



Desenvolvimento de estruturas compósitas auto?reparáveis para solicitações de impacto

ANDRÉ FILIPE VARANDAS PEDROSO

novembro de 2022

CARACTERIZAÇÃO DE ESTRUTURAS COMPÓSITAS AUTO REPARÁVEIS PARA SOLICITAÇÕES DE IMPACTO

André Filipe Varandas Pedroso

1200211

2022

Instituto Superior de Engenharia do Porto

Departamento de Engenharia Mecânica

CARACTERIZAÇÃO DE ESTRUTURAS COMPÓSITAS AUTO REPARÁVEIS PARA SOLICITAÇÕES DE IMPACTO

André Filipe Varandas Pedroso

1200211

Dissertação apresentada ao Instituto Superior de Engenharia do Porto para cumprimento dos requisitos necessários à obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica, realizada sob a orientação do Doutor Raúl Duarte Campilho e Eng.º Ricardo Rocha.

2022

Instituto Superior de Engenharia do Porto

Departamento de Engenharia Mecânica

JÚRI

Presidente

Doutora Elza Maria Morais Fonseca

Professor Coordenador, ISEP

Orientador

Doutor Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho

Professor Adjunto, ISEP

Co-orientador

Engenheiro Ricardo Jorge Braga Rocha

Gestor de Projecto, INEGI

Arguente

Doutor Hugo Queirós de Faria

Professor Adjunto Convidado, ESAN

AGRADECIMENTOS

À minha família: Mãe, Pai, Avó, Bruno, e à Beatriz e família: Cláudia, Manuel Jorge, Manuel Tiago, Rita que apoiaram sempre e incondicionalmente o meu percurso académico universitário nestes dois anos de mestrado.

Ao Professor Doutor Raul Campilho, orientador científico da dissertação, agradeço por me ter aceitado como seu orientando, sugerido este projecto científico do INEGI e pelo apoio prestado tanto na redacção do documento como no conteúdo académico.

Ao Engenheiro Ricardo Rocha, co-orientador da dissertação, agradeço por me ter divulgado o projecto MOSHO, por todo o apoio prestado nas instalações do INEGI no fabrico dos provetes e pelos saberes adquiridos pela experiência profissional.

E ao INEGI, e demais intervenientes do processo do projecto MOSHO com quem pude trocar ideias, pela cedência das instalações para a realização da dissertação tanto escrita como experimentalmente pelo fabrico.

PALAVRAS-CHAVE

Materiais Auto-Regenerativos, Impacto de Baixa e Alta Velocidade, Método de Elementos Finitos, Modelos de dano coesivo, REVERLINK, *Sandwich*.

RESUMO

Nas últimas décadas tem-se assistido a uma elevada procura e utilização de materiais compósitos em áreas diversificadas, nomeadamente aplicações em estruturas *sandwich* que, graças à inclusão de um núcleo de densidade aparente baixa, conseguem obter boas propriedades mecânicas à flexão (aumentando o segundo momento de área) com um compromisso de baixo peso. Não obstante, este tipo de materiais comporta um desafio acrescido dada a sua natureza heterogénea, geralmente devido a empilhamentos, resultando em mecanismos de dano complexos e necessidade de utilização de critérios de falha especialmente formulados para a avaliação e projecto das estruturas compósitas bem como factores de resistência residual fortemente afectados pelos processos de fabrico e cargas de impacto. Um dos maiores e principais problemas na indústria aeronáutica é de facto a colisão em voo rasante, na descolagem e na aterragem, das aves que se encontram no meio aéreo com a fuselagem da aeronave, donde resultam danos irreversíveis e consequentes reparações do material compósito que a compõe.

O foco deste trabalho será, em colaboração com o INEGI (Instituto de Ciência e Inovação em Engenharia Mecânica e Engenharia Industrial) no projecto MOSHO, encontrar uma solução que reduza drasticamente a carência de resistência residual dos materiais compósitos, conjugando laminados de tecidos híbridos de fibra de carbono com Dyneema® a um material elastómero, Reverlink™, num compósito de *sandwich* com núcleo de *honeycomb*. Com isto pretender-se-á desenvolver soluções avançadas e futuramente a sua integração para reparação de estruturas compósitas, visando a investigação de novos materiais particularmente resistentes a impactos de baixa e alta velocidade, com características auto-regenerativas e procedimentos de técnicas de reparação das estruturas.

Foram realizados ensaios de impacto de baixa e alta velocidade e compararam-se os resultados experimentais com os da primeira fase do projecto MOSHO, e com a previsão do modelo numérico em ABAQUS™. Adicionalmente, foram realizados ensaios de tracção, *differential scanning calorimeter* e *dynamic mechanical analysis* para caracterização do Reverlink™, e confirmação de propriedades mecânicas do compósito.

KEYWORDS

Self-Healing Material, Low and High-Velocity Impact, Finite Element Method, Cohesive zone models, REVERLINK, *Sandwich*.

ABSTRACT

In the last decades, there has been a high demand and use of composite materials in different areas, such as *sandwich* structure applications which, thanks to the inclusion of a low apparent density core, manage to achieve good mechanical properties in bending (increasing the second moment of area) with a low weight compromise. However, this type of material poses additional challenges due to its heterogeneous nature, generally due to stacking, resulting in complex damage mechanisms and the necessity to use failure criteria especially formulated for the evaluation and design of composite structures, as well as residual strength factors that are strongly affected by manufacturing processes and impact loads. One of the biggest and main problems within aeronautical industries is the collision, in low-flight, take-off and landing, between the fuselage of the aircraft and birds. This occurrence results in irreversible damage and consequent repairs of the composite material that composes the aircraft structure.

The focus of this work will be, in collaboration with INEGI (Instituto de Ciência e Inovação em Engenharia Mecânica e Engenharia Industrial) in the MOSHO project, to find a solution that drastically reduces the lack of residual strength of composite materials, combining laminates of hybrid fibre fabrics from carbon with Dyneema® with an elastomeric adhesive Reverlink™ in a composite *sandwich* with a honeycomb core. It is intended to develop advanced solutions, and their integration in the future, to repair composite structures, aiming at the investigation of new materials particularly resistant to small and high speed impacts with self-healing characteristics and procedures of repair techniques of the composite structures.

Low and high-velocity impact tests were made, and the experimental results were compared with the ones obtained in the first phase of the MOSHO project, and with the numerical predictive model in ABAQUS™. Additionally, tensile, differential scanning calorimeter and dynamic mechanical analysis tests were made to characterize Reverlink™ and confirm the mechanical properties of the composite.

LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS

Lista de Abreviaturas

AFP	<i>Automated Fibre Placement</i>
ALLDMD	<i>Damage dissipation energy for whole model</i>
ALLKE	<i>Kinetic energy for whole model</i>
AR	<i>Aspect Ratio</i>
AEHW	<i>Amine Hydrogen Equivalent Weight</i>
ATL	<i>Automated Tape Layup</i>
A-VARTM	<i>Advanced Vacuum Assisted Resin Transfer Moulding</i>
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
BADGE	<i>Bisphenol A Diglycidyl Ether</i>
BK	<i>Benzeggagh-Kenane</i>
CAI	<i>Compression After Impact</i>
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CAPRI	<i>Controlled Atmospheric Pressure Resin Infusion</i>
CARTM	<i>Channel Assisted Resin Transfer Moulding</i>
CDM	<i>Continuum Damage Mechanics</i>
CNF	<i>Carbon Nanofibres</i>
CNT	<i>Carbon Nanotubes</i>
CRM	<i>Continuous Random Mat</i>
CSM	<i>Chopped Strand Mat</i>
CTH	<i>Close-then-Heal</i>
CZE	<i>Cohesive Zone Elements</i>
CZM	<i>Cohesive Zone Method</i>
DAMAGEFC	<i>Compressive fibre damage at integration points</i>
DAMAGEFT	<i>Tensile fibre damage at integration points</i>
DAMAGEMC	<i>Compressive matrix damage at integration points</i>
DAMAGEMT	<i>Tensile matrix damage at integration points</i>

DAMAGESHR	<i>Shear damage at integration points</i>
DCBE	<i>Dynamic Covalent Bond Exchange</i>
DEMEGI	Departamento de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial
DIN	<i>Deutsches Institut für Normung</i>
DMA	<i>Dynamic Mechanical Analysis</i>
DMAEMA	<i>2-(dimethylamino)-ethyl methacrylate</i>
DOE	<i>Design of Experiments</i>
DOF	<i>Degree of Freedom</i>
DSC	<i>Differential Scanning Calorimeter</i>
DVRI	<i>Double Bag Vacuum Infusion</i>
EEW	<i>Epoxide Equivalent Weight</i>
EF	Elementos Finitos
EMAA	<i>Poly(Ethylene-Co-MethAcrylic Acid)</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
E.U.A.	Estados Unidos da América
FC	Fibra de Carbono
FEA	<i>Finite Element Analysis</i>
FEM	<i>Finite Element Method</i>
FEUP	Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto
FJ	Fibra de Juta
FN	Fibras Naturais
FOS	<i>Factor of Safety</i>
FRP	<i>Fibre-Reinforced Plastic</i>
FS	Fibra de Seda
FV	Fibra de Vidro
HAFRP	<i>Heterocyclic Aramid Fibre Reinforced Plastic</i>
HIE	<i>High Impact Energy</i>
HMPE	<i>High-Molecular-Weight Polyethylene</i>
HSNFCCRT	<i>Hashin's compressive fibre initiation criterion at integration points</i>

HSNFTCRT	<i>Hashin's tensile fibre initiation criterion at integration points</i>
HSNMCCRT	<i>Hashin's compressive matrix initiation criterion at integration points</i>
HSNMTCRT	<i>Hashin's tensile matrix initiation criterion at integration points</i>
HVI	<i>High Velocity Impact</i>
IA	<i>Amine Index</i>
IE	<i>Epoxide Index</i>
INEGI	Instituto de Ciência e Inovação em Eng. Mecânica e Eng. Industrial
ISEP	Instituto Superior de Engenharia do Porto
ISO	<i>International Organization for Standardization</i>
ISQ	Instituto de Soldadura e Qualidade
IROM	<i>Inverse Rule of Mixtures</i>
IVI	<i>Intermediate Velocity Impact</i>
LEFM	<i>Linear Elastic Fracture Mechanics</i>
LRI	<i>Liquid Resin Infusion</i>
LVI	<i>Low Velocity Impact</i>
MEF	Método de Elementos Finitos
MVI	<i>Modified Vacuum Infusion</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NDI	<i>Non-Destructive Inspection</i>
NDT	<i>Non-Destructive Testing</i>
PBO	<i>Poly-Phenylene-Benzobisoxazole</i>
PDM	<i>Progressive Damage Models</i>
PI	<i>Pulsed Infusion</i>
PMI	<i>Polymethacrylimide</i>
PNM	<i>Phantom Node Method</i>
PP	<i>Polypropylene</i>
PS	<i>Polystyren</i>
PVC	<i>Polyvinyl chloride</i>
ROM	<i>Rule of Mixtures</i>

RP	<i>Reference point</i>
RPU	<i>Rigid polyurethane</i>
RRIM	<i>Reinforced Reaction Injection Moulding</i>
RTI	<i>Resin Transfer Infusion</i>
RTM	<i>Resin Transfer Moulding</i>
RVE	<i>Representative Volume Element</i>
SCB	<i>Single Cantilever Beam</i>
SCF	<i>Short Carbon Fibres</i>
SCMHBMA	<i>2-(3-(6-methyl-4-oxo-1,4-dihydropyrimidin-2-yl)ureido)ethyl methacrylate</i>
SHM	<i>Structural Health Monitoring</i>
SIE	<i>Small Impact Energy</i>
SIFT	<i>Strain Invariant Failure Theory</i>
SMP	<i>Shape Memory Polymers</i>
SRIM	<i>Structural Reaction Injection Moulding</i>
TAP	<i>Transportes Aéreos Portugueses</i>
TCL	<i>Teoria Clássica dos Laminados</i>
TCP	<i>Teoria Clássica de Placas</i>
TRCB	<i>Thermally Reversible Covalent Bond</i>
UHMWPE	<i>Ultra-High Molecular Weight Polyethylene</i>
VAP	<i>Vacuum Assisted Process</i>
VARI	<i>Vacuum Assisted Resin Infusion</i>
VARTM	<i>Vacuum Assisted Resin Transfer Moulding</i>
VCCT	<i>Virtual Crack Closure Technique</i>
VIMP	<i>Variable Infusion Moulding Process</i>
VRIM	<i>Vacuum Resin Injection Moulding</i>
VRIP	<i>Vacuum Resin Impregnation Process</i>
XFEM	<i>Extended Finite Element Method</i>
XPS	<i>Extruded Polystyren</i>

Lista de Unidades

bar	Unidade de Pressão (cerca de 101,325kPa)
°C	Grau Celsius
°C/min	Grau Celsius por minuto
cg	Centigrama
g	Grama
g/m ²	Grama por metro quadrado
g/km	Grama por quilómetro
GPa	GigaPascal
h	Hora
Hz	Hertz
J	Joule
J/g	Joule por grama
J/m ³	Joule por metro cúbico
K	Grau Kelvin
kJ	KiloJoule
kJ/m ²	KiloJoule por metro quadrado
kg	Kilograma
kg/m ²	Kilograma por metro quadrado
kg/m ³	Kilograma por metro cúbico
kN	KiloNewton
kPa	KiloPascal
l	Litros
m	Metro
m ²	Metro quadrado
m ³	Metro cúbico
m/s	Metro por segundo
m/s ²	Metro por segundo quadrado
mbar	Milibar

mg	Miligrama
mg/h	Miligramas por hora
mJ	MiliJoule
min.	Minuto
mm	Milímetro
mm ²	Milímetro quadrado
mm ³	Milímetro cúbico
mm/s	Milímetro por segundo
MPa	MegaPascal
MPa/mm	MegaPascal por milímetro
ms	Milissegundo
mW	MiliWatt
N	Newton
N/mm	Newton por milímetro
N/mm ³	Newton por milímetro cúbico
Nm	Newton-metro
Pa	Pascal
s	Segundo
ton	Tonelada, igual a 1000 kg
ton/mm ³	Tonelada por milímetro cúbico
V	Volt
W	Watt
W/g	Watt por grama
tex	Unidade de medida para massa volúmica linear de fibras, igual a g/km
μm	Micrómetro
μm	Microsegundo
μV	MicroVolt
με	<i>Microstrain</i>

Lista de Símbolos

$\{\dots\}$	Notação vectorial
$[\]$	Notação matricial
$[xx_t/yy_t]_{ns}$	Notação de orientação das camadas do laminado com a possibilidade de serem “n” vezes repetidas e/ou simétricas, “s”. Omite-se “t” quando as espessuras são diferentes e não múltiplas no laminado.
(x, y, z)	Referencial global
$(1, 2, 3)$ (L, T, Z)	Referencial local do laminado
$ F $	Determinante do gradiente de deformação
$\varnothing$	Diâmetro
$\varnothing_{eq_dano}$	Diâmetro equivalente de dano
$\varnothing_{int}$	Diâmetro interno
J_{dano}	Profundidade máxima de perfuração de impacto
$\%m_{Dyn}$	Percentagem mássica de fibras de Dyneema®
$\%s$	Desvio-padrão percentual da amostra da variável
A	Amplitude
A_{dano}	Área de dano de impacto
A_{dano_c}	Área de dano devido a efeitos de compressão
A_{dano_s}	Área de dano devido a efeitos de corte
A_{dano_t}	Área de dano devido a efeitos de tracção
A_w	Gramagem (generalizada, do inglês: <i>aerial weight</i>)
AR_{max}	<i>Aspect ratio</i> máximo
$[A]$ ou $\mathbf{A}$	Matriz rigidez de membrana do laminado
$[B]$ ou $\mathbf{B}$	Matriz acoplamento membrana-flexão do laminado
c_d	Velocidade de onda
C	Comprimento
d_1	Factor de dano longitudinal
d_{12}	Factor de dano de corte

d_2	Factor de dano transversal
$d_{\max}$	Parâmetro de degradação máxima
$d_{\max_c}$	Degradação máxima à compressão
$d_{\max_s}$	Degradação máxima ao corte
$d_{\max_t}$	Degradação máxima à tracção
[D] ou D	Matriz rigidez de flexão do laminado
e	Espessura
e_x	Versor da direcção x
e_y	Versor da direcção y
e_z	Versor da direcção z
E	Módulo de Elasticidade isotrópico
E'	<i>Storage Modulus</i>
E''	<i>Loss Modulus</i>
E_1 ou E_L	Módulo de elasticidade longitudinal, no referencial local
E_1^*	Módulo de elasticidade longitudinal degradado, no referencial local
E_2 ou E_T E_3 ou E_Z	Módulo de elasticidade transversal, direcções 2 e 3 ou T e Z no referencial local
E_2^*	Módulo de elasticidade transversal degradado, no referencial local
E_a	Energia absorvida
E_a/m_{esf}	Energia absorvida por unidade de massa de esfera
E_c	Energia cinética
E_{cf}	Energia cinética final
E_{ci}	Energia cinética inicial
E_f	Módulo de elasticidade das fibras
E_i	Energia de impacto
E_i/m	Energia de impacto por unidade de massa de esfera
E_{mec}	Energia mecânica
E_{mec_f}	Energia mecânica final
E_{mec_i}	Energia mecânica inicial

E_p	Módulo de elasticidade da matriz/polímero
E_{pot}	Energia potencial
E_{pot_f}	Energia potencial final
E_{pot_i}	Energia potencial inicial
E_r	Energia residual
E_r/m	Energia residual por unidade de massa de esfera
E_t	Energia total
E_x	Módulo de elasticidade longitudinal, no referencial global
E_y	Módulo de elasticidade transversal, no referencial global
f	Fibras
F	Força
F_x	Força longitudinal de tracção
F_w	Gramagem das fibras (do inglês: <i>fabric weight</i>)
g	Aceleração da gravidade, $g=9,80665 \text{ m/s}^2$
[G] ou G	Matriz geral G
G_{12} ou G_{LT}	Módulo transversal de corte, plano 12 ou LT, no referencial local
G_{12}^* ou G_{LT}^*	Módulo transversal de corte degradado, plano 12 ou LT, no referencial local
G_{13} ou G_{LZ}	Módulo transversal de corte, plano 13 ou LZ, no referencial local
G_{23} ou G_{TZ}	Módulo transversal de corte, plano 23 ou TZ, no referencial local
G_c	Tenacidade à fractura
G_f	Módulo transversal de corte das fibras
G_I	Taxa de libertação de energia do modo I à fractura
G_{Ic}	Tenacidade à fractura para o modo I
G_{II}	Taxa de libertação de energia do modo II à fractura
G_{IIc}	Tenacidade à fractura para o modo II
G_{III}	Taxa de libertação de energia do modo III à fractura
G_{IIIc}	Tenacidade à fractura para o modo III
G_p	Módulo transversal de corte da matriz/polímero

G_S	Taxa de libertação de energia em condições de solicitação ao corte
G_T	Taxa de libertação de energia em condições de solicitação mista
G_{Tc}	Tenacidade à fractura para o modo misto de fractura
G_{xy}	Módulo transversal de corte, no referencial global
h	Altura de queda livre
H_f	Entalpia final
H_i	Entalpia inicial
I_a	Incerteza absoluta
I_r	Incerteza relativa
J	Determinante Jacobiano
K_{nn}	Rigidez normal no modo I de fractura
K_{ss}	Rigidez de corte no modo II de fractura
K_{tt}	Rigidez de corte no modo III de fractura
L	Largura
L^{EF}	Tamanho do menor EF
m	Massa
m_{deg}	Massa degradada
m_f	Massa final
m_i	Massa inicial
m_{esf}	Massa de esfera
$m_{Reverlink^{TM}}$	Massa de Reverlink TM
$\dot{m}_{deg}$	Taxa de degradação mássica
M	Esforços de flexão
n	Número de Moles
N	Esforços de membrana
p	Polímero
P	Pressão
P_{dano}	Perímetro de dano
$\dot{q}$	Taxa de calor

Q_{ij}	Constantes matriciais de rigidez local
$[Q]$ ou $\mathbf{Q}$	Matriz de rigidez local
$[Q']$ ou $\mathbf{Q}'$	Matriz de rigidez global
$[\bar{Q}]$ ou $\bar{\mathbf{Q}}$	Matriz de rigidez efectiva
R^2	Coeficiente de determinação
s	Desvio-padrão da amostra da variável
S_{ij}	Constantes matriciais de flexibilidade local
$[S]$	Matriz de flexibilidade local
$[S']$	Matriz de flexibilidade global
t	Instante de tempo
$\tan \delta$	Coeficiente de amortecimento histórico
T	Temperatura
T_{amb}	Temperatura ambiente
T_c	Temperatura de cristalização
T_{deg}	Temperatura de degradação
T_e	Temperatura de extrapolação final, do inglês: <i>extrapolated end temperature</i>
T_f	Temperatura de extrapolação inicial, do inglês: <i>extrapolated onset temperature</i>
T_g	Temperatura de transição vítrea, do inglês: <i>glass transition temperature</i>
T_{gp}	Temperatura de transição vítrea da matriz, do inglês: <i>glass transition temperature of the polymer</i>
T_m	Temperatura de fusão, do inglês: <i>melting temperature</i>
T_{max}	Temperatura máxima
T_{pico}	Temperatura de pico
$[T_\epsilon]$ ou $\mathbf{T}_\epsilon$	Matriz transformação de eixos coordenados das deformações
$[T_\sigma]$ ou $\mathbf{T}_\sigma$	Matriz transformação de eixos coordenados das tensões
U	Energia Interna
U_r	Módulo de resiliência
U_T	Módulo de tenacidade

$U1$	Grau de liberdade de translação no sentido 1 (ou X)
$U2$	Grau de liberdade de translação no sentido 2 (ou Y)
$U3$	Grau de liberdade de translação no sentido 3 (ou Z)
$UR1$	Grau de liberdade de rotação em torno do sentido 1 (ou X)
$UR2$	Grau de liberdade de rotação em torno do sentido 2 (ou Y)
$UR3$	Grau de liberdade de rotação em torno do sentido 3 (ou Z)
v	Velocidade
v_{esf}	Velocidade da esfera
$v_{estimada}$	Velocidade estimada
v_f	Fracção volúmica de fibras
v_i	Velocidade de impacto
v_{medida}	Velocidade medida
v_p	Fracção volúmica de matriz/polímero
v_r	Velocidade residual
v_{teste}	Velocidade de teste
V	Volume
V_v	Teor de Vazios
w_f	Fracção mássica de fibras
w_p	Fracção mássica de matriz/polímero
$\bar{X}$	Valor médio da amostra da variável
Y	Constante geométrica de tenacidade à fractura
z	Distância direcciona na espessura do laminado
α	Ângulo de orientação da camada, letra grega minúscula alfa
β	Factor de forma, letra grega minúscula beta
γ_{12}	Distorção causada por tensões de corte, entre as direcções 1 e 2
γ_{xy}	Distorção causada por tensões de corte, direcções x e y
Γ	Representação de uma propriedade mecânica material genérica, letra grega maiúscula gama

δ	Deformação; coeficiente de amortecimento histerético (no subcapítulo de DMA), letra grega minúscula delta
$\delta_{\max}$	Deformação máxima
δ_x	Valor absoluto, analítico ou experimental
Δ	Diferença entre valores da mesma variável, letra grega maiúscula delta
$\Delta(\%)$	Desvio relativo da variável
ΔH	Variação de entalpia
Δt	Período
Δt_{stable}	Valor de incremento de tempo estável
ε^0	Vector de extensões ou deformações
ε/t	Taxa de deformação constante
ε	Extensão ou deformação isotrópica, letra grega minúscula epsilon
ε_n	Extensão nominal normal no modo I
ε_s	Extensão nominal de corte no modo II
ε_t	Extensão nominal de corte no modo III
ε_u	Extensão última de rotura para materiais isotrópicos
ε_x	Extensão ou deformação na zona transversal do provete de tracção
ε_y	Extensão ou deformação na zona longitudinal do provete de tracção
η	Eficiência de auto-regeneração, letra grega minúscula eta
η_{BK}	Parâmetro da lei de Benzeggagh-Kenane, determinado experimentalmente
κ	Vector de curvaturas, letra grega minúscula kappa
λ	Comprimento de onda do padrão de Herringbone, letra grega minúscula lambda
μ	Viscosidade Dinâmica, letra grega minúscula mu
μ_F	Coeficiente de atrito
ν	Coeficiente de Poisson para materiais isotrópicos, letra grega minúscula nu
ν_{12} ou ν_{LT}	Coeficiente de Poisson maior, no referencial local
ν_{22} ou ν_{TL}	Coeficiente de Poisson menor, no referencial local
ν_c	Viscosidade Cinemática

ν_f	Coeficiente de Poisson das fibras
ν_p	Coeficiente de Poisson da matriz/polímero
ν_{xy}	Coeficiente de Poisson maior, no referencial global
ρ	Massa volúmica, letra grega minúscula rho
ρ_{Dyn}	Massa volúmica de fibras de Dyneema®
ρ_{FC}	Massa volúmica de fibras de carbono
ρ_{layer}	Massa volúmica estimada para a camada
ρ_m	Massa volúmica estimada para a matriz
$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ $\sigma_L, \sigma_T, \sigma_Z$	Tensão Normal no Referencial Local
σ_c	Tensão de cedência para materiais isotrópicos
$\sigma_{m,\text{max}}$	Tensão última máxima em modo misto para a zona interlaminar
σ_n	Tensão última normal do modo I para a zona interlaminar
σ_s	Tensão última de corte do modo II para a zona interlaminar
σ_t	Tensão última de corte do modo III para a zona interlaminar
σ_u	Tensão última de rotura para materiais isotrópicos
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	Tensão normal, no referencial global
Σ	Somatório
$\tau_{12}, \tau_{23}, \tau_{13}$ $\tau_{LT}, \tau_{TZ}, \tau_{LZ}$	Tensão de Corte no Referencial Local
τ_s^0	Tensão de corte interlaminar
τ_x, τ_y, τ_z	Tensão de Corte no Referencial Global
φ	Fluxo de calor
φ/m	Fluxo de calor específico

GLOSSÁRIO DE TERMOS

<i>à priori</i>	De acordo com os princípios anteriores; à primeira vista.
<i>à posteriori</i>	Do efeito para a causa; pelas razões que vêm depois.
Acicular ou Aciforme	Na mineralogia refere-se a um cristal composto por outros cristais mais delgados, em forma de agulha.
<i>Ad hoc</i>	Que se destina a um fim específico
<i>Angle-Ply</i>	Laminado que é constituído unicamente por camadas $+\theta$ e $-\theta$, podendo ser simétricos ou anti-simétricos.
<i>Breather</i>	Tecido de 100% polyester desenhado para permitir a circulação de fluxo de ar durante o processo de vácuo aplicado, retenção de um possível excesso de resina e prevenção de colapso do saco de vácuo sobre si mesmo.
<i>Chopped strand mat</i>	Mantas de filamentos cortados.
<i>Cloth/Woven</i>	Tecido de filamentos nas direcções $[0^\circ/90^\circ]$, na proporção 1:1.
<i>Continuous random mat</i>	Mantas de filamentos contínuos.
<i>Cross-Ply</i>	Laminado que é constituído unicamente por camadas de 0 e 90° , podendo ser simétricos ou anti-simétricos.
Efeito de Hourglassing	Estado de deformação livre de energia e surge em elementos sólidos hexaédricos e de casca integrados, num ponto.
Empilhamento Balanceado	O empilhamento balanceado é criado quando existe o número igual de camadas $+\theta$ e $-\theta$.
Empilhamento Simétrico	O empilhamento simétrico é criado quando as camadas se encontram simétricas entre si em termos geométricos e propriedades mecânicas em relação ao plano de simetria.
<i>Epoxide Equivalent Weight</i>	Número de gramas de resina <i>epoxy</i> requeridas para obter uma mole de grupos de <i>epoxy</i> .
<i>Epoxide Index</i>	Permite avaliar a qualidade das resinas <i>epoxy</i> , dado como mol/100 g. Usado para calcular a quantidade de reagente de reticulação necessária e determinar o grau de cura da resina.
<i>Fibre Kinking</i>	Definida como deformação localizada por corte da matriz ao longo de uma banda, e normalmente as fibras rompem nas bordas da banda. Também rompem por vezes no interior da banda deformada. Considera-se a torção como consequência da microencurvadura ou como um modo de falha separado.

<i>Fixture time</i>	Tempo necessário para que o adesivo desenvolva uma resistência que impede o reposicionamento dos substratos.
<i>Full strength ou full cure</i>	Tempo ao fim do qual o adesivo desenvolveu a sua resistência final e a sua cura. Dependente das condições climatéricas como temperatura e a humidade, bem como da espessura do adesivo.
<i>Gel Time</i>	Tempo após a mistura de uma resina até que se verifique um aumento de viscosidade equivalente a um gel.
<i>Handling time</i>	Tempo ao fim do qual o adesivo já desenvolveu uma resistência suficiente para permitir o manuseamento da junta.
<i>Healing time</i>	Tempo necessário para uma auto-regeneração óptima
<i>High-end</i>	Destinado a pessoas que desejam produtos de muito boa qualidade e que não se importam com quanto custam.
<i>Honeycomb</i>	Estrutura organizada em formato de favos de mel.
<i>In situ</i>	Do latim, expressão com o significado de “no local”.
<i>Layup</i>	Empilhamento, termo usado na indústria de compósitos.
<i>Loss Modulus</i>	Medida de energia dissipada ou perdida num ciclo de deformação sinusoidal.
<i>Payload</i>	Carga útil.
<i>Peel-ply</i>	Camada de sacrifício externa e desmoldante utilizada para remover excesso de resina e texturizar a superfície do laminado.
Pontes de Hidrogénio	Interacção electromagnética entre grupos polares ou moléculas em que o átomo de hidrogénio está ligado a um átomo electronegativo forte (exemplo: oxigénio e fluor).
Oligómero	Molécula que consiste em unidades repetidas, similares ou idênticas, que podem derivar de cópias de uma molécula mais pequena, monómero.
<i>Open time</i>	Tempo máximo que um adesivo, depois de ter sido aplicado num dos substratos, pode estar exposto ao meio ambiente antes de finalizar a união (fechar a junta).
<i>Outlier</i>	Valor atípico, observação com grande afastamento dos demais valores obtidos da série, ou que é inconsistente.
<i>Pot Life ou Working Life</i>	Tempo durante o qual um adesivo, após mistura dos componentes, permanece adequado para ser usado.
<i>Prepreg</i>	Camada de fibra, tipicamente unidireccional, composta por reforço e matriz em fábrica. A matriz na sua composição inclui o endurecedor, pelo que é necessário armazenar em arcas frigoríficas.

<i>Quási-Estático</i>	Processo efectuado com tal lentidão que se pode considerar o sistema sempre infinitamente próximo a um estado de equilíbrio durante a evolução.
<i>Quási-Isotrópico</i>	Empilhamento que resulta quando as camadas num laminado estão de tal forma empilhadas, resultando na produção de uma matriz de rigidez de membrana ou extensional, A , isotrópica.
<i>Representatividade Estatística</i>	Se respeitadas certas condições, as constatações que se fazem sobre a amostra podem ser generalizadas ao universo, dentro de determinada margem de erro.
<i>Roving</i>	Cordão de filamentos contínuos enrolado helicoidalmente em bobines. Destina-se à produção de fibras curtas, tecidos, mantas, entrançados, malhas ou híbrido.
<i>Sandwich</i>	Consiste em dois laminados finos de revestimento, rígidos e de alta resistência separados por um núcleo espesso e leve.
<i>Shelf-life ou Storage life</i>	Tempo durante o qual um adesivo pode ser armazenado sob condições ambientais específicas.
<i>Stiffener</i>	Componente que aumenta a rigidez da estrutura aeronáutica.
<i>Stitch bonding</i>	Método têxtil eficaz e avançado, tridimensional, que visa melhorar o desempenho interlaminar dos compósitos.
<i>Storage Modulus</i>	É o rácio entre a tensão elástica e a extensão, que indica a capacidade de o material armazenar energia elasticamente. Também designado por <i>Elastic Storage Modulus</i> (E').
<i>Tack</i>	Termo utilizado na indústria dos materiais compósitos para descrever a adesão instantânea antes da resina estar curada.
<i>Tixotropia</i>	Propriedade conferida por agentes tixotrópicos, traduzida num aumento da viscosidade do adesivo quando este não está sujeito a esforços evitando, assim, o escorrimento do adesivo.
<i>Twill</i>	Tecido de Filamentos orientados nas direcções $[0^\circ/90^\circ]$, com proporções diferentes de 1:1.
<i>Versus</i>	contra; por oposição a
<i>Warp e Weft</i>	<i>Warp</i> é o nome dado a fios de urdidura paralelamente espaçados nos quais os fios transversais de trama (<i>weft</i>) individuais são inseridos, sequencialmente, para obter uma estrutura adequadamente entrelaçada chamada de tecido.
<i>Working strength</i>	Tempo ao fim do qual o adesivo já desenvolveu cerca de 60% da sua resistência final, e que permite que a ligação seja submetida a serviço, em condições normais.

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Representação esquemática de um laminado compósito de plástico reforçado com fibras [12]	8
Figura 2: Tipos de reforços tipicamente usados [13]	9
Figura 3: Diferentes tipos de tecidos: a) "plane weave" ou cloth, b) twill weave, c) satin weave [17]	9
Figura 4: Processo típico de conformação de um FRP de matriz termoendurecível, ilustrando a relação entre o grau de cura, temperatura de transição vítrea (T_g) e evolução da viscosidade cinemática (ν_c) da resina, em função da temperatura (T) e t [29]	11
Figura 5: Curvas típicas de um processo de autoclave [36]	12
Figura 6: Previsão do mercado de materiais compósitos, nos EUA, por segmentos de aplicação [7]	13
Figura 7: Uso de materiais compósitos no Boeing 787 [12]	13
Figura 8: Tipos de solicitações mecânicas que um material pode sofrer [41]	14
Figura 9: Esforços de membrana e esforços de flexão aplicáveis num laminado plano [2, 44]	14
Figura 10: Vários fenómenos de acoplamento de rigidez que ocorrem nos materiais compósitos [45]	15
Figura 11: Esquemáticos dos modos de falha associados a ensaios uniaxiais [47]	17
Figura 12: Diferentes modos de rotura dos laminados compósitos (adaptado de [52, 53])	17
Figura 13: Tensão longitudinal de um laminado cross-ply [55, 56]	18
Figura 14: Envelopes de falha para os critérios de máxima extensão, Azzi-Tsai-Hill e Tsai-Wu [13]	20
Figura 15: Exemplo de um processo de auto-regeneração [76]	21
Figura 16: Diagrama representativo da classificação dos sistemas actuais de auto-regeneração [71]	22
Figura 17: Esquemático do método CTH com SMP, um dos tipos de auto-regeneração extrínseca [72]	23
Figura 18: Esquemático da auto-regeneração de uma fissura numa matriz termoendurecível com recurso a shape memory polymer fibres (SMPF) e partículas com agente regenerativo, outro tipo de auto-regeneração extrínseca [76]	23
Figura 19: Dois diferentes mecanismos de auto-regeneração extrínseca, baseados em a) cápsulas, b) fibras ocas vasculares, e c) mecanismo intrínseco de auto-regeneração (adaptada) [79]	23
Figura 20: Influência das condições de armazenamento na ν_c do Reverlink® HR-NR (HR-50-NC) (realizado no software Microsoft® Excel™ para melhor visualização, com as instruções da Arkema®) [89]	27
Figura 21: Influência das condições de armazenamento na ν_c do Reverlink® MR-NR (realizado no software Microsoft® Excel™ para melhor visualização, com as instruções da Arkema®) [89]	27
Figura 22: Esquemático da acumulação de danos num laminado $[0^\circ_2/\pm 45^\circ]_s$ causado por LVI [55]	28
Figura 23: Danos catastróficos causados pelo impacto de granizo no cone frontal na aeronave [100]	29
Figura 24: Danos nas pás dos geradores eólicos [101]	29
Figura 25: Admissibilidade de energia de impacto (E_i) para a célula de sobrevivência num F1 [102]	30
Figura 26: Tolerância e categorias de dano causado por impactos [103]	30

Figura 27: Comparação da resistência ao impacto em função de v_i , à T_{amb} , de FRP's reforçados com FV (na imagem GFRP), FC (na imagem CFRP), fibras naturais (FN, na imagem PFRP) e com fibras de seda (FS, na imagem SFRP) [114]	32
Figura 28: a) Dispositivo de ensaio <i>Charpy</i> , b) Detalhe da fixação dos provetes no aparelho [118]	34
Figura 29: a) Dispositivo de ensaio <i>Izod</i> , b) Detalhe da fixação dos provetes <i>Izod</i> no aparelho [119]	34
Figura 30: a) Esquemático de um dispositivo de queda de massa e b) respectivo provete [121]	35
Figura 31: Tipos de danos mais comuns de se visualizar nos ensaios de <i>drop-weight</i> [120]	36
Figura 32: Mecanismo de delaminação proposto por Renault e Wielgosz [69]	36
Figura 33: Identificação de pontos limítrofes por inspeção não-destrutiva (NDI, do inglês: <i>non-destructive inspection</i>) e medição da extensão de dano, com o detalhe do $\emptyset$ máximo de dano [120]	37
Figura 34: a) Aparelho de barras divididas de <i>Hopkinson-Kolsky</i> ; b) curvas representativas de força em função de t para estes ensaios (as curvas primárias obtidas são de tensão em função de t) [125]	38
Figura 35: Canhão de ar comprimido usado em ensaios de impacto por projectil (disponível nas instalações do Instituto de Soldadura e Qualidade, ISQ) [128]	38
Figura 36: (à esquerda) Moldes usados para a produção de esferas de gelo; (à direita) Exemplos de esferas de gelo, a) esfera não-conforme, contendo alguma desordem interna e bolhas de ar, b) esfera conforme que não apresenta defeitos internos nem na superfície [129]	40
Figura 37: Geometria do provete para ensaio <i>Charpy</i> [118]	41
Figura 38: Geometria do provete para ensaio <i>Izod</i> [119]	42
Figura 39: Geometria do provete para ensaio de <i>drop-weight</i> [120]	42
Figura 40: Dimensões e geometria dos provetes de teste para avaliação de tensões no plano [124]	43
Figura 41: Dimensões e geometria dos provetes de teste de avaliação de tensões ao longo da e [124]	43
Figura 42: Moldura de fixação com um provete impactado e <i>setup</i> de captação de imagem [128, 129]	43
Figura 43: Esquemático das diferentes respostas constitutivas para o modo I de fractura [133]	45
Figura 44: Definição de abertura de fissuras, a) modo I, b) modo II, c) modo III [137, 140, 141]	46
Figura 45: Modelo coesivo triangular em modo puro e misto para elementos coesivos [142]	46
Figura 46: Representação 3D do modo misto de tenacidade à fractura (adaptada de [140])	47
Figura 47: Classificação das técnicas de dano computacional e modelação de fracturas, relacionadas com diferentes escalas [131]	48
Figura 48: Três principais escalas usadas para materiais compósitos, com as suas geometrias representativas e constituintes materiais [151]	49
Figura 49: Curvas de carga e E_a , em função de t , num ensaio de impacto [116]	50
Figura 50: a) Gráfico esquemático de carga-deslocamento para um ensaio de impacto ideal, b) Influência da e num gráfico carga-deslocamento ($F-\delta$) num ensaio de impacto real (adaptado de [152])	50
Figura 51: Diferentes métodos de <i>stitch bonding</i> e equipamento respectivo [155]	57
Figura 52: Estrutura <i>sandwich</i> com núcleo em células <i>body centered cubic (BCC) lattice</i> [156]	58

