expansion	1.00000E-01 (none)
Minimum Density Factor (Euler)	1.00000E-05 (none)
Minimum Density Factor (SPH)	2.00000E-01 (none)
Maximum Density Factor (SPH)	3.00000E+00 (none)
Minimum Soundspeed	1.00000E-06 (m/s)
Maximum Soundspeed	1.01000E+20 (m/s)
Maximum Temperature	1.01000E+20 (m/s)

ANEXO 10

Modelo de material de Kevlar[®] 129 usado em simulação numérica de impacto

Equation of State	Ortho
Reference density	1.07800E+00
Stiffness	Engineering constants
Young's Modulus 11	4.00000E+05 (kPa)
Young's Modulus 22	1.07965E+07 (kPa)
Young's Modulus 33	1.07965E+07 (kPa)
Poisson's Ratio 12	1.15500E-02 (none)
Poisson's Ratio 23	3.59766E-01 (none)
Poisson's Ratio 31	3.12150E-01 (none)
Shear Modulus 12	1.00000E+06 (kPa)
Shear Modulus 23	2.82000E+05 (kPa)
Shear Modulus 31	1.00000E+06 (kPa)
Material axes	I-J-K Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)
Volumetric response	Polynomial
Bulk Modulus A1	3.92267E+06 (kPa)
Parameter A2	0.00000E+00 (kPa)
Parameter A3	2.00000E+07 (kPa)
Parameter B0	0.00000E+00 (none)
Parameter B1	0.00000E+00 (none)
Parameter T1	3.92267E+06 (kPa)
Parameter T2	0.00000E+00 (kPa)
Reference Temperature	3.00000E+02 (K)
Specific Heat	1.42000E+03 (J/kgK)
Strength	Elastic
Shear Modulus	1.00000E+06 (kPa)
Failure	Material Strain
Tensile Failure Strain 11	1.00000E+00 (none)
Tensile Failure Strain 22	9.50000E-02 (none)
Tensile Failure Strain 33	9.50000E-02 (none)
Maximum Shear Strain 12	1.00000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 23	1.01000E+20 (none)
Maximum Shear Strain 31	1.01000E+20 (none)
Material Axes Option	IJK Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)
Post Failure Option	Orthotropic
Residual Shear Stiffness Fraction	9.00000E-01 (none)
Maximum Residual Shear Stress	1.00000E+20 (kPa)
Decomposition Temperature	7.00000E+02 (K)
Matrix Melt Temperature	4.80000E+02 (K)

Failed in 11, Failure Mode	11 only
Failed in 22, Failure Mode	22 only
Failed in 33, Failure Mode	33 only
Failed in 12, Failure Mode	12 & 11 only
Failed in 23, Failure Mode	23 & 11 only
Failed in 31, Failure Mode	31 & 11 only
Melt Matrix Failure Mode	11 only
Stochastic failure	No
Erosion	Geometric Strain
Erosion Strain	1.30000E+00 (none)
Type of Geometric Strain	Instantaneous
Material Cutoffs	
Maximum Expansion	1.00000E-01 (none)
Minimum Density Factor (Euler)	1.00000E-05 (none)
Minimum Density Factor (SPH)	2.00000E-01 (none)
Maximum Density Factor (SPH)	3.00000E+00 (none)
Minimum Soundspeed	1.00000E-06 (<i>m/s</i>)
Maximum Soundspeed	1.01000E+20 (<i>m/s</i>)
Maximum Temperature	1.01000E+20 (<i>m/s</i>)

ANEXO 11

Modelo de material de Dyneema® SK66 usado em simulação numérica de impacto

Equation of State	Ortho
Reference density	8.68000E-01
Stiffness	Engineering constants
Young's Modulus 11	5.57000E+05 (kPa)
Young's Modulus 22	1.16000E+07 (kPa)
Young's Modulus 33	1.16000E+07 (kPa)
Poisson's Ratio 12	5.38000E-02 (none)
Poisson's Ratio 23	3.00000E-01 (none)
Poisson's Ratio 31	3.12000E-01 (none)
Shear Modulus 12	1.00000E+06 (kPa)
Shear Modulus 23	2.24000E+05 (kPa)
Shear Modulus 31	1.00000E+06 (kPa)
Material axes	X-Y-Z Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)
X-coord. for dirn 11 (XYZ)	1.00000E+00 (mm)
Y-coord. for dirn 11 (XYZ)	0.00000E+00 (mm)
Z-coord. for dirn 11 (XYZ)	0.00000E+00 (mm)
Volumetric response	Polynomial
Bulk Modulus A1	4.30848E+06 (kPa)
Parameter A2	0.00000E+00 (kPa)
Parameter A3	2.00000E+07 (kPa)
Parameter B0	0.00000E+00 (none)
Parameter B1	0.00000E+00 (none)
Parameter T1	4.30848E+06 (kPa)
Parameter T2	0.00000E+00 (kPa)
Reference Temperature	3.00000E+02 (K)
Specific Heat	1.90000E+03 (J/kgK)
Strength	Elastic
Shear Modulus	1.00000E+06 (kPa)
Failure	Material Strain
Tensile Failure Strain 11	1.48000E-01 (none)
Tensile Failure Strain 22	8.70000E-02 (none)
Tensile Failure Strain 33	8.70000E-02 (none)
Maximum Shear Strain 12	5.00000E-01 (none)
Maximum Shear Strain 23	5.00000E-01 (none)
Maximum Shear Strain 31	5.00000E-01 (none)
Material Axes Option	IJK Space
Rotation angle about 11 (degrees)	0.00000E+00 (none)
Post Failure Option	Orthotropic
Residual Shear Stiffness Fraction	9.00000E-01 (none)