Figura 53: Microestruturas a) Bouligand e b) Herringbone – Bouligand (adaptado de [157]).....	58
Figura 54: Diferentes empilhamentos para melhoria das propriedades em LVI (adaptado [110]).....	59
Figura 55: Diferentes tipos de introdução de materiais dissipadores de energia nos laminados: a) inserção de Dyneema® no <i>twill</i> , b) intercalação de camadas de FV com FJ (adaptado de [109] e [95])	60
Figura 56: Representação esquemática da técnica VARIM a) vista de planta, b) vista de perfil, c) visualização do processo de infusão [83].....	62
Figura 57: Preparação do <i>sandwich</i> de laminados de FC $[\pm 20]_s$ e $[\pm 30]_s$ com camadas de CNT/EP/EMAA, a) membrana de EMEA, b) membrana de CNT/EMAA, c) tratamento com ácido, d) ensaio de tracção e auto-regeneração com recurso a aquecimento eléctrico, e) camada CNT/EP/EMAA.....	63
Figura 58: Logótipo do INEGI [166]	71
Figura 59: Logótipo do projecto MOSHO (retirado de [167]).....	72
Figura 60: Consórcio dos parceiros envolvidos no projecto MOSHO (retirado de [167])	72
Figura 61: Rolo de Dyneema® Carbon DDCFX005 antes da impregnação [178]	78
Figura 62: Células de <i>honeycomb</i> , ref. A1 – 3 – 64, usado nas estruturas <i>sandwich</i> (desenhado e retirado do <i>software</i> SOLIDWORKS®).....	80
Figura 63: Esquemático da região de transição vítrea e T determinadas [191]	82
Figura 64: Geometria do provete para ensaio de tracção de FRP's [179].....	82
Figura 65: Geometria do provete para ensaio de tracção de polímeros [192]	83
Figura 66: Geometria do provete para ensaio de <i>drop-weight</i> [120].....	83
Figura 67: Procedimento para verificar a massa de Reverlink™ presente na estrutura <i>sandwich</i> , a) medição de duas peles e um núcleo de 300×300 mm ² , b) medição da massa do provete 4R.....	84
Figura 68: Invólucro do rolo a ser retirado para estabilização e prevenção de influência de humidades .86	
Figura 69: Corte das camadas 300×300 mm ² , a) orientação $[0^\circ/90^\circ]$, b) orientação $[\pm 45^\circ]$	86
Figura 70: Procedimento de corte das camadas 300×300 mm ² (ilustrado para orientação $[\pm 45^\circ]$ e também aplicado em $[0^\circ/90^\circ]$).....	87
Figura 71: Armazenamento das a) 20 camadas $[0^\circ/90^\circ]$ (com desperdícios) e das b) 80 camadas $[\pm 45^\circ]$ 87	
Figura 72: Empilhamento das camadas 300×300 mm ² na sequência pré-estabelecida a) durante o empilhamento, b) finalizado o empilhamento de um laminado	87
Figura 73: Empilhamento das camadas 150×100 mm ² na sequência pré-estabelecida	88
Figura 74: a) aresta alinhada no gabarito, b) amostra de <i>peel ply</i> , c) amostra de filme de Teflon®	88
Figura 75: a) deposição dos oito laminados 300×300 mm ² a curar, b) mesa do autoclave pronta a seguir para a cura dos laminados	89
Figura 76: Laminados 150×100 mm ² acabados de curar em autoclave	89
Figura 77: Curvas de P e T do processo de cura da resina MTC510 em autoclave (realizado no <i>software</i> Microsoft® Excel™ com as instruções do fabricante)	89
Figura 78: Perfil de μ da resina <i>epoxy</i> MTC510 [197].....	90

Figura 79: a) laminados de 300×300 mm ² numerados, b) laminados de 150×100 mm ² numerados, c) processo de medição com recurso a um paquímetro digital de aquisição imediata.....	90
Figura 80: a) Corte dos núcleos para as estruturas <i>sandwich</i> dos ensaios de IVI, b) pilha dos núcleos para IVI (à esquerda) e para LVI (à direita)	91
Figura 81: a) moldes com Reverlink™ + D.E.R.™ 332 pré-cura, b) mistura curada a 120°C durante 24h....	92
Figura 82: Diferença de comportamentos dos espécimes	92
Figura 83: a) Molde 1, sem Teflon®, com cerca de 15 g de mistura, b) Molde 2, com Teflon®, com pouco mais de 10 g de mistura (estado de pré-cura)	93
Figura 84: a) Molde 1, sem Teflon®, com cerca de 15 g de mistura, b) Molde 2, com Teflon®, com pouco mais de 10 g de mistura (estado de pós-cura).....	93
Figura 85: Molde de aço com cinco provetes preenchidos (de notar que o excesso de material é propositado uma vez que o mesmo se encontra sobre o efeito de expansão térmica) e moldes de silicone com metades de estrutura <i>sandwich</i> para teste de superfícies	94
Figura 86: Estado dos provetes <i>bulk</i> e dos moldes de silicone, pós-cura.....	94
Figura 87: Tentativa falhada de desmoldar os provetes do molde de aço	95
Figura 88: a) vazamento de Reverlink™ para o molde, b) estado de pós-cura logo a seguir a perfazer 24h, c) desmoldagem dos provetes passado 24h da cura	95
Figura 89. Gráfico de DMA da Dyneema® (ou UHMWPE) [198]	96
Figura 90: Processo de lixagem das arestas (exemplo para os provetes de 150×100 mm ²).....	96
Figura 91: a) nivelamento dos dois tabuleiros de sacrifício, b) estado do nível.....	97
Figura 92: a) moldes para os laminados 150×100 mm ² , recorrendo a fita de vácuo, b) moldes para os laminados 300×300 mm ² , recorrendo à mesma técnica	97
Figura 93: a) confirmação da massa de Reverlink™ no molde, b) aspecto do espalhamento do elastómero num laminado 300×300 mm ²	98
Figura 94: a) colagem do núcleo a um laminado 150×100 mm ² , b) metades das estruturas <i>sandwich</i> de <i>drop-weight</i> em estufa para cura, c) colagem do núcleo a um laminado 300×300 mm ²	98
Figura 95: a) colocação das estruturas <i>sandwich</i> de 150×100 mm ² na estufa para a última parte da cura, b) vista em pormenor de derrame do material devido ao ar dentro dos alvéolos do <i>honeycomb</i> ..	99
Figura 96: Processo de cura de quatro <i>sandwiches</i> de 150×100 mm ² e de um de 300×300 mm ² , sendo visível o derrame de Reverlink™ ocorrido	99
Figura 97: a) molde selado com o <i>sandwich</i> no interior, b) <i>sandwich</i> curado com sinais de derrame....	100
Figura 98: Estruturas <i>sandwich</i> finalizadas a) 300×300 mm ² , b) 150×100 mm ²	100
Figura 99: Esquemático de um sistema electromecânico usado para ensaios de DMA [201]	101
Figura 100: Provete colocado em posição no aparelho de DMA; a) vista lateral, b) vista ¾.....	101
Figura 101: Provetes de DMA a) pós-ensaio imediato, b) evidência de auto-regeneração	101
Figura 102: Gráfico de DMA das curvas de E' , E'' e $\tan \delta$ para o provete 1 no primeiro ensaio	102

Figura 103: Gráfico de DMA das curvas de E' , E'' e $\tan \delta$ para o provete 1 no segundo ensaio, sensivelmente 152 h após a auto-regeneração dar início	102
Figura 104: Gráfico de DMA das curvas de E' , E'' e $\tan \delta$ para o provete 2 no primeiro ensaio	103
Figura 105: Gráfico de DMA das curvas de E' , E'' e $\tan \delta$ para o provete 1 no segundo ensaio, sensivelmente 152 h após a auto-regeneração dar início	104
Figura 106: Resultados de DMA - a) E' dependente de T ; b) $\tan \delta$ em função de T [82] (adaptada)	105
Figura 107: a) Estrutura química do copolímero que contém DMAEMA e SCMHBMA, b) modelo esquemático de auto-regeneração e alongamento do hidrogel formado pelo copolímero [203]	105
Figura 108: Aparelho de DSC [204].....	106
Figura 109: Ciclo térmico do ensaio de DSC para as primeiras duas amostras	107
Figura 110: Ciclo térmico do ensaio de DSC para a terceira amostra	108
Figura 111: Termos e nomenclaturas para descrição de uma curva medida e as suas T características, ilustradas pelo exemplo de uma curva de DSC com degrau (adaptada de [205])	108
Figura 112: Curva endotérmica de φ/m em função de T , para a amostra 1	109
Figura 113: a) Curva endotérmica de φ/m em função de T , para a amostra 1: a) detalhe em $T \in [45;65]^{\circ}\text{C}$; b) detalhe em $T \in [185;205]^{\circ}\text{C}$	109
Figura 114: Curva endotérmica de φ/m em função de T , para a amostra 2	110
Figura 115: Curva endotérmica de φ/m em função de T , para a amostra 2: a) detalhe em $T \in [45;65]^{\circ}\text{C}$; b) detalhe em $T \in [185;205]^{\circ}\text{C}$	110
Figura 116: Curvas endotérmicas de φ/m em função de T : a) comportamento da amostra 1 e 2, b) detalhe para $T \in [45;65]^{\circ}\text{C}$	111
Figura 117: Curvas endotérmicas de φ/m em função de T , amostra 3, pré e pós degradação material	112
Figura 118: Detalhe da curva de pós degradação no intervalo $T \in [3;33]^{\circ}\text{C}$; previsão da T_g do Reverlink™ com base na temperatura inicial extrapolada (T_i) e na temperatura final extrapolada (T_e)	113
Figura 119: a) Máquina de tracção INSTRON 4208, b) Exemplo de UI de parametrização dos provetes de FC/Dyneema® (disponível nas instalações do INEGI)	114
Figura 120: Distribuição dos esforços de membrana ao longo da t do laminado	116
Figura 121: Distribuição da tensão σ_x ao longo da t do laminado.....	117
Figura 122: Distribuição da tensão σ_y ao longo da t do laminado.....	117
Figura 123: Preparação dos provetes de FC/Dyneema® com pulverização de tinta a) escura, b) clara ..	118
Figura 124: Aquisição de imagem realizada no provete compósito (<i>software</i> Vic-Snap da Correlated Solutions, Inc.)	119
Figura 125: Fracturas e suas localizações nos provetes compósitos, de 1 a 7	119
Figura 126: Fracturas e suas localizações nos provetes compósitos, de 9 a 15	120
Figura 127: Códigos dos modos de fractura nos ensaios de tracção dos provetes de materiais compósitos	120

Figura 128: Análise a um dos provetes de tracção (evolução de ε_y) com <i>script</i> do INEGI.....	122
Figura 129: Curvas típicas de σ - ε e determinação de E_x	122
Figura 130: Gráficos de σ - ε e ε_y - ε_x para o provete 7	123
Figura 131: Curvas σ - ε para os provetes 3, 5, 6 e 7 (testados com amarras mecânicas)	123
Figura 132: Gráficos de σ - ε e ε_y - ε_x para o provete 15	125
Figura 133: Curvas σ - ε para os provetes 9, 11, 12, 14 e 15 (testados com amarras hidráulicas)	126
Figura 134: Preparação dos provetes de Reverlink™	129
Figura 135: Medição da zona estreita dos provetes de Reverlink™ para alimentar a máquina de tracção com os valores da área seccional.....	129
Figura 136: Destruição do provete 1 de Reverlink™ devido à elevada T sentida.....	130
Figura 137: Descolagem dos <i>tabs</i> de alumínio e resto do provete 5	130
Figura 138: Gráficos de σ - ε e ε_y - ε_x para o provete 2 de Reverlink™.....	131
Figura 139: Gráficos de σ - ε e ε_y - ε_x para o provete 4 de Reverlink™.....	131
Figura 140: Curvas σ - ε para os provetes 3, 5, 6 e 7 (testados com amarras mecânicas)	132
Figura 141: Resultados dos ensaios de tracção para $T=22^\circ\text{C}$, com uma $v_{\text{teste}}=25\text{ mm/min}$ [82] (adaptada)	132
Figura 142: Tracção dos provetes de Reverlink™ a) provete 2, fase plástica, b) provete 3, instalação ...	134
Figura 143: Diferença entre provetes a) provete 2 traccionado em comparação com os provetes 3 e 4, b) recuperação elástica do provete 2.....	134
Figura 144: a) Estrutura do dispositivo de impacto, b) conjunto de massa de impacto com a ponta hemisférica ao centro (disponível nas instalações do ISQ) [208]	135
Figura 145: a) provete 1 de <i>drop-weight</i> de Reverlink™, b) provete 02 de <i>drop-weight</i> Araldite® 2015	138
Figura 146: Provetes de <i>drop-weight</i> de Reverlink™: a) provete 2; b) provete 4; c) provete 5	139
Figura 147: Curvas de força de penetração em função de t decorrido para laminados de FV com matriz de Araldite® LY 8615 + Aradur® 8615 e Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) [84]	139
Figura 148: Curvas de força de penetração em função de t decorrido para os laminados de FV com matriz de Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) para o primeiro e segundo impacto sem auto-regeneração, e para o impacto com η_{24h} [84]	142
Figura 149: Provetes 1, face frontal após a) primeiro impacto, b) condicionamento e segundo impacto	143
Figura 150: Provetes 1, face traseira após condicionamento e segundo impacto	144
Figura 151: Vista de explosão da estratificação da estrutura <i>sandwich</i> 150×100 mm ² a fabricar em autoclave (desenhado e retirado do <i>software</i> SOLIDWORKS®).....	144
Figura 152: a) Canhão de ar comprimido usado em ensaios de impacto por projectil [128], b) Escape traseiro aberto para inserção dos cartuchos (disponível nas instalações do ISQ).....	145
Figura 153: Cartuchos fabricados em esferovite e espuma de XPS (disponível nas instalações do ISQ) .	145

Figura 154: Desperdícios de cartão com cerca de 300×300 mm ² utilizados para a calibração do canhão, a) no ensaio de 150 m/s; b) no ensaio de 100 m/s.....	146
Figura 155: Aparelho de aquisição de valores de velocidade Drello Ballistics VC 4043-90 (disponível nas instalações do ISQ).....	146
Figura 156: a) Moldura de fixação com um cartão-desperdício impactado, e restante <i>setup</i> de captação de imagens e velocidade; b) sistema de captação de alta v: Photron™ SAS na dianteira, e Photron™ AX200 na traseira [128, 129]	148
Figura 157: A_{dano} na estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , 1R, HVI de 150 m/s; a) frente; b) traseira	149
Figura 158: A_{dano} na estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , 2R, HVI de 150 m/s; a) frente; b) traseira	150
Figura 159: A_{dano} na estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , 3R, HVI de 100 m/s; a) frente; b) traseira	150
Figura 160: A_{dano} na estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , 4R, HVI de 100 m/s; a) frente; b) traseira	151
Figura 161: A_{dano} na estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , 4, HVI de 150 m/s; a) frente; b) traseira	155
Figura 162: A_{dano} na estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , 5, HVI de 150 m/s; a) frente; b) traseira	155
Figura 163: A_{dano} na estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , 6, HVI de 100 m/s; a) frente; b) traseira	156
Figura 164: A_{dano} na estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , 7, HVI de 100 m/s; a) frente; b) traseira	157
Figura 165: Destruição traseira do a) provete 2 a $v=150,00$ m/s, b) provete 3 a $v=100$ m/s (retirado de Photron™ FASTCAM Viewer® 4.0.6.0)	160
Figura 166: Menu de selecção de opções para o elemento SC8R	165
Figura 167: Menu de selecção de opções para o elemento C3D8R	165
Figura 168: Menu de selecção de opções para o elemento COH3D8	166
Figura 169: Elemento coesivo COH3D8: a) representação, b) direcção da espessura, c) direcções de empilhamento (adaptado de [133])	166
Figura 170: Esquemáticos sobre a diferente formulação de elementos de CZE (adaptado de [142])	166
Figura 171: Menu de selecção de opções para o elemento R3D4	167
Figura 172: Menu de edição do comando de verificação da qualidade da malha numérica	167
Figura 173: Fluxograma explicativo da sub-rotina VUMAT no módulo ABAQUS™/Explicit [111]	169
Figura 174: Menu de criação de um <i>step</i> para análise explícita de LVI e HVI, a) menu principal do <i>step</i> , b) menu de selecção do <i>mass scaling</i> , c) menu de edição dos parâmetros do <i>mass scaling</i>	169
Figura 175: Menu de criação de um <i>step</i> para análise explícita de HVI, a) menu principal do <i>step</i> , b) menu de selecção do <i>mass scaling</i> , c) menu de edição dos parâmetros do <i>mass scaling</i>	169
Figura 176: Menu de edição das variáveis de saída a analisar <i>à posteriori</i> nos ensaios de LVI e HVI	170
Figura 177: Menu de edição de material de propriedades mecânicas elásticas para as camadas de Dyneema® Carbon DDCFX005	174
Figura 178: Menu de edição de material do modelo constitutivo de Hashin para as camadas de Dyneema® Carbon DDCFX005	174

Figura 179: Submenu de edição do modelo constitutivo de Hashin, evolução do dano, para as camadas de Dyneema® Carbon DDCFX005	175
Figura 180: Submenu de edição do modelo constitutivo de Hashin, estabilização do dano, para as camadas de Dyneema® Carbon DDCFX005.....	175
Figura 181: Menu de edição do critério de falha da CZE, <i>Quads Damage</i> , com valores de σ_n , σ_s e σ_t	176
Figura 182: Menu de edição do critério de falha da CZE, <i>Quads Damage</i> , com valores de G_{Ic} , G_{IIc} e G_{IIIc}	176
Figura 183: Menu de edição material de propriedades mecânicas para a CZE.....	177
Figura 184: Menu de edição material: propriedades mecânicas para o <i>honeycomb</i> de NOMEX®	178
Figura 185: Menu de edição material: propriedades mecânicas para o elastómero Reverlink™	178
Figura 186: Núcleos de <i>honeycomb</i> para os quartos de estruturas <i>sandwich</i> a) tamanho 75×50 mm ² para LVI, b) tamanho 150×150 mm ² para HVI (desenhado e retirado do <i>software</i> SOLIDWORKS®).....	179
Figura 187: Menu do comando <i>fill pattern</i> no <i>software</i> SOLIDWORKS®: a) primeira parte, b) segunda parte (adaptado do <i>software</i> SOLIDWORKS®)	179
Figura 188: Laminados para LVI a) inferior, b) superior	180
Figura 189: Laminados para HVI a) inferior, b) superior	181
Figura 190: Película de Reverlink™ para a estrutura <i>sandwich</i> a) de LVI, b) de HVI	181
Figura 191: Dispositivo de impacto de ensaio a) LVI, b) HVI	181
Figura 192: Exemplo de criação de secção a) de casca homogénea, b) coesiva	182
Figura 193: Menus de atribuição de secção às partições de elementos a) sólidos, b) coesivos	182
Figura 194: a) visualização das partições das camadas do laminado, b) diferenças entre as secções de elementos sólidos e coesivos.....	183
Figura 195: Menu de edição da orientação das camadas de Dyneema® Carbon DDCFX005	183
Figura 196: Menu de atribuição do valor de discretização da malha numérica.....	184
Figura 197: Malha numérica aplicada ao laminado de a) LVI; b) HVI.....	184
Figura 198: Aplicação do comando <i>assign stack direction</i> e estado a) da face inferior; b) da face superior do laminado de LVI (tamanho 1,0×1,0 mm ² para melhor visualização	187
Figura 199: Menu de edição dos controlos de malha aplicados aos EF a) COH3D8; b) SC8R	187
Figura 200: Malha numérica aplicada ao <i>honeycomb</i> para o ensaio de LVI.....	188
Figura 201: Modelo do ¼ de estrutura <i>sandwich</i> de a) 150×100 mm ² , LVI; b) 300×300 mm ² , HVI	189
Figura 202: Menu de edição das condições fronteira e aplicação no dispositivo de impacto de LVI	190
Figura 203: Menu de edição das condições fronteira e aplicação no laminado inferior da estrutura <i>sandwich</i> em LVI	190
Figura 204: Menu de edição das condições fronteira que simulam simetria material e aplicação nos bordos do laminado e do Reverlink™, normais a Z, em LVI	191
Figura 205: Menu de edição das condições fronteira que simulam simetria material e aplicação nos bordos do <i>honeycomb</i> , normais a Z, em LVI	191

Figura 206: Menu de edição das restrições do tipo <i>rigid body</i> e aplicação entre o dispositivo de impacto e o RP, em LVI	192
Figura 207: Menu de edição das condições fronteira e aplicação no dispositivo de HVI.....	192
Figura 208: Menu de edição das condições fronteira e aplicação nos laminados superior e inferior da estrutura <i>sandwich</i> em HVI, vista de cima.....	192
Figura 209: Menu de edição das condições fronteira e aplicação nos laminados superior e inferior da estrutura <i>sandwich</i> em HVI, vista de baixo.....	193
Figura 210: Menu de edição das condições fronteira que simulam simetria material e aplicação no bordo da estrutura <i>sandwich</i> , normal a Z, em HVI.....	193
Figura 211: Menu de edição das condições fronteira que simulam simetria material e aplicação nos bordos do <i>honeycomb</i> , normais a Z, em HVI	193
Figura 212: Menu de edição das propriedades das interações entre os vários componentes da estrutura <i>sandwich</i> : a) comportamento na direcção tangencial, com coeficiente de atrito (μ_F) de 0,3 [111], b) comportamento na direcção normal, c) comportamento coesivo	194
Figura 213: Menu de edição das propriedades da interacção entre o dispositivo de impacto e a estrutura <i>sandwich</i> : a) comportamento na direcção tangencial, com coeficiente de atrito (μ_F) de 0,3 [111], b) comportamento na direcção normal	194
Figura 214: Contactos globais: a) menu de edição das propriedades da interacção global, b) menu de edição da atribuição das interações às fronteiras materiais.....	195
Figura 215: Menu de procura de pares de contactos na estrutura <i>sandwich</i>	195
Figura 216: Menu de edição do gestor de interações	196
Figura 217: Menu de edição da atribuição de propriedades de interacção aos vários contactos encontrados na estrutura <i>sandwich</i>	196
Figura 218: Menu de edição do campo de velocidade e aplicação no dispositivo de impacto em LVI	197
Figura 219: Menu de edição do campo de velocidade e aplicação no dispositivo de impacto em HVI ...	197
Figura 220: a) menu geral de edição do <i>job</i> , b) precisão aplicável aos ensaios de LVI e HVI	198
Figura 221: Relatório de erros do <i>job</i> devido ao aborto da simulação para o ensaio LVI	199
Figura 222: Gráfico de evolução de E_c na simulação numérica do teste de LVI (adaptado do <i>software</i> ABAQUS™, unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente).....	199
Figura 223: Relatório de erros do <i>job</i> devido ao aborto da simulação para o ensaio HVI, $v=100$ m/s	200
Figura 224: Gráfico de evolução de E_c na simulação numérica do teste de HVI para $v=100$ m/s (adaptado do <i>software</i> ABAQUS™, unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente).....	200
Figura 225: Relatório de erros do <i>job</i> devido ao aborto da simulação para o ensaio HVI, $v=150$ m/s	201
Figura 226: Gráfico de evolução de E_c na simulação numérica do teste de HVI para $v=150$ m/s (adaptado do <i>software</i> ABAQUS™, unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente).....	201

Figura 227: Malha numérica de um RVE para metade de um laminado $[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_s$, de onde se verifica fissuras nas três orientações. O RVE deformado é submetido a um estado de tensão biaxial nas direcções X e Y. Gráfico de σ_y (adaptado de [228])	202
Figura 228: Campo de deslocamentos no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI	203
Figura 229: Esquemático da classificação dos regimes de impacto: a) HVI dominado pela onda de dilatação, t de impacto pequeno; b) resposta de velocidade intermédia dominada por ondas de flexão e corte, t de impacto curto; c) LVI, t de impacto longo com resposta <i>quáasi</i> -estática [94]	204
Figura 230: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI, devido aos campos de tracção	205
Figura 231: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI, devido aos campos de compressão	205
Figura 232: Campo de dano causado na matriz dos laminados no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI, devido aos campos de tracção	206
Figura 233: Campo de dano causado na matriz dos laminados no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI, devido aos campos de compressão	207
Figura 234: Campo de dano causado no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI, devido aos campos de corte	207
Figura 235: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção, no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI	208
Figura 236: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI	208
Figura 237: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à tracção, no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI, vista isométrica	209
Figura 238: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à compressão, no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI, vista isométrica	210
Figura 239: Campo de tensões máximas principais instaladas no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $150 \times 100 \text{ mm}^2$, no ensaio LVI, a) vista de detalhe na cratera, b) global	211
Figura 240: Gráfico de evolução da energia dissipada por atrito em LVI (unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente)	211
Figura 241: Campo de deslocamentos no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $300 \times 300 \text{ mm}^2$, no ensaio HVI de $v=100 \text{ m/s}$	212
Figura 242: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $300 \times 300 \text{ mm}^2$, no ensaio HVI de $v=100 \text{ m/s}$, devido aos campos de tracção	213
Figura 243: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $300 \times 300 \text{ mm}^2$, no ensaio HVI de $v=100 \text{ m/s}$, devido aos campos de compressão	214
Figura 244: Campo de dano causado na matriz dos laminados no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> $300 \times 300 \text{ mm}^2$, no ensaio HVI de $v=100 \text{ m/s}$, devido aos campos de tracção	214

Figura 245: Campo de dano causado na matriz dos laminados no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=100 m/s, devido aos campos de compressão	215
Figura 246: Campo de dano causado no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=100 m/s, devido aos campos de corte	215
Figura 247: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção, no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=100 m/s	216
Figura 248: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=100 m/s	217
Figura 249: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à tracção, no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=100 m/s	217
Figura 250: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à compressão, no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=100 m/s	218
Figura 251: Campo de tensões máximas principais instaladas no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 150×100 mm ² , no ensaio HVI de v=100 m/s, a) vista de detalhe na cratera; b) global	219
Figura 252: Gráfico de evolução da energia dissipada em dano, na simulação numérica, no ensaio HVI de v=100 m/s (unidades de energia, e de tempo em MJ e s, respectivamente)	219
Figura 253: Campo de deslocamentos no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=150 m/s, a) global, b) vista de detalhe na cratera	220
Figura 254: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=150 m/s, devido aos campos de tracção	221
Figura 255: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=150 m/s, devido aos campos de compressão	222
Figura 256: Campo de dano causado na matriz dos laminados no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=150 m/s, devido aos campos de tracção	223
Figura 257: Campo de dano causado na matriz dos laminados no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=150 m/s, devido aos campos de compressão	223
Figura 258: Campo de dano causado no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=150 m/s, devido aos campos de corte	224
Figura 259: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção, no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=150 m/s	225
Figura 260: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=150 m/s	226
Figura 261: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à tracção, no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=150 m/s	226
Figura 262: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à compressão, no ¼ de estrutura <i>sandwich</i> 300×300 mm ² , no ensaio HVI de v=150 m/s	227

Figura 263: Campo de tensões máximas principais instaladas no $\frac{1}{4}$ de estrutura <i>sandwich</i> 150×100 mm ² , no ensaio HVI de $v=150$ m/s, a) vista de detalhe na cratera; b) global	228
Figura 264: Gráfico de evolução da energia dissipada em dano, na simulação numérica, no ensaio HVI de $v=150$ m/s (unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente)	229
Figura 265: Discretização por EF's (adaptado de [111], desenhado no <i>software</i> SOLIDWORKS®)	236
Figura 266: a) Valores de força de contacto máximo obtidos em função do tamanho de malha (adaptado de [111]), b) Estudo de convergência de malha para os valores de v_r em função do tamanho do elemento (adaptado de [216])	236
Figura 267: Diagrama esquemático do dano causado em ensaio de HVI para um laminado <i>quási</i> -isotrópico, a) TOP da camada [0°], b) camada [+45°], c) camada [90°], d) camada [-45°], e) BOTTOM da camada [0°], f) delaminação projectada [231]	237

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 1: Algumas vantagens e desvantagens dos materiais compósitos, face aos materiais isotrópicos..	7
Tabela 2: Tipos de matrizes poliméricas, parte 1, matrizes termoendurecíveis [16]	8
Tabela 3: Propriedades mecânicas de fibras mais comumente usadas (adaptada) [22-24]	10
Tabela 4: Propriedades mecânicas das fibras de Dyneema® (adaptada de [20, 25])	10
Tabela 5: Processos de fabrico típicos aplicados a aeronaves [30-34]	11
Tabela 6: Critérios de falha mais usados comumente [58-60]	19
Tabela 7: Pequeno sumário dos mecanismos de auto-regeneração existentes (adaptada) [72]	24
Tabela 8: Propriedades Mecânicas do Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) (adaptado) [83, 88]	25
Tabela 9: η_{24h} para o Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC), segundo várias fontes.	25
Tabela 10: Propriedades físicas e químicas do Reverlink™ HR-NR em utilização [88-90]	26
Tabela 11: Materiais compósitos usados para aplicações de impacto	31
Tabela 12: Características geométricas dos projecteis usados no ensaio de impacto [128]	39
Tabela 13: Propriedades mecânicas das esferas de aço [128]	39
Tabela 14: Dimensões permitidas para as várias cotas da Figura 37 [118]	40
Tabela 15: Dimensões permitidas para as várias cotas da Figura 38 [119]	41
Tabela 16: Modelos avançados mais usados actualmente em FEA de compósitos ao impacto	47
Tabela 17: <i>Softwares</i> de FEA comerciais e capacidades de modelação de dano em compósitos	49
Tabela 18: Trabalhos e investigações ligadas a ensaios experimentais de compósitos ao impacto	51
Tabela 19: Trabalhos e investigações ligadas à modelação numérica de compósitos ao impacto	53
Tabela 20: Variação do valor de η com o tipo de reforços	59
Tabela 21: Dispersantes mais usuais e propriedades [161]	61
Tabela 22: Trabalhos e investigações ligadas à melhoria de compósitos, via ensaios experimentais	63
Tabela 23: Trabalhos e investigações ligadas à melhoria de compósitos, via modelação numérica	66
Tabela 24: Características de fabrico do tecido Dyneema® Carbon DDCFX005 [178]	77
Tabela 25: Características físicas do <i>prepreg</i> de Dyneema® Carbon DDCFX005 [178]	78
Tabela 26: Propriedades mecânicas obtidas para o <i>prepreg</i> de Dyneema® Carbon DDCFX005 da primeira fase do projecto MOSHO [178]	78
Tabela 27: Propriedades mecânicas obtidas para o <i>honeycomb</i> [178]	80
Tabela 28: Dimensões permitidas para os provetes de DMA e medidas dos provetes usados [189]	81
Tabela 29: Propriedades mássicas das amostras usadas nos ensaios de DSC	82
Tabela 30: Valores de massa das quatro estruturas <i>sandwich</i> 300×300 mm ² fabricadas	84
Tabela 31: Regra de mistura para produção do Reverlink™ [199] (adaptada)	91
Tabela 32: Valores médios de T_c e T_m e respectivos $\bar{X}_{\phi/m}$	111

Tabela 33: Propriedades mecânicas estimadas pela TCL para os provetes de Dyneema® Carbon DDCFX005 da segunda fase do projecto MOSHO	118
Tabela 34: Códigos de falha para os provetes de materiais compósitos traccionados	121
Tabela 35: Propriedades mecânicas obtidas do ensaio de tracção para os provetes testados com amarras mecânicas, de Dyneema® Carbon DDCFX005 da segunda fase do projecto MOSHO	124
Tabela 36: Valores médios das propriedades mecânicas obtidas do ensaio de tracção para os provetes testados com amarras mecânicas, de Dyneema® Carbon DDCFX005 da segunda fase do projecto MOSHO, e comparação com os valores obtidos analiticamente	124
Tabela 37: Propriedades mecânicas obtidas do ensaio de tracção para os provetes testados com amarras mecânicas, de Dyneema® Carbon DDCFX005 da segunda fase do projecto MOSHO	126
Tabela 38: Valores médios das propriedades mecânicas obtidas do ensaio de tracção para os provetes testados com amarras hidráulicas, de Dyneema® Carbon DDCFX005 da segunda fase do projecto MOSHO, e comparação com os valores obtidos analiticamente	127
Tabela 39: Propriedades mecânicas obtidas experimentalmente do ensaio de tracção para os provetes 2 e 3 de Reverlink™ na segunda fase do projecto MOSHO	133
Tabela 40: Valores médios das propriedades mecânicas obtidas experimentalmente do ensaio de tracção para os provetes de Reverlink™ na segunda fase do projecto MOSHO	133
Tabela 41: Propriedades mecânicas elásticas do Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) obtidas experimentalmente e pela literatura [83]	135
Tabela 42: Valores dos vários parâmetros de LVI, e da área e profundidade máximas de dano, no primeiro ensaio de <i>drop-weight</i> , para as cinco estruturas <i>sandwich</i> com Reverlink™	136
Tabela 43: Valores dos vários parâmetros de LVI, e da área e profundidade máximas de dano, no único ensaio de <i>drop-weight</i> , para as quatro estruturas <i>sandwich</i> com Araldite® 2015 [169-172, 209]	137
Tabela 44: Valores de A_{dano} , do primeiro ensaio de <i>drop-weight</i> , para as cinco estruturas <i>sandwich</i> com Reverlink™, e respectivas diferenças, ΔA_{dano} , com o provete com Araldite® 2015	138
Tabela 45: Comparação de propriedades mecânicas do Reverlink™ [82, 83] e do Araldite® 2015 [210], indicativas da capacidade de absorção de energia	140
Tabela 46: Valores dos vários parâmetros de LVI, e da área e profundidade máximas de dano, no segundo ensaio de <i>drop-weight</i> , para as cinco estruturas <i>sandwich</i> com Reverlink™	141
Tabela 47: Valores de J_{dano} , do primeiro e segundo ensaio de <i>drop-weight</i> , para as cinco estruturas <i>sandwich</i> com Reverlink™, e respectivas diferenças	142
Tabela 48: Valores de v de impacto, estimados e obtidos, em função de P do ar no canhão	147
Tabela 49: Valores de v e energia obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na segunda fase do projecto MOSHO, para as estruturas <i>sandwich</i> com Reverlink™ [211]	148
Tabela 50: Valores de A_{dano} obtidos através do <i>software</i> Digimizer® 4.6.1., no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na segunda fase do projecto MOSHO, para as estruturas <i>sandwich</i> com Reverlink™ [211]	152

Tabela 51: Resumo de valores de $\bar{X}_{Adano}$, S_{Adano} e $\%S_{Adano}$ obtidos por análise de A_{dano} , e $\bar{X}_{\phi_{eq_dano}}$, $S_{\phi_{eq_dano}}$ e $\%S_{\phi_{eq_dano}}$ obtidos por análise de ϕ_{eq_dano} , das estruturas <i>sandwich</i> com Reverlink™ no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na segunda fase do projecto MOSHO.....	152
Tabela 52: Relação entre os valores de A_{dano} , $m_{Reverlink™}$ e E_a obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na segunda fase do projecto MOSHO, para as estruturas <i>sandwich</i> com Reverlink™	153
Tabela 53: Valores de v e energia obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na primeira fase do projecto MOSHO, para as estruturas <i>sandwich</i> com Araldite® 2015 [209].....	154
Tabela 54: Valores de A_{dano} obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na primeira fase do projecto MOSHO, para as estruturas <i>sandwich</i> com Araldite® 2015 [173-176]	157
Tabela 55: Resumo de valores de $\bar{X}_{Adano}$, S_{Adano} e $\%S_{Adano}$ obtidos por análise de A_{dano} , e $\bar{X}_{\phi_{eq_dano}}$, $S_{\phi_{eq_dano}}$ e $\%S_{\phi_{eq_dano}}$ obtidos por análise de ϕ_{eq_dano} , das estruturas <i>sandwich</i> com Araldite® 2015 no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na primeira fase do projecto MOSHO.....	158
Tabela 56: Valores de velocidade, e energia normalizada à massa da esfera, obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na segunda fase do projecto MOSHO, para as estruturas <i>sandwich</i> com Reverlink™	159
Tabela 57: Valores de velocidade, e energia normalizada à massa da esfera, obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na primeira fase do projecto MOSHO, para as estruturas <i>sandwich</i> com Araldite® 2015.....	159
Tabela 58: Tipo de EF usados, para simulação de LVI em materiais compósitos, segundo a bibliografia	161
Tabela 59: Tipo de EF usados para simulação de HVI em materiais compósitos, segundo bibliografia ..	163
Tabela 60: Modelos de dano usados para simulação de LVI em compósitos, segundo bibliografia	170
Tabela 61: Modelos de dano usados para simulação de HVI em compósitos, segundo bibliografia	172
Tabela 62: Propriedades geométricas e mecânicas	173
Tabela 63: Valores provenientes da análise de qualidade de malha para as geometrias que simulam os quatro laminados, tamanho 1,0×1,0 mm ²	185
Tabela 64: Valores provenientes da análise de qualidade de malha para as geometrias que simulam os quatro laminados, tamanho 0,5×0,5 mm ²	186
Tabela 65: Valores provenientes da análise de qualidade de malha para a geometria que simula o Reverlink™, tamanho 0,5×0,5 mm ²	188
Tabela 66: Valores provenientes da análise de qualidade de malha para a geometria que simula o <i>honeycomb</i> , tamanho 0,5×0,5 mm ²	189
Tabela 67: Comparação dos valores de A_{dano} , J_{dano} e ϕ_{eq_dano} obtidos numericamente com os resultados da análise experimental de LVI, para o 1º impacto	203
Tabela 68: Comparação dos valores obtidos de d_{max_c} , d_{max_s} , d_{max_t} e A_{dano} estimada da análise numérica para os ensaios HVI de $v=100$ m/s e 150 m/s	229

ÍNDICE

1	INTRODUÇÃO	3
1.1	Contextualização	3
1.2	Objectivos.....	3
1.3	Organização.....	4
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	7
2.1	Materiais compósitos avançados.....	7
2.1.1	Conceito e caracterização	7
2.1.2	Reforços e matrizes	8
2.1.3	Processos de fabrico.....	11
2.1.4	Aplicações.....	13
2.1.5	Solicitações em aplicações reais.....	14
2.1.6	Modos de falha e rotura, e critérios de falha	16
2.2	Materiais auto-regenerativos	20
2.2.1	Conceito e caracterização	21
2.2.2	Tipo de materiais.....	21
2.2.3	Mecanismos de auto-regeneração.....	22
2.2.4	Reverlink™	25
2.3	Impacto em materiais compósitos.....	27
2.3.1	Tipos de impacto	27
2.3.2	Caracterização do tipo de carregamento	28
2.3.3	Materiais compósitos para aplicações de impacto	31
2.3.4	Ensaio de impacto.....	33
2.3.4.1	Charpy	34
2.3.4.2	Izod	34
2.3.4.3	Drop-weight ou queda de massa	35

2.3.4.4	Barras divididas de Hopkinson-Kolsky	37
2.3.4.5	Disparo de projectil com canhão de ar comprimido.....	38
2.3.5	Normalização e geometrias de provetes.....	40
2.3.5.1	Charpy	40
2.3.5.2	Izod	41
2.3.5.3	Drop-weight ou queda de massa	42
2.3.5.4	Barras divididas de Hopkinson-Kolsky	43
2.3.5.5	Disparo de projectil com canhão de ar comprimido.....	43
2.3.6	Modelação numérica de ensaios de impacto.....	44
2.3.7	Estado-da-arte.....	50
2.3.7.1	Caracterização experimental	50
2.3.7.2	Modelação numérica	53
2.4	Estratégias para melhoria da resistência ao impacto	56
2.4.1	Conceito e possibilidades de modificação do material	57
2.4.2	Modificação dos laminados compósitos	58
2.4.2.1	Alterações geométricas	58
2.4.2.2	Adição de material dissipador de energia	60
2.4.2.3	Adição de dispersantes	61
2.4.3	Adição de materiais auto-regenerativos	62
2.4.4	Estado-da-arte.....	63
2.4.4.1	Verificação experimental	63
2.4.4.2	Modelação numérica	66
3	DESENVOLVIMENTO	71
3.1	Entidade acolhedora	71
3.2	Objectivos do trabalho.....	72
3.3	Enquadramento do trabalho.....	72
3.4	Requisitos e limitações.....	73
3.5	Conhecimento actual da empresa na área da dissertação	76

3.5.1	Materiais disponíveis.....	76
3.5.2	Processos de fabrico disponíveis.....	76
3.5.3	Ensaio disponíveis.....	77
3.6	Método e planeamento	77
3.6.1	Materiais a utilizar	77
3.6.1.1	Materiais compósitos avançados.....	77
3.6.1.2	Núcleo de NOMEX® honeycomb.....	79
3.6.1.3	Reverlink™	80
3.6.2	Geometria dos provetes.....	81
3.6.2.1	Dynamic mechanical analysis.....	81
3.6.2.2	Differential scanning calorimeter	81
3.6.2.3	Tracção.....	82
3.6.2.4	Impacto	83
3.6.3	Normas e procedimentos	84
3.6.4	Ensaio.....	85
3.7	Análise experimental.....	86
3.7.1	Fabrico dos provetes e boas práticas	86
3.7.2	Procedimentos, resultados e discussão	100
3.7.2.1	Ensaio complementares	100
3.7.2.1.1	<i>Dynamic mechanical analysis</i>	100
3.7.2.1.2	<i>Differential scanning calorimeter</i>	106
3.7.2.1.3	Tracção: Dyneema® Carbon DDCFX005	114
3.7.2.1.4	Tracção: Reverlink™	128
3.7.2.2	Ensaio de impacto de drop-weight ou queda de massa	135
3.7.2.3	Ensaio de impacto por disparo de projectil com canhão de ar comprimido	145
3.8	Análise numérica.....	161
3.8.1	Pré-processamento dos modelos.....	161
3.8.1.1	Tipo de elementos finitos	161
3.8.1.2	Refinamento de malha	167

3.8.1.3	Tipo de análise, step	168
3.8.1.4	Modelos constitutivos e de dano.....	170
3.8.1.5	Modelos de materiais	173
3.8.1.6	Construção dos modelos	178
3.8.1.6.1	Geometrias.....	178
3.8.1.6.2	Propriedades	182
3.8.1.6.3	Elementos finitos	184
3.8.1.6.4	Montagem dos componentes	189
3.8.1.6.5	Condições fronteira.....	190
3.8.1.6.6	Interacções.....	194
3.8.1.6.7	Solicitações.....	196
3.8.1.6.8	Job	197
3.8.2	Previsão, discussão e comparação dos FEA's com resultados experimentais	198
3.8.2.1	Ensaio de impacto de drop-weight, ou queda de massa	202
3.8.2.1.1	Campo de deslocamentos	202
3.8.2.1.2	Campos de dano	204
3.8.2.1.3	CrITÉrio de Hashin-Rotem para fibras e matriz	207
3.8.2.1.4	Campo de tensões principais	210
3.8.2.1.5	Energia dissipada sob a forma de dano	211
3.8.2.2	Ensaio HVI de $v=100$ m/s por disparo de projectil com canhão de ar comprimido.....	212
3.8.2.2.1	Campo de deslocamentos	212
3.8.2.2.2	Campos de dano	212
3.8.2.2.3	CrITÉrio de Hashin-Rotem para fibras e matriz	216
3.8.2.2.4	Campo de tensões principais	218
3.8.2.2.5	Energia dissipada sob a forma de dano	219
3.8.2.3	Ensaio HVI de $v=150$ m/s por disparo de projectil com canhão de ar comprimido.....	220
3.8.2.3.1	Campo de deslocamentos	220
3.8.2.3.2	Campos de dano	221
3.8.2.3.3	CrITÉrio de Hashin-Rotem para fibras e matriz	225
3.8.2.3.4	Campos de tensões principais.....	227

3.8.2.3.5	Energia dissipada sob a forma de dano	228
3.8.2.4	Comparação das análises numéricas dos ensaios HVI de $v=100$ m/s e 150 m/s	229
4	CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS	233
4.1	Conclusões	233
4.2	Propostas de trabalhos futuros.....	235
4.2.1	Fabrico.....	235
4.2.2	Análise experimental.....	235
4.2.3	Análise numérica	235
4.2.4	Outras abordagens.....	237
5	BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO.....	241
6	ANEXOS.....	261
6.1	Fichas Técnicas	261
6.1.1	Torayca® FT300-40B	261
6.1.2	Dyneema® SK99.....	264
6.1.3	SHD Composites MTC510.....	271
6.1.4	I.MA.TEC. srl NOMEX®	275
6.1.5	Arkema® Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC).....	278
6.1.6	Reverlink™ by Arkema® (Brochura).....	286
6.1.7	Ficha de dados de segurança - Reverlink™ SC.....	296
6.1.8	Sigma-Aldrich D.E.R.™ 332	304
6.1.9	Loctite® Frekote 770-NC™	313
6.1.10	Araldite® 2015	316
6.2	Tratamento de dados.....	323
6.2.1	Medições dos Laminados 300×300 mm ²	323
6.2.2	Medições dos Laminados 150×100 mm ²	329
6.2.3	Experiências e processamento de Reverlink™	331
6.2.4	Medições e resultados dos ensaios de tracção de FC/Dyneema® 250×25 mm ²	333

6.2.5	Medições dos provetes e resultados dos ensaios de tracção de Reverlink™.....	345
6.2.6	Estimativa das propriedades mecânicas dos laminados (TCL)	350
6.2.7	Resultados dos ensaios de LVI.....	358
6.2.8	Resultados dos ensaios de HVI	360

INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO

1.2 OBJECTIVOS

1.3 ORGANIZAÇÃO

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contextualização

A aplicação dos materiais compósitos de matriz polimérica no contexto industrial tem vindo a crescer ao longo das últimas décadas, em componentes estruturais, e não só, muito em parte pelas propriedades mecânicas obtidas por unidade de massa.

Material Compósito é o nome dado à combinação de dois ou mais materiais com propriedades distintas e distinguíveis, macro e microscopicamente [1-4]. Esta agregação permite a potenciação de qualidades dos diversos constituintes, mitigação de atributos indesejáveis e a obtenção de características não existentes nos materiais individuais.

Actualmente, graças à tecnologia, já suficientemente maturada, é possível não só encontrar a aplicação destes materiais em construções mecânicas de elevado rigor, como uma aeronave, como também nos âmbitos da electrónica, mecânica automóvel, construção civil e afins.

Contudo, os compósitos comportam um desafio acrescido dada a sua natureza heterogénea, bem como factores de resistência residual fortemente afectados pelos processos de fabrico e cargas de impacto [5].

1.2 Objectivos

A presente dissertação tem por objectivo fundamental estudar, avaliar e caracterizar o comportamento dinâmico de estruturas *sandwich* e laminados sujeitos a solicitações de impacto de baixa e média velocidade, com a adicional caracterização e análise da auto-regeneração do material a usar na interfase peles-núcleo, a fim de verificar a recuperação de propriedades mecânicas como a resistência e rigidez. Posteriormente repetir-se-ão os ensaios de impacto a fim de caracterizar o comportamento num segundo impacto após realizada auto-regeneração.

Para o mesmo propósito, haver-se-ão objectivos secundários a cumprir como:

- Identificação dos materiais a contemplar nos provetes de ensaio que já se encontram previamente escolhidos, uma vez que decorrem da primeira fase de um projecto da entidade de acolhimento;
- Caracterização dos procedimentos de fabrico e dos ensaios a realizar;

- Aquisição, análise crítica, e comparação dos resultados obtidos experimentalmente com semelhanças obtidas na literatura, e os resultados obtidos na análise numérica.

1.3 Organização

O presente trabalho encontra-se dividido pela seguinte ordem:

No Capítulo 1, Introdução, é apresentado o trabalho, indicando o seu âmbito, objectivos, organização e empresa acolhedora, servindo de guia para a leitura.

No Capítulo 2, Revisão bibliográfica, são apresentadas as famílias de materiais compósitos, enveredando primeiramente pelo seu conceito, tipos de compósitos existentes, aplicações, solicitações e falhas, que os levam à ruína estrutural. Seguidamente, são abordados os materiais auto-regenerativos, as solicitações de impacto nos materiais compósitos e por fim algumas estratégias usadas actualmente para a mitigação dos problemas que acarretam os impactos.

No Capítulo 3, Desenvolvimento, é apresentada primeiramente a entidade acolhedora e o seu *know-how* acerca das várias componentes tecnológicas que auxiliaram à componente prática, que incluem as diversas fases experimentais e de análise de resultados dos painéis *sandwich* fabricados. Este capítulo subdivide-se nas diferentes fases de desenvolvimento principais. A fase inicial respeitante ao Enquadramento do trabalho e os requisitos impostos à *priori*. No decorrer do documento é descrito o Método e planeamento levado a cabo para o fabrico dos provetes de ensaio. Na Análise experimental são desenvolvidos os aspectos considerativos do fabrico dos provetes e os procedimentos nos ensaios efectuados e necessários à obtenção de resultados que serão comparados, numa breve abordagem, com resultados obtidos da literatura e de projectos anteriores. Na Análise numérica são detalhados os métodos adoptados para a concretização do modelo virtual, cujos resultados serão comparados com os obtidos experimentalmente, numa perspectiva de verificar se o modelo numérico representa com fidelidade os tipos de danos causados nos provetes e determinar quais os danos predominantes para cada tipo de análise.

No Capítulo 4 apresentam-se as principais conclusões, que incluirão uma análise técnica dos resultados obtidos em cada uma das fases de desenvolvimento, a comparação com os resultados previamente obtidos com diferentes materiais e propostas de trabalhos futuros.

A dissertação termina com a Bibliografia consultada e Anexos relevantes.

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 MATERIAIS COMPÓSITOS AVANÇADOS

2.2 MATERIAIS AUTO-REGENERATIVOS

2.3 IMPACTO EM MATERIAIS COMPÓSITOS

2.4 ESTRATÉGIAS PARA MELHORIA DA RESISTÊNCIA AO
IMPACTO

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Materiais compósitos avançados

Material compósito é o nome dado à combinação de dois ou mais materiais com propriedades distintas e distinguíveis, macro e microscopicamente [1-4]. Esta agregação permite a potenciação de qualidades dos diversos constituintes, mitigação de atributos indesejáveis e a obtenção de características não existentes nos materiais individuais.

2.1.1 Conceito e caracterização

Estes materiais, de conceito ancestral na história da Humanidade, ganharam preponderância no séc. XX, cobiçados pelos valores de módulos e resistências mecânicas específicas muito atractivos e de valores elevados *versus* os custos inerentes de processamento [6], comparativamente aos materiais elásticos e isotrópicos mais utilizados. Apresentam-se na Tabela 1 algumas vantagens e desvantagens.

Tabela 1: Algumas vantagens e desvantagens dos materiais compósitos, face aos materiais isotrópicos

Vantagens [2]	• Melhor resistência e rigidez, especialmente quando comparado com outros materiais por unidade de peso; • Os materiais compósitos avançados são três vezes tão ou mais fortes que o alumínio.
Desvantagens [2, 7]	• Por exemplo, a condutividade eléctrica da fibra de carbono (FC) com resina <i>epoxy</i> não é suficiente considerando que as aeronaves são sujeitas a relâmpagos; • Longos tempos de cura, alto consumo de energia, subprodutos tóxicos voláteis, criação de tensões residuais e teor de vazios (V_v) nos laminados.

Os compósitos de matriz polimérica caracterizam-se pelo desafio acrescido aliado à sua natureza heterogénea, geralmente devido a empilhamentos como os exemplificados na Figura 1, resultando em mecanismos de dano complexos tal como os critérios de falha formulados para a avaliação e projecto das estruturas compósitas [8, 9]. Os mesmos empilhamentos poderão ser considerados *quási*-isotrópicos [10], balanceados e híbridos [11].

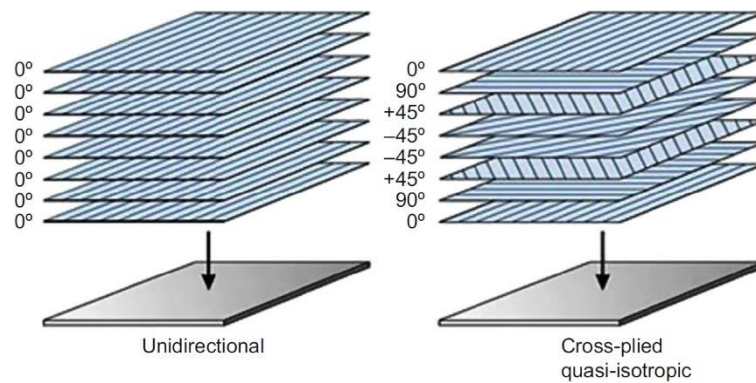


Figura 1: Representação esquemática de um laminado composto de plástico reforçado com fibras [12]

Para mais informações sobre empilhamentos, consultar [11, 13].

2.1.2 Reforços e matrizes

Nos materiais compósitos existem-sempre dois tipos de fases [4, 14, 15]:

- Matriz: denominação dada ao material que é usado para proteger e distribuir as tensões para os reforços, e que dará a forma global à peça fabricada;
- Reforços: constituintes, que irão conferir ao compósito, propriedades mecânicas superiores, podendo inclusivamente ser alinhados em direcções específicas.

Os materiais compósitos podem ser classificados tendo em conta os dois constituintes. Quanto às matrizes, assumem-se três tipos [3, 4]:

- Matrizes poliméricas (Tabela 2);
- Matrizes metálicas;
- Matrizes cerâmicas.

Tabela 2: Tipos de matrizes poliméricas, parte 1, matrizes termoendurecíveis [16]

Matriz Termoendurecível	São monómeros ou oligómeros de baixa massa molecular. A cura é geralmente feita com um endurecedor e avaliada em três fases:
	• Fase A: resina não reagida; • Fase B: resina parcialmente reagida (exemplo: um sistema vitrificado abaixo do ponto de gel); • Fase C: a resina encontra-se totalmente curada Como desvantagem, o aquecimento do polímero acabado promove a decomposição do material antes da sua fusão, tornando a sua reciclagem complicada.

Matriz Termoplástica

Dada a versatilidade, a cura à temperatura ambiente (T_{amb}) e o baixo custo, são usadas mundialmente. Geralmente reforçadas com fibra de vidro (FV) em aplicações como cascos de barcos, automóveis, partes aeronáuticas e reservatórios de pressão. As retrações durante a cura ($>7\%$) leva à elevação da fibra de vidro a partir da superfície do molde, conferindo mau acabamento.

Pode ser fundida diversas vezes, algumas podem até se dissolver em variados solventes. Assim, a sua reciclagem é possível, uma característica bastante desejável actualmente.

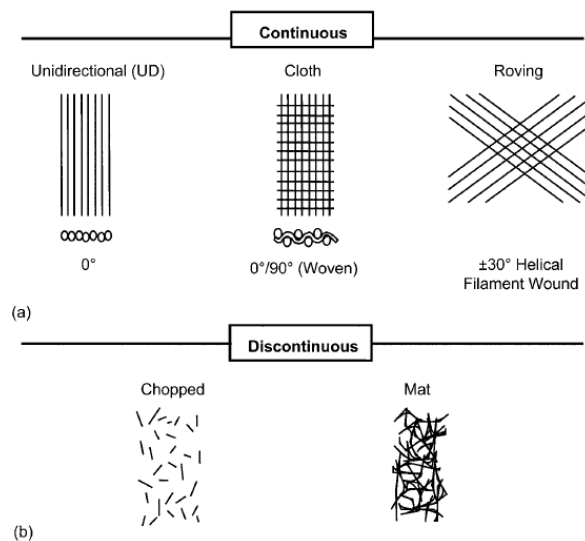


Figura 2: Tipos de reforços tipicamente usados [13]

Quanto aos reforços, mais aplicável a plásticos reforçados com fibras (FRP, do inglês: *fibre reinforced polymers*), estes podem ser classificados pela sua natureza intrínseca [4]:

- a) Fibras contínuas:
 - a. Unidireccionais;
 - b. Tecidos $[0^\circ/90^\circ]$, no caso da Figura 2. Existem também derivações representadas na Figura 3.

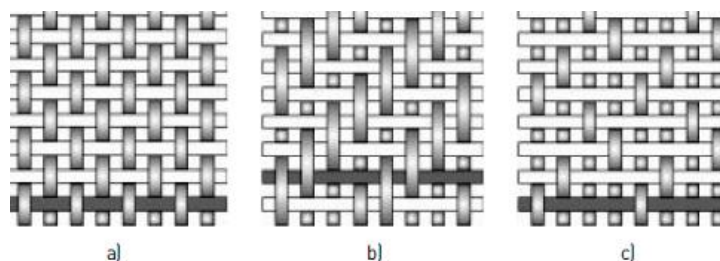


Figura 3: Diferentes tipos de tecidos: a) "plane weave" ou cloth, b) twill weave, c) satin weave [17]

- c. *Roving*: produção de fibras curtas usadas em moldação por projecção, ou, sob a forma de fibras contínuas para processos de fabrico como pultrusão e enrolamento filamental [17].
- b) Fibras descontínuas:
 - a. *Chopped* ou fibras curtas, distribuídas de forma aleatória [13];
 - b. Mantas: *chopped strand mat* (CSM, filamentos cortados), *continuous random mat* (CRM, filamentos contínuos) e de superfície. [17]

Os reforços também estes podem ser classificados quanto à sua constituição material: puros, isto é, são do mesmo material, e híbridos, constituídos por dois ou mais constituintes, como a combinação de FC/Dyneema® [18-21], fibras de polietileno de ultra alto peso molecular (UHMWPE, do inglês: *ultra-high molecular weight polyethylene*). Na Tabela 3 apresentam-se valores típicos de propriedades mecânicas e custos qualitativos de alguns reforços.

Tabela 3: Propriedades mecânicas de fibras mais comumente usadas (adaptada) [22-24]

	ρ (kg/m ³)	E_f (GPa)	σ_u (MPa)	Custo Relativo
S-glass	2500	86	4500	Moderado
HM-Carbon	1900	400	1800	Alto
Boron	2600	400	3500	Alto
Kevlar® 49	1450	130	2800	Moderado

Legenda: ρ – massa volúmica; E_f – módulo de elasticidade das fibras; σ_u – tensão limite de rotura.

Verifique-se na Tabela 3 que das fibras apresentadas, as de carbono e de boro são as que possuem maior rigidez, seguindo-se as fibras Kevlar® e as de vidro (FV). Por outro lado, as fibras de Kevlar® têm menor massa volúmica, tornando-a uma forte candidata para aplicações que requeiram leveza.

Na Tabela 4 apresentam-se valores consultados para as fibras de Dyneema®.

Tabela 4: Propriedades mecânicas das fibras de Dyneema® (adaptada de [20, 25])

	ρ (kg/m ³)	E_f (GPa)	σ_u (MPa)	ϵ_u (%)
Dyneema®	980	113-171	3210-5990*	2,6-4,4 ^a

Legenda: ϵ_u - extensão após rotura; *tensão de rotura à compressão, σ_{uc} é estimada ser de 100 MPa [26, 27]; ^avalores Estimados [20]

Os valores das propriedades mecânicas das fibras de UHMWPE, comparados com os mesmos valores para a FV e Kevlar®, são bastante atractivos a fim de conferir alguma leveza ao compósito ao mesmo tempo que é aumentada a capacidade de absorção de energia ao impacto [28].

2.1.3 Processos de fabrico

Devido ao comportamento especial dos FRP ter-se-ão também processos de fabrico associados com esse mesmo cariz, muitas vezes não aplicáveis aos materiais elásticos e isotrópicos comuns. De uma forma muito geral, a conformação é transversal em todos os processos, como constatado na Figura 4.

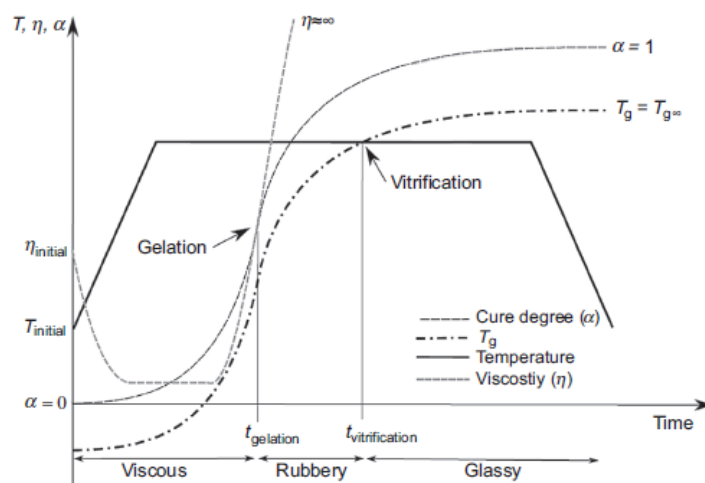


Figura 4: Processo típico de conformação de um FRP de matriz termoendurecível, ilustrando a relação entre o grau de cura, temperatura de transição vítrea (T_g) e evolução da viscosidade cinemática (ν_c) da resina, em função da temperatura (T) e t [29]

Os tipos de moldação mais usuais nas indústrias aeronáutica e aeroespacial passam por exemplos como os referidos na Tabela 5.

Tabela 5: Processos de fabrico típicos aplicados a aeronaves [30-34]

Layup manual de prepreg's	Moldação por contacto, manual, como método mais comum e económico.
Enrolamento filamentar	Simples e efectivo para a produção de peças como reservatórios de pressão e tubos, de 25 mm a 6 m de diâmetro ($\emptyset$).
Layup automático de prepreg's	No processo <i>automated fibre placement</i> (AFP) o <i>layup de prepreg's</i> é feito com recurso a robôs. No processo <i>automated tape layup</i> (ATL) é feito o <i>layup de prepreg's</i> apenas até 300 mm de largura (L) nos mandris.

Infusão de resina

Processos incluídos: *advanced vacuum-assisted resin transfer moulding (A-VARTM)*, *controlled atmospheric pressure resin infusion (CAPRI)*, *channel assisted resin transfer moulding (CARTM)*, *double bag vacuum infusion (DBVI)*, *liquid resin infusion (LRI)*, *modified vacuum infusion (MVI)*, *pulsed infusion (PI)*, *resin transfer infusion (RTI)*, *vacuum-assisted process (VAP)*, *vacuum-assisted resin transfer moulding (VARTM)*, *variable infusion moulding process (VIMP)*, *vacuum resin injection moulding (VRIM)*, *vacuum resin impregnation process, (VRIP)*.

Autoclave

Conformação de uma peça, pré-formada, com aplicação simultânea de pressão, T e vácuo dentro de uma câmara hermeticamente fechada [32, 35].

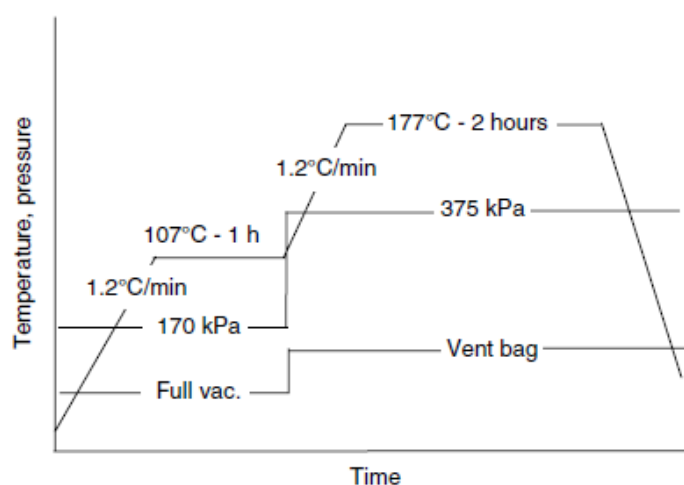


Figura 5: Curvas típicas de um processo de autoclave [36]

Na Figura 5 tem-se um diagrama com os ciclos típicos de T e pressão (P) desenvolvidos no autoclave, em função de t . Estes ciclos de cura são, em grande parte, dependentes do tipo de resina com que se impregnou as fibras, e os detalhes do ciclo são sempre fornecidos pelo fabricante. Primeiramente, reduz-se a viscosidade da matriz com o aumento gradual de T para eliminar voláteis e facilitar o fluxo da resina, diminuindo o V_v e aumentando a fracção de fibras. Seguidamente, aplica-se maior pressão (375 kPa, na Figura 5) para consolidar o componente contra o molde, e em simultâneo a cura ocorre. Por fim, há um arrefecimento gradual e controlado da T , mantendo a pressão aplicada [17, 35].

No entanto e particularmente em moldação manual, para a concepção de uma estrutura *sandwich*, por exemplo, todos os processos são passíveis de defeitos de fabrico, como V_v presentes em peles de *prepreg's* [37], e os próprios materiais têm fontes de variação, como o nível de porosidade de uma espuma [38].

Para mais informações acerca dos processos de fabrico, consultar [13, 31-33, 38].

2.1.4 Aplicações

A utilização dos materiais compósitos encontra-se disseminada por todo o tipo de áreas, conforme ilustrado pela Figura 6. Actualmente estes são aplicados desde equipamentos domésticos, electrotecnia, desporto, construção civil até às energias renováveis, como torres eólicas. Devido aos avanços tecnológicos, as soluções *high-end*, que não se encontram suficientemente maturadas para o uso corrente, são usadas na aeronáutica e aeroespacial [34] (Figura 7), medicina [39] e competição automóvel [40].

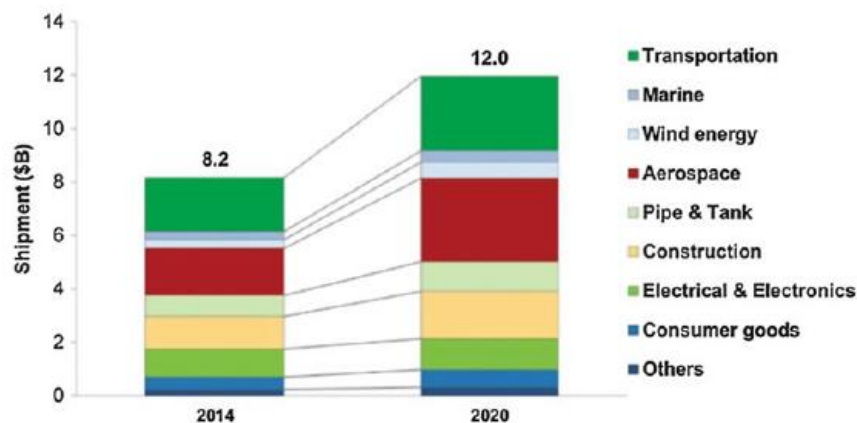


Figura 6: Previsão do mercado de materiais compósitos, nos EUA, por segmentos de aplicação [7]

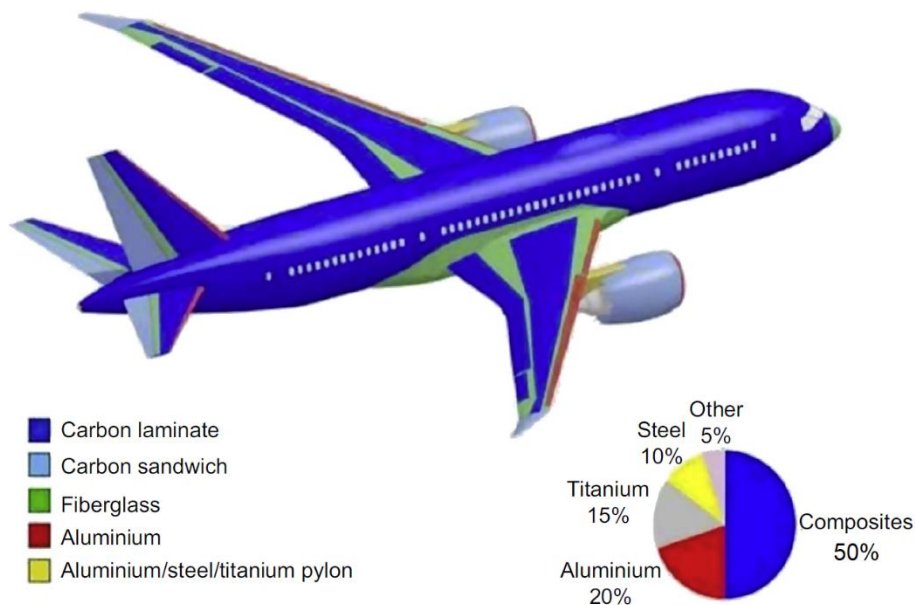


Figura 7: Uso de materiais compósitos no Boeing 787 [12]

2.1.5 Solicitações em aplicações reais

Tal como sucede nos materiais elásticos isotrópicos, nos materiais compósitos também existem os tipos de solicitações presentes na Figura 8.

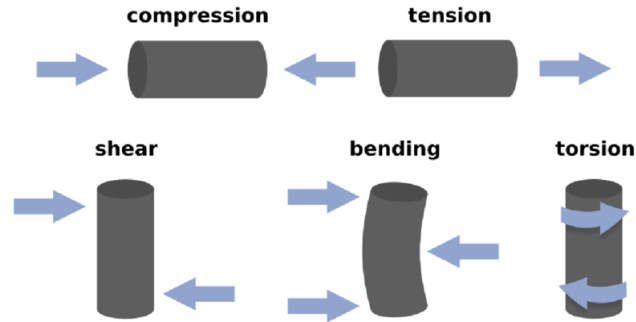


Figura 8: Tipos de solicitações mecânicas que um material pode sofrer [41]

Contudo, os compósitos assumem comportamentos singulares devido à sua ortotropia (camadas) e consequentes empilhamentos (laminados). Para se caracterizar com rigor o seu comportamento mecânico às solicitações impostas concebeu-se, a partir da Teoria Clássica de Placas de Kirchhoff (TCP) [42], a Teoria Clássica dos Laminados (TCL) [43]. A Equação (1) relaciona os esforços de membrana e de flexão, $\mathbf{N}$ e $\mathbf{M}$, visíveis na Figura 9, com as deformações do laminado, $\boldsymbol{\epsilon}^0$, e curvaturas, $\boldsymbol{\kappa}$, através das matrizes de rigidez de membrana ou extensional, $\mathbf{A}$, acoplamento membrana-flexão, $\mathbf{B}$, e rigidez de flexão, $\mathbf{D}$.

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \boldsymbol{\epsilon}^0 \\ \boldsymbol{\kappa} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

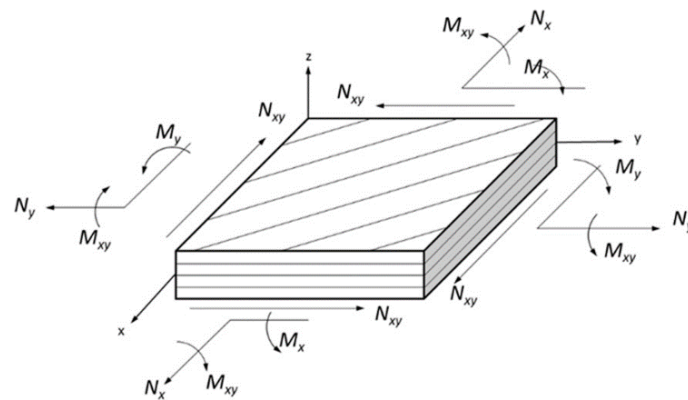


Figura 9: Esforços de membrana e esforços de flexão aplicáveis num laminado plano [2, 44]

Constata-se que os esforços de membrana causam efeitos de tracção, compressão e corte. Já os esforços de flexão causam efeitos de flexão e torção da placa [43].

$$[\mathbf{G}] = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Na Equação (2) demonstra-se como $\mathbf{G}$ é caracterizada com as três matrizes distintas, já mencionadas. Na Equação (3) expande-se a Equação (1) [43].

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} & B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} & B_{61} & B_{62} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} & D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} & D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

Alguns dos índices de $\mathbf{G}$ serão abordados na Figura 10, onde se ilustrará o que sucede quando se criam certos acoplamentos nos empilhamentos.

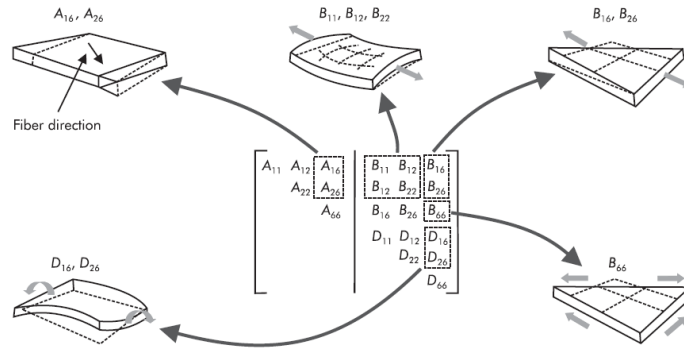


Figura 10: Vários fenômenos de acoplamento de rigidez que ocorrem nos materiais compostos [45]

Verifique-se na Figura 10 fenômenos de acoplamento, que ocorrem no fabrico de um laminado com um certo empilhamento e/ou na aplicação de esforços. Por introduzirem imprevisibilidade no comportamento do compósito, estes acoplamentos são de todo indesejáveis. Todos os fenômenos encontram-se detalhados em Tsai [46].

As Equações (4), (5) e (6) demonstram como cada índice de $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$ e $\mathbf{D}$ é calculado, com base nas matrizes de rigidez global de cada camada, $\mathbf{Q}'$, uma vez que z é variável ao longo da espessura (e) do laminado [43].

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (Q'_{ij}) \cdot (z_k - z_{k-1}) \quad (4)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \cdot \sum_{k=1}^N (Q'_{ij}) \cdot (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (5)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \cdot \sum_{k=1}^N (Q'_{ij}) \cdot (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (6)$$

Na Equação (7) a matriz de flexibilidade global, $\mathbf{S}'$, é invertida, convertendo na matriz $\mathbf{Q}'$ já apresentada, onde se considera a orientação de cada camada [43].

$$[\mathbf{Q}'_{ij}] = [\mathbf{S}'_{ij}]^{-1} = \begin{bmatrix} Q'_{11} & Q'_{12} & Q'_{16} \\ & Q'_{22} & Q'_{26} \\ sim & & Q'_{66} \end{bmatrix} \quad (7)$$

Na Equação (8) tem-se a transformação da matriz de flexibilidade local, $\mathbf{S}$ para $\mathbf{S}'$ com recurso às matrizes de transformação de eixos coordenados das deformações, $\mathbf{T}_\epsilon$ na Equação (9), e tensões, $\mathbf{T}_\sigma$ na Equação (10) [43].

$$[\mathbf{S}'] = [\mathbf{T}_\epsilon]^{-1} \cdot [\mathbf{S}] \cdot [\mathbf{T}_\sigma] \quad (8)$$

$$[\mathbf{T}_\epsilon] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & cs \\ s^2 & c^2 & -cs \\ -2cs & 2cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$[\mathbf{T}_\sigma] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2cs \\ s^2 & c^2 & -2cs \\ -cs & cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

Nas matrizes $\mathbf{T}_\epsilon$ (Equação (9)) e $\mathbf{T}_\sigma$ (Equação (10)), c é o cosseno e s é o seno do ângulo de orientação da camada. Finalizando, na Equação (11), $\mathbf{S}$, e respectivo cálculo dos índices na Equação (12) [2, 13, 17].

$$[\mathbf{S}_{ij}] = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ & S_{22} & 0 \\ sim & & S_{66} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$S_{11} = \frac{1}{E_1}; S_{12} = S_{21} = -\frac{\nu_{21}}{E_2} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}; S_{22} = \frac{1}{E_2}; S_{66} = \frac{1}{G_{12}} \quad (12)$$

Para mais informações acerca da teoria clássica dos laminados, consultar [2, 13, 17, 43, 47].

2.1.6 Modos de falha e rotura, e critérios de falha

Como se tem vindo a referir, os materiais compósitos necessitam de um tratamento especial no seu dimensionamento. Devido às suas propriedades mecânicas ortotrópicas, os modos de falha e de rotura causados por cargas estáticas e cíclicas são variados. A divisão entre os dois é muito ténue, uma vez que algumas falhas originam rotura, e as

restantes são classificadas de roturas. Existem cinco modos essenciais de falha que poderão ocorrer num FRP, presentes na Figura 11.

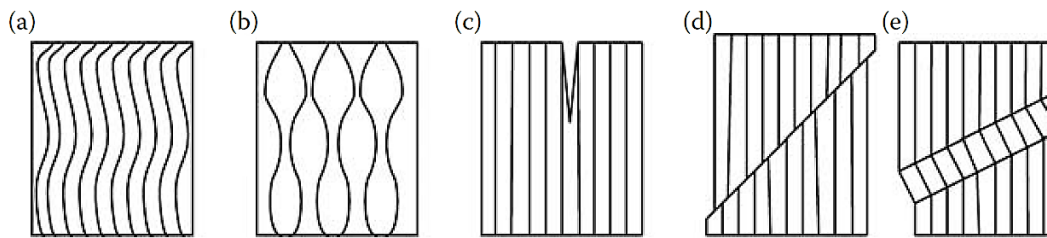


Figura 11: Esquemáticos dos modos de falha associados a ensaios uniaxiais [47]

Explicando a Figura 11: **a)** microencurvadura nas fibras no modo de corte; **b)** microencurvadura nas fibras devido a compressão; **c)** fissuração do reforço ou matriz devido à falha de resistência transversa; **d)** Falha das fibras por corte; **e)** *fibre kinking* no reforço/matriz. Para mais informações acerca dos modos de falha consultar as referências [47, 48].

Os mesmos modos de falha levam a cinco modos de rotura elementares que surgem após se atingir o limite elástico [49-51]:

- a) Fractura no reforço (para fibras aramídicas ocorre desfibrilação);
- b) Fissuras na matriz, microfissuras e fractura maciça;
- c) Descolagem entre reforços e matriz;
- d) Delaminação de camadas adjacentes no laminado;
- e) Arrancamento de reforço da matriz e relaxamento de tensões.

Na Figura 12 tem-se um resumo visual dos primeiros quatro modos de falha.

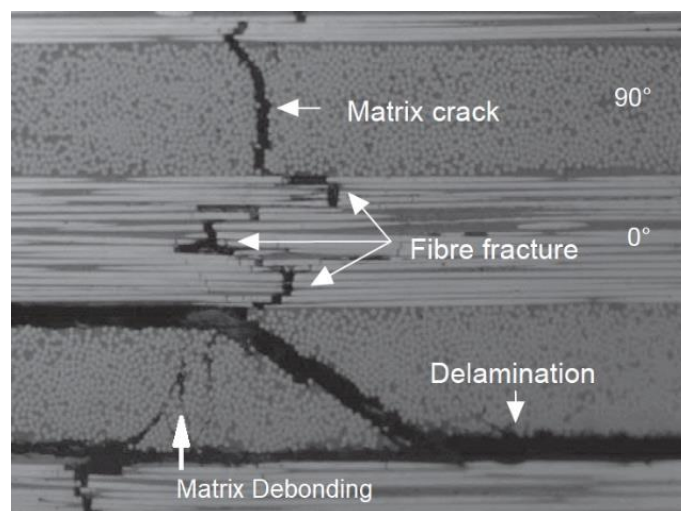


Figura 12: Diferentes modos de rotura dos laminados compósitos (adaptado de [52, 53])

Porém, na prática a delaminação e a descolagem não são sempre distinguíveis, pelo que se apresenta uma lista mais detalhada em Kim [54].

Na Figura 13 demonstra-se alguns dos modos de falha abordados. Neste caso em concreto, apenas se exemplifica num estado uniaxial de tensão provocado ao laminado onde se verificam **a)** vários modos de falha presentes: fissura da matriz na transversal, separação do laminado na longitudinal, delaminação entre as camadas longitudinais e transversais; **b)** curva carga/deslocamento denotando as diferentes falhas parciais.

Para o estudo da fractura, mais concretamente pela análise da falha da primeira camada (do inglês: *first ply failure*) existem também alguns critérios de falha, na Tabela 6, considerados como os mais bem estabelecidos, que contemplam apenas os efeitos macroscópicos observados no corpo de prova.

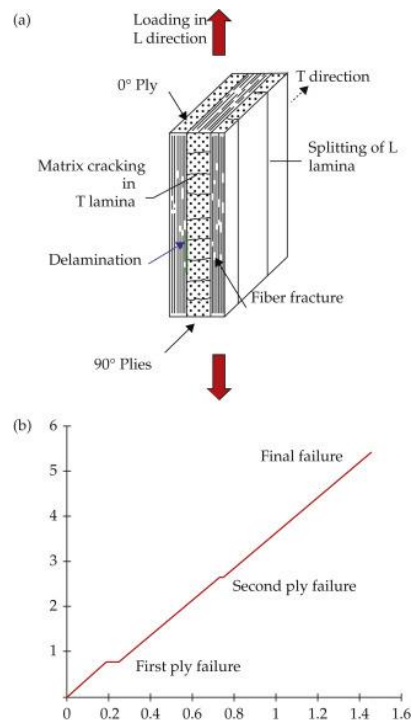


Figura 13: Tensão longitudinal de um laminado *cross-ply* [55, 56]

Na Tabela 6 têm-se as equações dos critérios de falha mais usados no dimensionamento de laminados.