Maximum Residual Shear Stress	1.00000E+20 (kPa)
Decomposition Temperature	4.50000E+02 (K)
Matrix Melt Temperature	4.30000E+02 (K)
Failed in 11, Failure Mode	11 only
Failed in 22, Failure Mode	22 only
Failed in 33, Failure Mode	33 only
Failed in 12, Failure Mode	12 & 11 only
Failed in 23, Failure Mode	23 & 11 only
Failed in 31, Failure Mode	31 & 11 only
Melt Matrix Failure Mode	11 only
Stochastic failure	No
Erosion	Geometric Strain
Erosion Strain	1.30000E+00 (none)
Type of Geometric Strain	Instantaneous
Material Cutoffs	-
Maximum Expansion	1.00000E-01 (none)
Minimum Density Factor (Euler)	1.00000E-05 (none)
Minimum Density Factor (SPH)	2.00000E-01 (none)
Maximum Density Factor (SPH)	3.00000E+00 (none)
Minimum Soundspeed	1.00000E-06 (m/s)
Maximum Soundspeed	1.01000E+20 (m/s)
Maximum Temperature	1.01000E+20 (m/s)

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Dunstan, S., “Flak Jackets – 20th Century Military Body Armour”, Osprey Publishing, London, 1984.
- [2] Laible, R.C.; Barron, E.; History of armour in “Ballistic Materials and Penetration Mechanics”, Ed. , Laible, R.C., Elsevier Scientific, Amsterdam, p.9-40, 1980.
- [3] Morrison, C.E., “The Mechanical Response of an Aramid Textile Yarn to Ballistic Impact”, PhD Thesis, Surrey University, 1984.
- [4] Laible, R.C.; Henry, M.C; “A Review of the Development of Ballistic Needle-Punched Felts”, U.S. Army Natick Laboratories, Technical Report 70-32-CE, October 1969.
- [5] <http://www.natick.army.mil/about/pao/2003/03-41.htm>
- [6] <http://www.lightweight.nl/akzo.htm>
- [7] <http://composite.about.com/od/aboutcompositesplastics/l/aa050597.htm>
- [8] http://www.dsm.com/en_US/html/hpf/home_dyneema.htm
- [9] Stone, Walter K.; Schiefer, Herbert; Fox, George; “Stress-Strain Relationships In Yarns Subjected To Rapid Impact Loading. Part I: Equipment, Testing Procedure and Typical Results”, Textile Research Journal, V. 15 p.520-528, June 1955.
- [10] McCrakin, Frank; Schiefer, Herbert; Smith, Jack C.; Stone, Walter K; “Stress-Strain Relationships In Yarns Subjected To Rapid Impact Loading. Part II: Breaking Velocities, Strain Energies, and Theory, Neglecting Wave Propagation”, Textile Research Journal, v. 15, p.529, June 1955.
- [11] Smith, Jack C.; McCrakin, Frank; Schiefer, Herbert; “Stress-Strain Relationships In Yarns Subjected To Rapid Impact Loading. Part III: Effect of Wave Propagation”, Textile Research Journal, p.701-708, August 1955.
- [12] Smith, Jack C.; McCrakin, Frank; Schiefer, Herbert; Stone, Walter K.; Towne, Kathryn M.; “Stress-Strain Relationships In Yarns Subjected To Rapid Impact Loading. Part IV: Transverse Impact Test”, Textile Research Journal, Vol. 26, no. 11, p.821-828, November 1956.
- [13] Smith, Jack C.; McCrakin, Frank; Schiefer, Herbert; “Stress-Strain Relationships In Yarns Subjected To Rapid Impact Loading. Part V: Wave Propagation In Long Textile Yarns Impacted Transversely”, Textile Research Journal, p.288-302, April 1958.
- [14] Smith, Jack C.; Blanford, Josephine M.; Schiefer, Herber; “Stress-Strain Relationships In Yarns Subjected To Rapid Impact Loading. Part VI: Velocities Of Strain Waves Resulting From Impact”, Textile Research Journal, p.752-760, October 1960.
- [15] Smith, Jack C.; Shouse, P. J.; Blanford, Josephine M.; Towne, Kathryn M.; “Stress-Strain Relationships In Yarns Subjected To Rapid Impact Loading. Part VII: Stress-Strain Curves And Breaking Energy Data For Textile Yarns”, Textile Research Journal, p.721-734, August 1961.

- [16] Smith, Jack C.; Blanford, Josephine M.; Towne, Kathryn M.; "Stress-Strain Relationships In Yarns Subjected To Rapid Impact Loading. Part VIII: Shock Waves, Limiting Breaking Velocities And Critical Velocities", Textile Research Journal, p.67-76, January 1962.
- [17] Smith, Jack C.; Blanford, Josephine M.; Shouse, P.J.; Towne, Kathryn M.; "Stress-Strain Relationships In Yarns Subjected To Rapid Impact Loading. Part IX: Effect Of Yarn Structure", Textile Research Journal, p.472-480, June 1962.
- [18] Smith, Jack C.; Fenstermaker, C.A.; Shouse, P.J.; "Stress-Strain Relationships In Yarns Subjected To Rapid Impact Loading. Part X: Stress-Strain Curves Obtained By Impacts With Rifle Bullets", Textile Research Journal, p.919-934, November 1963.
- [19] Abbot, N.J.; Donovan, J.G.; Schoppee; "The Effect of Temperature and Strain Rate on the Properties of Kevlar and P.B.I. Yarns", AFML-TR-74-65 Part II, May 1974.
- [20] Roylance, David; Wang, Su-Su; "Influence of Fiber Properties on Ballistic Penetration of Textile Panels", Fiber Science and Technology, 14, p.183-190, 1981.
- [21] Matveev, V.S.; Budnitskii, G.A. *et al* Topics in Defense Technology [em russo], Ser. 15, N° 3 (115)-4(116), p.12, NTTs Informtekhnik, Moscovo, 1996.
- [22] Machalaba, N.N.; Budnitskii; Schchetinin, A.M.; Frenkel, G.G.; "Trends in the Development of Synthetic Fibres for Armor Material", Fibre Chemistry, Vol. 33, No. 2, 2001.
- [23] B. Parga-Landa, "Modelización de Materiales Compuestos a Altas Velocidades de Deformación", Tesis Doctoral, Universidade Politécnica de Madrid, 1988.
- [24] Betker, Kh; Klans, M; "Topics in Defense Technology", Ser. 15, N° 1 (120)-2(121), p.12, NTTs Informtekhnik, Moscovo, 1996.
- [25] Yang, H.H., "Kevlar Aramid Fiber", Chichester, New York-Brisbane-Toronto-Singapore, 1993.
- [26] Chocron-Benloulou, S.; Pintor, A.; Gálvez, F.; Sánchez Galvéz, V.; "Study of Fraglight Non-Woven Felt", 52nd Meeting of the Aeroballistic Range Association, Québec, Canada, Setembro de 2001.
- [27] Gálvez, F.; Chocron-Benloulou, S.; Pintor, A.; Sánchez Gálvez, V.; "Propriedades mecánicas del fieltro Fraglight", Anales de Mecánica de la Fractura, 19A, pp. 147-152, 2002.
- [28] Singletary, J.; Bogdanovich, A.; Coffelt, R.; Gama, B. A.; Gillespie Jr., J. W.; Hoppel, C. P. R.; Fink, B. K.; "Ballistic Performance of 3-D Woven Polymer Composites in Integral Armor", Proceedings of the 16th Technical Conference of the American Society for Composites, Sep. 9-12, 2001, Blacksburg, USA
- [29] Chou, Tsu-Wei ; Ko, Frank K.; "Textile Structural Composites", Elsevier Publishing Company, 1989, ISBN: 0444429921.
- [30] Roylance, D.; Wilde, A.; Tocci, T.; "Ballistic Impact of Textile Structures", Textile Research Journal, v.43, no.1, p.34-41, 1973.
- [31] Wilde, A.; Roylance, D.; Rogers, J.; "Photographic Investigation of High-Speed Missile Impact Upon Nylon Fabric Part I: Energy Absorption and Cone Radial Velocity in Fabric", Textile Research Journal, v.43, no.12, p.753-761, December 1973.

- [32] Wilde, A.; "Photographic Investigation Of High-Speed Missile Impact Upon Nylon Fabric Part II: Retarding Force On Missile And Transverse Critical Velocity", *Textile Research Journal*, p.772-778, October, 1974.
- [33] Cunniff, P.M.; "An Analysis Of The System Effects In Woven Fabrics Under Ballistic Impact", *Textile Research Journal*, v. 62, no. 9, p.495-509, 1992.
- [34] Roylance, D.; Chammas, P.; Ting, J.; Chi, H.; Scott, B.; "Numerical Modeling of Fabric Impact", *ASME Proceedings*, San Francisco, October 1995.
- [35] Freeston, W.D. Jr.; Claus, W.D.; "Strain Wave Reflections During Ballistic Impact of Fabric Panels", *Textile Research Journal*, June, p.348-351, 1973.
- [36] Vinson, J.A.; Zukas, J.A.; "On The Ballistic Impact of Textile Body Armor", *Journal of Applied Mechanics*, June, p.263-268, 1975.
- [37] Hearle, J.W.S.; Shanahan, W.J.; "An Energy Method for Calculations in Fabric Mechanics. Part I: Principles Of The Method", *Journal of the Textile Institute*, v.69, no. 4, p.81-91, 1978.
- [38] Hearle, J.W.S.; Mansell, J.; "Ballistic Penetration of Textile Fabrics", Report to Ministry of Defence AT/2044/078 Mat/SC, December, 1977.
- [39] Prosser, R. A.; "Penetration Of Nylon Ballistic Panels By Fragment Simulating Projectiles. Part I: A Linear Aproximation To The Relationship Between The Square Of The V50 Or Vc Striking Velocity & The Number Of Layers Of Cloth In The Ballistic Panel. Part II: Mechanisms Of Penetration", *Textile Research Journal*, February, p.61-85, 1988.
- [40] Cunnif, P.M.; "A Semi-Empirical Model For The Ballistic Impact Performance Of Textile-Based Personnel Armor", Personnel Armor System Symposium, Colchester, U.K., June 1994.
- [41] Cunnif, P.M.; "A Semi-Empirical Model For The Ballistic Impact Performance Of Textile-Based Personnel Armor", *Textile Research Journal*, v.66, no.1, p.45-59, 1996.
- [42] Parga-Landa, B.; Hernandez-Olivares, F.; "An Analytical Model To Predict Impact Behaviour Of Soft Armours", *International Journal of Impact Engineering*, v. 16, no. 3, p.455-466, 1995.
- [43] Chocron Benloulou, I. S.; Rodriguez, J.; Sánchez-Gálvez, V.; "A Simple Analytical Model To Simulate Textile Fabric Ballistic Impact Behaviour", *Textile Research Journal*, v. 67, no. 7, p.520-528, 1997.
- [44] Zee, R.H.; Jang, B.Z.; Mount, A.; Wang, C.J.; "Microvelocity Sensor For Instantaneous Velocity Determination", *Review of Scientific Instruments*, v. 60, no. 12, p.3692-3697, 1989.
- [45] Nurick, G.N. "A new technique to measure the deflection-time history of a structure subjected to high strain rates", *International Journal of Impact Engineering*, v. 3, no. 1, p. 17-26, 1985.
- [46] Hodgkinson, J.; Vlachos, N.; Whitelaw, J.; Williams, J.; "Drop-Weight Impact Tests With The Use Of Laser-Doppler Velocimetry", *Proceedings of The Royal Society of London, Series A: Mathematical and Physical Sciences*, v. 379, no. 1779, p.133-144, 1982.
- [47] Gupta, P.K.; Chiang, F.P.; "Laser Speckle Interferometry Applied To Studying Transient Vibrations Of A Cantilever Beam", *Journal of Sound and Vibration*, v. 133, no. 2, p.251-259, 1989.
- [48] Wu, E.; Sheen, H.J.; Chen, Y.C.; Chang, L.C.; "Penetration Force Measurements Of Thin Plates By Laser Doppler Anemometry", *Experimental Mechanics*, v.34, no. 2, p.93-99, 1994.