Estes critérios dividem-se em três tipos [13, 50]:

- Não interactivos: não consideram a interacção das diferentes resistências mecânicas das várias direcções e a ocorrência de modos de falha mistos [57];
- Interactivos: derivativos das teorias de Hill dos anos 50, consideram a anisotropia do material, e a interacção entre tracção/compressão e os diferentes os modos de falha de cada direcção;
- Parcialmente interactivos: atingem um compromisso entre interactividade e distinção dos modos de rotura tanto dos reforços como das fibras.

Verifique-se na Figura 14 três tipos distintos de envelopes de falha em que os vários pontos negros representam os valores experimentais aproximados pelas curvas teóricas descritas pelas equações da Tabela 6.

Tabela 6: Critérios de falha mais usados comumente [58-60]

Critério de falha	Equação	Tipo
Tensão máxima	$-\sigma_{uc1} < \sigma_1 < \sigma_{ut1}$ $-\sigma_{uc2} < \sigma_2 < \sigma_{ut2}$ $ \tau_{12} < \tau_{u12}$	Não interativo [61]
Extensão máxima	$-\varepsilon_{uc1} < \varepsilon_1 < \varepsilon_{ut1}$ $-\varepsilon_{uc2} < \varepsilon_2 < \varepsilon_{ut2}$ $ \gamma_{12} < \gamma_{u12}$	Não interativo [61]
Tsai-Hill	$\frac{\sigma_1^2}{\sigma_{u1}^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_{u1}^2} + \frac{\sigma_2^2}{\sigma_{u2}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{\tau_{u12}^2} < 1$	Interativo [2]
Azzi-Tsai-Hill	$\frac{\sigma_1^2}{\sigma_{u1}^2} - \frac{ \sigma_1\sigma_2 }{\sigma_{u1}^2} + \frac{\sigma_2^2}{\sigma_{u2}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{\tau_{u12}^2} < 1$	Interativo [13, 62]
Tsai-Wu	$F_i\sigma_i + F_{ij}\sigma_i\sigma_j < 1$	Interativo [63]
Hashin-Rotem	Reforço em tracção: $\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{u1}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{u12}}\right)^2 < 1$	Parcialmente interativo [58]
	Matriz em tracção: $\left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{u2}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{u12}}\right)^2 < 1$	
	Reforço em compressão: $\sigma_1 = -\sigma_{uc1}$	
	Matriz em compressão: $\left(\frac{\sigma_2}{2\sigma_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{\sigma_{uc2}}{2\sigma_{23}}\right)^2 - 1\right]\frac{\sigma_2}{\sigma_{uc2}} + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{u12}}\right)^2 < 1$	

Puck–
Schürmann

$$\phi_{MC} = \left(\frac{\tau_L}{\sigma_1 - \eta_1 \sigma_n} \right)^2 + \left(\frac{\tau_T}{\sigma_2 - \eta_2 \sigma_n} \right)^2 = 1$$

Parcialmente
interactivo
[64-67]

Legenda: σ_1 - tensão longitudinal; σ_2 - tensão transversal; τ_{12} - tensão de corte; ε_1 - extensão longitudinal; ε_2 - extensão transversal; γ_{12} - distorção entre as direcções longitudinal e transversal; F_i e F_{ij} - tensores de força; τ_L e τ_T - tensões de corte actuaes no plano de fractura; η_1 e η_2 - constantes experimentalmente determinadas; σ_n - tensão normal;

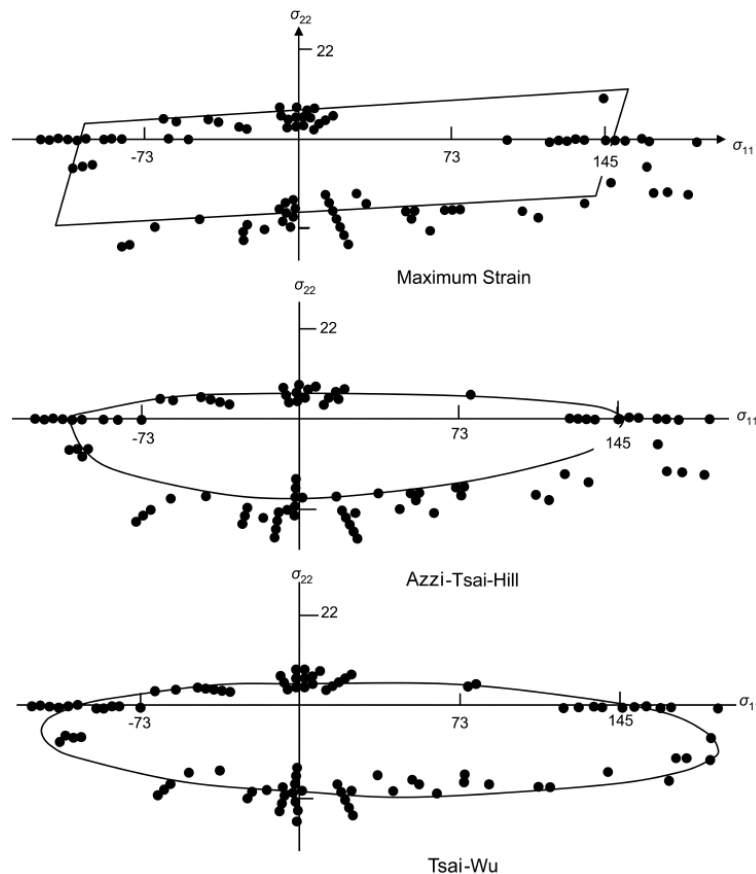


Figura 14: Envelopes de falha para os critérios de máxima extensão, Azzi-Tsai-Hill e Tsai-Wu [13]

Para mais informações acerca dos modos de rotura e critérios de falha consultar as referências [47, 49, 50, 56, 59, 60, 67-69].

2.2 Materiais auto-regenerativos

Os FRP oferecem vantagens sobre os componentes metálicos devido aos valores elevados de características específicas, associadas à resistência das fibras e baixa densidade dos constituintes, e também relacionadas com as fortes ligações interfaciais das matrizes termoendurecíveis com os reforços. Não obstante, os FRP apresentam um comportamento frágil. A fim de mitigar os problemas que advêm dos carregamentos,

como as microfissuras na matriz, criaram-se os materiais auto-regenerativos, inspirados nos organismos vivos [70, 71].

2.2.1 Conceito e caracterização

Os materiais auto-regenerativos, que têm sido fortemente estudados nas últimas duas décadas, encontram-se gradualmente a mudar o paradigma do projecto estrutural [72-74]. Estes materiais têm a capacidade de recuperar a forma geométrica inicial, sem necessidade de remoção do material e colagem de reforços [75], como se constata pelo exemplo na Figura 15. Também é parcialmente recuperada a capacidade de transferência de tensões após danos, contribuindo para a redução de custos actuais em reparações [71].

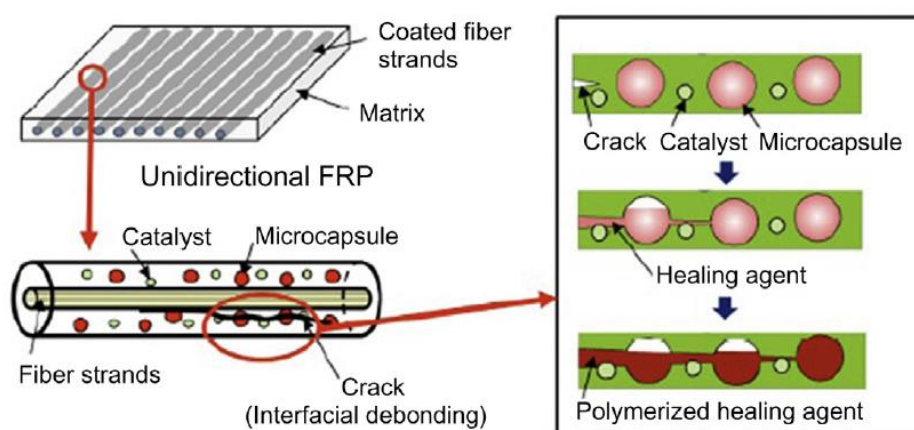


Figura 15: Exemplo de um processo de auto-regeneração [76]

2.2.2 Tipo de materiais

Os materiais auto-regenerativos provêm de variadas famílias de materiais e podem ser do tipo polimérico, metálico, cerâmico, e ainda um composto dos mencionados anteriormente [71]. Quanto aos materiais poliméricos, visto terem uma resistência mecânica inferior aos restantes, e serem mais susceptíveis de se danificar, tem havido um enorme foco no estudo de novas soluções.

Como se constata na Figura 16, os materiais poliméricos auto-regenerativos [74] podem-se separar em dois grandes e diferentes âmbitos de mecanismos de auto-regeneração:

- Autônomo: os materiais, que podem ser dopados, começam o processo de regeneração com base na energia transmitida pela fractura efectuada;
- Não-autônomo: apenas conseguem iniciar o processo de regeneração após a fractura com recurso a estímulos exteriores.

Para mais informações acerca do tipo de materiais, consultar a referência [71].

2.2.3 Mecanismos de auto-regeneração

Actualmente existem vários tipos de mecanismos provenientes da natureza auto-regenerativa dos materiais, existentes em estudo, conforme se apresenta na Figura 16. Focando nos materiais autónomos, têm-se dois tipos de auto-regeneração:

- Intrínseca, onde se incluem: polímeros com ligações covalentes termicamente reversíveis (TRCB, do inglês: *thermally reversible covalent bond*), ionómeros, materiais de base química supramolecular (como pontes de hidrogénio, H-H), resina termoendurecível com epóxido não reagido, e polímeros com ligações covalentes dinâmicas (DCBE, do inglês: *dynamic covalent bond exchange*) [72, 77]. Para qualquer uma destas variantes, a energia de activação terá sempre origem na fissuração, não necessita de energia de activação externa;
- Extrínseca, dividindo ainda em: matrizes poliméricas termoendurecíveis estruturais e convencionais, e matrizes poliméricas com memória de forma (do inglês: *shape memory polymers* SMP, exemplo da Figura 17) com a abordagem *close-then-heal* (CTH). Neste caso, comparando com a intrínseca, existe a necessidade de uma dopagem com um agente externo de regeneração, como microcápsulas [78], cujo regenerador é uma base de ureia-formaldeído, fibras ocas e redes microvasculares biomiméticas [71, 72, 75]

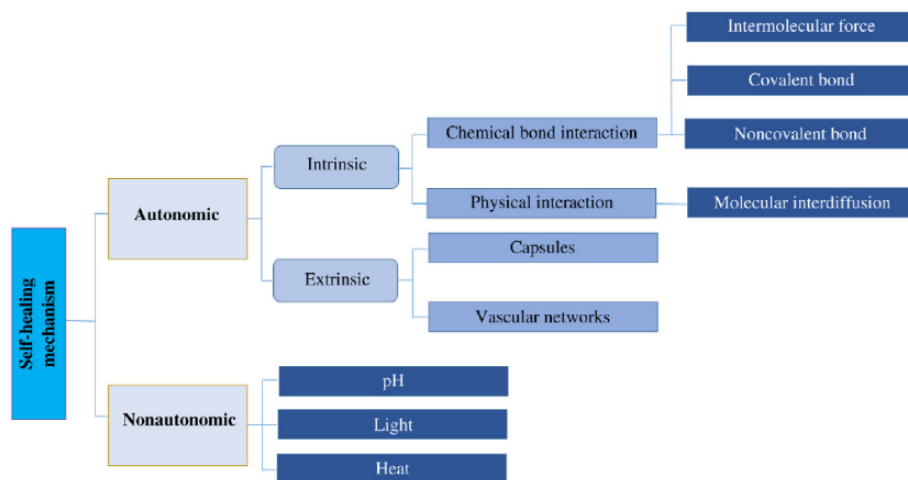


Figura 16: Diagrama representativo da classificação dos sistemas actuais de auto-regeneração [71]

Na Figura 17 tem-se um esquema do princípio de funcionamento de uma regeneração por CTH com SMP. Explica-se o processo presente na Figura 17: **a)** SMP curado com partículas termoplásticas dispersas, abaixo de T_g ; **b)** aplicação de forças de compressão para redução de volume, indiferente ser acima ou abaixo de T_g , mas sempre abaixo da temperatura de fusão (T_m); **c)** após processo de compressão, abaixo de T_g , da forma de trabalho temporária; **d)** fissura por impacto, abaixo de T_g ; **e)** confinamento da forma, acima de T_g , para preenchimento da fissura; **f)** adesivo termoplástico das partículas preenchem a fissura, acima de T_m ; **g)** cunha sólida termoplástica visualizada na fissura,

abaixo de T_g ; **h**) emaranhamento das moléculas provenientes tanto da matriz, como das partículas, na interface da fissura [72].

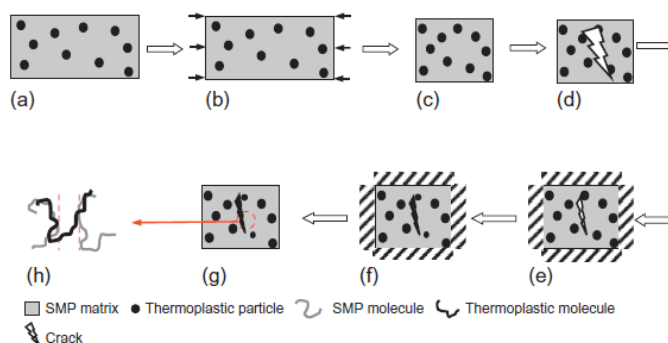


Figura 17: Esquemático do método CTH com SMP, um dos tipos de auto-regeneração extrínseca [72]

Na Figura 18 tem-se um esquemático de como se auto regeneram matrizes poliméricas termoendurecíveis estruturais e convencionais, com outro mecanismo extrínseco. Explica-se o processo presente na Figura 18: **a**) espécime curado abaixo da T_g das fibras SMP ($T < T_g$); **b**) fissuração no compósito ($T < T_g$); **c**) recuperação por fibras de ligação ($T_g < T < T_m$); **d**) fusão da matriz termoplástica abaixo da T_g da matriz, ou T_{gp} , ($T_m < T < T_{gp}$); **e**) arrefecimento e promoção do emaranhamento molecular ($T < T_g$); **f**) emaranhamento das moléculas provenientes tanto da matriz, como das partículas, na interface da fissura [72].

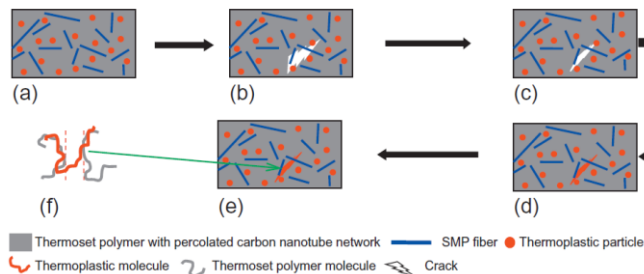


Figura 18: Esquemático da auto-regeneração de uma fissura numa matriz termoendurecível com recurso a *shape memory polymer fibres* (SMPF) e partículas com agente regenerativo, outro tipo de auto-regeneração extrínseca [76]

Na Figura 19 tem-se um exemplo das diferenças entre dois métodos auto-regenerativos extrínsecos, (a e b), e o método intrínseco (c).

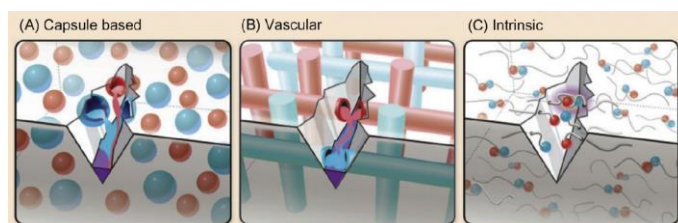


Figura 19: Dois diferentes mecanismos de auto-regeneração extrínseca, baseados em a) cápsulas, b) fibras ocas vasculares, e c) mecanismo intrínseco de auto-regeneração (adaptada) [79]

A grande diferença entre a auto-regeneração intrínseca da extrínseca, é que na auto-regeneração intrínseca é o próprio material base que se irá “curar”, assumindo um comportamento semelhante ao de um ser vivo, ao passo que no outro método, como o material base não tem esta propriedade intrínseca, tem de haver sempre uma dopagem com algum tipo de mecanismo.

Na Tabela 7 faz-se um resumo dos vários tipos de auto-regeneração, bem como a comparação de alguns parâmetros entre os mesmos.

Tabela 7: Pequeno sumário dos mecanismos de auto-regeneração existentes (adaptada) [72]

Tipo de regeneração	Tipo	Autonomia	Repetibilidade	Tempo de regeneração	Propriedades estruturais
Microcápsulas	E	↑	↓	↑	↓
Fibras ocas	E	↑	↓	↑	↓
Microvascular	E	↑	→	↑	→
Matriz termoendurecível	I	↓	↑	→	↓
Ionómero	I	→	↑	→	→
TRCB	I	↓	↑	→	↓
Pontes H-H	I	↓	↑	→	↓
Supramolécula	I	↓	↑	→	↓
Epóxido não-reagido	I	↓	↓	→	↓
DCBE	I	↓	↑	→	↓
CTH	E	↓	↑	→	↑

Legenda: ↑: Excelente; →: Bom; ↓: Pobre; I: intrínseca; E: Extrínseca

Analisando a Tabela 7 conclui-se que cada sistema de regeneração tem as suas próprias vantagens, adequando-se aos seus propósitos em termos de autonomia, repetibilidade, tempo de regeneração e propriedades estruturais. Contudo, molecular e eficientemente são todos excelentes, com destaques para o CTH, que é bom em condições de tensão por tracção, e para os ionómeros, que são bons em baixas T [72].

2.2.4 Reverlink™

Embora a pesquisa sobre materiais auto-regenerativos seja relativamente recente, existem alguns materiais comerciais auto-regenerativos, como o elastômero Reverlink™, que era fabricado pela Arkema® [80], mas que actualmente se encontra descontinuado. Existiam duas referências distintas, o HR-NR (HN-50-NC) [81-85], sólido à T_{amb} , e o HM-NR, com uma consistência pastosa à T_{amb} .

Este elastômero, de dois componentes, é uma mistura de ácidos gordos policarboxílicos, reagidos com amina-heterocíclica primária (UDETA) e di-epóxido (BADGE, do inglês: *bisphenol A diglycidyl ether*) [83, 86, 87]. O Reverlink™ é de auto-regeneração intrínseca, baseada em pontes de hidrogénio (um tipo de ligação especial de dipolo-dipolo) que são termicamente reversíveis graças às suas pequenas cadeias poliméricas (oligómero). Este comportamento providencia um potencial de auto-regeneração, mantendo propriedades mecânicas aceitáveis [81], como as presentes na Tabela 8.

Tabela 8: Propriedades Mecânicas do Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) (adaptado) [83, 88]

Processo de Cura	T_g (°C)	σ_u (MPa)	ϵ_u (%)	E (MPa)	η_{24h} (%)
24h @ 130°C	5 – 15	3 – 4	250 – 350	90	65

Verifique-se, portanto, na Tabela 8 que as propriedades mecânicas do elastômero têm valores baixos, mas de acordo com o esperado. Por outro lado, a eficiência de recuperação ao fim de 24h (η_{24h}) avaliada em 65 %, é coerente com o obtido em várias fontes bibliográficas, segundo a Tabela 9.

Tabela 9: η_{24h} para o Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC), segundo várias fontes.

Fonte Bibliográfica	Valores de η_{24h} (%)
Sordo, et al. [82]	65
Sordo e Michaud [83]	65
Sordo, et al. [84]	55 – 76

Na Tabela 10 apresentam-se as propriedades do Reverlink™ relativamente às suas características físicas, tempos de manuseamento, recomendações e outros.

Tabela 10: Propriedades físicas e químicas do Reverlink™ HR-NR em utilização [88-90]

Estado físico à T_{amb}	Sólido
Cor	Amarelo, castanho
Inodoro	Não disponível
T_m	50 a 90°C
ρ (kg/m ³)	900 – 1300
Temperatura de decomposição (T_{deg})	>250°C
Fixture time	Não disponível
Full strength	24h @ 120°C
	12h @ 130°C
	6h @ 140°C
Handling time	Não disponível
Healing Time	24 h
Open Time	Minutos ou horas
Pot life	Não disponível
Recomendações de armazenamento	0 a 20°C, preferível abaixo 0°C
	Não armazenar acima de 60°C
Shelf life	acima de 140 dias
Working strength	Não disponível

Na Tabela 10 denota-se que a cura total do elastómero é feita num espaço de 6 a 24h, consoante o valor de T escolhido. Contudo, para armazenamento, é recomendável considerar $T < 0^\circ\text{C}$.

É também de referir que se esperam algumas instabilidades no processo de cura do elastómero, uma vez que, de acordo com a Figura 20, e como é referido em Morais [81], o Reverlink® HR-NR (HN-50-NC) apresenta mais instabilidades que o Reverlink® HM-NR

dado que o *pot life* é altamente variável com a T de armazenamento e o *fixture time*, consequentemente, tem o mesmo comportamento.

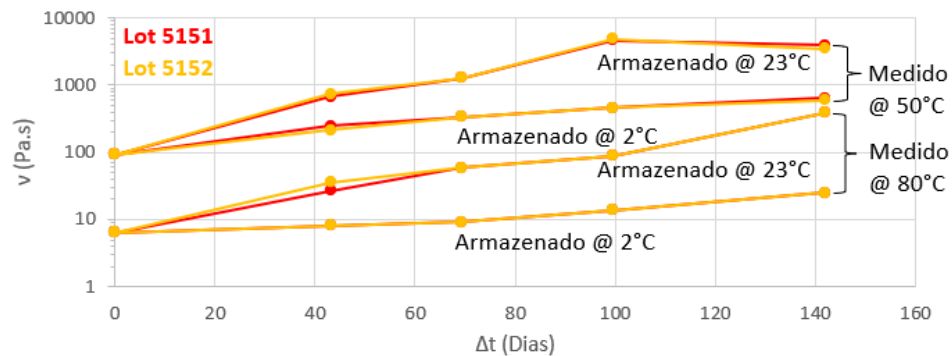


Figura 20: Influência das condições de armazenamento na v_c do Reverlink® HR-NR (HR-50-NC) (realizado no software Microsoft® Excel™ para melhor visualização, com as instruções da Arkema®) [89]

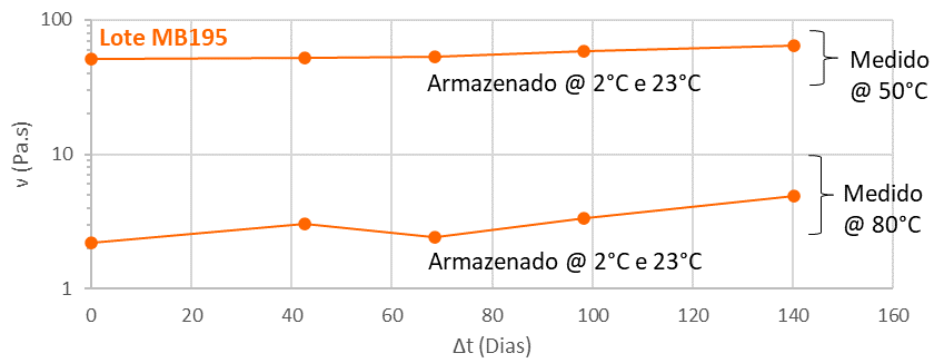


Figura 21: Influência das condições de armazenamento na v_c do Reverlink® MR-NR (realizado no software Microsoft® Excel™ para melhor visualização, com as instruções da Arkema®) [89]

Ao passo que o Reverlink® MR-NR apresenta um comportamento bastante coerente, independentemente da T de armazenamento, conforme se confirma na Figura 21.

2.3 Impacto em materiais compósitos

Os materiais compósitos comportam um desafio acrescido, no projecto de soluções, dada a sua natureza heterogénea, bem como factores de resistência residual fortemente afectados pelos processos de fabrico e cargas de impacto sofridas em serviço [5].

2.3.1 Tipos de impacto

Os danos por impacto são maioritariamente causados pela interacção de objectos animados de energia cinética com o laminado, o que resulta em deflexão global. Esta mesma deflexão conduz geralmente a fracturas na matriz, ou nos reforços, principalmente, na forma de delaminações [91-93].

Segundo de Moura, et al. [17] as solicitações de impacto são divisíveis segundo a classificação de baixa ou alta velocidades (v). Faz-se entretanto a inclusão da categoria da média velocidade, segundo Olsson [92], cujo intervalo de valores ainda não se encontra clarificado na comunidade científica, segundo Phadnis, et al. [94]. Segundo Ismail, et al. [95], discretizam-se os intervalos das velocidades de impacto:

- Impacto de baixa velocidade (LVI, do inglês: *low velocity impact*): $v \leq 10$ m/s [94, 96], exemplificado na Figura 22;
- Impacto de média velocidade (IVI, do inglês: *intermediate velocity impact*): $10 < v \leq 50$ m/s;
- Impacto de alta velocidade (HVI, do inglês: *high velocity impact*): $50 < v \leq 1000$ m/s.

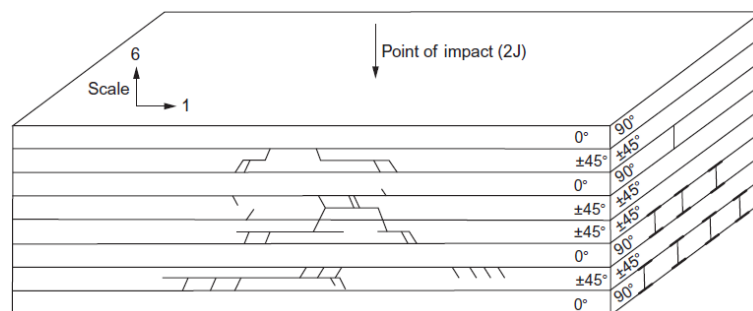


Figura 22: Esquemático da acumulação de danos num laminado $[0^\circ/\pm 45^\circ]_s$ causado por LVI [55]

Na Figura 22 denotam-se danos como: fissuras na matriz, fracturas nos reforços e delaminações [69], quase invisíveis a olho nu, que uma carga de impacto de baixa velocidade [97] de 2 J causa em cada camada do laminado. A rigidez e resistência mecânica ficaram obviamente comprometidas pelas fracturas na matriz. No que toca à discretização do impacto, quanto ao seu nível de energia, o intervalo de valores é “arbitrário” entre os vários autores, não havendo fronteiras como sucede para a velocidade de impacto (v_i). As designações passam por:

- Impactos de baixa energia (SIE, do inglês: *small impact energy*);
- Impactos de elevada energia (HIE, do inglês: *high impact energy*).

2.3.2 Caracterização do tipo de carregamento

A carga de impacto é de natureza dinâmica não-periódica, e consiste num impulso de cariz acidental [98]. Os materiais compósitos estão sujeitos a impactos e consequente perda de resistência e rigidez mecânica, em áreas importantes como aeronáutica (Figura 23) e torres eólicas (Figura 24) por choques de aves [99] e granizo [100], e na competição automóvel, antevendo a validação estrutural com testes de impacto, como se representa esquematicamente na Figura 25.



Figura 23: Danos catastróficos causados pelo impacto de granizo no cone frontal na aeronave [100]

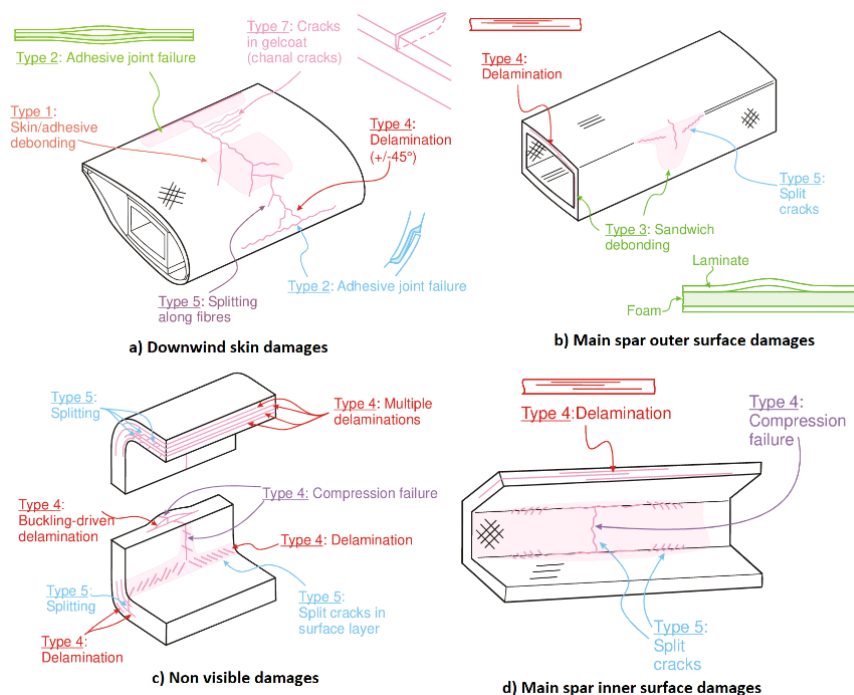


Figura 24: Danos nas pás dos geradores eólicos [101]

Apesar de a Figura 24 retratar danos resultantes de um ensaio de compressão, é seguro aferir com base nas premissas já apresentadas, que anomalias como as de Tipo 2, 4 e 5 [101] são provenientes de impactos a baixas velocidades.

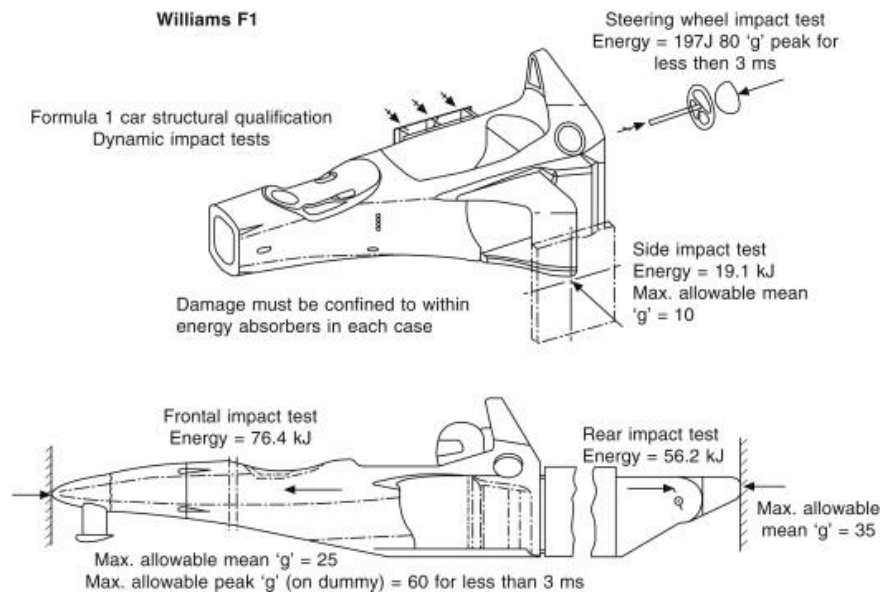


Figura 25: Admissibilidade de energia de impacto (E_i) para a célula de sobrevivência num F1 [102]

Existe ainda uma classificação dos danos em cinco categorias, segundo as autoridades de aviação dos Estados Unidos da América (E.U.A.), descritas na AC 20-107B, consoante a sua criticidade e detectabilidade (Figura 26) [103].

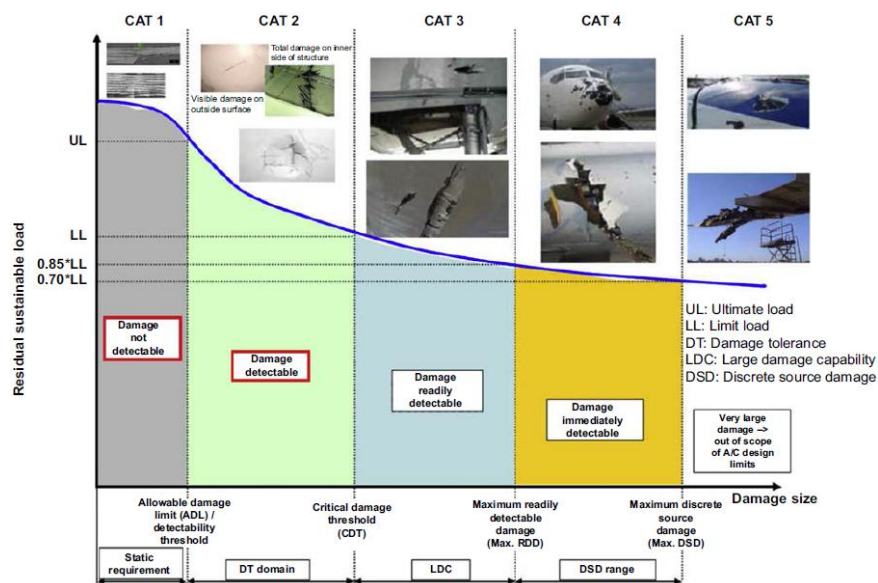


Figura 26: Tolerância e categorias de dano causado por impactos [103]

Para mais informações acerca da caracterização do carregamento do tipo impacto, consultar as referências [92-94, 99, 100, 103].

2.3.3 Materiais compósitos para aplicações de impacto

Para a aplicação de materiais compósitos em situações de impacto, procura-se sempre que estes tenham a maior tenacidade à fractura (K_{IC}) possível, pois garantirá uma maior e melhor absorção da energia proveniente do choque. A Equação (13) explicita como se calcula a tenacidade à fractura de qualquer material, com base na tensão de rotura (σ_u), na constante geométrica (Y) e na dimensão da fissura (a) [104].

$$K_{IC} = Y\sigma_u\sqrt{\pi a} = \sqrt{G_c E} \quad (13)$$

Concretamente, no caso das fibras de carbono, em geral é constatado que quanto mais alta é a σ_u , maior é a energia necessária para propagar a fissura (G_c), [105, 106]. Existe, no entanto, uma dificuldade acrescida em caracterizar os materiais compósitos quanto à sua tenacidade à fractura, relativamente aos materiais isotrópicos, uma vez que esta propriedade mecânica varia consoante os ângulos de empilhamento. Na Tabela 11, apresentam-se os materiais compósitos mais usados para aplicação de impacto, segundo a bibliografia consultada.

Tabela 11: Materiais compósitos usados para aplicações de impacto

Autor	Reforços	Matrizes
Heimbs, et al. [107]	Dyneema®, FC e FV	Resina <i>epoxy</i> Hexcel HexFlow® RTM6
Zakeri, et al. [108]	Dyneema® com alumínio	Resina <i>epoxy</i>
Zhao, et al. [109]	Dyneema® e FC	Resina <i>epoxy</i> Epolam 5051
Naik [25]	Dyneema®, Spectra®, Kevlar®, FC e FV Fibras para-aramídicas: Polietileno de alto peso molecular (HMPE, do inglês: <i>high-molecular-weight polyethylene</i>), Zylon® (PBO, do inglês: <i>poly-phenylene-benzobisoxazole</i>).	Não Referido
Wang, et al. [110]	Fibras aramídicas heterocíclicas (HAFRP, do inglês: <i>heterocyclic aramid fibre reinforced plastics</i>)	Resina <i>epoxy</i> 315 K

Zhang, et al. [111]	FC com <i>honeycomb</i> de NOMEX®	Resina <i>epoxy</i>
Ge, et al. [112]	FC	Resina de vinil-éster 430LV
Ismail, et al. [95]	FV (100%), fibra de juta (FJ) (100%) e híbridos	Resina <i>epoxy</i> EpoxAmite 100
Sordo e Michaud [83]	FV	Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) e Resina <i>epoxy</i> Araldite LY 8615
Sordo, et al. [84]	FV	Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) e Resina <i>epoxy</i> Araldite LY 8615
Macdonald, et al. [113]	FV	Resina <i>epoxy</i>

Verifique-se na Tabela 11 alguma variedade na escolha das fibras a usar em condições de impacto, com alguma preferência para as FV e Dyneema®. Do lado das matrizes certifica-se uma grande preferência pelas resinas *epoxy*. Na Figura 27 é apresentado um estudo realizado por Yang, et al. [114] que relaciona a resistência ao impacto em função da fracção volúmica de fibras (v_f) para variados tipos de fibras de materiais compósitos.

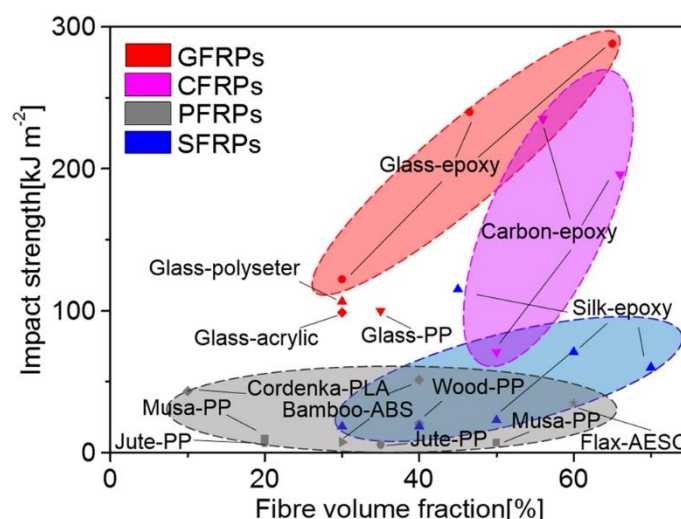


Figura 27: Comparação da resistência ao impacto em função de v_f , à T_{amb} , de FRP's reforçados com FV (na imagem GFRP), FC (na imagem CFRP), fibras naturais (FN, na imagem PFRP) e com fibras de seda (FS, na imagem SFRP) [114]

Uma das ilações retiradas é que muitas das fibras sintéticas usadas actualmente, como a Dyneema®, não demonstram grande resistência ao impacto, apesar de terem grande

resistência mecânica e rigidez. Por outro lado, as FV obtêm um melhor rácio entre a resistência ao impacto e v_f , comparativamente às FC, quando solicitadas ao impacto. Só se justificaria o uso de FC, sobre FV, na zona de intersecção entre as duas, na Figura 27, e quando o custo entre elas fosse semelhante.

2.3.4 Ensaios de impacto

Os ensaios de impacto, ou choque, visam a medição da capacidade de um determinado material em absorver energia no domínio plástico. Estes ensaios podem ser caracterizados em diferentes tipos [115, 116]:

- Impacto por dispositivo pendular;
- Impacto por queda de massa;
- Impacto por disparo de projectil.

A energia absorvida (E_a) pelo provete pode ser determinada *à priori* a partir da conservação de energia mecânica (E_{mec} , Equação (14)). A energia potencial (E_{pot}), descrita na Equação (15), da massa em queda ou do pêndulo é convertida em energia cinética (E_c , Equação (16)), conforme se constata na Equação (14).

$$E_{mec\,i} = E_{mec\,f} \Leftrightarrow E_{pot\,i} + E_{c\,i} = E_{pot\,f} + E_{c\,f} \quad (14)$$

$$E_{pot} = m \cdot g \cdot h \quad (15)$$

$$E_c = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v^2 \quad (16)$$

Para os ensaios de LVI, depois de escolhida E_i , que será igual à energia cinética final (E_{cf}) calcula-se pela Equação (17) a v_i de um corpo em queda livre (v), em ordem à altura de queda livre (h), que resulta da manipulação da Equação (14). A aceleração da gravidade (g) tem o valor de 9,80665 m/s².

$$v_i = \sqrt{2 \cdot g \cdot h} \quad (17)$$

Para os ensaios de HVI, calcula-se E_a pela Equação (18) através do Teorema da Energia Cinética (ou do trabalho realizado), uma vez que se podem determinar as velocidades de impacto e de saída (ou residual) da estrutura.

$$\Delta E_c = E_{c\,f} - E_{c\,i} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_f^2 - \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_i^2 \quad (18)$$

Apresentam-se nos subcapítulos seguintes os ensaios de impacto contemplados na norma ASTM D4762 – 16, *Standard Guide for Testing Polymer Matrix Composite Materials* [117] e dois não-normalizados.

2.3.4.1 Charpy

O ensaio de impacto *Charpy* é um método muito conhecido e destinado a materiais isotrópicos [116], adoptado pela Comissão Europeia de Normalização [115], e consiste no uso de um dispositivo pendular [49], como demonstrado na Figura 28 a), para quebrar um provete do tipo paralelepípedo.

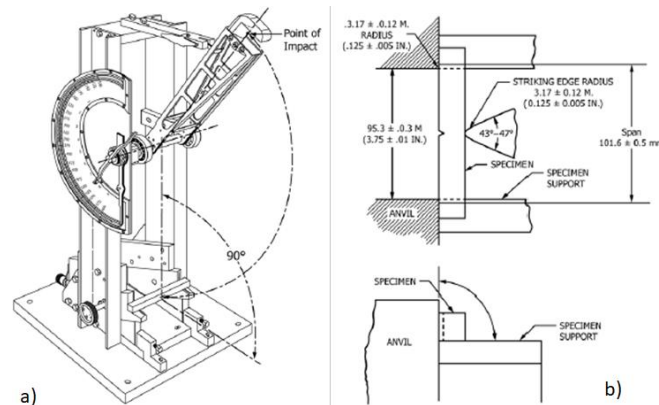


Figura 28: a) Dispositivo de ensaio *Charpy*, b) Detalhe da fixação dos provetes no aparelho [118]

O mesmo provete é fixo no mecanismo pendular apenas por encosto na bigorna, como se verifica na Figura 28 b). O impacto no provete, pelo pêndulo, tem lugar na face contrária àquela onde se encontra o entalhe. É possível observar a cunha de impacto, na sua verdadeira grandeza, em planta.

Para mais informações acerca do ensaio de impacto *Charpy*, consultar as referências [115, 116, 118].

2.3.4.2 Izod

O ensaio de impacto *Izod*, tal como o de *Charpy*, é também executado com recurso a um dispositivo pendular (muito semelhante ao representado na Figura 28), identificado na Figura 29 a), e continua a ser amplamente usado em polímeros [115, 116]. O provete também apresenta forma paralelepípedica.

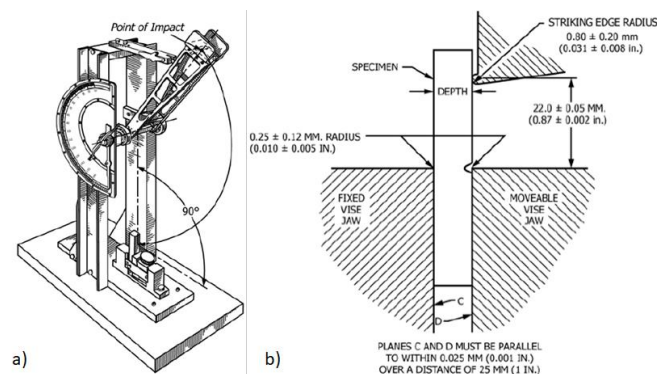


Figura 29: a) Dispositivo de ensaio *Izod*, b) Detalhe da fixação dos provetes *Izod* no aparelho [119]

No caso do ensaio *Izod*, o provete já não é encostado a uma bigorna, mas sim fixo no torno do aparelho, garantindo que o entalhe se encontra de frente para a cunha de impacto, como ilustrado na Figura 29 b). A verdadeira grandeza da cunha, neste ensaio, é vista de perfil.

Para mais informações acerca do ensaio de impacto *Izod*, consultar as referências [115, 116, 119].

2.3.4.3 *Drop-weight* ou queda de massa

O ensaio de queda de massa (do inglês: *drop-weight*) já se insere numa categoria diferente da dos ensaios *Charpy* e *Izod* uma vez que, como o nome indica, o impacto é feito com recurso à queda vertical de uma massa, como se verifica na Figura 30. O provete em forma de placa rectangular, com t variável, sofre um impacto concentrado fora do plano por meio da queda de uma massa hemisférica.

A contrário das normas dos ensaios com pêndulo [118, 119], a norma ASTM D7136/D7136M – 15, *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fibre-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-weight Impact Event* [120] aborda os tipos de danos, como os presentes na Figura 31 e na Figura 33.

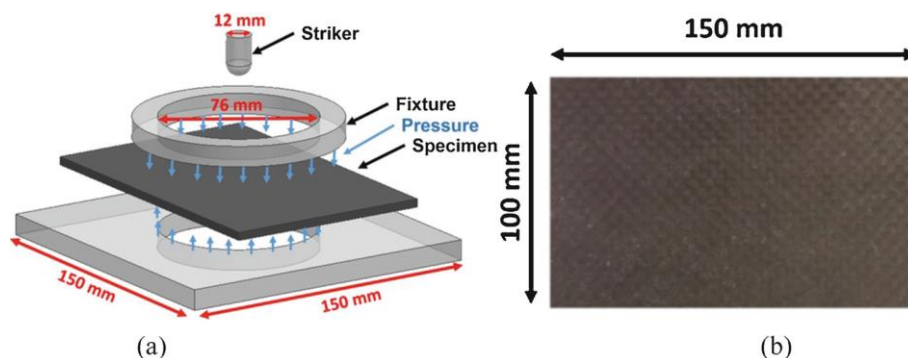


Figura 30: a) Esquemático de um dispositivo de queda de massa e b) respectivo provete [121]

Os danos documentados na Figura 31 dependem muito da orientação das várias camadas no empilhamento usado. O seu padrão característico levou Renault e Wielgosz [122] a propor um mecanismo de delaminação, como o que se ilustra na Figura 32.

Os danos de impacto desenvolvem fissuras na matriz, logo abaixo da zona onde ocorre o contacto. As fissuras estendem-se a longo da direcção longitudinal das fibras promovendo tensão interlaminar entre duas camadas consecutivas, levando à delaminação.

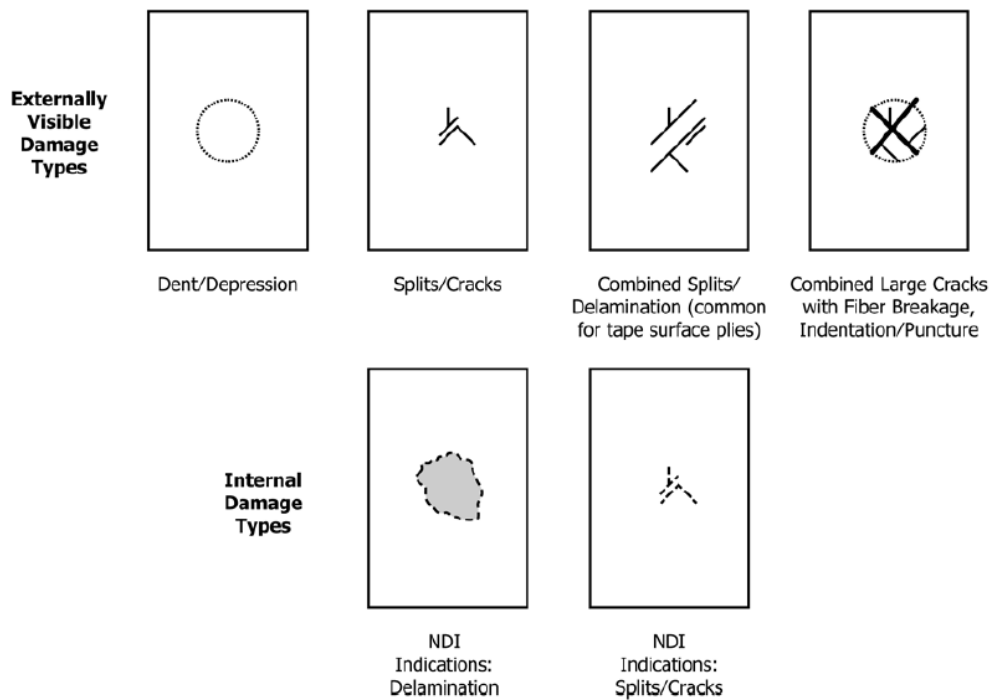


Figura 31: Tipos de danos mais comuns de se visualizar nos ensaios de *drop-weight* [120]

A zona de tensão, limitada pelas tiras disjuntas das duas camadas consecutivas tem uma área semelhante a um triângulo, progredindo do lado impactado para o lado não impactado (Figura 32 a)). Na Figura 32 b) são ilustradas as zonas de tensões interlaminares entre as camadas $[-45/0]$ e $[0/45]$ [69].

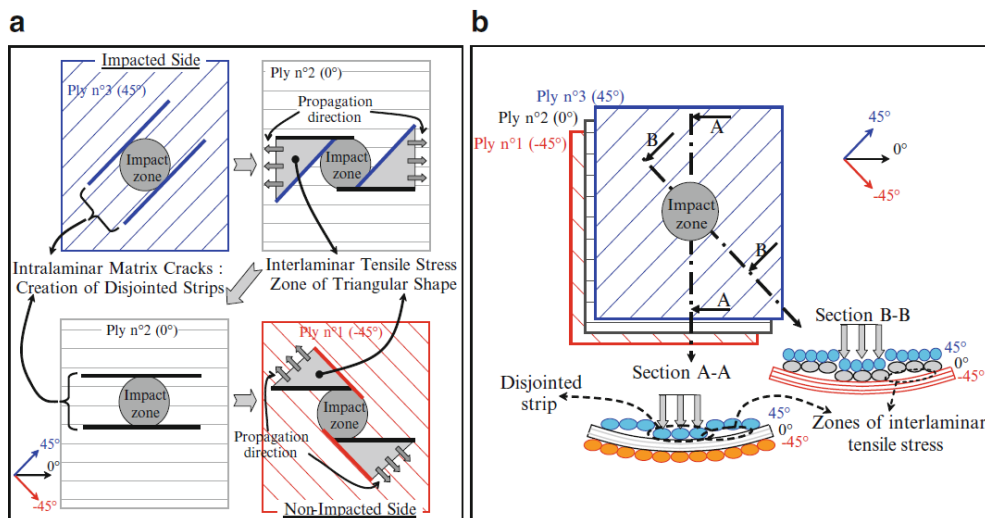


Figura 32: Mecanismo de delaminação proposto por Renault e Wielgosz [69]

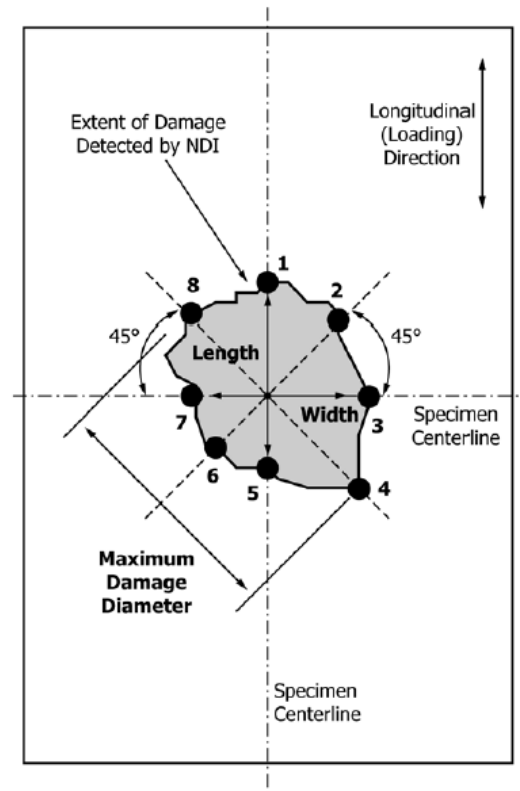


Figura 33: Identificação de pontos limítrofes por inspeção não-destrutiva (NDI, do inglês: *non-destructive inspection*) e medição da extensão de dano, com o detalhe do $\varnothing$ máximo de dano [120]

Para mais informações acerca do ensaio de queda de massa, consultar as referências [111, 120, 121, 123].

2.3.4.4 Barras divididas de Hopkinson-Kolsky

O ensaio de impacto de barras divididas de *Hopkinson-Kolsky* é realizado com recurso a dois longos cilindros de carga munidos de extensómetros, que irão medir a variação de deformação (δ) causada pelo impacto proveniente do indentador da câmara de gás, pelo que pode ser classificado como ensaio por disparo de projectil. Como se esquematiza na Figura 34 um dos cilindros, o de incidência, é carregado com o movimento do projectil, cuja energia cinética se transmite ao provete que se encontra fixo no segundo cilindro, o transmitido [124]. Durante o processo, os dois extensómetros fazem a medição da δ sentida nos dois cilindros, sendo que o diferencial das duas curvas representará E_a do provete. Ao contrário dos ensaios *quási*-estáticos, o impacto de barras divididas permite que as propriedades mecânicas do material sejam determinadas em condições dinâmicas.

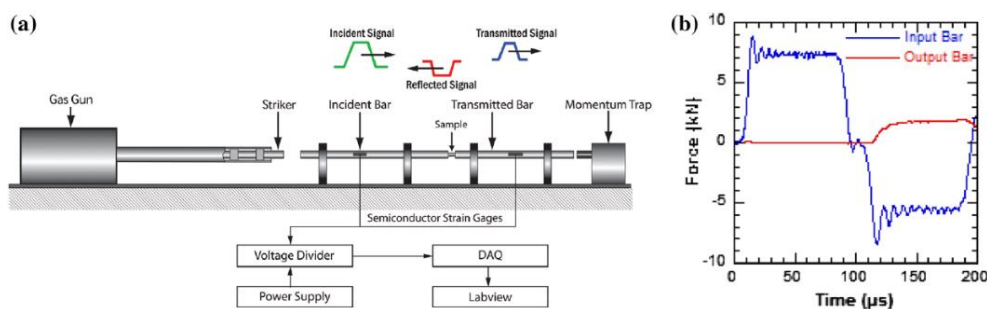


Figura 34: a) Aparelho de barras divididas de *Hopkinson-Kolsky*; b) curvas representativas de força em função de t para estes ensaios (as curvas primárias obtidas são de tensão em função de t) [125]

Quanto aos provetes usados, existem dois tipos que se poderão usar para determinar tensões no plano e fora do plano, como se apresenta no subcapítulo 2.3.5.

Para mais informações acerca do ensaio de impacto de barras divididas de *Hopkinson-Kolsky*, consultar as referências [125-127].

2.3.4.5 Disparo de projectil com canhão de ar comprimido

No ensaio não-normalizado de disparo de projectil com ar comprimido, o provete a testar é submetido a um impacto de alta velocidade por uma esfera, podendo ser de aço ou gelo. O canhão de ar (Figura 35) opera a uma pressão nominal de cerca de 1 MPa fornecida por um tanque de pressão de 150 l. Para pressões de 0,5 MPa conseguem-se atingir velocidades entre 100 e 250 m/s, o que resulta em *payloads* de 200 g [128]. O tubo por onde é disparado o projectil, tem duas configurações, de três e quatro metros, com um $\varnothing$ de saída de 108 mm.



Figura 35: Canhão de ar comprimido usado em ensaios de impacto por projectil (disponível nas instalações do Instituto de Soldadura e Qualidade, ISQ) [128]

Porque é necessária uma cobertura selante para que seja criada a condição de pressão dentro do tubo, existe um dispositivo que irá contribuir para que os detritos dessa cobertura não interfiram com a trajectória e velocidade do indentador. Este procedimento resulta na redução do $\varnothing$ de 108 para 90 mm, bem como a limitação a projecteis com 75 mm de $\varnothing$, no máximo [128].

Os projecteis, consoante as especificações do projecto, obedecem às dimensões e massa (m) apresentadas na Tabela 12.

Tabela 12: Características geométricas dos projecteis usados no ensaio de impacto [128]

Material	$\varnothing$ (mm)	m (g)
Aço	12,00	7,05
	19,05	28,20
	28,58	95,17
Gelo ^a	30	10
	44	38
	52	65

^a dimensões das esferas de gelo são nominais

As esferas de aço têm uma composição semelhante às fabricadas para rolamentos, Tabela 13.

Tabela 13: Propriedades mecânicas das esferas de aço [128]

Aço	AISI E 52100	
Dureza Rockwell (HRC)	57 – 66	
σ_y (MPa)	2034	
σ_f (MPa)	2240	
Composição Química (%)	Carbono (C)	0,9 - 1,1
	Silício (Si)	0,15 - 0,35
	Manganês (Mn)	0,25 - 0,45
	Fósforo (P)	≤0,025
	Enxofre (S)	≤0,025
	Crómio (Cr)	1,3 - 1,6

Os projecteis de gelo são fabricados no ISQ, recorrendo a moldes, e sujeitos a um controlo visual, Figura 36.

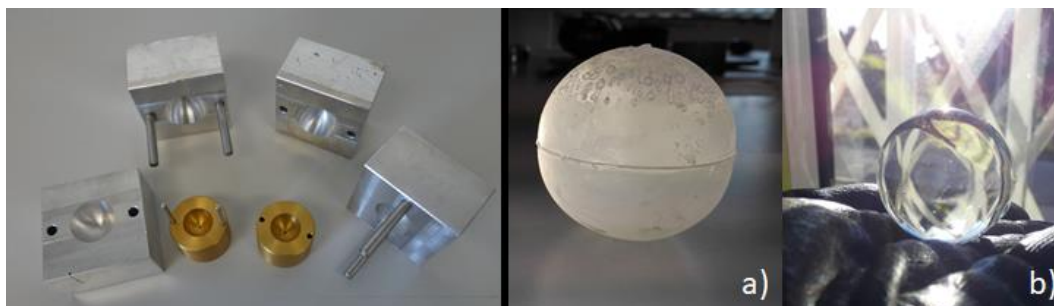


Figura 36: (à esquerda) Moldes usados para a produção de esferas de gelo; (à direita) Exemplos de esferas de gelo, a) esfera não-conforme, contendo alguma desordem interna e bolhas de ar, b) esfera conforme que não apresenta defeitos internos nem na superfície [129]

2.3.5 Normalização e geometrias de provetes

2.3.5.1 Charpy

Segundo a norma ASTM D6110 – 10, *Standard Test Method for Determining the Charpy Impact Resistance of Notched Specimens of Plastics* [118], o provete de um ensaio Charpy tem que obedecer com o esquemático da Figura 37, e com os valores respectivos da Tabela 14.

Tabela 14: Dimensões permitidas para as várias cotas da Figura 37 [118]

	Mín. (mm)	Valor recomendado (mm)	Máx. (mm)
A	-	10,16±0,05	-
B	61,00	-	63,50
C	124,50	-	127,00
D	-	0,25R±0,05	-
E	-	12,70±0,15	-
L	3,00		12,70

A *L* do provete é obtida na secção 7.2 da referida norma, e o valor do raio do impactante, *R*, encontra-se na Figura 28 b) com 3,175±0,12 mm.

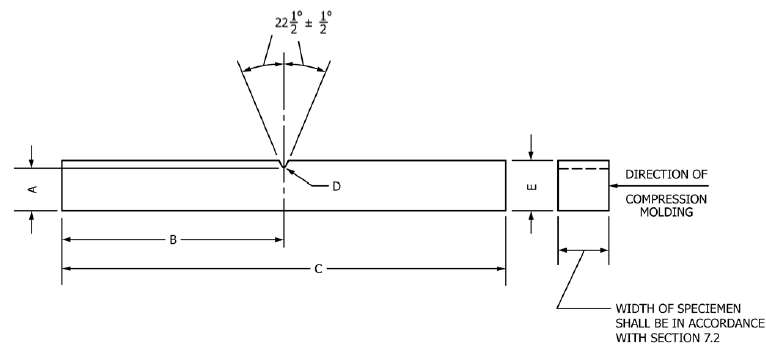


Figura 37: Geometria do provete para ensaio Charpy [118]

2.3.5.2 Izod

Com a norma ASTM D256 - 10^{e1}, *Standard Test Methods for Determining the Izod Pendulum Impact Resistance of Plastics* [119] tem-se acesso à geometria, e dimensões, que o provete para um ensaio de impacto Izod tem que garantir, como sucede no esquemático da Figura 38 e com os valores respectivos na Tabela 15.

Tabela 15: Dimensões permitidas para as várias cotas da Figura 38 [119]

	Mín. (mm)	Valor recomendado (mm)	Máx. (mm)
A	-	10,16±0,05	-
B	-	31,8±1,00	-
C	-	63,5±2,00	-
D	-	0,25R±0,05	-
E	-	12,70±0,2	-
L	3,00	-	12,70

A L do provete, tal como no ensaio Charpy, é obtida na secção 7.2 da referida norma respectiva, e o valor do raio do impactante, R, encontra-se na Figura 29 b), com 0,8±0,2 mm.

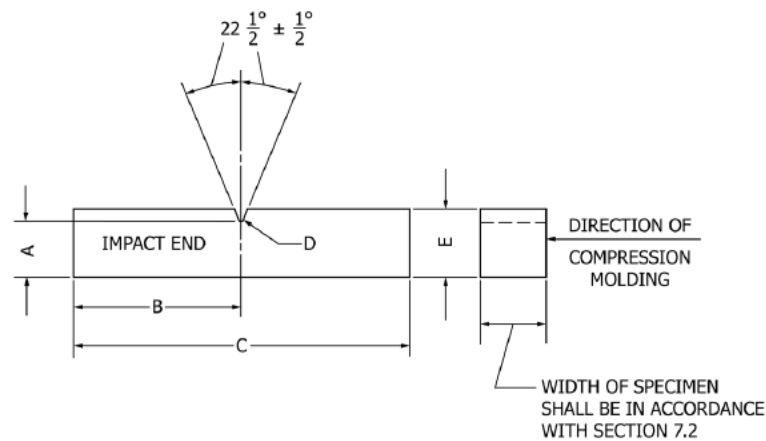
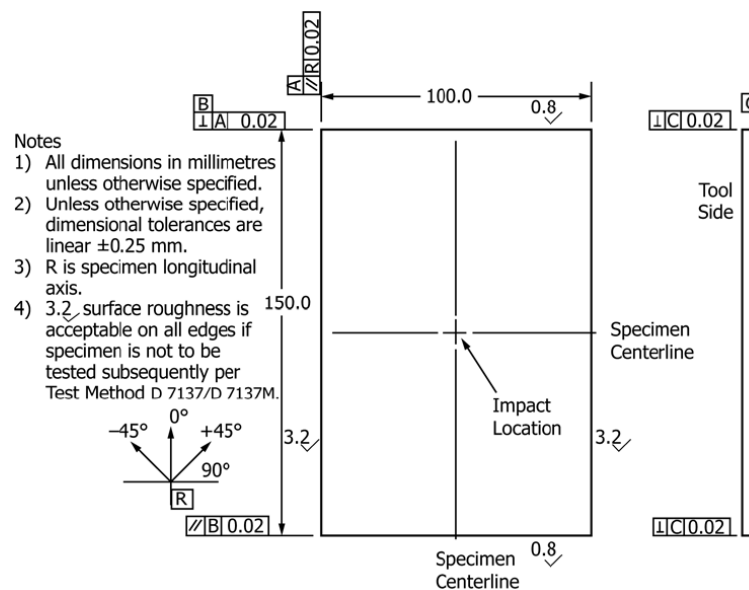


Figura 38: Geometria do provete para ensaio Izod [119]

2.3.5.3 Drop-weight ou queda de massa

A norma ASTM D7136/D7136M – 15 [120] engloba o método de teste para medição de danos num FRP quando sujeito a um evento de *drop-weight*, referenciando como a geometria dos provetes deve obedecer.

Figura 39: Geometria do provete para ensaio de *drop-weight* [120]

Na Figura 39 ilustra-se que o provete será de $150 \times 100 \text{ mm}^2$, com tolerâncias muito específicas, tanto geométricas como de rugosidades impostas. É também determinado que o local de impacto é no centróide geométrico da placa.

2.3.5.4 Barras divididas de Hopkinson-Kolsky

Este ensaio não tem uma norma que regule peremptoriamente as dimensões dos provetes, pelo que se apresenta na Figura 40 e na Figura 41, esquemáticos dos provetes conforme o seu propósito.

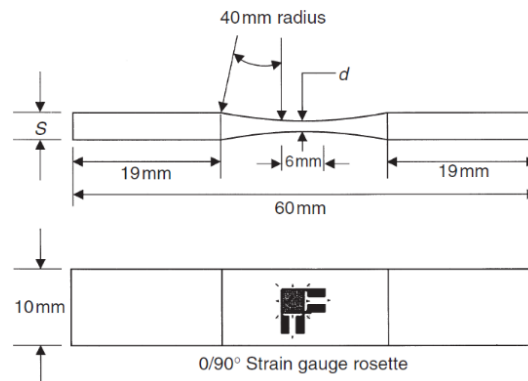


Figura 40: Dimensões e geometria dos provetes de teste para avaliação de tensões no plano [124]

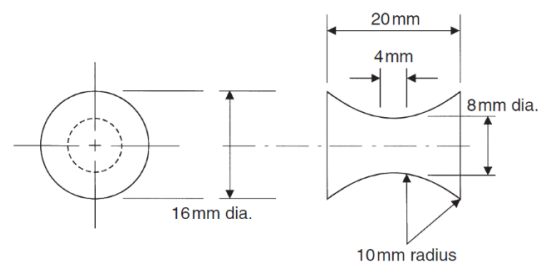


Figura 41: Dimensões e geometria dos provetes de teste de avaliação de tensões ao longo da e [124]

2.3.5.5 Disparo de projectil com canhão de ar comprimido

No ensaio de disparo de projectil com ar comprimido são usados laminados e/ou *sandwich* com 300×300 mm², montados entre duas molduras de aço, com uma abertura de 240×240 mm², como se pode observar pela Figura 42.

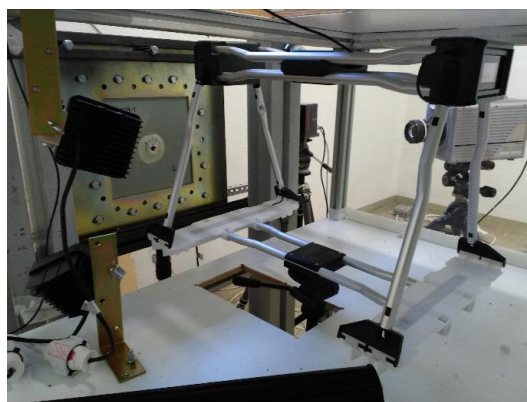


Figura 42: Moldura de fixação com um provete impactado e *setup* de captação de imagem [128, 129]

2.3.6 Modelação numérica de ensaios de impacto

Os modelos fenomenológicos teóricos de aproximação, bem como as suas abordagens computacionais, não conseguem verificar com fidelidade problemas tridimensionais de degradação de rigidez. Os modelos de dano progressivo (PDM, do inglês: *progressive damage models*) vieram colmatar essa lacuna pela simulação da degradação de rigidez e caracterização da falha. Porém, estes apresentam alguns problemas [130]:

- Em análises implícitas para compósitos, nomeadamente nos modos de falha mistos, havendo a necessidade da designação de um módulo tangente;
- São condicionalmente estáveis em análises explícitas, o que muitas vezes leva à interrupção da execução da análise por elementos finitos (FEA, do inglês: *finite element analysis*), ao calcular o regime de amortecimento assim que os critérios iniciais são satisfeitos.

Actualmente, as simulações de ensaios de impacto baseiam-se em dois modelos distintos mais robustos [131]:

- Mecânica do dado contínuo (CDM, do inglês: *continuum damage mechanics*), um modelo constitutivo de dano [132, 133];
- Simulação discreta de fissuras.

Em análise analítica macroscópica a duas dimensões, a degradação de rigidez pode ser descrita por três parâmetros fenomenológicos, d_1 e d_2 (factores de dano longitudinal e transversal), e d_{12} (factor de dano de corte). Estes parâmetros de dano, contudo, variam consoante o critério de dano adoptado, segundo Shi, et al. [66]. Menciona-se também o módulo transversal de corte degradado (G_{12}^*) conforme as Equações (19) e (20) (expansão da (19)) [109, 131].

$$\{\sigma\} = [\bar{Q}] \cdot \{\varepsilon\} \quad (19)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-d_1)E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_2} & \frac{1}{(1-d_2)E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-d_{12}) \cdot G_{12}^*} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (20)$$

O vector σ representa as tensões de Cauchy, ε as extensões, e $\bar{Q}$ a matriz de rigidez efectiva [131].

Ilustra-se na Figura 43 três modelos CDM: o modelo de tensão constante, assumindo que o elemento impactado não comporta cargas adicionais, o modelo de descarga instantânea, que contempla factores de destruição próximos de zero, e o modelo de

descarga gradual [69, 133], sendo exemplificado o de degradação exponencial [134, 135]. O comportamento real das camadas inserir-se-á entre os dois últimos modelos referidos.

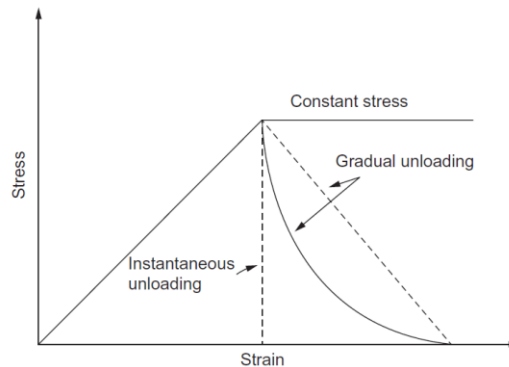


Figura 43: Esquemático das diferentes respostas constitutivas para o modo I de fractura [133]

O modelo de descarga gradual é fundamentado essencialmente no cálculo de factores de dano, indicativos da degradação de propriedades mecânicas como E_1 , E_2 e G_{12} [131]. Na Equação (21) tem-se o exemplo do cálculo do módulo de elasticidade longitudinal degradado (E_1^*). Da mesma forma apresenta-se na Equação (22) o módulo de elasticidade transversal degradado (E_2^*).

$$E_1^* = (1 - d_1) \cdot E_1 \quad (21)$$

$$E_2^* = (1 - d_2) \cdot E_2 \quad (22)$$

Na Equação (23) apresenta-se no cálculo de d_1 , com base na resistência mecânica longitudinal, actual e inicial (σ e σ_0 , respectivamente), e no factor de forma (β), obtido estatisticamente através de distribuições de Weibull [136]. Quanto maior for o valor de β , mais célere será a degradação, enquanto para valores mais baixos de β a degradação é mais gradual.

$$d_1 = e^{-\left(\frac{\sigma}{\sigma_0}\right)^\beta} \quad (23)$$

Relativamente aos modos de fractura, apresentam-se na Figura 44 os modos I, II e III de fractura. O modo I caracteriza-se pelo carregamento de tracção simétrico e pela delaminação entre camadas. Já o modo II caracteriza-se pelo corte a ocorrer no plano. Por fim, o modo III caracteriza-se pelo corte que ocorre fora do plano [137].

Na Figura 45 apresenta-se o modelo coesivo triangular em modo puro e misto da tensão, uma visão a três dimensões da Figura 43. O cálculo do critério da tensão máxima ($\sigma_{m,max}$), ou critério de Ye, é efectuado em cada iteração temporal com base na Equação (24) [106, 138, 139].

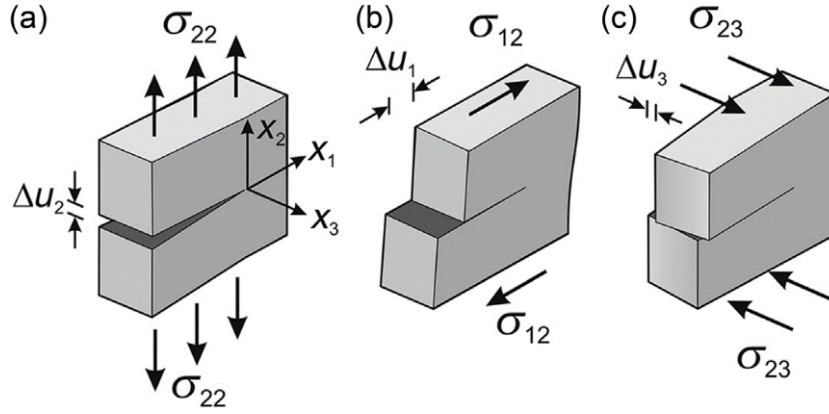


Figura 44: Definição de abertura de fissuras, a) modo I, b) modo II, c) modo III [137, 140, 141]

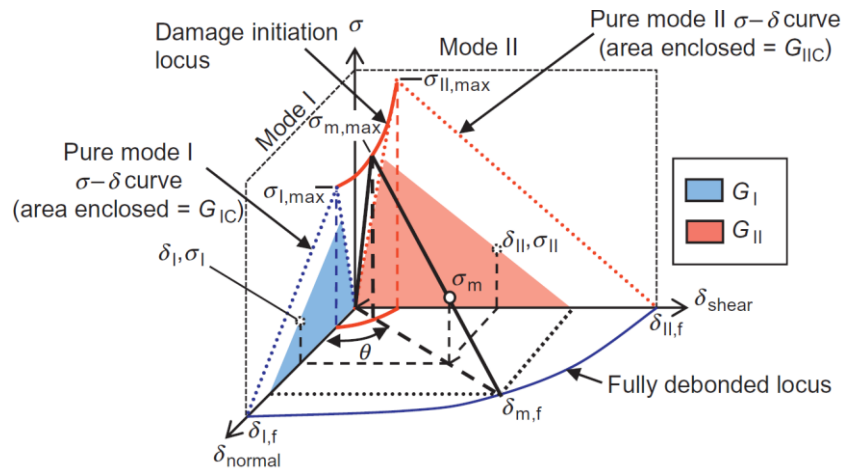


Figura 45: Modelo coesivo triangular em modo puro e misto para elementos coesivos [142]

$$\left(\frac{\langle \sigma_n \rangle}{\sigma_n^0} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{\sigma_s^0} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_t}{\sigma_t^0} \right)^2 = 1, \quad (24)$$

em que σ_n , σ_s e σ_t representam a tensão normal e as duas tensões de corte na zona interlaminar, e o respectivo símbolo $\langle \dots \rangle$ representa os parênteses de McCaulay [142, 143], indicando que o estado de compressão não irá causar danos [106]. Quando se verificar a igualdade da Equação (24), dar-se-à início à evolução linear do dano, com o critério de rotura de modo misto BK. Caracteriza-se a evolução do dano no modelo através do critério de propagação de dano em modo misto de BK, proposto por Reeder [144], cuja expressão se encontra na Equação (25) [139, 140, 145].

$$G_{Ic} + \left[(G_{IIc} - G_{Ic}) \cdot \frac{G_{II}}{G_T} + (G_{IIIc} - G_{Ic}) \cdot \frac{G_{III}}{G_T} \right] \cdot \left(\frac{G_S}{G_T} \right)^{\eta_{BK}} = G_{Tc} \quad (25)$$

$$G_S = G_{II} + G_{III} \quad (26)$$

A taxa de libertação de energia em condições de solicitação ao corte (G_S) é a soma, descrita na Equação (26), entre a taxa de libertação de energia do modo II à fractura (G_{II} , e área a laranja na Figura 45) e a taxa de libertação de energia do modo III à fractura (G_{III}). A taxa de libertação de energia em condições de solicitação mista (G_T), que é dada pela Equação (27) somando a taxa de libertação de energia do modo I à fractura (G_I , e área azul na Figura 45) com G_S [139, 146]. A tenacidade à fractura para o modo misto de fractura (G_{Tc}) é dada pela própria Equação (25).

$$G_T = G_I + G_S \quad (27)$$

O expoente η_{BK} é determinado experimentalmente em ensaios *ad hoc*, e tipicamente assume valores entre 1 e 1,6 [139], tendo sido arbitrado o valor mínimo de 1, uma vez que não existe referência na literatura acerca do valor usado de η_{BK} para camadas semelhantes ao Dyneema® Carbon DDCFX005. Este parâmetro é determinado pela curva ajustada aos dados obtidos de G_c em função de G_{II}/G_T [140], conforme ilustrado na Figura 46.

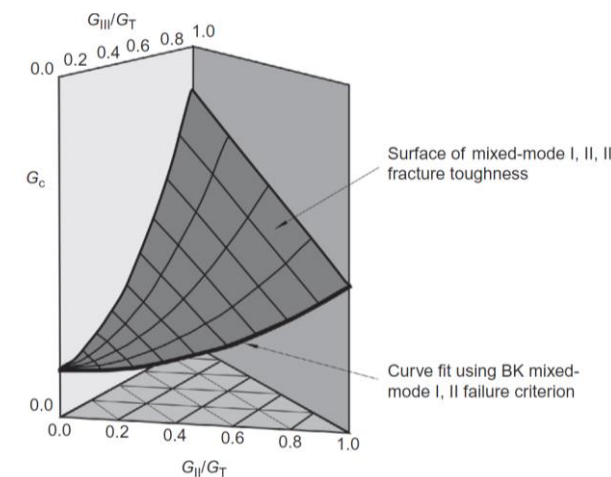


Figura 46: Representação 3D do modo misto de tenacidade à fractura (adaptada de [140])

Para mais informações acerca da formulação analítica do CDM e modos de fractura consultar as referências [66, 93, 96, 133, 137, 147-149].

Na Tabela 16 destacam-se algumas das mais avançadas e robustas propostas para a convergência de problemas mais complexos, que derivam do CDM.

Tabela 16: Modelos avançados mais usados actualmente em FEA de compósitos ao impacto

Modelo	Característica
<i>Extended finite element method</i> (XFEM)	A propagação das fissuras e consequente delaminação, e fracturas transversais, são caracterizadas por funções interpoladoras no campo de deslocamentos [130].

Virtual crack closure technique (VCCT)

Rybicki e Kanninen formularam este modelo para prever delaminações. O VCCT assume que a energia dissipada no crescimento da fenda é proporcional ao trabalho necessário a fechá-la. Baseia-se na mecânica da fractura linear elástica (LEFM, do inglês: *linear elastic fracture mechanics*) e necessita a inclusão de uma fenda antes da análise [131, 140].

Cohesive zone method (CZM)

Este modelo vem resolver a grande desvantagem do VCCT. Dugdale e Barenblatt, o CZM introduz uma descrição fenomenológica da fractura discreta. A relação não-linear baseia-se em deformações experimentais [131].

Phantom node method (PNM)

Equivalente matemático do XFEM, formulado por Hansbo e Hansbo, é um método local que opera apenas a nível do elemento, usando funções de forma normalizadas [131].

LaRC03

Este método proposto por Camanho, et al. [65] prevê falhas no reforço e na matriz, com fidelidade, sem necessidade de parâmetros de ajuste de curvas. O ângulo de fractura no plano é obtido maximizando a tensão efectiva de Mohr-Coulomb [65].

Sumaria-se então as várias técnicas existentes de modelação numérica que se poderão usar na análise FEA, na Figura 47, enaltecendo onde e quando são usadas. Na Figura 48 tem-se um detalhe da homogeneização presente na Figura 47.

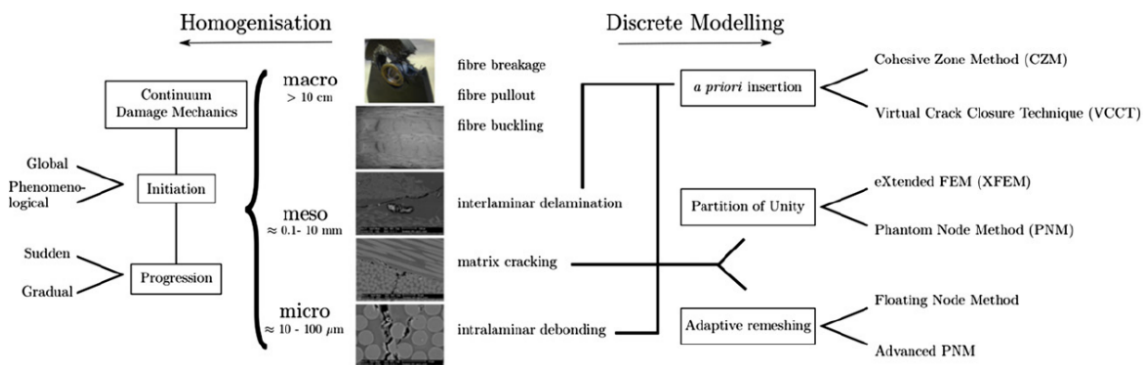


Figura 47: Classificação das técnicas de dano computacional e modelação de fracturas, relacionadas com diferentes escalas [131]

Muitas das técnicas encontram-se actualmente implementadas em *software* comercializado, próprio para FEA. A rotina computacional VUMAT do *software* da ©Dassault Systèmes SIMULIA ABAQUS™ é amplamente usada entre os vários investigadores, segundo a bibliografia [93, 133, 139, 150]. Na Tabela 17 tem-se uma ideia das capacidades de alguns dos *softwares* comerciais.