- [49] Espinosa, HD; Lu, HC; Xu, Y. "A Novel Technique For Penetrator Velocity Measurement In Ballistic Penetration Studies. *Advances In Failure Mechanisms In Brittle Materials*", MD-vol. 75/AMD-vol. 219. New York: ASME, p. 23–47, 1996.
- [50] Delfosse, D.; Pageau, G.; Bennett, R.; Poursartip, A.; "Instrumented Impact Testing At High Velocities", *Journal of Composites Technology and Research*, v. 15, no. 1, p. 38–45, 1993.
- [51] Ramesh, K.T.; Kelkar, N.; "Technique For The Continuous Measurement Of Projectile Velocities In Plate Impact Experiments", *Review of Scientific Instruments*, v.66, no. 4, p.3034-3036, 1995.
- [52] Starratt, D.; Sanders, T.; Cepu, E.; Poursartip, A; Vaziri, R.; "An Efficient Method For Continuous Measurement Of Projectile Motion In Ballistic Impact Experiments", *International Journal of Impact Engineering*, v. 24, no.2, p.155-170, 2000.
- [53] Harding, J., "Lecture for Short Course on Structural Impact", Oxford University, 1992.
- [54] Newill, J.; Vinson, J.; "Some high strain rate effects on composite materials", *Metal Matrix Composites Proceedings ICCM/9*, v.5, p. 269, 1993.
- [55] Staab, G.H.; Gilat, A; "High strain rate response of angle-ply glass/epoxy laminate", *Journal of Composite Materials*, v. 29, no. 10, p.1308-1320, 1995.
- [56] Rodriguez, J., Chocron, I.S.; Martinez, M.A.; Sanchez-Galvez, V.; "High Strain Rates Properties Of Aramid And Polyethylene Woven Fabrics Composites", *Composites Part B: Engineering*, v. 27, no. 2, p.147-154, 1996.
- [57] Chocron Benloulou, I.S.; "Dynamic Tensile Testing Of Aramid And Polyethylene Fiber Composites", *International Journal of Impact Engineering*, v. 19, no. 2 p.135-146, February 1997.
- [58] Abrate, S., "Impact On Laminated Composite Materials", *Applied Mechanics Reviews*, v. 44, no. 4, p.155-190, 1997.
- [59] Abrate, S., "Impact on laminated composites: Recent advances", *Applied Mechanics Reviews*, v. 47, no. 11, p.517-544, 1994.
- [60] Abrate, S., "Dynamics Of Impact On Composite Structures", *Key Engineering Materials*, vol.141-143 n Part 2, p.671-694, Trans Tech Publ Ltd, 1998.
- [61] Cantwell, W.J.; Morton, J.; "The Impact Resistance Of Composite Materials. A Review", *Composites*, v.22, no.5, September, p.347-362, 1991.
- [62] Critescu, N.; Malvern, L.E.; Sierakowski, R.L., "Failure mechanisms in composite plates impacted by blunt-ended penetrators", *ASTM STP 568*, p.159-172, 1975.
- [63] Cantwell, W.J.; Morton, J.; "Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP", *J. Composites*, v.20, p.545-551, 1989.
- [64] Takeda, N.; Sierakowski, R.L.; Malvern, L.E.; "Microscopic observations of cross sections of impacted composite laminates", *Composite Technology Review*, v. 4, p.40-44, 1982.
- [65] Takeda, N.; Sierakowski, R. L.; Ross, C. A.; Malvern, L. E.; "Delamination Crack Propagation Studies of Ballistically Impacted Glass/Epoxy Composite Laminates", *Experimental Mechanics*, v.22, n.1, p.19-25, 1982.