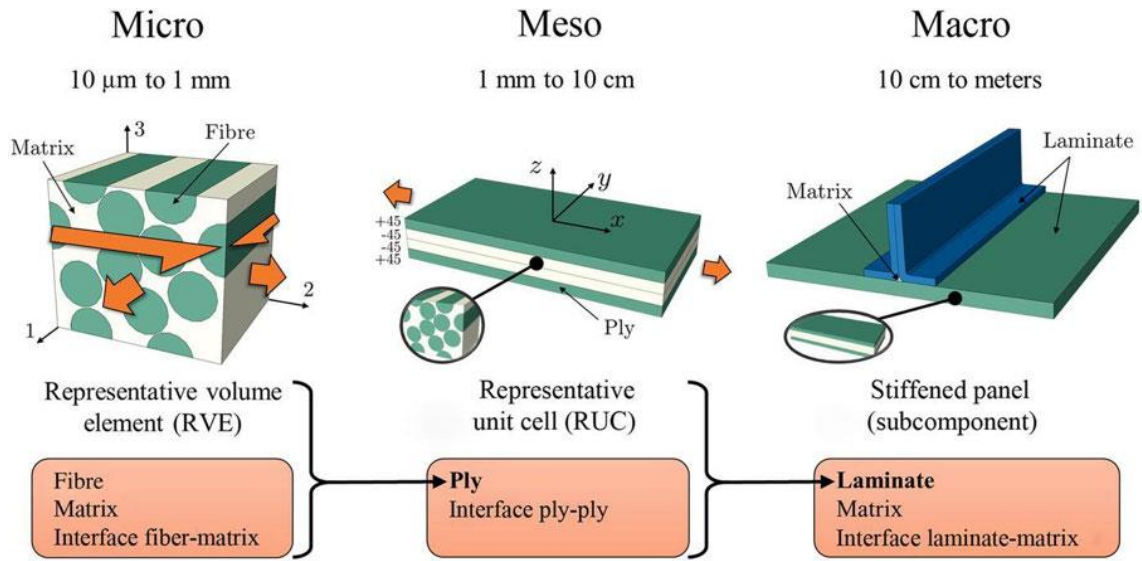


Figura 48: Três principais escalas usadas para materiais compósitos, com as suas geometrias representativas e constituintes materiais [151]

Tabela 17: *Softwares* de FEA comerciais e capacidades de modelação de dano em compósitos

Modo de falha	Delaminação	Falha de Camada										Discretização de Fissuras			
		Fenomenológico										XFEM	PNM	E	M
Método Numérico	CZM	VCCT	CDM Global												
			1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
ABAQUS	✓	✓	✓	✓					✓				✓		
ANSYS	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓		✓	✓			✓
LS-DYNA	✓	✓	✓	✓		✓				✓			✓		
Alphastar															
GENOA	✓	✓	✓	✓	✓	✓			✓		✓		✓	✓	✓
MSC	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓		✓		✓				✓

Legenda: (1) Tensão Máxima, (2) Extensão Máxima, (3) Tsai-Hill, (4) Tsai-Wu, (5) Hoffman, (6) Yamada-Sun, (7) Hashin, (8) Chang-Chang, (9) Puck, (10) Cuntze, (11) LaRC03, (12) *Strain invariant failure theory* (SIFT), (E) Estatístico, (M) Multi-escala

2.3.7 Estado-da-arte

2.3.7.1 Caracterização experimental

Para estudar a influência das cargas de impacto nos materiais compósitos, para além da prévia modelação numérica a realizar, com fim a perceber qual o tipo de danos consequentes da carga impulsiva, e a sua localização, é necessário também a caracterização experimental, por meio de ensaios laboratoriais.

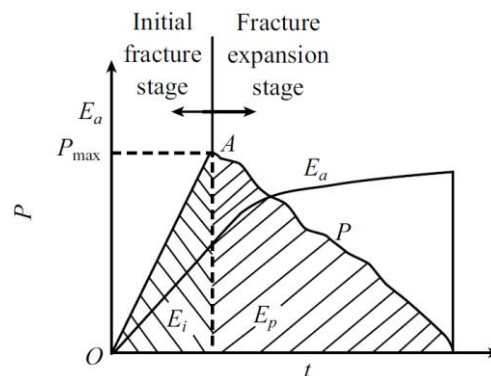


Figura 49: Curvas de carga e E_a , em função de t , num ensaio de impacto [116]

Na Figura 49 esquematiza-se a evolução da força ao longo de t , até chegar à ruptura total, com a inclusão da curva de E_a do provete, durante e após o limite elástico. Fazendo a analogia com a Figura 43, nomeadamente com o modelo de descarga linear uniforme, verifica-se na Figura 49 um comportamento semelhante. No entanto, devido às consecutivas delaminações e roturas das camadas constituintes, a nível experimental têm-se oscilações de força durante a expansão da fractura.

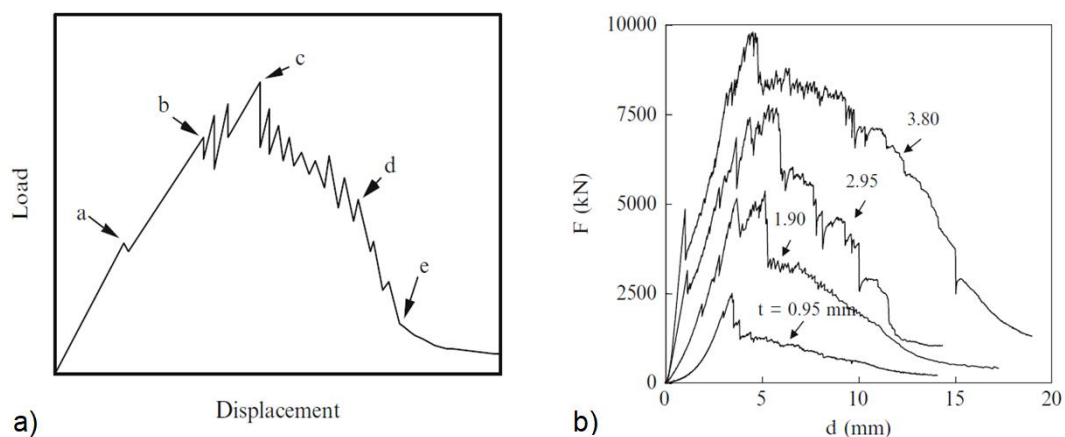


Figura 50: a) Gráfico esquemático de carga-deslocamento para um ensaio de impacto ideal, b) Influência da e num gráfico carga-deslocamento ($F-\delta$) num ensaio de impacto real (adaptado de [152])

Na Figura 50 a) analisa-se o gráfico $F-\delta$. Apura-se em primeiro **a)** uma carga de quebra, após a fase elástica, proporcional à t do compósito. No intervalo de **b)** a **d)**, o dano é propagado ao longo das camadas que são progressivamente quebradas até atingir a

penetração completa **d)**. O termo penetração ou perfuração é usado para indicar que existe pelo menos uma fractura superficial. No ponto **c)** desenvolve-se a força máxima ($F_{\max}$), e no intervalo de **d)** a **e)** é demonstrado o processo de penetração do indentador. Do ponto **e)** em diante a força de contacto decresce paulatinamente uma vez que a mesma força é dissipada por fricção. Na Figura 50 b) apresenta-se a influência de e em ensaios reais de LVI [152]. Com base no exposto, apresenta-se na Tabela 18 os últimos desenvolvimentos em ensaios experimentais de impacto em materiais compósitos.

Tabela 18: Trabalhos e investigações ligadas a ensaios experimentais de compósitos ao impacto

Autor	Descrição
Heimbs, et al. [107]	No artigo experimenta-se, através de três tipos de ensaios (Charpy, <i>drop-weight</i> e canhão de ar comprimido), o comportamento de laminados de FC, FV e Dyneema® submetidos ao impacto. Conclui-se que, comparando pela energia de penetração normalizada, o laminado de Dyneema® com <i>ply's</i> [0°/90°] tem uma grande prestação no teste balístico. Já a FV tem uma prestação ligeiramente superior ao Dyneema® nos restantes ensaios. A FC teve a pior prestação.
Zhao, et al. [109]	No artigo é investigado numérica e experimentalmente, o comportamento e os mecanismos de dano de um laminado de tecido <i>twill</i> 2:2 híbrido FC/Dyneema®, submetido ensaios de impacto por queda de massa, LVI, e por projectil esférico, HVI. Para efeitos de validação são feitas modelações numéricas, em meso e macroescalas, considerando a falha do material pela teoria CDM. O <i>software</i> usado para descrever o ensaio de tracção é o ABAQUS™/Standard, e para os ensaios de LVI e HVI, ABAQUS™/Explicit. A interface das camadas é simulada por CZM. Conclui-se experimentalmente, comparando a FC/Dyneema® com laminados de tecido de FC, que o laminado híbrido apresenta melhorias significantes em relação ao segundo mencionado, em ambos os ensaios. A inclusão da Dyneema® no tecido impede a separação das camadas inferiores do laminado durante o impacto, aumentando o limite de penetração. Contudo, devido a baixa resistência à compressão das fibras de Dyneema®, o laminado híbrido no ensaio de <i>drop-weight</i> é mais susceptível de falhar por compressibilidade da camada. Quanto ao ensaio de canhão por ar comprimido, o laminado híbrido apresenta uma grande área de dano, revelando por tomografia delaminações internas dispersas.

Zhang, et al.
[111]

No artigo estuda-se o comportamento, experimental e numericamente, de *sandwiches* compósitos de peles de FC unidireccional com núcleo de *honeycomb* de NOMEX® ao impacto (LVI). São usadas duas E_i de núcleo para os diferentes níveis de E_i . Numericamente, a análise é realizada no *software* ABAQUS™/VUMAT. Para as peles da estrutura *sandwich*, recorre-se ao critério de falha de Puck e ao PDM para determinar o início do dano interlaminar e respectiva evolução. Na interfase peles-núcleo recorre-se a elementos coesivos para prever a descolagem dos mesmos referidos.

Conclui-se experimentalmente que o LVI pode causar diferentes modos de dano nas estruturas *sandwich*, como fissuras nas fibras e matriz, fracturas no núcleo e delaminação nas peles. Em SIE não existem danos visíveis nas peles. Para HIE a superfície de impacto apresenta indentação e existe quebra interna de fibras. A δ em núcleos mais finos apresenta uma extensão mais global, enquanto em núcleos mais espessos o padrão é mais localizado.

Ge, et al.
[112]

Os autores investigaram, numérica e experimentalmente, a resposta dinâmica de laminados *cross-ply* espessos, de camadas *twill* 2:2 de FC, submetidos a um ensaio de LVI. A componente experimental é feita com nove níveis de energia distintos em ensaio de *drop-weight*, e a análise do dano ocorrido é feita com base nas curvas $F-\delta$, e em NDI's. A componente numérica, para comparação com a componente experimental, é realizada com o *software* ABAQUS™/Explicit, recorrendo à sub-rotina VUMAT. De entre os critérios fenomenológicos contemplam-se os de Hashin, Chang-Chang e Puck. Numericamente, é ainda realizado um estudo considerando empilhamentos helicoidais (ou empilhamentos em estrutura Bouligand), a fim de verificar algumas melhorias nas diferentes estratégias.

Conclui-se experimentalmente que os laminados *twill* 2:2 têm diferentes tipos de resposta aos diferentes níveis de energia de LVI. A força de pico aumenta gradualmente até um valor estável à medida que se incrementa E_i , e os modos de falha têm forte correlação com a mesma E_i . Em condições de SIE, as delaminações e microfissuras na matriz são os modos de falha predominantes.

No artigo é referido que um dos grandes problemas nos geradores eólicos é a erosão na borda de ataque das pás da turbina. Para o âmbito experimental são feitos ensaios HVI (50 a 95 m/s) a um laminado com empilhamento [0/-45/+45] de FV/epoxy com *triaxial stitch bonding*, através do bombardeamento com esferas de gelo de diferentes $\varnothing$ (5, 10, 15 e 20 mm). O dano é avaliado conforme a perda de massa.

Macdonald,
et al. [113]

Conclui-se que as medições por perda de massa não providenciam indicações viáveis de danos de erosão. Contudo, recorrendo a microscopia electrónica de varrimento, foi possível visualizar os danos na superfície indentada. Um dos danos mais visíveis era a quebra de fibras causadas pelas esferas de $\varnothing$ 15 e 20 mm, onde se constata rasgos que expõem o material da zona inferior. Para as esferas de $\varnothing$ 5 e 10 mm, os danos causados, comparativamente com $\varnothing$ 15 e 20 mm, são mínimos ou quase invisíveis. Demonstrou-se, porém, que a v_i é também um factor chave, sugerindo a presença de uma velocidade limite de dano.

2.3.7.2 Modelação numérica

Tendo por base todos os conceitos referidos no subcapítulo 2.3.6, apresenta-se na Tabela 19 um resumo do estado da arte relativamente à modelação numérica de materiais compósitos solicitados ao impacto.

Tabela 19: Trabalhos e investigações ligadas à modelação numérica de compósitos ao impacto

Autor	Descrição
Liu [93]	Comparam-se os efeitos de diferentes critérios de falha fenomenológicos: Hashin, Chang-Chang e Puck, na previsão do comportamento dos laminados submetidos a LVI, com recurso a FEA, e validam-se os resultados obtidos com base em resultados experimentais. É utilizado ABAQUS™/Python para modelar a plataforma de ensaio e a rotina computacional numérica ABAQUS™/VUMAT para os três critérios de falha. E também usado um modelo coesivo triangular para análise à delaminação. Conclui-se dos ensaios de LVI que são obtidos erros de menor amplitude usando o critério de Puck, enquanto pelo critério de Chang-Chang estes são os superiores. Os modos de falha predominantes são a rotura da matriz por tracção e delaminação, que ocorre na direcção das fibras. O primeiro dano é sempre provocado por delaminação.

Zhao, et al.
[109]

No artigo é investigado, numérica e experimentalmente, o comportamento e os mecanismos de dano de um laminado de tecido *twill* 2:2 híbrido FC/Dyneema®, submetido a ensaios de impacto por queda de massa (LVI) e por projectil esférico (HVI). Para efeitos de validação são feitas modelações numéricas, em meso e macroescalas, considerando a falha do material pela teoria CDM. O *software* usado para descrever ensaios estáticos preliminares de tracção é o ABAQUS™/Standard e, para os ensaios de LVI e HVI, é usado o ABAQUS™/Explicit. A interface das camadas é simulada por CZM.

Conclui-se numericamente que, no modelo de macroescala que contempla o padrão de fibras do elemento representativo de volume (RVE, do inglês: *representative volume element*), foi possível prever que os danos no laminado começam com a falha por compressão da zona rica em fibras de Dyneema®, e ao mesmo tempo também se dá a falha da zona rica em FC, mas por tracção. A caracterização do RVE foi importante para a aquisição de detalhes que não seriam contemplados se se usasse apenas o modelo de macroescala.

Zhang, et al.
[111]

No artigo estuda-se o comportamento, experimental e numericamente, de *sandwiches* compósitos de peles de FC unidireccional com núcleo de *honeycomb* de NOMEX® ao impacto (LVI). São usadas duas e de núcleo para os diferentes níveis de E_i . Numericamente, a análise é realizada no *software* ABAQUS™/VUMAT. Para as peles do *sandwich*, recorre-se ao critério de falha de Puck e ao PDM para determinar o início do dano interlaminar e respectiva evolução. Na interfase peles-núcleo recorre-se a elementos coesivos para prever a descolagem dos mesmos referidos.

Conclui-se numericamente que o modelo com malha numérica de elementos finitos (FE, do inglês: *finite elements*) mais refinada consegue prever com fidelidade a resposta dinâmica e o comportamento do material. Na simulação consegue-se determinar que, em LVI, os primeiros danos a ocorrer são o esmagamento do núcleo e as fracturas na matriz dos laminados, seguidos da delaminação dos laminados, que irá induzir a perda de rigidez. A interfase também se começa a degradar durante o período de solicitação.

Ge, et al.
[112]

Os autores investigaram, numérica e experimentalmente, a resposta dinâmica de laminados *cross-ply* espessos, de camadas *twill* 2:2 de FC, submetidos a um ensaio de LVI. A componente experimental é feita com nove níveis de energia distintos em ensaio de *drop-weight*, e a análise do dano ocorrido é feita com base nas curvas $F-\delta$, e em NDI's. A componente numérica, para comparação com a componente experimental, é realizada com o *software* ABAQUS™/Explicit, recorrendo à sub-rotina VUMAT. De entre os critérios fenomenológicos contemplam-se os de Hashin, Chang-Chang e Puck. Numericamente, é ainda realizado um estudo considerando empilhamentos helicoidais (ou empilhamentos em estrutura Bouligand), a fim de verificar algumas melhorias nas diferentes estratégias.

Conclui-se numericamente que o modelo em ABAQUS™ conseguiu prever com precisão a resposta dinâmica experimental dos laminados *twill*, incluindo os modos e morfologia do dano, e falha por delaminação. Ainda se acrescenta que as fissuras criadas na camada impactada são induzidas maioritariamente por tensões de compressão, enquanto na última camada do laminado, as fissuras são causadas por tensões de tracção.

Liu [150]

É feita uma modelação de FEA explícita para dois FRP's em condições de LVI (tanto SIE como HIE) com uso do critério de falha de Puck, à regra de fluxo (do inglês: *flow rule*) de Sun e Chen e ao modelo coesivo triangular para análise à delaminação. O autor recorre à rotina computacional numérica ABAQUS™/VUMAT para a análise explícita em si.

Conclui-se que os valores obtidos em FEA são coerentes com os experimentais, em termos de curvas $F-t$ e $F-\delta$ e dissipação de energia. Adicionalmente, a rotura da matriz por tracção inicia nas camadas inferiores e propaga-se para a superfície indentada do laminado. As deformações plásticas e danos de distintos nas fibras aparecem apenas em HIE.

-
- O autor realizou uma modelação micromecânica, em FEA explícita, sobre a evolução do comportamento do dano e das falhas na superfície de laminados FV com matriz termoplástica de polycarbonato (PC), em estado *quá*si-estático de tensão transversa e corte. O autor recorre à linguagem ABAQUS™/Python para estabelecer os RVE's.
- Liu [153] Conclui-se que **1)** laminados do tipo CSM e CRM demonstram pequenos efeitos a nível macroscópico, mas a nível microscópico averiguaram-se grandes efeitos, nos vazios criados na matriz e as suas distribuições, **2)** se a resistência da interface é baixa, a delaminação é predominante; se a resistência da interface é elevada, o crescimento de vazios é predominante, e **3)** os critérios de falha de Hashin e Puck são limitados no que toca à previsão com fidelidade da falha na superfície de FRP termoplásticos porque não se considera a conformação do polímero e da delaminação da interface.
-
- No artigo apresenta-se a aplicação numérica baseada no CDM, e conseguinte verificação experimental, para prever o dano e resposta mecânica de um laminado de FC sujeito a um LVI. Os autores recorrem aos critérios de falha de Cuntze e Puck, em combinação com o comportamento não-linear do material, presente no ABAQUS™/Explicit, para caracterizar a evolução do dano progressivo no laminado.
- Rezasefat, et al. [154] Conclui-se que dois modelos de materiais de FC com base no CDM foram efectivamente validados na previsão do dano, e resposta mecânica. Os modelos numéricos que tiveram como base os critérios de falha de Cuntze e Puck foram validados com ensaios experimentais de *drop-weight* com três diferentes níveis de energia: 8, 10 e 12 J, sendo que as curvas, numérica e experimental, de $F-\delta$, $F-t$ e energia- t , apresentam uma forte correlação. Verificou-se também que os critérios de falha usados têm resultados equivalentes na resposta mecânica em LVI.
-

2.4 Estratégias para melhoria da resistência ao impacto

Tendo em conta os modos de dano resultantes do impacto, os efeitos debilitantes e o uso de métodos analíticos e numéricos para prever os danos e resistência mecânica residual [52], coloca-se a questão de como se poderá melhorar um material compósito ao impacto.

2.4.1 Conceito e possibilidades de modificação do material

Para a melhoria da resistência ao impacto tem-se as seguintes estratégias básicas [52]:

- Aumentar a tenacidade, solução limitada porque depende do material;
- Aumentar a resistência mecânica dos laminados, na direcção da t , uma solução com resultados mais rápidos e drásticos que passa por:
 - Inserir reforços como *z-pins* [96];
 - *Stitch bonding*, que passa por costurar as camadas do laminado com um fio feito de fibras com alto limite elástico (Figura 51);
- Desenho e concepção de estruturas que dissipem E_i , caso o seu estado final de δ não seja importante (Figura 52).

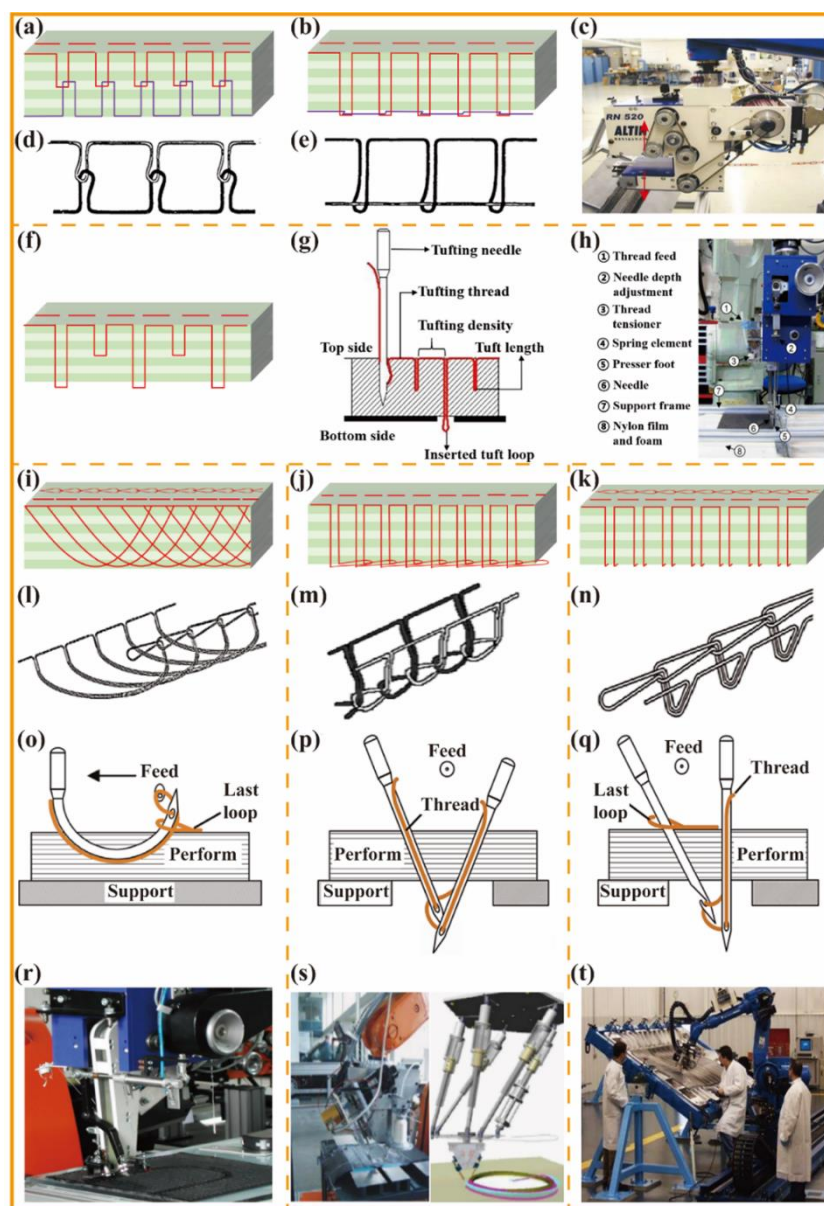


Figura 51: Diferentes métodos de *stitch bonding* e equipamento respectivo [155]

Explicam-se da Figura 51 os tipos de *stitch bonding*: **a)** típico *lock stitch*, **b)** *lock stitch* modificado, **c)** cabeça mecânica para *double-sided stitch bonding*, **d)** esquemático de a), **e)** esquemático de b), **f)** *tufting stitch*, **g)** processo de *tufting stitch*, **h)** máquina de *tufting stitch*, **i)** *stitch bonding* cego, **j)** *double-needle double thread chain stitch bonding*, **k)** *double-needle single thread chain stitch bonding*, **l)** esquemático de i), **m)** esquemático de j), **n)** esquemático de k), **o)** processo de fabrico de i), **p)** processo de fabrico de j), **q)** processo de fabrico de k), **r)** máquina de *stitch bonding* cego, **s)** máquina *single-sided stitching* baseada em robô (esquerda) e manipulador paralelo completo (direita), **t)** robô *one-sided system* (OSS).

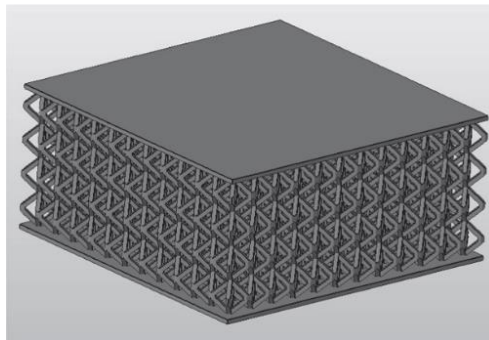


Figura 52: Estrutura sandwich com núcleo em células *body centered cubic (BCC) lattice* [156]

2.4.2 Modificação dos laminados compósitos

Os laminados compósitos, devido à sua heterogeneidade, podem ser modificados de maneira a satisfazer o compromisso estrutural a que estão sujeitos. Alterações geométricas e adição de camadas de material dissipador de energia são algumas das estratégias que se apresentam para a melhoria da performance ao impacto.

2.4.2.1 Alterações geométricas

Como alterações geométricas, começa-se por abordar a orientação das camadas no empilhamento. Segundo a TCL, numa perspectiva macromecânica, (revisitar subcapítulo 2.1.5) sabe-se que as propriedades ortotrópicas podem ser alteradas conforme o ângulo de interação entre as várias *plys*.

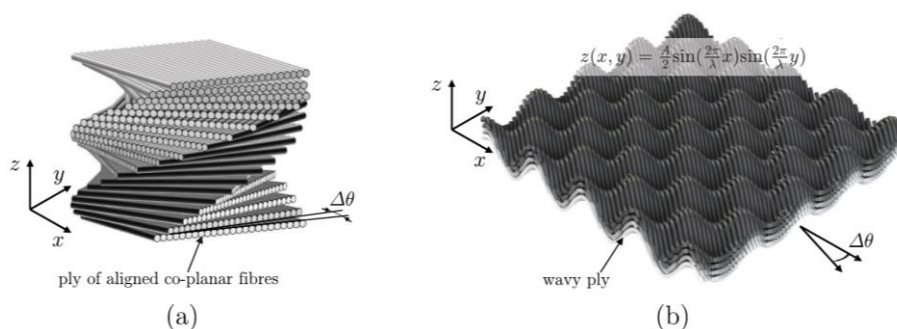


Figura 53: Microestruturas a) Bouligand e b) Herringbone – Bouligand (adaptado de [157])

Em Mencattelli e Pinho [157] a melhoria abordada na Figura 53 passa por introduzir um padrão 3D ao empilhamento helicoidal tipo Bouligand, passando a designar-se Herringbone – Bouligand. Da Figura 53 b), A é a amplitude e λ é o comprimento de onda do padrão de Herringbone. Na Figura 54, e em Ge, et al. [112], a abordagem de melhoria passa por empilhamentos helicoidais do tipo Bouligand no plano.

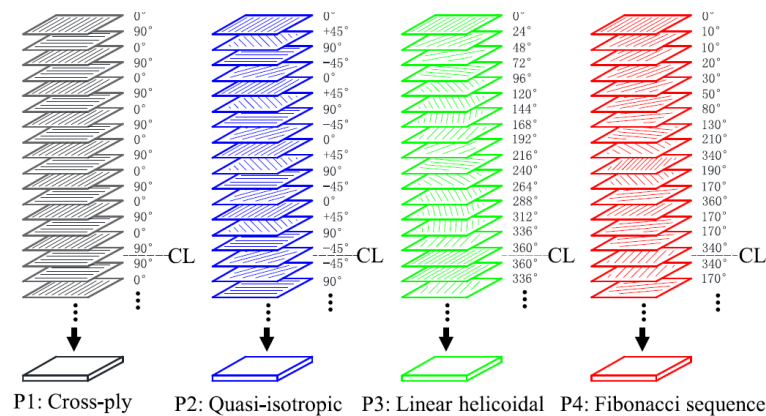


Figura 54: Diferentes empilhamentos para melhoria das propriedades em LVI (adaptado [110])

A tipologia dos reforços também é importante a nível micromecânico. Aborde-se a Equação (28) [158] que demonstra como estimar o módulo de elasticidade longitudinal (E_1) de uma camada pela lei das misturas (ROM, do inglês: *rule of mixtures*), com base no módulo de elasticidade das fibras (E_f), módulo de elasticidade da matriz (E_p), e v_f .

$$E_1 = \eta \cdot E_f \cdot v_f + E_p \cdot (1 - v_f) \quad (28)$$

Denota-se pela Equação (28) que E_f é afectado pelo factor de Krenchel (η) [159] que depende da natureza dos reforços, como demonstrado na Tabela 20.

O mesmo sucede com as Equações (29) e (30), que estimam módulo de elasticidade transversal (E_2), pelo inverso da lei das misturas (IROM do inglês: *inverse rule of mixtures*), e o módulo transversal de corte (G_{12}), pela lei de Chamis. Este último com base no módulo de corte transversal das fibras (G_f) e da matriz (G_p).

Tabela 20: Variação do valor de η com o tipo de reforços

Reforços	η
Unidireccionais	1,000
Tecidos equilibrados e <i>Twill</i> x:x	0,500
Manta de filamentos aleatórios	0,375
<i>Twill</i> x:y	x/y

$$E_2 = \frac{E_f \cdot E_p}{E_f \cdot (1 - \nu_f) + E_p \cdot \nu_f} \quad (29)$$

$$G_{12} = \frac{G_p}{1 - \sqrt{\nu_f} \cdot \left(1 - \frac{G_p}{G_f}\right)} \quad (30)$$

Finaliza-se com a lei de Chamis que estima o coeficiente de Poisson maior (ν_{12}), Equação (31), com base no coeficiente de Poisson das fibras (ν_f) e da matriz (ν_p).

$$\nu_{12} = \nu_f \cdot \nu_f + \nu_p \cdot (1 - \nu_f) \quad (31)$$

2.4.2.2 Adição de material dissipador de energia

Os laminados em materiais compósitos podem ser híbridos de duas maneiras: as camadas em si são constituídas por dois tipos de fibras distintas, como é estudado por Zhao, et al. [109], ou o empilhamento tem camadas de diferentes materiais, como é estudado em Ismail, et al. [95].

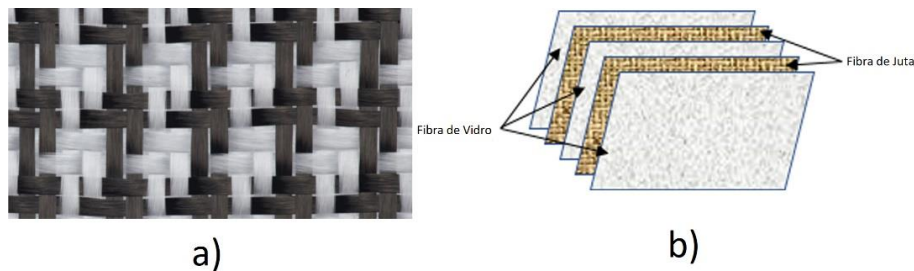


Figura 55: Diferentes tipos de introdução de materiais dissipadores de energia nos laminados: a) inserção de Dyneema® no twill, b) intercalação de camadas de FV com FJ (adaptado de [109] e [95])

Da Figura 55 têm-se duas abordagens muito utilizadas na adição de material dissipador de energia. Enquanto em **a)** as camadas em si são híbridas e todas iguais entre si (considerando exclusivamente a condição material), em **b)** tem-se a transição entre camadas de diferentes materiais, o que acarreta um certo grau de atenção na transição de tensões entre o TOP e o BOTTOM de camadas consecutivas. Por outro lado, a) é mais trabalhoso de caracterizar, *à priori*, considerando de novo a ROM, modificada, na Equação (32) (adaptada da Equação (28)).

$$E_1 = (\eta_{FC} \cdot E_{FC} \cdot \nu_{FC}) + (\eta_{Dyn} \cdot E_{Dyn} \cdot \nu_{Dyn}) + E_p \cdot [1 - (\nu_{FC} + \nu_{Dyn})] \quad (32)$$

Verifique-se na Equação (32) para a determinação do E_1 ter-se-ia que desmembrar as propriedades das fibras em duas componentes, FC e Dyneema®, bem como considerar que os dois tipos de reforços teriam ν_f diferentes entre si. As Equações (29) e (30) teriam

também as suas respectivas adaptações, considerando que E_f e G_f são dados pela combinação das FC com Dyneema®. Apresenta-se também a adaptação da Equação (31), para o caso do compósito híbrido de FC/Dyneema® na Equação (33).

$$\nu_{12} = (\nu_{FC} \cdot \nu_{FC}) + (\nu_{Dyn} \cdot \nu_{Dyn}) + \nu_p \cdot [1 - (\nu_{FC} + \nu_{Dyn})] \quad (33)$$

2.4.2.3 Adição de dispersantes

Uma última modificação dos laminados compósitos passa pela adição de dispersantes, ou cargas, na matriz polimérica. A sua incorporação promove o aumento da resistência ao impacto sem sofrer entalhes na superfície. Existem dois mecanismos que permitem uma melhor absorção de E_i [160]:

- O primeiro mecanismo baseia-se em partículas de grande tamanho, que são sempre mais sensíveis a cargas de impacto, pelo que concentram mais tensões e actuam como falhas preferenciais. Quando ocorre impacto sobre o laminado, essas partículas serão sempre as primeiras a quebrar ao invés da matriz polimérica;
- O segundo mecanismo baseia-se no enfraquecimento das ligações entre as cargas e a matriz. As cargas descolam-se do polímero, criando múltiplos microvazios onde haverá uma dissipação da energia.

Na Tabela 21 apresentam-se alguns dos dispersantes mais usados e algumas propriedades mecânicas dos mesmos.

Tabela 21: Dispersantes mais usuais e propriedades [161]

Dispersante	Forma	ρ (kg/m ³)	Dureza Mohs
Calcite, CaCO ₃	Bloco	2710	3,0
Talco, Mg ₃ (Si ₄ O ₁₀)(OH) ₂	Placa	2700 - 2800	1,0
Mica, KMg(AlSi ₃ O ₁₀)(OH) ₂	Placa	2700 - 2900	2,0 - 2,5
Silicato de Cálcio, CaSiO ₃	Aciforme	2900	4,5
Caulinita, Al ₂ O ₃ 2SiO ₂ 2H ₂ O	Placa	-	2,5 - 3,0
Dolomita, CaCO ₃ MgCO ₃	Bloco	2850	3,5
FV, SiO ₂	Fibroso	2550	7
Carvão	Variável	2260	2,0 - 2,9

Sulfato de Bário, BaSO_4	Bloco	4500	3,0 - 3,5
Magnetite, Fe_3O_4	Bloco	5100	5,5 - 6,5
Grafite	Placa	2200	1 - 2
Hidróxido de Alumínio, $\text{Al}(\text{OH})_3$	Placa	2400	2,5 - 3,0
Hidróxido de Magnésio, $\text{Mg}(\text{OH})_2$	Placa	2400	2,5

2.4.3 Adição de materiais auto-regenerativos

Os FRP, na sua generalidade, têm como matrizes um polímero termoplástico ou termoendurecível. Uma das formas estudadas de incorporação de materiais auto-regenerativos é através da técnica VARIM, como na Figura 56, que permite que o próprio material auto-regenerativo faça parte da matriz do FRP. Contudo pode não ser o mais indicado uma vez que a matriz pode não ter as propriedades mecânicas necessárias às solicitações impostas. Estes materiais não aumentam necessariamente a capacidade de E_a , mas sim permitem que a peça sofra múltiplos impactos futuros, sem comprometer a sua integridade e rigidez, graças à auto-regeneração dos mesmos materiais. Para um compromisso melhor entre a auto-regeneração, resistência e rigidez mecânica, procuram-se outras soluções que também envolvem materiais auto-regenerativos.

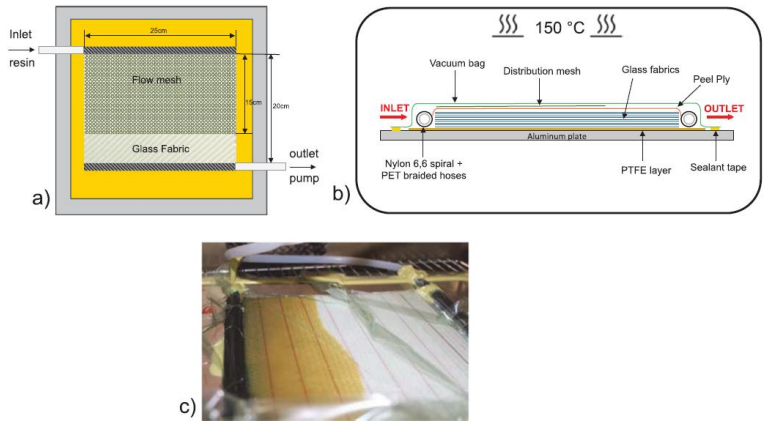


Figura 56: Representação esquemática da técnica VARIM a) vista de planta, b) vista de perfil, c) visualização do processo de infusão [83]

A solução estudada por OuYang, et al. [162], ilustrada na Figura 57, faz uso de EMAA (do inglês: *poly(ethylene-co-methacrylic acid)*), um material auto-regenerativo com uma elevada η_{24h} (graças ao seu coeficiente de expansão térmico). Para o aumento da resistência mecânica do material auto-regenerativo, são pulverizados nanotubos de carbono (CNT, do inglês: *carbon nanotubes*) na membrana de EMAA (Figura 57 b)), seguido de um tratamento de ácido nítrico (Figura 57 c)) para a remoção da película de

dispersante, que é um álcool polivinílico modificado. Faz-se a aplicação das películas de EMAA + CNT entre as camadas do laminado (Figura 57 d), que depois de traccionado, ser-lhe-á aplicada uma corrente eléctrica que dará origem à auto-regeneração da EMAA. Na Figura 57 e) apresenta-se a interacção entre a resina *epoxy* (EP) do laminado e a membrana de EMAA no processo de auto-regeneração.