- [66] Takeda, N.; Sierakowski, R.L.; Malvern, L.E.; "Wave propagation experiments on ballistic impacted composite laminates", *Journal of Composite Materials*, v.15, p.158-174, 1981.
- [67] Joshi, S.P.; Sun, S.P.; "Impact induced fracture in a laminated composite", *Journal of Composite Materials*, v.19, p.51-66, 1985.
- [68] Liu, D.; Malvern, L.E.; "Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates", *Journal of Composite Materials*, v.21, p.594-609, 1987.
- [69] Navarro, C.; "Simplified Modelling Of The Ballistic Behaviour Of Fabrics And Fibre-Reinforced Polymeric Matrix Composites", *Key Engineering Materials* v.141-143, Part 1, p.383-400, Trans Tech Publ Ltd, 1998.
- [70] Dupont, "A Guide to Designing And Preparing Ballistic Protection of Kevlar[®]", 1983.
- [71] Morrison, C.; Bader, M.G.; "Behaviour of aramid fibre yarns and composites under transverse impact", 1st ECCM, p.706-712, 1985.
- [72] Bless, S.J.; Hartman, D.R.; "Ballistic penetration of S-2 glass laminates", 21st Int. SAMPE Technical Conference, p.852-866, 1989.
- [73] Beaumont, N.; Penazzi, L.; "The impact on a composite plate - a both theoretical and experimental approach of the inplane and transverse effects", *Institute of Physics Conference Series*, Oxford, p.411-418, 1989.
- [74] Ayax, Eric; "Caracterisations Expérimentales Et Modélisation Du Comportement D'Une Plaque Composite Tissée En Regime Balistique", Thèse Doctorale, ENSAM, Bordeaux, 1993.
- [75] Zhu, G.; Goldsmith, W.; Dharan, C.K.H.; "Penetration Of Laminated Kevlar By Projectiles II. Analytical Model", *International Journal of Solids and Structures*, v. 29, no. 4, p.421-436, 1992.
- [76] Zhu, G.; Goldsmith, W.; Dharan, C.K.H.; "Penetration Of Laminated Kevlar By Projectiles I. Experimental Investigation", *International Journal of Solids and Structures*, v. 29, no. 1, p.399-420, 1992.
- [77] van Gorp, E.H.M.; van der Loo, L.L.H.; van Dingenen, J.L.J.; "A Model for HPPE-Based Lightweight Add-On Armour"; 14th International Symposium on Ballistics, *Ballistics 93*, v. 2, p.70, 1993.
- [78] Navarro, C.; Rodríguez, J.; Cortés, R.; "Analytical Modelling Of Composite Panels Subjected to Impact Loading", *Journal de Physique IV, Colloque C, supplement au Journal de Physique III*, 4, Sept, p.515-520, 1994.
- [79] Greaves, L.J., "Failure Mechanisms in GFRP armour", unpublished UK DRA Report, 1992.
- [80] Greaves, L.J., "Progress in modelling the perforation of GFRP by ballistic projectiles", unpublished UK DRA Report, 1994.
- [81] Reid S.R.; Reddy T.Y.; Ho, H.M., Crouch, I.G.; Greaves, L.J., "Dynamic indentation of thick fibre-reinforced composites", em "High Rate Effects on Polymer, Metal and Ceramic Matrix Composites and Other Advanced Materials", Y.D.S. Rajapakse, J.R. Vinson, eds, AD-Vol 48, ASME, 71-9, 1995.
- [82] Ruiz, C.; Harding, J., "Modelling impact of composite structures using small specimens", em *Impact Behaviour of Fiber-Reinforced Composite Materials and Structures*, Edited by S.R. Reid and G. Zhou, Woodhead Publishing Limited, 2000.

- [83] Meyers, M.A., “Dynamic Behavior of Materials”, John Wiley & Sons, 1994.
- [84] Handbook ASM, ‘Mechanical Testing and Evaluation’, Vol. 8, ASM International, The Materials Information Society, Materials Park, Ohio, 2000.
- [85] Metals Handbook, ‘High Strain Rate Testing’, Vol. 8, American Society for Metals, Metals Park, OH, p.198-239, 1985.
- [86] Ferreira, Fernando J. “Análise do Comportamento Dinâmico de Componentes Estruturais sob Solicitações Generalizadas”, Tese de Doutoramento, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 2003.
- [87] Pochhammer, L., “Über Fortpflanzungsgeschwindigkeiten kleiner Schwingungen in einem unbegrenzten isotropen Kreiszyylinder“ J. reine angew Math., vol. 81, p. 324–336, 1876.
- [88] Chree, C., ‘The equations of an isotropic elastic solid in polar and cylindrical coordinates, their solutions and applications’, Trans. Camb. Phil. Soc. Math. Phys. Sci. 14, 250, 1889.
- [89] D. Bancroft, ‘The velocity of Longitudinal Waves in Cylindrical Bars’, Physical Review, Vol. 59, p. 588-593, 1941.
- [90] Ferreira, F.J.; Vaz, M.A.; Simões, J.A., “The role specimen geometry for accurate characterisation of bone properties using the Split-Hopkinson Pressure Bar”, Proc. Of Advanced School and Workshop on Bone Mechanics – Mathematical and Mechanical Models for Analysis and Synthesis, Instituto Superior Técnico, Portugal, June 24-28 de 2002.
- [91] Nicholas, T., “Tensile Testing of Materials at High Rates of Strain”, Experimental Mechanics, p. 177-185, 1984.
- [92] Eskandari, H.; Nemes, J.A., “Dynamic Testing of Composite Laminates with a Tensile Split Hopkinson Bar”, Journal of Composite Materials, vol. 34, no. 4, p.260-273, 2000.
- [93] Benloulou, I.S., “Caracterización Mecânica E Desenvolvimento De Modelos De Materiales Compuestos Sometidos A Cargas de Impacto”, Tesis Doctoral, Universidad Politécnica de Madrid, 1996.
- [94] Morye, S.S.; “High performance polymer composites for ballistic protection”, PhD Thesis, University of Leeds, 1998.
- [95] Hayhurst, C.J.; Leahy, J.; an der Jagt-Deutekom, M.; Jacobs, M.; Kelly, P., “Development of material models for numerical simulation of ballistic impact onto polyethylene fibrous armour”, Personal Armour Systems Symposium, Colchester, 5-8 Sep, 2000.
- [96] Hayhurst, C.J.; Livinstone, I.H.G.; Clegg, R.A.; Destefanis, R.; Faraud, M., “Ballistic limit evaluation of advanced shielding using numerical simulations”, International Journal of Impact Engineering v 26, 2001 p.309-320.
- [97] Zukas, J. A., 'High Velocity Impact Dynamics', John Wiley & Sons, 1990.
- [98] Murray, N.H., “The response of alumina ceramics to plate impact loading”, PhD Thesis, Cambridge University, 1997.
- [99] Rosenberg, Z.; Yaziv, D.; Partom, Y.; “Calibration of foil-like manganin gauges in planar impact experiments”, J.Appl. Phys., 51, 1980, p. 3702-3705.
- [100] Barker, L.M.; Hollenbach, R.E., "Laser Interferometer for Measuring High Velocities of Any Reflecting Surface", J.Appl. Phys., 43, p. 4669-4675, 1972.

- [101] Hensing, W.F.; "Velocity sensing interferometer (VISAR) modification", *Rev. Sci.Instrum*, 50, p.73-78, 1979.
- [102] Barker, L.M., *VALYN VISAR Data Reduction Program-Users Handbook*, 1996.
- [103] "Ballistic test method for personal armours" NATO Standardisation Agreement (STANAG 2920) draft.
- [104] Justo, Jorge F., "Estudo do comportamento ao impacto de alta velocidade de estruturas em materiais compósitos", Tese de Mestrado, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 1996.
- [105] Kim, C. G.; Jun, E.J. "Impact resistance of composite laminated sandwich plates", *Journal of Composite Materials*, 1992, 26, p. 2247-2261.
- [106] Freeman, S. M. "Characterization of lamina and interlaminar damage in graphite/epoxy composites by the de-ply technique" *ASTM STP*, 1982, 787, 50-64.
- [107] Freeman, S. M. "Correlation of X-Ray radiograph images with actual damage in graphite/epoxy composites with the de-ply technique", *Proc Composites in Manufacturing 3*, pp EM84/101/1- EM84/101/13, Dearborn, MI, Society of Manufacturing Engineers, 1984.
- [108] Henneke II, E.G., "Destructive and non destructive tests", *Engineered Materials Handbook*, vol I: Composites, p. 774-778, Ohio, American Society for Metals, 1987.
- [109] Palazotto, A.; Madux, G.E.; Horban, B., "The use of stereo X-ray and de-ply techniques for evaluation instability of composite cylindrical panels with delaminations", *Exper Mech*, 1989, 29, 144-151.
- [110] Harris, C.E., "Damage evaluation by laminate de-ply", *Manual on Experimental Methods for Mechanical Testing of Composites*, p147-9, Connecticut, Society of Experimental Mechanics, 1989.
- [111] M. F. S. F. de Moura, "Modelos de Previsão do Comportamento Mecânico de Materiais Compósitos de Carbono-Epóxido Sujeitos a Impacto de Baixa Velocidade e da Sua Resistência Residual à Compressão Após Impacto", Tese de Doutoramento, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 1996.
- [112] Chester, R.J.; Clark, G., "Modelling of impact damaged features in graphite/epoxy laminates", *Damage Detection in Composite Materials*, ASTM STP 1128 (J E Masters, ed), p200-12, Philadelphia, ASTM, 1992.
- [113] Gweon, S.Y.; Bascom, S.W. "Damage in carbon fibre composites due to repetitive low velocity impact loads", *J Mater Sci*, 27, p.2035-47, 1992.
- [114] Hugues, J.C.; Chemin, P., *Détection des délaminages superficiels sur matériaux composites après perçage par une nouvelle génération de pénétrant fluorescent*, ARDROX SA, lecteur information n°42.
- [115] Magalhães, A.G., "Aplicação das técnicas de emissão acústica e radiografia na caracterização do dano produzido por fluência em juntas de materiais compósitos sujeitas a diferentes condições ambientais", tese de Doutoramento, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 1999.
- [116] Owston, C.N., "Carbon fibre reinforced polymers and non destructive testing", *Br J Non-Destructive Testing* 15 n°1, 1973.