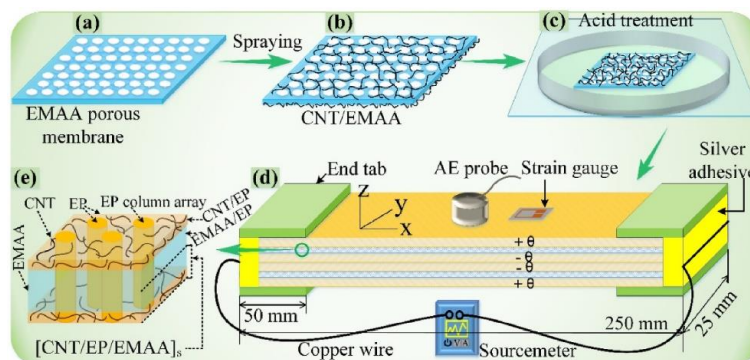


Figura 57: Preparação do *sandwich* de laminados de FC $[\pm 20]_s$ e $[\pm 30]_s$ com camadas de CNT/EP/EMAA, a) membrana de EMAA, b) membrana de CNT/EMAA, c) tratamento com ácido, d) ensaio de tração e auto-regeneração com recurso a aquecimento eléctrico, e) camada CNT/EP/EMAA

2.4.4 Estado-da-arte

2.4.4.1 Verificação experimental

Com base no exposto, na Tabela 22 apresenta-se os últimos desenvolvimentos experimentais de estratégias para melhoria dos materiais compósitos ao impacto.

Tabela 22: Trabalhos e investigações ligadas à melhoria de compósitos, via ensaios experimentais

Autor	Descrição
Sordo e Michaud [83]	Os autores apresentam o estudo de laminados de FV com duas matrizes distintas: Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) e resina <i>epoxy</i> Araldite LY 8615), a fim de compará-las em <i>dynamic mechanical analysis</i> (DMA). Seguidamente experimenta-se o laminado FV/Reverlink™ em ensaio de flexão de três pontos e LVI. Conclui-se que é possível o fabrico de laminados FV/Reverlink™ com a técnica VARIM adaptado a $T \approx 150^\circ\text{C}$, e os mesmos laminados apresentam $v_f \approx 50\%$, pela norma ISO 1172:1996(E) [163]. Nos ensaios de flexão, a auto-regeneração teve uma $\eta_{24h} = 65\%$ da resistência mecânica, e 72 % da rigidez à flexão foi recuperada. Finalizando com o ensaio de LVI de 20 J, foi possível observar a completa auto-regeneração da matriz elastómera ao fim de 28 dias.

-
- Sordo, et al.
[84] Estuda-se a extensão de danos provocada por LVI de 20 J e a capacidade de cura de fissuras de um FRP de FV com uma matriz de base química supramolecular com pontes de hidrogénio. Também se faz a devida comparação com FRP's de FV com resina *epoxy* convencional. O fabrico é feito com a técnica VARIM.
- Conclui-se dos ensaios LVI de 20 J, para os laminados FV/ Reverlink™ que apresentam uma recuperação em 55 % da $F_{\max}$ de impacto e 76 % da energia dissipada, ao fim de 24h. É também constatado que a completa auto-regeneração da matriz elastómera ocorre ao fim de quatro semanas com $\eta \approx 80$ %.
-
- Ismail, et al.
[95] No artigo propõe-se o estudo dos efeitos de hibridização de FV com FJ para o desenvolvimento de materiais compósitos híbridos, variando a fracção mássica (w_f). Realizar-se-ão ensaios de tracção aos vários rácios usados FV:FJ, e o rácio que obtiver as melhores propriedades mecânicas, ensaia-se de LVI.
- Conclui-se que, os laminados com 75 % de FV e 25 % de FJ foram os que obtiveram melhores resultados dos vários rácios testados em ensaios de tracção. Esta combinação foi então seleccionada para um ensaio LVI, tendo conseguido resistir a um impacto de 40 J. Os valores de $F_{\max}$ e de E_a aumentavam conforme se aumentava E_i .
-
- Wang, et al.
[110] Os autores recorrem a laminados de HAFRP com quatro tipos de empilhamentos com simetria: *cross-ply*, quási-isotrópico, linear crescente de 24° (ver Figura 54, P3) e não-linear Fibonacci. Os empilhamentos são comparados entre si para melhor compreensão da resistência ao impacto, da mecânica dinâmica de falha e de E_a por cada um, considerando ensaios *drop-weight* (50 - 250 J).
- Conclui-se que **A)** os tipos de *layup* têm influência no comportamento dos laminados ao impacto. **B)** apuraram-se três diferentes tipos de contacto $F-\delta$: i) sem dano ou pequeno dano local, ii) dano parcial com providência de um certo grau de protecção, iii) penetração e dano completo. **C)** o laminado linear crescente em 24° demonstrou uma melhoria no pico de carga, comparando com o empilhamento *cross-ply*. **D)** Exceptuando as falhas visíveis, os resultados dos ensaios não-destrutivos (NDT, do inglês: *non-destructive testing*) indicam que os danos intra e interlaminar na matriz são mecanismos chave na performance dos laminados em LVI.
-

-
- No artigo pretender-se-á estudar o efeito geométrico do núcleo em painéis *sandwich*. Serão estudadas três geometrias (*re-entrant auxetic*, *octet-truss* e *BCC lattice*) em LVI, com duas diferentes temperaturas (93 e 121°C). As diferentes geometrias foram fabricadas em Nylon® 12, com recurso a fabrico aditivo por sinterização a laser.
- Beharic, et al. [156] Conclui-se que as propriedades mecânicas *quá*si-estáticas destas estruturas não tem aparente correlação com a sua capacidade de absorção de energia no ensaio de *drop-weight*. Na célula auxética, a concentração de tensões na fronteira é minimizada, contribuindo para o dano reduzido no verso da estrutura, relativamente à face impactada. A célula BCC exhibe uma boa capacidade de absorção de energia, contribuição que se deve à sua baixa resistência mecânica e grande área de dano. Por fim, a treliça octogonal (*octet-truss*) apresenta uma absorção energética mediana apesar da sua performance ser baixa devido às dimensões celulares.
-
- Os autores pretendem preparar um agente auto-regenerativo com base em CNT, EP e EMAA para reparação de fissuras causadas por delaminação, em laminados de FC com empilhamentos $[\pm\theta]_s$ (com $\theta=20$ e 30°), usando um método de aquecimento eléctrico. A delaminação que ocorre é monitorizada por emissões acústicas e é calculada *à posteriori* a η .
- OuYang, et al. [162] Conclui-se primeiramente que a estrutura *sandwich* de FC com camadas de CNT/EP/EMAA pode melhorar significativamente a resistência à delaminação ou restringir a propagação da mesma. Seguidamente verificaram-se eficiências de auto-regeneração de 99,1 - 111,3 %, (o segundo valor é explicado devido à pós-cura do material auto regenerativo que leva ao aumento substancial das propriedades mecânicas originais), relativamente à resistência mecânica a delaminações, e 97,9 - 99,4 % para a rigidez, após dois ciclos de dano/auto-regeneração. Ainda sobre a eficiência de auto-regeneração, foi possível recuperar entre 92,6 - 99,7 % do valor inicial de σ_u (estes dois últimos valores são mais indicativos da capacidade de absorção de energia da peça, uma vez que a σ_u e regime plástico são afectados).
-

- Os autores apresentam uma investigação experimental sobre mecanismos de endurecimento em macroescala, a fim de melhorar a tenacidade interlaminar à fractura em condições LVI e consequente compressão pós-impacto (CAI, do inglês: *compression after impact*). São usadas nanofibras de carbono (CNF, do inglês: *carbon nano fibres*) e fibras curtas (SCF do inglês: *short carbon fibres*) na matriz dos laminados.
- Ravindran, et al. [164] Conclui-se que existem melhorias das propriedades mecânicas, com a inclusão de nano e micropartículas nos laminados de FC/*epoxy* sujeitos a LVI, relativo às fracturas interlaminares do modo I e II, verificando a evolução da tenacidade interlaminar maior no segundo mencionado. A inclusão de CNF e SCF permitiu diminuir a extensão dos danos provocados por impacto, resultando uma maior resistência à CAI.

2.4.4.2 Modelação numérica

Tendo por base todos os conceitos falados no subcapítulo 2.3.6, apresenta-se na Tabela 23 um resumo do estado da arte relativamente à modelação da melhoria dos materiais compósitos solicitados ao impacto.

Tabela 23: Trabalhos e investigações ligadas à melhoria de compósitos, via modelação numérica

Autor	Descrição
Ge, et al. [112]	Investigou-se, numérica e experimentalmente, a resposta dinâmica de laminados <i>cross-ply</i> espessos, de camadas <i>twill</i> 2:2 de FC, submetidos a LVI. A componente experimental é feita com nove níveis de energia em ensaio de <i>drop-weight</i>, e a análise do dano é feita com base nas curvas $F-\delta$, e em NDI's. As componentes numérica e experimental são comparadas com o <i>software</i> ABAQUS™/Explicit. De entre os critérios fenomenológicos contemplam-se os de Hashin, Chang-Chang e Puck. Numericamente, é ainda realizado um estudo considerando empilhamentos helicoidais (do tipo Bouligand). Conclui-se numericamente que os modelos dos laminados helicoidais apresentam um formato de dano diferente, na face indentada. Diferentemente do que acontece nos laminados <i>cross-ply</i>, nos laminados helicoidais, ao longo da t, as fissuras apresentam um padrão em espiral devido ao desencontro entre duas camadas consecutivas. Verifica-se também que o efeito espiral (ver Figura 32) das fissuras é proporcional ao ângulo formado entre as camadas.

Tie, et al.
[165]

No artigo é proposto um *surrogate-based optimization model*, para a otimização do *design* de um reforço correctivo em laminados FC/*epoxy*, a fim de melhorar a resistência ao impacto. Inicialmente, abordando o CDM e a CZM, é feita a reconstrução do modelo de FE, com danos resultantes de LVI. É levada a cabo uma análise experimental para validação dos modelos numéricos, numa primeira instância, e seguidamente os mesmos modelos são submetidos à otimização dos parâmetros de design, considerando a área, a t e o ângulo de orientação do reforço. Para a otimização dos modelos de substituição é usada a aproximação difusa, e desenho de experiências (DOE, do inglês: *design of experiments*). É também verificada a robustez do modelo via análise de erros.

Conclui-se **1)** que é implementado com sucesso o *surrogate-based optimization model* que oferece a configuração otimizada, minimizando E_i absorvida pelo provete reparado (E_a) e a área (A_D) de delaminação causada por LVI, **2)** é proposta uma função J , que considera as variáveis E_a e A_D , que procura uma configuração melhorada e reparação aprimorada, **3)** o desempenho de reparação obtida pela função J repõe com grande efeito a resistência ao impacto do laminado de FC/*epoxy*, diminuindo os valores de E_a e A_D em 18,7 e 8,6 %, respectivamente, **4)** a robustez do *surrogate-based optimization model* foi confirmada tendo usado uma análise de erros no processo de reconstrução, onde é observado que o esquema de otimização proposta é capaz de processar sistemáticas correlações nos parâmetros de *design*.

DESENVOLVIMENTO

3.1 ENTIDADE ACOLHEDORA

3.2 OBJECTIVOS DO TRABALHO

3.3 ENQUADRAMENTO DO TRABALHO

3.4 REQUISITOS E LIMITAÇÕES

3.5 CONHECIMENTO ACTUAL DA EMPRESA NA ÁREA DA
DISSERTAÇÃO

3.6 MÉTODO E PLANEAMENTO

3.7 ANÁLISE EXPERIMENTAL

3.8 ANÁLISE NUMÉRICA

3 DESENVOLVIMENTO

3.1 Entidade acolhedora

O Instituto de Ciência e Inovação em Engenharia Mecânica e Engenharia Industrial (INEGI) é um Centro de Interface Tecnológico (CIT) dedicado às actividades de investigação e inovação de novas tecnologias, passíveis de se aplicarem no tecido industrial.



Figura 58: Logótipo do INEGI [166]

Esta entidade nasce em 1986 a partir do Departamento de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial (DEMEGI) no campus da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP). O INEGI assume-se juridicamente como uma associação privada sem fins lucrativos e conta com mais de 240 colaboradores, actuando na sociedade como um agente activo no desenvolvimento e consolidação de um modelo competitivo baseado no conhecimento, densidade tecnológica dos produtos e processos, e na inovação.

Actualmente o INEGI é classificado como membro associativo e “Entidade do Sistema Científico e Tecnológico Nacional” do cluster português PRODUTECH - Pólo das Tecnologias de Produção.

O INEGI tem uma tradição de prestígio, nomeadamente no desenvolvimento de actividades de investigação na área da inovação de materiais e estruturas compósitas, destacando-se entre muitos trabalhos, o caso de estudo o reservatório de pressão Pluma, da Galp. Por outro lado, colaborações com a Agência Espacial Europeia (ESA, do inglês: *European Space Agency*) e com a Administração Nacional de Aeronáutica e Espaço (NASA, do inglês: *National Aeronautics and Space Administration*) enaltecem o conhecimento do INEGI no âmbito dos materiais compósitos.

3.2 Objectivos do trabalho

A presente dissertação tem por objectivo fundamental estudar, avaliar e caracterizar o comportamento dinâmico de estruturas *sandwich* sujeitos a solicitações de impacto de baixa e média velocidade, com a adicional caracterização e análise da auto-regeneração do material a usar na interfase peles-núcleo, a fim de verificar a recuperação de propriedades mecânicas como a resistência e rigidez. Posteriormente repetir-se-ão os ensaios de impacto a fim de caracterizar o comportamento num segundo impacto, após auto-regeneração.

Para o mesmo propósito, consideram-se os seguintes objectivos secundários:

- Identificação dos materiais a contemplar nos provetes de ensaio que já se encontram previamente escolhidos, uma vez que estes decorrem de um projecto antecessor da entidade de acolhimento;
- Caracterização dos procedimentos de fabrico e dos ensaios a realizar;
- Aquisição, análise crítica e comparação dos resultados obtidos experimentalmente com a literatura e com os resultados obtidos na análise numérica.

3.3 Enquadramento do trabalho

No âmbito do desenvolvimento desta dissertação, é desenvolvida uma parte do projecto MOSHO (Figura 59) em ambiente empresarial, surgindo o apoio da entidade de investigação, INEGI, sediada no polo universitário da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP).



Figura 59: Logótipo do projecto MOSHO (retirado de [167])

O projecto MOSHO é caracterizado pelos parceiros presentes na Figura 60, donde se destacam o próprio INEGI, o ISQ, e a Transportes Aéreos Portugueses (TAP) na parte de manutenção e engenharia.



Figura 60: Consórcio dos parceiros envolvidos no projecto MOSHO (retirado de [167])

Através do concurso público “Sistema de Incentivos à Investigação e Desenvolvimento Tecnológico” pretende-se desenvolver e integrar soluções avançadas de reparação de

estruturas aeronáuticas em materiais compósitos, visando o desenvolvimento de novos materiais particularmente resistentes ao impacto e com capacidades de auto-regeneração, técnicas de reparação de estruturas compósitas, inspecção por técnicas NDT e respectiva qualificação, bem como a monitorização da integridade estrutural das referidas reparações através de sistemas integrados autónomos de monitorização de saúde estrutural (SHM, do inglês: *structural health monitoring*). O projecto MOSHO tem os seguintes objectivos propostos:

- Propor e demonstrar a nova geração de materiais de elevado desempenho ao impacto, incluindo soluções de materiais auto-regenerativos;
- Desenvolver e qualificar tecnologias de auto-regeneração de compósitos;
- Avaliar e qualificar tecnologias de NDT para reparação de compósitos;
- Desenvolver um sistema autónomo da monitorização da integridade estrutural de compósitos reparados, incluindo soluções de captação de energia, sensorização e comunicações sem fios;
- Desenvolver ferramentas e abordagens para avaliar de modo integrado a eficiência e eco-eficiência dos processos de reparação estruturas compósitas;
- Validar uma nova abordagem integrada para a reparação avançada de estruturas compósitas, com potencial de vir a revolucionar as operações de reparação e manutenção de aeronaves.

Dos objectivos apresentados os primeiros três são alvo de estudo na presente dissertação, uma vez que, numa primeira fase, foram desenvolvidas estruturas compósitas para o projecto MOSHO e como tal, os materiais a usar, os métodos de fabrico e os ensaios a realizar já se encontram pré-estabelecidos.

3.4 Requisitos e limitações

No seguimento da primeira fase do projecto MOSHO, que complementa o projecto PASSARO (JTI-CS2-2015-CPW02-AIR-02-06), nesta segunda fase haverá requisitos a cumprir, à partida, e é de todo o interesse que se concretizem alguns dos seguintes parâmetros, nos âmbitos estrutural e de fabrico:

- Ensaios prioritários a realizar: *drop-weight* e canhão de ar-comprimido;
- Tipologia da estrutura compósita a estudar: *sandwich*;
- Material dos laminados das peles: FC/Dyneema®;
- Número de camadas dos laminados das estruturas *sandwich*: cinco;
- Orientação das camadas dos laminados: $[\pm 45^\circ / \pm 45^\circ / (0^\circ / 90^\circ) / \pm 45^\circ / \pm 45^\circ]$;
- Material do núcleo: *honeycomb* de NOMEX®;
- Geometria das peles das estruturas *sandwich*: $300 \times 300 \text{ mm}^2$ (canhão de ar-comprimido) e $150 \times 100 \text{ mm}^2$ (*drop-weight*).

Como se pretenderá introduzir a solução de materiais auto-regenerativos, substituir-se-á o adesivo Araldite® 2015, da Huntsman®, pelo Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC), que foi comercializado pela Arkema® até 2016, na união das peles ao núcleo.

Por outro lado, como os ensaios a realizar se encontram pré-definidos, assim são também as normas aplicáveis aos procedimentos e provetes de *drop-weight*. Como já foi referido, as estruturas *sandwich* para HVI não têm norma aplicável para o ensaio de impacto por canhão de ar comprimido, pelo que os ensaios serão realizados sobre directrizes de procedimentos internos do ISQ [128].

Referem-se adicionalmente normas de ensaios complementares como: tracção (material compósito e Reverlink™), análise mecânica dinâmica (DMA, do inglês: *dynamic mechanical analysis*) e análise térmica diferencial calorimétrica (DSC, do inglês: *differential scanning calorimeter*) que auxiliarão na obtenção de propriedades desconhecidas do Reverlink™.

Como limitações ao trabalho, poder-se-á começar por referir que um dos ensaios não é normalizado (HVI ou canhão de ar comprimido), e que a sua realização se encontra dependente apenas de um documento com práticas e directrizes, que poderão variar em certos pormenores, de entre as várias instituições certificadas para ensaiar impactos de alta velocidade. Por outro lado, verificam-se limitações nos seguintes âmbitos:

- Como o processo de corte das camadas de material compósito é feito manualmente, existe naturalmente um desvio que não deve ser ultrapassado, de $\pm\alpha$, na orientação das fibras;
- Uma vez que a Dyneema® tem uma grande resistência ao corte, tal como sucede no Kevlar®, o uso de lâminas correntes de x-acto dificulta o processo de corte, uma vez que pode haver repuxamento dos reforços;
- O empilhamento das camadas também é feito manualmente, induzindo variação nos valores de w_f entre os vários laminados a fabricar;
- Como a mesa do autoclave tem uma área de $1630 \times 700 \text{ mm}^2$ e existe a necessidade de, como boa prática, deixar um intervalo entre os laminados para o excesso de resina escoar, existe a limitação de fabricar oito unidades de $300 \times 300 \text{ mm}^2$ de cada vez, sendo que os ciclos demoram em média cerca de sete horas;
- Dependência de parceiros, como o próprio INEGI, ISQ e outras empresas do consórcio do projecto MOSHO;
- Indisponibilidade dos laboratórios, que podem estar previamente ocupados por outros projectos em paralelo;
- Indisponibilidade de equipamentos, como uma estufa de vácuo para garantir a inexistência de teores de ar nas misturas de Reverlink™ com o respectivo endurecedor;
- Não é conhecido o *working time* do elastómero Reverlink™;

- Indisponibilidade por parte da Arkema® em fornecer as propriedades mecânicas do seu produto descontinuado, fundamentais para caracterizar o material da interfase laminado-núcleo na análise numérica e com isso levar a um esforço adicional em ensaiar à tracção os provetes em Reverlink™ e realizar ensaios DSC e DMA;
- Indisponibilidade de um dos parceiros do projecto em não divulgar métodos de fabrico possíveis com o Reverlink™ a fim de tornar mais ágil a concepção das estruturas *sandwich* a fabricar;
- Devido à T_g da Dyneema® ser próxima de 130°C e a *epoxy* MTC510 ter uma T de serviço até 135°C, fica-se limitado ao ciclo de cura do Reverlink™ de 24h a 120°C, o que implica uma extensão temporal no fabrico das estruturas *sandwich* (assunto detalhado no subcapítulo 3.7.1);
- No seguimento do projecto MOSHO, por constrangimentos alheios, passa-se a experimentar quatro provetes de HVI, ao invés dos dez inicialmente planeados, mantendo os cinco provetes de LVI para um único nível de E_i . Posteriormente à análise experimental, apenas se poderá comparar directamente o modelo numérico de igual E_i ;
- Pretendia-se realizar gráficos de $F-t$ e $F-\delta$ nos ensaios de LVI, para comparação com as curvas obtidas no modelo numérico, como é realizado por exemplo em Sordo, et al. [84] e Zhao, et al. [109]. No entanto, como outro dos parceiros não possui uma célula de carga na ponta hemisférica de impacto, e desconhece-se que se obtenham bons resultados com acelerómetros colados nas estruturas *sandwich* 150×100 mm², apenas se poderá comparar o dano:
 - Visualmente;
 - Através do valor da energia máxima absorvida nos ensaios de *drop-weight*;
 - Através da área de dano (A_{dano}) e profundidade de penetração (J_{dano});
- Para o ensaio balístico de canhão de ar comprimido apenas existe a limitação de que não se pode obter os gráficos (F vs. t) e (F vs. δ) porque não é possível inserir na célula de carga na esfera de impacto;
- Tanto nos ensaios de *drop-weight*, como nos ensaios balísticos, para uma comparação posterior com a análise numérica e com a literatura [111, 123, 168] era interessante ter-se procedido a NDT's, como realizado para as estruturas *sandwich* de Araldite® 2015 [169-176] a fim de observar a progressão de danos de coesão entre as peles, o elastómero e o núcleo.

3.5 Conhecimento actual da empresa na área da dissertação

3.5.1 Materiais disponíveis

Como se pôde constatar no subcapítulo 3.1, o INEGI tem um vasto *know-how* em materiais compósitos. No que toca a materiais disponíveis para fabrico, começa-se pela disposição das fibras na matriz, que pode variar em termos de construção intrínseca, entre: *prepregs* unidireccionais e tecidos (*woven, twill*, e com ou sem *stitch bonding*), e fibras secas, como mantas (CSM e CRM). No âmbito do material das fibras, existe a possibilidade de trabalhar com carbono, vidro, juta e Dyneema®. Já no âmbito material das matrizes, tanto na condição *prepreg* como para aplicação a tecido seco, existe a possibilidade de as resinas serem do tipo termoendurecível ou termoplástica. Contudo, refere-se que as fibras dos *prepregs* com resina *epoxy*, por vezes, não são iguais às fibras dos *prepregs* com resina de poliéster. Particularizando para estruturas *sandwich* ainda se referem materiais para núcleos, como:

- *Honeycomb* de NOMEX®, alumínio, polipropileno (PP, do inglês: *polypropylene*);
- Espumas de polimetacrilídeo (PMI, do inglês: *polymethacrylimide*), poliestireno (PS, do inglês: *polystyren*), poliuretano rígido (RPU, do inglês: *rigid polyurethane*) e policloreto de vinil (PVC, do inglês: *polyvinyl chloride*).

Referem-se também os materiais consumíveis que auxiliam o fabrico dos laminados compósitos em autoclave:

- Película de Teflon®, que serve como desmoldante entre as placas produzidas e a superfície da mesa;
- *Peel-ply*, tecido que colocado sobre as peças a produzir para conferir uma superfície rugosa;
- Saco e fita de vácuo, como o nome indica, usados para situações em que se aplica vácuo sobre as peças a fabricar;
- *Breather*, um tecido de 100% polyester desenhado para permitir a circulação de fluxo de ar durante o processo de vácuo aplicado, retenção de um possível excesso de resina e prevenção de colapso do saco de vácuo sobre si mesmo.

3.5.2 Processos de fabrico disponíveis

No âmbito dos materiais compósitos, o INEGI oferece uma panóplia de processos de fabrico, permitindo chegar a diferentes soluções de projecto, dada a facilidade de onde se destacam:

- Autoclave;
- Pultrusão;
- Pré-impregnação de fibras;
- Soldadura por pontos através de ultra-sons;

- Estampagem;
- Prensa de pratos quentes;
- Disco de corte.

3.5.3 Ensaios disponíveis

Na entidade acolhedora, na área dos compósitos, têm-se disponíveis os ensaios de tracção e flexão, e os aparelhos de DMA e DSC, estes dois últimos também usados para a determinação de propriedades do Reverlink™. Nas instalações do ISQ, em Palmela, realizam-se os ensaios de disparo balístico por canhão de ar comprimido, e nas instalações do Taguspark são realizados os ensaios de *drop weight* e os NDT's.

3.6 Método e planeamento

3.6.1 Materiais a utilizar

Segue-se a breve apresentação dos materiais usados na concepção das estruturas *sandwich* e dos provetes destinados aos demais ensaios realizados.

3.6.1.1 Materiais compósitos avançados

Os requisitos materiais e de ensaios já se encontram pré-estabelecidos pelo INEGI, uma vez que existe a necessidade de se realizar a ponte intelectual com a primeira fase do projecto MOSHO, descartando assim os métodos e gráficos de Ashby para selecção de materiais [177]. Apresenta-se, na Figura 61, o material compósito Dyneema® Carbon DDCFX005, composto por fibras de carbono fabricadas pela Toray Industries, Inc. (Torayca® FT300-40B) e fibras de Dyneema® SK99 (anexo 6.1.1 e 6.1.2, respectivamente). Este material é usado para o fabrico dos laminados das estruturas *sandwich* e dos provetes de tracção, cujas propriedades se encontram na Tabela 24.

Tabela 24: Características de fabrico do tecido Dyneema® Carbon DDCFX005 [178]

Construção	Warp	Weft
Material do fio	Dyneema® SK99 / Torayca FT300-40B	
Rácio Dyneema®/FC	1:2	
Número de Fios Dyneema®/FC	88/200 tex	
% mássica de Dyneema®	18 %	
Entrelaçado	Twill 2:2	



Figura 61: Rolo de Dyneema® Carbon DDCFX005 antes da impregnação [178]

Na Tabela 25 têm-se as características físicas do *prepreg*. O tecido é impregnado na SHD Composites, Reino Unido, com resina epoxy MTC510 (anexo 6.1.3).

Tabela 25: Características físicas do *prepreg* de Dyneema® Carbon DDCFX005 [178]

Propriedade		Valor típico
Configuração	Warp	6,0 fios/cm
	Weft	
Gramagem das fibras (F_w)		195 g/m ²
W_f		50 %

Na Tabela 26 têm-se os valores das propriedades mecânicas do *prepreg*, obtidas pelo INEGI na primeira fase do projecto MOSHO, seguindo as respectivas normas enunciadas. Estes valores serão utilizados no subcapítulo 3.8 mediante confirmação no subcapítulo 3.7.2.1.3.

Tabela 26: Propriedades mecânicas obtidas para o *prepreg* de Dyneema® Carbon DDCFX005 da primeira fase do projecto MOSHO [178]

Norma Aplicável	Propriedades	Valores Obtidos
ASTM D3039/D3039M – 14 [179]	E_{11}, E_{22} (T)	47,61 GPa
	σ_{1t}, σ_{2t}	523,26 MPa
ASTM D3518/D3518M – 13 [180]	G_{12}	3,55 GPa
	τ_{12}	83,33 MPa

ASTM D6641/D6641M – 16 ^{e1} [181]	E_{11}, E_{22} (C)	32,64 GPa
	σ_{1c}, σ_{2c}	161,70 MPa
ASTM D7291/D7291M – 15 [182]	E_{33}	2,00 GPa
	σ_{3c}	11,64 MPa
ASTM D5379/D5379M – 12 [183]	G_{23}	2,07 GPa
	τ_{13}, τ_{23}	84,88 MPa
ASTM D5528 – 13 [184]	DCB, G_{Ic}	0,91 N/mm (kJ/m ²)
ASTM D7905/D7905M – 14 [185]	ENF, G_{IIc}	1,79 N/mm (kJ/m ²)
ASTM D3846 – 08 (2015) [186]	DEN (T)	198,19 N/mm (kJ/m ²)
	DEN (C)	5,00 N/mm (kJ/m ²)
ISO 14130:1997(E) [187]	ILSS, τ_{SH}^0	31,73 MPa
	V_{12c}, V_{13c}	0,04 [-]
	V_{12t}, V_{13t}	0,04 [-]

Legenda: C – compressão; DCB – *double cantilever beam*; DEN – *double-edge notched*; E_{11} – módulo de elasticidade longitudinal; E_{22} – módulo de elasticidade transversal; E_{33} – módulo de elasticidade transversal na direcção da t ; ENF – *end-notched flexure*; G_{12} – módulo transversal de corte, plano de corte 12; G_{13} – módulo transversal de corte, plano de corte 13; G_{23} – módulo transversal de corte, plano de corte 23; G_{Ic} – Tenacidade à fractura para o Modo I de fractura; G_{IIc} – Tenacidade à fractura para o Modo II de fractura; ILSS – *interlaminar shear strength*; T – tracção; v_{23} – coeficiente de poisson menor; τ_{SH}^0 – tensão de corte interlaminar [146].

3.6.1.2 Núcleo de NOMEX® honeycomb

O núcleo das estruturas *sandwich* é fornecido pela empresa italiana I.MA.TEC srl, e é fabricado em NOMEX® (anexo 6.1.4), com a referência A1 – 3 – 64 : A1 é um material considerado aeronáutico, tem 3 mm de tamanho de célula e uma massa volúmica de 64 kg/m³, conforme apresentado na Figura 62. A t na direcção perpendicular a X1 e X2 é de 10 mm.

As propriedades mecânicas elásticas, já calculadas na primeira fase do projecto MOSHO, foram obtidas com recurso ao trabalho desenvolvido por Malek e Gibson [188]. Os valores de tensões últimas (σ_{3c} , τ_{13} e τ_{13}) são obtidos pelo anexo 6.1.4.

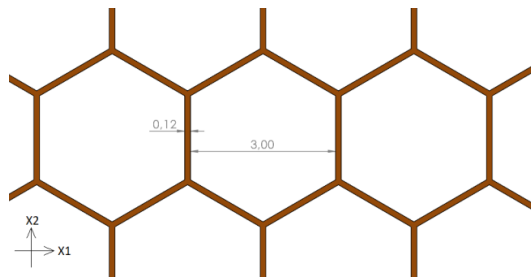


Figura 62: Células de *honeycomb*, ref. A1 – 3 – 64, usado nas estruturas *sandwich* (desenhado e retirado do software SOLIDWORKS®)

Tabela 27: Propriedades mecânicas obtidas para o *honeycomb* [178]

Propriedades	Valores Obtidos
E_{11}	0,45315 MPa
E_{22}	0,45382 MPa
E_{33}	257,98 MPa
σ_{3c}	3,241 MPa
G_{12}	523,26 MPa
G_{13}	38,618 MPa
τ_{13}	0,793 MPa
G_{23}	63,106 MPa
τ_{23}	1,55 MPa
ν_{12}	0,99557
ν_{13}, ν_{23}	0,00051

3.6.1.3 Reverlink™

O Reverlink™ é um material elastómero, comercializado pela Arkema® [80] até 2016. A referência HR-NR (HN-50-NC) [81-85] é sólida à T_{amb} , e necessita da incorporação de uma BADGE para curar, como é explicado no subcapítulo 3.7.1 e no anexo 6.1.5. Este componente será ensaiado à tracção, em DMA e DSC, pois as propriedades mecânicas conhecidas são escassas.

3.6.2 Geometria dos provetes

3.6.2.1 *Dynamic mechanical analysis*

O ensaio de DMA não exige uma geometria de provetes fixa, como acontece nos ensaios de tracção e *drop-weight*. A norma ASTM D4065 – 12, *Standard Practice for Plastics: Dynamic Mechanical Properties: Determination and Report of Procedures* [189], utilizada como guia ao ensaio de DMA, refere no seu conteúdo que devido aos numerosos tipos de aparelhos para este tipo de ensaios, os tamanhos do provete poderão variar, embora tipicamente sejam do tipo rectangular. Como o modo dinâmico a ensaiar passa pelo ensaio *single cantilever beam* (SCB), apenas é exigido que o provete rectangular tenha as suas dimensões nos intervalos da Tabela 28, com referência às dimensões dos provetes usados (ver Figura 101).

Tabela 28: Dimensões permitidas para os provetes de DMA e medidas dos provetes usados [189]

	Mín. (mm)	Medida Provete 1 (mm)	Medida Provete 2 (mm)	Máx. (mm)
Comprimento (C)	1,00	17,76	17,76	46,00
<i>L</i>	0,10	10,80	12,67	18,00
<i>e</i>	0,10	2,22	2,46	5,00

3.6.2.2 *Differential scanning calorimeter*

No ensaio de DSC a exigência para que o provete seja válido é feita pelo valor de massa, constado na norma ASTM D3418 – 15, *Standard Test Method for Transition Temperatures and Enthalpies of Fusion and Crystallization of Polymers by Differential Scanning Calorimetry* [190]. Esta norma refere que para a transição de primeira ordem (fusão e cristalização) uma massa mínima de 5 mg é satisfatória em grande parte dos casos, enquanto para a T_g é preferível uma massa de 10 mg. No caso a estudar, as massas das amostras são as apresentadas na Tabela 29 referenciando ainda a perda de massa na amostra 3, uma vez que houve degradação material por combustão.

Refere-se também a norma ASTM E1356 – 08 (2014), *Standard Test Method for Assignment of the Glass Transition Temperatures by Differential Scanning Calorimetry* [191], que descreve o procedimento para a determinação de T características na região de transição vítrea (Figura 57).

Para o ensaio de tracção do Reverlink™, os provetes fabricados seguem a norma europeia DIN EN ISO 527-2:1996, *Determination of Tensile Properties of Plastics – Part 2: Test Conditions for Moulding and Extrusion Plastics* [192]. A geometria do provete encontra-se esquematizada na Figura 65.

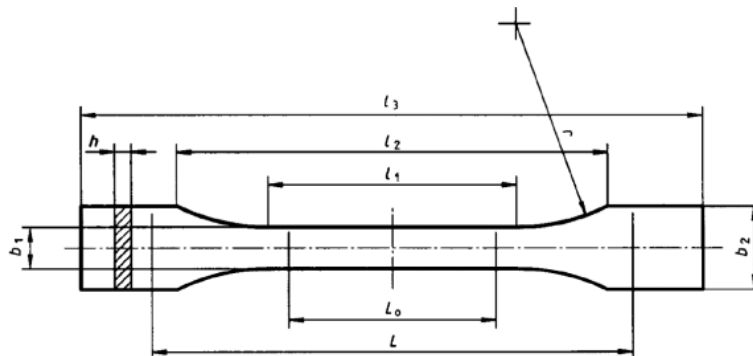


Figura 65: Geometria do provete para ensaio de tracção de polímeros [192]

As dimensões respeitantes são para o provete do tipo 1A, que se incluem na Figura 1 da própria norma. A norma ISO 527-1:2012(E), *Plastics – Determination of tensile properties – Part 1: General principles* [193] é usada como auxílio, uma vez que é referencia a frequência de aquisição de dados e as velocidades do ensaio.

3.6.2.4 Impacto

Para os ensaios dinâmicos de LVI e HVI os provetes diferirão na sua geometria. Os provetes de LVI seguem o procedimento da norma ASTM D7136/D7136M – 15 [120], conforme a Figura 66, que recapitula a Figura 39.

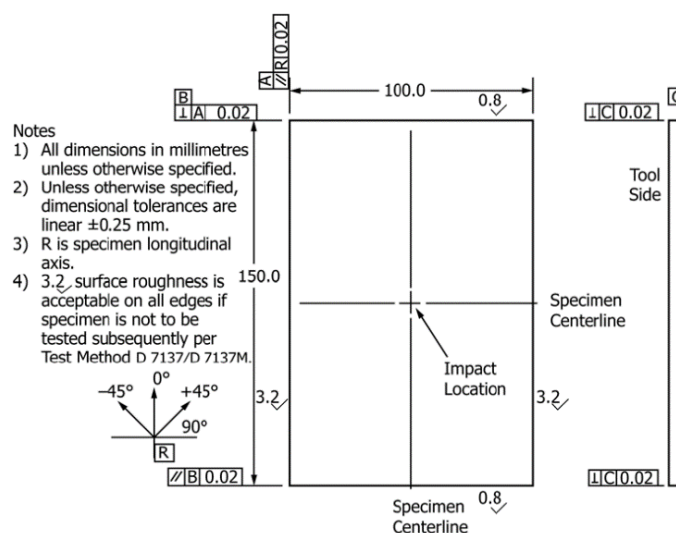


Figura 66: Geometria do provete para ensaio de *drop-weight* [120]

Os provetes de HVI, que não têm norma representativa, cumprem com as dimensões 300×300 mm², sendo a t variável conforme as especificações do projecto. Apenas se faz

a medição da massa de cada provete a testar (Tabela 30) o que permitirá também verificar a quantidade de material coesivo que une as peles ao núcleo, como ilustrado na Figura 61.

Tabela 30: Valores de massa das quatro estruturas *sandwich* 300×300 mm² fabricadas

	Provete 1R	Provete 2R	Provete 3R	Provete 4R
<i>m</i> (g) estruturas <i>sandwich</i> fabricadas	508,0	525,4	534,2	555,0
<i>m</i> (g) duas peles mais núcleo	341,4	341,7	341,8	345,3
<i>m</i> (g) Reverlink™	166,6	183,7	192,4	209,7

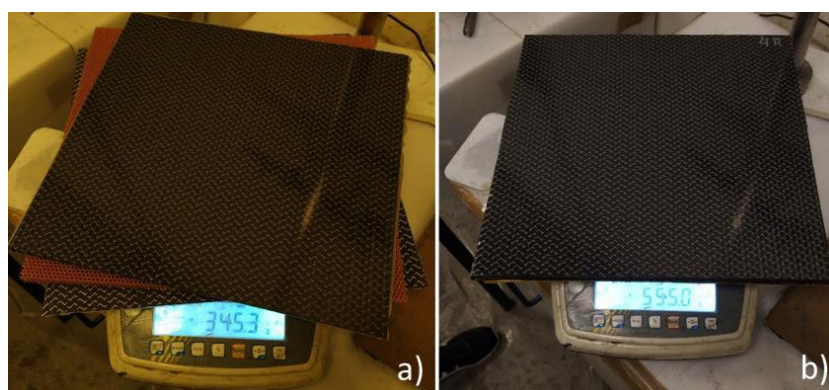


Figura 67: Procedimento para verificar a massa de Reverlink™ presente na estrutura *sandwich*, a) medição de duas peles e um núcleo de 300×300 mm², b) medição da massa do provete 4R

3.6.3 Normas e procedimentos

Faz-se uma breve recapitulação das normas já referidas, e que se usam nos provetes e respectivos ensaios a realizar. Refere-se também o procedimento interno do ISQ que rege o ensaio de HVI. Por ordem alfabética de ensaio:

- DMA:
 - ASTM D4065 – 12, *Standard Practice for Plastics: Dynamic Mechanical Properties: Determination and Report of Procedures* [189];
 - ASTM D4440 – 15, *Standard Test Method for Plastics: Dynamic Mechanical Properties Melt Rheology* [194];
 - ASTM D5279 – 13, *Standard Test Method for Plastics: Dynamic Mechanical Properties: In Torsion* [195];

- DSC:
 - ASTM D3418 – 15, *Standard Test Method for Transition Temperatures and Enthalpies of Fusion and Crystallization of Polymers by Differential Scanning Calorimetry* [190];
 - ASTM E1356 – 08 (2014), *Standard Test Method for Assignment of the Glass Transition Temperatures by Differential Scanning Calorimetry* [191];
- Impacto (drop-weight):
 - ASTM D7136/D7136M – 15, *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fibre-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-weight Impact Event* [120];
- Impacto (balístico de canhão de ar comprimido):
 - *Test Plan: WP3 – Medium and High Energy Impact Protection Materials* [128];
- Tracção:
 - ASTM D3039/D3039M – 14, *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials* [179];
 - DIN EN ISO 527-2:1996, *Determination of Tensile Properties of Plastics – Part 2: Test Conditions for Moulding and Extrusion Plastics* [192];
 - ISO 527-1:2012(E), *Plastics – Determination of tensile properties – Part 1: General principles* [193].