- [117] Stone, D.E.W., "Some problems in the non destructive testing of carbon fibre reinforced plastics", Int Conf on Carbon fibres, Their place in modern technology, paper 28, London, 1974.
- [118] Prakash, R., "Non-destructive testing of composites", Composites, v.11, n.4, p.217-224, 1980.
- [119] MSEL; Nondestructive evaluation, Technical activities, Materials Science and Engineering Laboratory, USA, 1990.
- [120] Weber, W., "Über die spezifische Wärme fester Körper insbesondere der Metalle", Ann der Physic u. Chemie. Vol. 96 (Neue Folge Vol. 20) p. 177-213, 1830.
- [121] Thomson, W. (Lord Kelvin); On the dynamical theory of heat. Trans. Roy. Soc., Vol. 20, p. 261-283, 1853.
- [122] Compton, K.T. ; Webster, D.B., "Temperature changes accompanying the adiabatic compression of steel. Verification of W. Thomson's theory to a very high accuracy" Phys. Rev. 4, p. 159-166, 1915.
- [123] Belgen, M.H., "Structural stress measurements with an infrared radiometer". ISA Transactions. 6: p. 49-53, 1967.
- [124] Gonçalves, J.P.M.; Oliveira, F.M.F.; de Castro, P.M.S.T.; Fernandes, A.A.; "A Calibration Of The Stress State Measurement Technique Using The Thermoelastic Effect", Recent Advances in Experimental Mechanics, Proceedings of the 10th International Conference on Experimental Mechanics, J.F.Silva Gomes *et al.*, editors, July, 1994.
- [125] Mountain, D.S. & Webber. J.M.B.; "Stress pattern analysis by thermal emission (SPATE)", Proc. Soc. Photo-Opt. Inst. Engrs. 164, pp. 189-196, 1978.
- [126] Everett, G.M.; Berry, D.J.; "Non contacting dynamic stress measurement and its application in automotive industries", Ometron Limited, London.
- [127] "Dynamic loading and characterization of fiber-reinforced composites", Robert L. Sierakowski, Shive K. Chaturvedi, 1997.
- [128] Fernandes, A. J. A., "Técnicas de controlo não destrutivo dos materiais compósitos", Tese de mestrado, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, Julho, 1987.
- [129] Eustáquio, E., "Controlo não destrutivo de materiais por ultra-sons. Técnica de imersão", Laboratório Nacional de Engenharia Civil, Núcleo de Cerâmica e Plásticos, Proc 023/13/10248, Lisboa, Janeiro, 1994.
- [130] S.J. Bourne, J.M. Buckley & P.M. Kelly, "Application of air-scan technology to ballistic impact protective systems", Personal Armour Systems Symposium, Colchester, 5-8th September 2000.
- [131] Silk, M.G. "Ultrasonic Transducers for Nondestructive Testing", Adam Hilger Ltd, 1984.
- [132] Buckley, J. M. "Principles and Applications of Air-Coupled Ultrasonics", Brit. J. NDT, vol 40, p.755-759, 1998.
- [133] Billson, D.R. and Hutchins, D.A. "Development of Novel Piezoelectric Ultrasonic Transducers for Couplant-Free Ultrasonic Testing", Brit. J. NDT, vol 35, p.705-708, 1993.
- [134] Drinkwater, B. and Cawley, P.; "An ultrasonic wheel probe alternative to liquid couplant", Brit. J. NDT, vol 36, p.430-433, 1994.

- [135] Drinkwater, B. and Cawley, P.; "The practical application of solid coupled ultrasonic transducers", *Mat. Eval.*, p.401-406, 1997.
- [136] Kim, J.K., "Recent developments in impact damage assessment", em *Impact Behaviour of Fiber-Reinforced Composite Materials and Structures*, Edited by S.R.Reid and G.Zhou, Woodhead Publishing Limited, 2000.
- [137] Girshovich, S.; Gottesman, T.; Rosenthal H, Drukker E, Steinberg Y, "Impact damage assessment of composites", em *Damage Detection in Composite Materials*, ASTM STP 1128 (J E Masters, ed), p.183-99, Philadelphia, ASTM, 1992.
- [138] Silva, J. F., Justo, J. M., Chousal, J. A., Vaz, M. A., Marques, A. T. and Gomes, J. F. S., "Non-Destructive Testing of Composite Structures Using Shearography", *Recent Advances in Experimental Mechanics*, Silva Gomes *et al.* (eds.), vol. I, pp. 373-378, Proceedings of the 10th International Conference on Experimental Mechanics/ Lisbon/ Portugal/ 18-22 July 1994.
- [139] Butters, J. N.; Leendertz, J. A.; "Speckle Pattern and Holographic Techniques in Engineering Metrology", *Optics and Lasers Technology*, p.26-30, 1971.
- [140] Creath, K.; Slettemoen, G. A.; "Vibration-observation techniques for digital speckle-pattern interferometry", *Journal of the Optical Society of America*, Vol.2, N°10, p. 1629-1636, 1985.
- [141] Løkberg, O. J.; Malmo, J. T.; Strand, A.; "TV-holography - a Tool for Vibration Measurements", *Noise & Vibration Control Worldwide*, p.286-289, 1987.
- [142] Pouet, B. F.; Krishnaswamy, S.; "Additive/subtractive decorrelated electronic speckle pattern interferometry", *Optical Engineering*, Vol.32, N°6, p. 1360-1369, 1993.
- [143] Davies, J. C.; Buckberry, C. H.; Jones, J. D. C.; Panell, C. N.; "Development communications of a fibre optic electronic speckle pattern interferometer (ESPI)", *SPIE Vol.863 Industrial Optoelectronic Measurement Systems Using Coherent Light*, p. 194-207, 1987.
- [144] Creath, K.; "Phase-Measurement Interferometry Techniques", in *Progress in Optics*, Ed. E. Wolf, Vol. XXVI, Cap. 5, p. 351-391, 1988.
- [145] Chousal, J. A.; "Técnicas de Processamento de Imagens Obtidas por Métodos Ópticos em Análise Experimental de Tensões", Tese de Doutoramento, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 2000.
- [146] Bathias, C.; Cagnasso, A., "Application of X-ray tomography to the nondestructive testing of high-performance polymer composites" in *Damage Detection in Composite Materials*, ASTM STP 1128, (J E Masters Ed), p.35-54, Philadelphia, ASTM, 1992.
- [147] Crandal, S.H.; Dahl, N.C.; Lardner, T.J., "An Introduction to the Mechanics of Solids", 2d ed with SI Units, McGraw-Hill, Inc., New York, 1978.
- [148] Sokolnikoff, I.S., "Mathematical Theory of Elasticity", McGraw-Hill, Inc., New York, 1956.
- [149] Vinson, J.R., Sierakowski, R.L., "The behaviour of structures composed of composite materials", Martinus Nijhoff Publishers, Dordrecht, The Netherlands, 1986.
- [150] Clegg, R; Hayhurst, C.; Leahy, J.; Deutekom, M. "Application of a Coupled Anisotropic Material Model to High Velocity Impact Response of Composite Textile Armour", 18th International Symposium and Exhibition on Ballistics, San Antonio, USA, Nov.15-19, 1999.
- [151] Autodyn Theory Manual, Revision 4.3, Century Dynamics Inc., 2003.

- [152] Burk, R.C., "Standard Failure Criteria Needed for Advanced Composites", *Astronautics and Aeronautics*, Vol. 21 (6), p.58-62, 1983.
- [153] Tsai, S.W., "Strength Characteristics of Composite Materials", NASA CR-224, 1965.
- [154] Tsai, S. W. ; Wu, E. M., "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials", *Journal of Composite Materials*, 5, p.58-80, 1971.
- [155] Gibson, R.F., "Principles of Composite Materials", McGraw-Hill International Editions, New York, 1994.
- [156] Azzi, V.D.; Tsai, S.W., "Anisotropic Strength of Composites", *Experimental Mechanics*, September 1965, p. 283-288.
- [157] Hoffman, O., "The Brittle Strength of Orthotropic Materials", *Journal of Composite Materials*, vol. 1, 1967, p. 200-206.
- [158] Chamis, C.C., "Failure Criteria for Filamentary Composites", *Composite Materials: Testing and Design*, STP 460, ASTM, Philadelphia, 1969, p. 336-351.
- [159] Soden, P.D.; Hinton, M. J.; Kaddour, A.S.; "A Comparison of the Predictive Capabilities of Current Failure Theories for Composite Laminates", *Composites Science and Technology*, vol. 58, p.1225-1254, 1998.
- [160] Hinton, M.J.; Soden, P.D., "Predicting Failure in Composite Laminates: The Background to the Exercise", *Composites Science and Technology*, vol. 58, p.1001-1010, 1998.
- [161] Hinton, M.J.; Kaddour, A.S.; Soden, P.D.; "A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates, judged against experimental evidence"; *Composites Science and Technology*, vol. 62, p.1725-1797, 2002.
- [162] Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites", *Journal of Applied Mechanics*, vol 47, p.329-334, 1980.
- [163] Hashin, Z., "Analysis of Composite Materials-A Survey", *Journal of Applied Mechanics*, vol. 50, p.481-505, 1983.
- [164] Puck, A.; Schürmann, H.; "Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models", *Composites Science and Technology*, 58, 1045-1067, 1998.
- [165] Dávila, C. G.; Camanho, P. P.; Rose, C. A.; "Failure Criteria for FRP Laminates", *Journal of Composite Materials*, February, vol. 39, p.323-p.345, 2005
- [166] Hayhurst, C.J.; Hiermaier, S.J.; Clegg, R.A.; Riedel, W.; Lambert, M.; "Development of Material Models for Nextel and Kevlar/Epoxy for High Pressures and Strain Rates", *International Journal of Impact Engineering*, vol. 23, p.365-376, 1999.
- [167] Hiermaier, S.J.; Riedel, W.; Hayhurst C.J.; Clegg R.A.; Wentzel, C.M.; "Advanced Material Models for Hypervelocity Impact Simulations", *ESTEC Contract 12400/97/NL/PA(SC) Final Report*, July 1999.
- [168] Pijaudier-Cabot, G.; Bažant, Z.; "Nonlocal Damage Theory", *Journal of Engineering Mechanics*, vol. 113, N° 10, p.1512-1533, 1987.
- [169] Pijaudier-Cabot, G.; Bodé, L.; "Arbitrary Lagrangian-Eulerian Finite Element Analysis of Strain Localization in Transient Problems", *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, vol. 38, p. 4171-4191, 1995.

- [170] Needleman, A.; Tvergaard, V.; “Mesh Effects in the Analysis of Dynamic Ductile Crack Growth”, *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 47, N°1, p. 75-91, 1994.
- [171] Jirasek, M.; Bažant, Z.P.; “Localization Analysis of Nonlocal Model Based on Crack Interactions”, *Journal of Engineering Mechanics*, vol. 120, N° 7, p.1521-1542, 1994.
- [172] Tvergaard, V.; Needleman, A.; “Effects of Nonlocal Damage in Porous Plastic Solids”, *International Journal of Solids and Structures*, vol. 32, N° 8/9, p.1063-1077, 1995.
- [173] Anderson, C.; Bodner, S.; “Ballistic impact: the status of analytical and numerical modeling”, *International Journal of Impact Engineering*, vol. 7, N° 1, p.9-35, 1998.
- [174] Kamel, A.; Worswick, M.; Nandlall, D.; “Effect of nonlocal damage treatment on dynamic fracture predictions”, *ASME Pressure Vessels and Piping Conference, Structures Under Extreme Loading Conditions*, San Diego, CA, USA, p.195-201, 1998.
- [175] Hallquist, J.; “LS-DYNA THEORETICAL MANUAL”, Rev. 2, Livermore Software Technology Corporation, 1993.