3.6.4 Ensaios

Para o planeamento dos ensaios começa-se primeiramente por fabricar as peles das estruturas *sandwich*, com dimensões 300×300 mm², que irão ser testadas segundo o protocolo interno do ISQ, *Test Plan: WP3 – Medium and High Energy Impact Protection Materials* [128].

Os desperdícios que provierem do corte das camadas ±45° poderão ser usados para fabricar as peles de 150×100 mm², exigidos pela norma ASTM D7136/D7136M – 15 [120].

Adicionalmente, como haverá um ligeiro excesso de camadas 300×300 mm², estas irão ser usadas no fabrico de um laminado que será cortado em provetes 250×25 mm² para ensaios de tracção, como recomendado pela norma ASTM D3039/D3039M – 14 [179] para provetes com empilhamentos customizados.

Por fim, fabricam-se os provetes de tracção *bulk*, de Reverlink™, segundo a norma DIN EN ISO 527-2:1996 [192] para caracterizar o material segundo as suas propriedades mecânicas.

3.7 Análise experimental

3.7.1 Fabrico dos provetes e boas práticas

A fim de realizar os ensaios propostos é necessário fabricar as estruturas *sandwich* para os ensaios LVI e HVI, bem como os provetes para os ensaios de tracção do material compósito e para o Reverlink™. Começa-se por limpar todas as superfícies onde se irá trabalhar com recurso a álcool isopropílico puro, e retirar o rolo de *prepreg* da arca de congelação, que se encontra com uma T interior de cerca de -15°C . Espera-se cerca de 2 h 30 para que o mesmo estabilize à T_{amb} (Figura 68).



Figura 68: Invólucro do rolo a ser retirado para estabilização e prevenção de influência de humidades

Segue-se o corte das peles das estruturas *sandwich* para os ensaios de HVI, Figura 63, tendo sempre em conta que muito do desperdício causado poderá ser aproveitado para concretizar as peles para ensaios de LVI e de tracção, uma vez que os materiais compósitos são difíceis de reciclar.

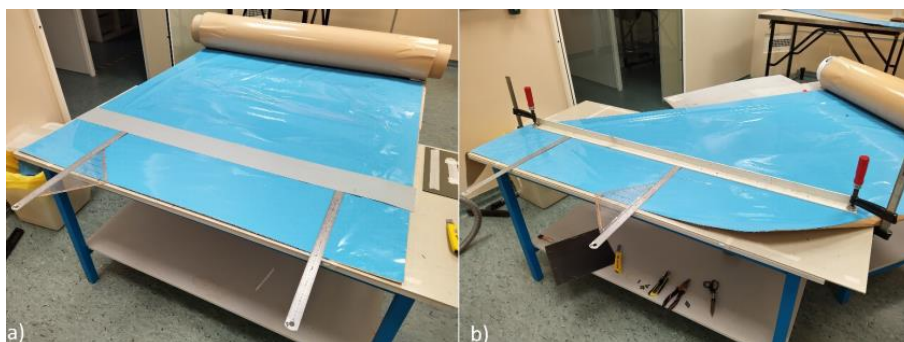


Figura 69: Corte das camadas $300 \times 300 \text{ mm}^2$, a) orientação $[0^{\circ}/90^{\circ}]$, b) orientação $[\pm 45^{\circ}]$

Procede-se primeiro à obtenção de uma grande faixa com 300 mm de largura que será cortada de seguida como ilustrado na Figura 70.



Figura 70: Procedimento de corte das camadas 300×300 mm² (ilustrado para orientação [±45°] e também aplicado em [0°/90°])

Como o processo de corte não é passível de se realizar num só dia, recorrem-se a sacos de armazenamento para o conteúdo já cortado dentro da arca frigorífica (Figura 71) e o rolo de *prepreg* é novamente enrolado e ensacado para voltar à arca de congelação.

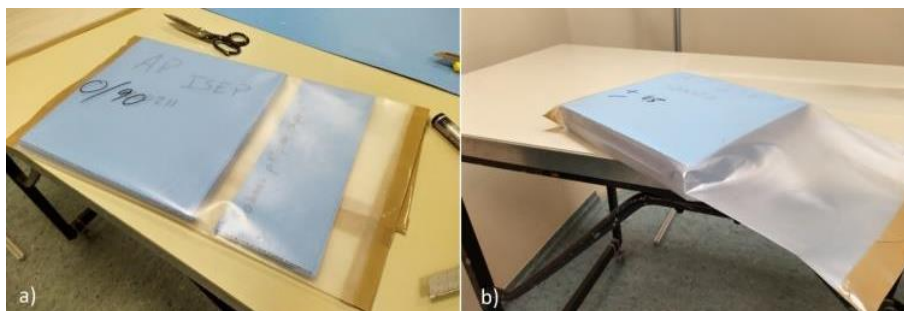


Figura 71: Armazenamento das a) 20 camadas [0°/90°] (com desperdícios) e das b) 80 camadas [±45°]

Tendo-se obtido as camadas para o fabrico dos laminados de HVI, inicia-se o empilhamento das mesmas conforme a sequência definida no subcapítulo 3.4. É utilizada uma chapa para auxílio do alinhamento das camadas ao empilhar, ficando com uma aresta de referência (Figura 72 a)). O *tack* [196] do *prepreg* encontra-se do lado castanho e este mesmo lado tem de ficar sempre virado para o operador nos empilhamentos consecutivos das camadas (Figura 72 b)).

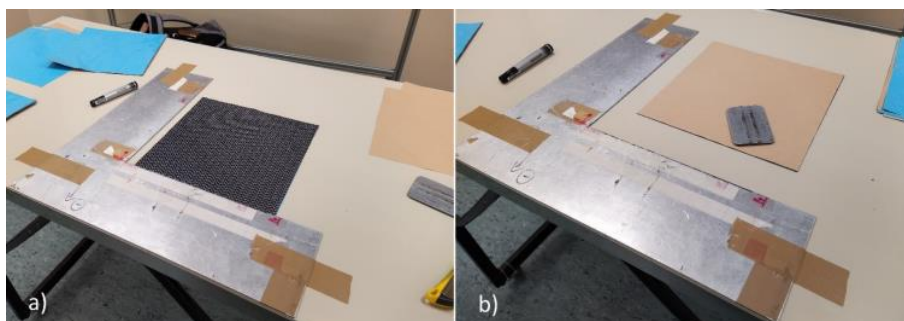


Figura 72: Empilhamento das camadas 300×300 mm² na sequência pré-estabelecida a) durante o empilhamento, b) finalizado o empilhamento de um laminado

O mesmo procedimento é realizado para os laminados de LVI, como se constata na Figura 73.

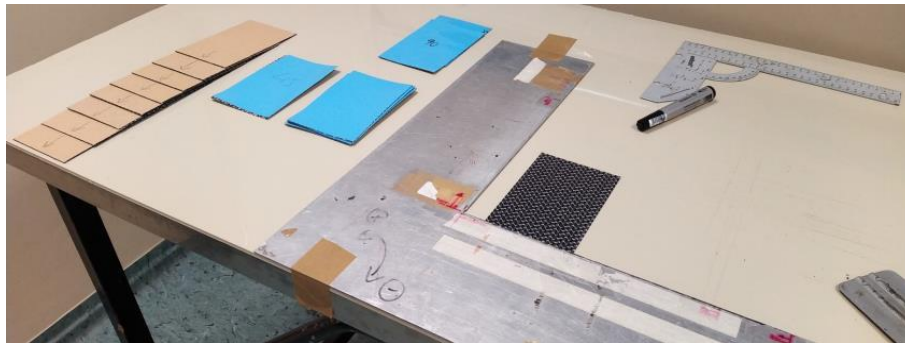


Figura 73: Empilhamento das camadas 150×100 mm² na sequência pré-estabelecida

Com os devidos laminados empilhados, tanto para LVI como para HVI, procede-se à cura dos mesmos em autoclave, recorrendo a filme de Teflon® (Figura 74 c)), que será o elemento desmoldante, e *peel ply* (Figura 74 b)), que será o elemento que dará rugosidade numa das faces dos laminados para melhor adesão do Reverlink™ à superfície de contacto, o que elimina a necessidade do processo de lixagem.



Figura 74: a) aresta alinhada no gabarito, b) amostra de *peel ply*, c) amostra de filme de Teflon®

Devido às dimensões da mesa do autoclave de 1630×700 mm², apenas é possível processar oito unidades dos laminados de HVI de cada vez (Figura 75 a)), uma vez que se tem de garantir espaço para que a resina em excesso flua, contabilizando três utilizações do autoclave para os vinte laminados. Por cima dos laminados é colocado o *breather* (tecido verde, que é desenhado para permitir a circulação de fluxo de ar durante o processo de vácuo aplicado, retenção de um possível excesso de resina e prevenir que o saco de vácuo colapse sobre ele mesmo), e o saco de vácuo, (Figura 75 b)). Como boa prática é comum fazerem-se “orelhas” nos cantos do saco, reduzindo o risco de rompimento ao aplicar vácuo (cerca de 100 mbar), e na zona da válvula de vácuo colocar uma boa porção de *breather* para não riscar a mesa do autoclave.



Figura 75: a) deposição dos oito laminados 300×300 mm² a curar, b) mesa do autoclave pronta a seguir para a cura dos laminados

Para os laminados 150×100 mm² apenas basta uma utilização do autoclave (Figura 76). O mesmo processo de cura em autoclave segue as curvas da Figura 77. A curva de T é obtida através das instruções do fabricante [197].

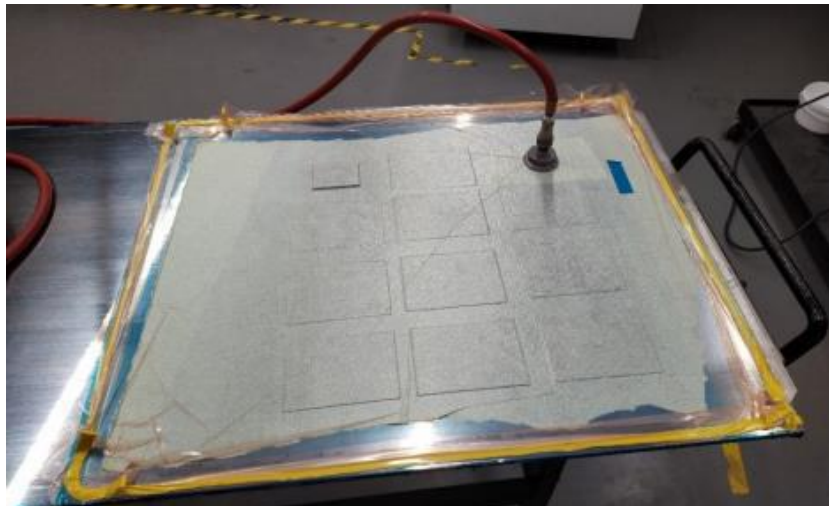


Figura 76: Laminados 150×100 mm² acabados de curar em autoclave

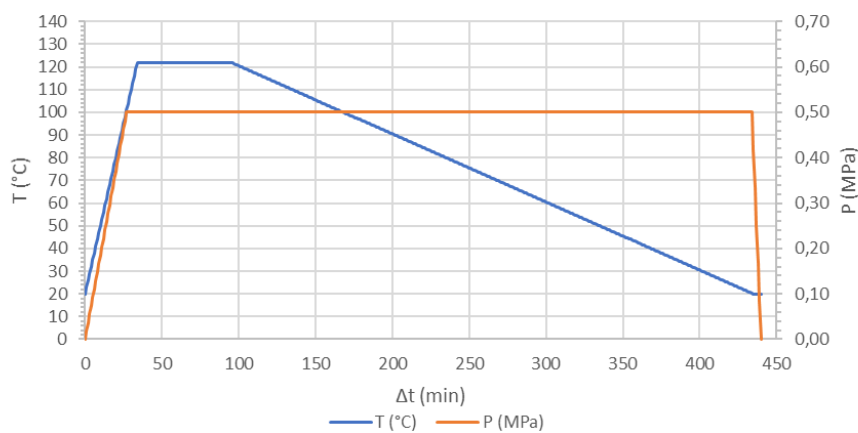


Figura 77: Curvas de P e T do processo de cura da resina MTC510 em autoclave (realizado no *software* Microsoft® Excel™ com as instruções do fabricante)

Adicionalmente é realizada uma descompressão isotérmica durante 5 min quando a resina já se encontra no interior à $T=20^{\circ}\text{C}$, garantindo durante o processo de arrefecimento a aplicação de $P=0,5\text{ MPa}$. Relativamente à curva de pressão, como o fabricante não refere directamente como deve evoluir, decide-se a aplicação da pressão máxima sensivelmente a partir dos 100°C , uma vez que o menor valor de viscosidade dinâmica (μ) é atingido pouco depois da mesma T (Figura 78).

De referir ainda que seriam possíveis outros ciclos de cura para a resina *epoxy* MTC510 [197]. No entanto, a temperatura máxima (T_{max}) nunca poderia ser superior a 130°C uma vez que a T_g da Dyneema® é muito próxima desse valor [198]. Este detalhe será mais pormenorizado na cura em estufa das estruturas *sandwich*.

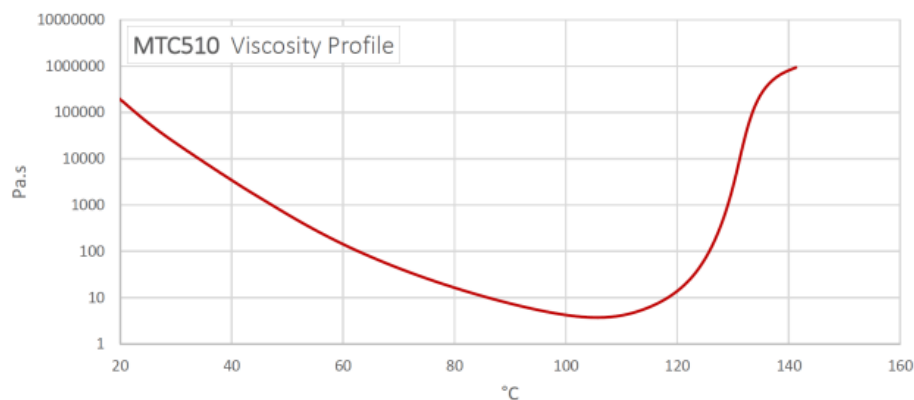


Figura 78: Perfil de μ da resina *epoxy* MTC510 [197]

Findado o processo de cura para todos os laminados procede-se à medição da t dos mesmos, a fim de avaliar o processo de empilhamento, determinar w_f médio, e prever analiticamente as propriedades mecânicas (Figura 79). O respectivo procedimento consiste em:

- Quatro medições por aresta, nos laminados de $300 \times 300\text{ mm}^2$ (anexo 6.2.1);
- Três medições por aresta, nos laminados de $150 \times 100\text{ mm}^2$ (anexo 6.2.2);
- Cinco medições ao longo do C , nos provetes de tracção de $250 \times 25\text{ mm}^2$ (anexo 6.2.4).

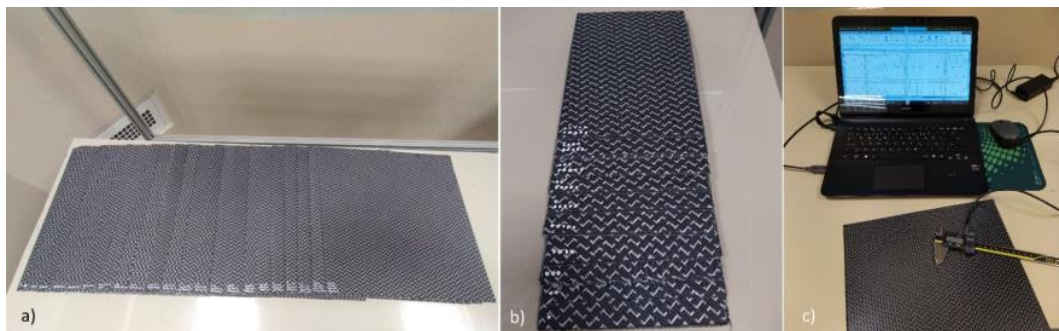


Figura 79: a) laminados de $300 \times 300\text{ mm}^2$ numerados, b) laminados de $150 \times 100\text{ mm}^2$ numerados, c) processo de medição com recurso a um paquímetro digital de aquisição imediata

Segue-se o corte dos núcleos *honeycomb* em NOMEX®, com recurso a uma chapa semelhante à usada para cortar as camadas dos laminados e um x-acto. Repare-se, na Figura 80, rodeado a azul-marinho, que um dos problemas encontrados no corte é o efeito de estilhaços, causado por uma maior velocidade de corte.

Procede-se com o fabrico do Reverlink™, realizando três experiências prévias à colagem dos laminados de 300×300 mm², e de 150×100 mm², para a obtenção de propriedades mecânicas pelos ensaios de DMA, DSC e tracção. Seguidamente pretende-se verificar o seu comportamento durante o processo de fabrico, uma vez que se trata de uma amida com grande v_c à T_{amb} , e muito susceptível a variações de T .

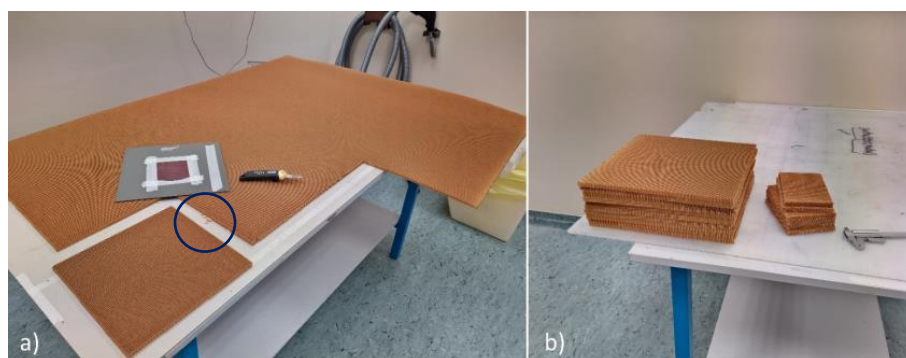


Figura 80: a) Corte dos núcleos para as estruturas *sandwich* dos ensaios de IVI, b) pilha dos núcleos para IVI (à esquerda) e para LVI (à direita)

O fabrico do Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) inicia-se com base na informação fornecida pela Arkema® [199], datada de 07/05/2015, que detalha o procedimento da mistura com a resina *epoxy* D.E.R.™ 332 (BADGE, consultar subcapítulo 2.2.4 e anexo 6.1.8), fornecida pela Merck® (Tabela 31).

Tabela 31: Regra de mistura para produção do Reverlink™ [199] (adaptada)

D.E.R.™ 332				SC6 ou HR-NR (HN-50-NC)				Total
IE	EEW	n (mol)	m (g)	IA	AHEW	n (mol)	m (g)	m (g)
299	187,6	0,0544	10,2	73,5	763	0,0544	41,5	51,7

Legenda: AHEW – amine hydrogen equivalent weight, EEW – epoxide equivalent weight, IA – amine index, IE – epoxide index, n – número de moles;

Faz-se menção que o EEW é determinado com base na norma ASTM D1652 – 11^{e1}, *Standard Test Method for Epoxy Content of Epoxy Resins* [200], e o AHEW é determinado a partir do número de moles (n) de resina, respeitando as proporções 1:1 dos grupos ácidos carboxilos (COOH) e *epoxy*. Conforme indicado pela Arkema® [199], a resina *epoxy* deve ser aquecida a uma $T=60^{\circ}\text{C}$, e o Reverlink™ no intervalo $T \in [80;100]^{\circ}\text{C}$, antes da mistura dos dois componentes, seguido do processo de cura que poderá variar de

entre três opções: 24h a 120°C, 12 h a 130°C, e 6 h a 140°C. Sordo e Michaud [83] realizam uma cura de 24h a 130°C, também recomendada pela Arkema®

Na primeira abordagem procede-se ao aquecimento da resina *epoxy* a 60°C, do Reverlink™ a 80°C, sendo a mistura dos componentes feita a esta última T , e o ciclo de cura será de 24h a 120°C. Relativamente à quantidade de material a processar, consulta-se Morais [81] para perceber como este procedeu no fabrico. Consta-se o uso de 10 g de massa total para um volume a ocupar de 6400 mm³ (160×40×1 mm³). Tendo em conta que os dois moldes de silicone à disposição têm sensivelmente 4900 mm² de área de deposição, e desmoldante de Teflon® (removível), decide-se dividir as quantidades mássicas da Tabela 31 por cinco (2,04 g de D.E.R.™ 332, e 8,30 g de SC6), obtendo assim a quantidade a colocar em cada molde. Pretende-se essencialmente com este procedimento experienciar o comportamento do Reverlink™ durante o seu processamento na pós-cura (Figura 81), desprezando a t que os espécimes possam ter.

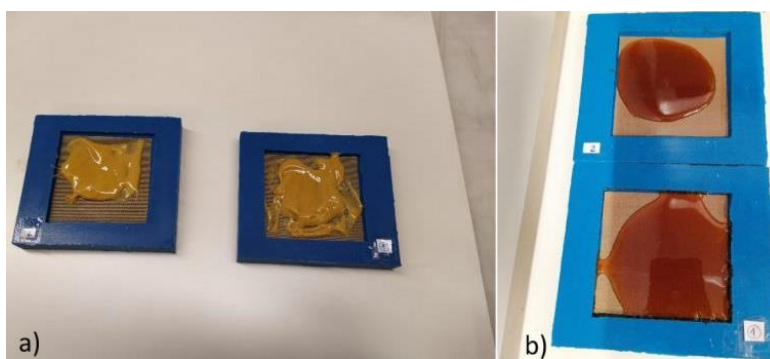


Figura 81: a) moldes com Reverlink™ + D.E.R.™ 332 pré-cura, b) mistura curada a 120°C durante 24h

Verifica-se na Figura 81 um comportamento da mistura processada, com o Teflon®, semelhante à hidrofobia, uma vez que não há espalhamento do componente sobre a fita de Teflon® durante a cura. Este fenómeno de ocupação de todo o molde era esperado uma vez que v_c iria diminuir com o aumento de T . O comportamento constado indicia uma pobre afinidade química entre os dois materiais. Do espécime do molde 1 são obtidos dois provetes para o ensaio DMA, e duas amostras para DSC, uma vez que estilhaçou ao desmoldar (Figura 82).



Figura 82: Diferença de comportamentos dos espécimes

Na segunda abordagem, a fim de se confirmar que afinidade química existe entre o Reverlink™ e o Teflon®, e uma vez que se obteve pouco mais de 12 % de desperdícios nos materiais de vazamento para o molde, o novo procedimento passa por ter o molde da Figura 83 a) sem película de Teflon® e o molde da Figura 83 b) com película, aquecer a resina *epoxy* de novo a 60°C, mas o Reverlink™ será aquecido até 100°C. As quantidades mássicas a processar serão o triplo das anteriores (6,12 g de D.E.R.™ 332, e 24,90 g de SC6) e o ciclo de cura escolhido é de 6 h a 140°C, para agilização do processo de fabrico. Na Figura 83 têm-se os dois moldes com as devidas quantidades de Reverlink™.

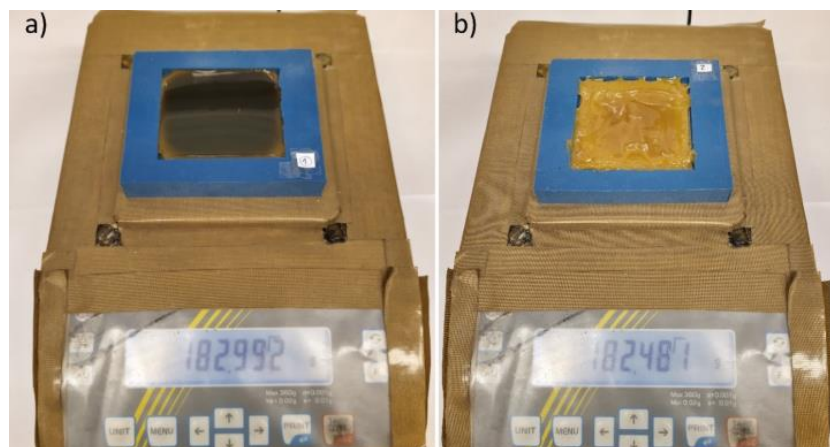


Figura 83: a) Molde 1, sem Teflon®, com cerca de 15 g de mistura, b) Molde 2, com Teflon®, com pouco mais de 10 g de mistura (estado de pré-cura)

Refere-se ainda, na Figura 83 b), que a *T* de deposição no molde não foi a mesma que na Figura 83 a), constatado pela mudança de cor e a necessidade de espalhar manualmente. Na Figura 84 a) constata-se o preenchimento devido de toda a área e confirma-se pela Figura 84 b) que não há afinidade química com o Teflon®, pelo que o Reverlink™ não se espalha pela superfície do molde. Verifique-se também que se estima um decréscimo em 8 cg no processo de cura, por evaporação de voláteis.

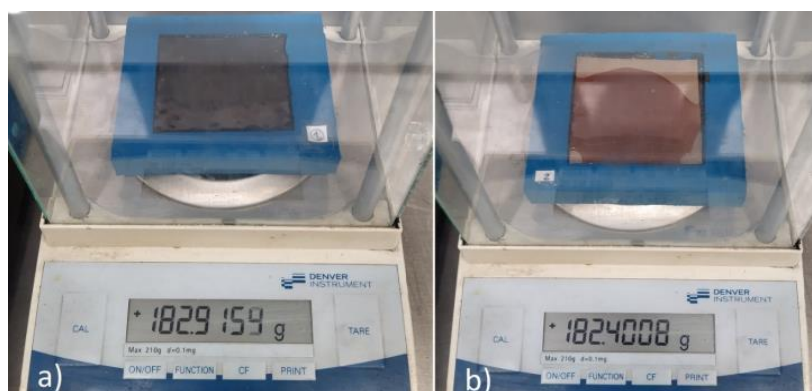


Figura 84: a) Molde 1, sem Teflon®, com cerca de 15 g de mistura, b) Molde 2, com Teflon®, com pouco mais de 10 g de mistura (estado de pós-cura)

Na terceira abordagem fabricam-se provetes *bulk*, e testa-se a adesão do Reverlink™ com as peles e o núcleo, em espécimes de 70×70 mm². O procedimento é igual ao da segunda abordagem, mas a mistura a processar será no total de 84 g: 54 g para provetes *bulk*, com a geometria (proвете curto) da norma DIN EN ISO 527-2:1996 [192], e 30 g para os moldes de silicone.

Na Figura 85, no molde 1 verte-se o Reverlink™ na superfície espelhada de um dos laminados de 70×70 mm², e no molde 2 este é vertido na superfície rugosa. Os provetes *bulk* são fabricados em molde de aço, que tem a vantagem de se pré-aquecer para ajudar a fluir o material nas cavidades. Contudo, existe a necessidade de aplicar desmoldante (anexo 6.1.9), e desconhece-se a afinidade do Reverlink™ com o aço.



Figura 85: Molde de aço com cinco provetes preenchidos (de notar que o excesso de material é propositado uma vez que o mesmo se encontra sobre o efeito de expansão térmica) e moldes de silicone com metades de estrutura *sandwich* para teste de superfícies

Realizado o ciclo de cura, verifica-se um derrame de material no molde de aço (mais tarde sabe-se que é devido a um pequeno desnivelamento da própria estufa), o que leva a que os provetes não tenham uma *t* uniforme. Por outro lado, constata-se que as chapas usadas para limitar o empenamento colaram aos núcleos de NOMEX®, ainda que a ficha técnica refira a utilização a 220°C, e verifica-se sucesso na adesão do Reverlink™ aos dois tipos de superfícies dos laminados (Figura 86).



Figura 86: Estado dos provetes *bulk* e dos moldes de silicone, pós-cura

Acontece que, ao desmoldar os provetes, após arrefecimento ao ar livre do molde, estes estilhaçam por completo (Figura 87) levando a que se use um molde de silicone com os provetes longos da norma DIN EN ISO 527-2:1996 [192], na quarta abordagem.



Figura 87: Tentativa falhada de desmoldar os provetes do molde de aço

Na última ronda de experiências com o Reverlink™ processa-se então 54 g de mistura, como realizado na terceira abordagem para os provetes para tracção. Tem-se em conta o cuidado de reverificar e nivelar o tabuleiro, e colocar fita-cola de dupla face entre o molde e a chapa onde assentava para precaver empenamentos nos provetes devido à expansão térmica do silicone, ainda que se soubesse que existia o risco de descolagem da fita durante o processo de cura do Reverlink™. Na Figura 88 ilustra-se o processo de fabrico, desde o vazamento até à desmoldagem.

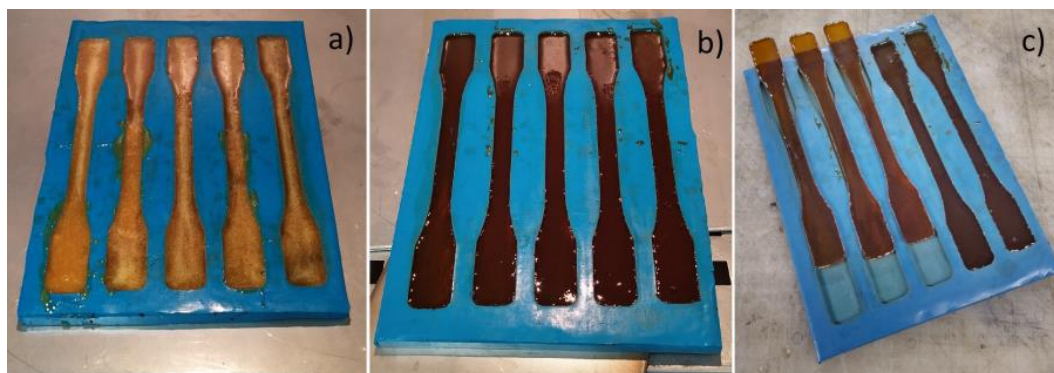


Figura 88: a) vazamento de Reverlink™ para o molde, b) estado de pós-cura logo a seguir a perfazer 24h, c) desmoldagem dos provetes passado 24h da cura

De referir que a desmoldagem é feita no dia seguinte porque o material encontra-se a T elevada e pode-se incorrer no risco de empenamento caso os provetes arrefeçam fora do molde. Findadas as experiências, e com a aprendizagem feita acerca dos problemas que possam estar inerentes aos processos de fabrico (*lessons learnt*), procede-se ao fabrico integral das estruturas *sandwich* com recurso a gabaritos manufacturados.

Refere-se mais uma vez que, devido à T_g da Dyneema® (Figura 89), e acrescentando que a resina *epoxy* MTC510 tem uma T de serviço limite até 135°C [197], existe a limitação de optar-se pelo ciclo de cura do Reverlink™ de 24h a 120°C.

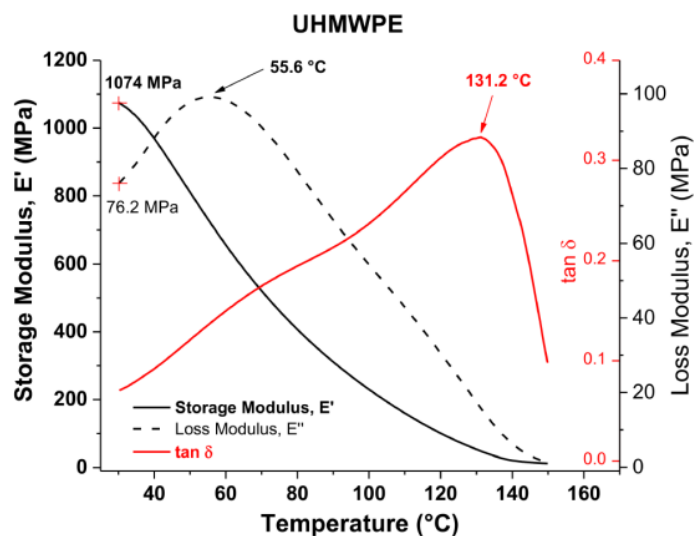


Figura 89. Gráfico de DMA da Dyneema® (ou UHMWPE) [198]

Inicia-se a parte final do fabrico das estruturas *sandwich*, com retoques nas arestas dos laminados obtidos previamente, a fim de retirar possíveis excessos de resina depositados e garantir que a geometria exigida pela norma é cumprida (Figura 90).

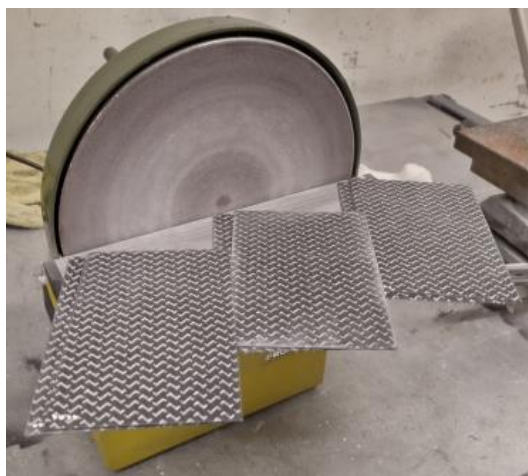


Figura 90: Processo de lixagem das arestas (exemplo para os provetes de 150×100 mm²)

De seguida procede-se ao nivelamento dos tabuleiros de sacrifício a usar na estufa (Figura 91).



Figura 91: a) nivelamento dos dois tabuleiros de sacrifício, b) estado do nível

Estes tabuleiros improvisados são usados para a eventual fuga de material durante a cura, para maior capacidade de fabrico de estruturas *sandwich*, e para aquecerem melhor os moldes por condução térmica, contribuindo para a fluidez do Reverlink™.

Na Figura 92 ilustram-se os moldes concebidos. A $e=1\text{ mm}$ é garantida pelo cálculo prévio da massa depositada, calculada para o propósito, e pelo espalhamento do Reverlink™ a alta T .

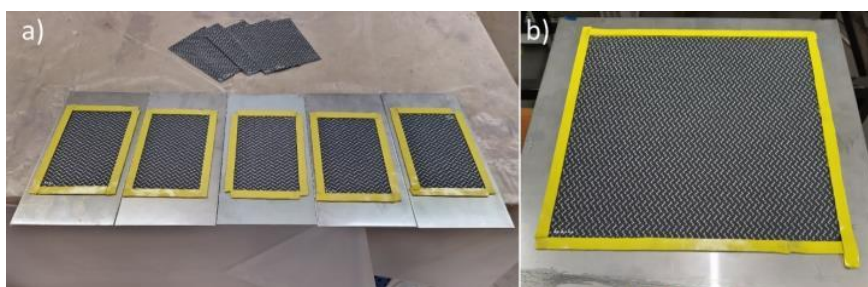


Figura 92: a) moldes para os laminados $150 \times 100\text{ mm}^2$, recorrendo a fita de vácuo, b) moldes para os laminados $300 \times 300\text{ mm}^2$, recorrendo à mesma técnica

Tendo sempre em conta do procedimento efectuado por Moraes [81], para um volume de $150 \times 100 \times 1\text{ mm}^3$, é calculada a massa de HN-50-NC e D.E.R.™ 332 (ver Tabela 31) de cerca de 23,45 g por cada laminado. Já para um volume de $300 \times 300 \times 1\text{ mm}^3$, é obtido o valor de 140,63 g por cada laminado. Por cada *sandwich* de $150 \times 100\text{ mm}^2$ é suposto haver cerca de 46,88 g e por cada *sandwich* de $300 \times 300\text{ mm}^2$ é suposto haver cerca de 281,25 g.

Na Figura 93 encontra-se ilustrada a medição da massa numa das metades de uma estrutura *sandwich* e o aspecto do Reverlink™ antes da colagem do núcleo de NOMEX®.

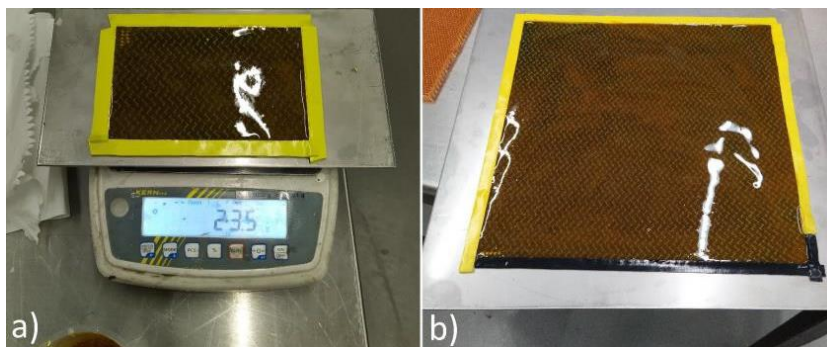


Figura 93: a) confirmação da massa de Reverlink™ no molde, b) aspecto do espalhamento do elastômero num laminado 300×300 mm²

Este processo de espalhamento é realizado da seguinte forma:

- Estufa programada para atingir 100°C;
- Talar o molde na balança;
- Vazamento do Reverlink™ sobre a superfície;
- Espalhar o Reverlink™ de imediato com recurso a uma espátula até que o elastômero flua melhor (fenómeno geralmente acompanhado de um clareamento do material);
- Levar à estufa para aquecer e contribuir que o Reverlink™ fique fluído;
- Retirar o molde com o laminado, da estufa, por volta dos 90°C e voltar a espalhar o Reverlink™ com a espátula de forma a garantir que os cantos ficam preenchidos. Confirmar o valor da massa na balança (Figura 93);
- Levar à estufa novamente para uniformização do filme durante alguns minutos;
- Retirar o molde com o laminado, da estufa, colar o núcleo *honeycomb* e voltar a colocar o molde no interior da mesma (Figura 94);
- Caso não haja mais nenhum molde a tratar, passar à cura a 120°C durante 24h.

Um dos problemas que se verifica à primeira vista, é um ligeiro empeno provocado pela falta de peso aplicado sobre o *honeycomb*, na desmoldagem. No entanto, este mesmo empeno é eliminado no processo de cura do Reverlink™, na segunda parte do fabrico do *sandwich*, pois nesta etapa já é possível colocar um peso sobre o laminado de FC/Dyneema®, este protegido com uma película de Teflon®, como se demonstra num dos *sandwiches* da Figura 95 a).



Figura 94: a) colagem do núcleo a um laminado 150×100 mm², b) metades das estruturas *sandwich* de *drop-weight* em estufa para cura, c) colagem do núcleo a um laminado 300×300 mm²

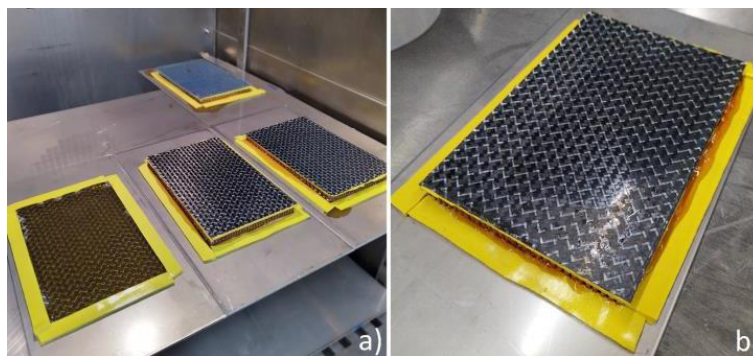


Figura 95: a) colocação das estruturas *sandwich* de 150×100 mm² na estufa para a última parte da cura, b) vista em pormenor de derrame do material devido ao ar dentro dos alvéolos do *honeycomb*

De constatar que na Figura 89 b) tem-se patente o problema de derrame de material destinado a garantir $e=1$ mm de Reverlink™, causado pelo ar que se encontra no interior dos alvéolos do *honeycomb*. Na Tabela 30 encontram-se valores de massa do Reverlink™, especificamente para as estruturas *sandwich* 300×300 mm², que ficam aquém dos 281 g estimados. Este contratempo deu-se no fabrico de todos os espécimes e propõem-se, no subcapítulo 4.2, soluções que permitam mitigar este desperdício material, visível na Figura 96, que terão de ser experimentadas com mais tempo, em análises posteriores.

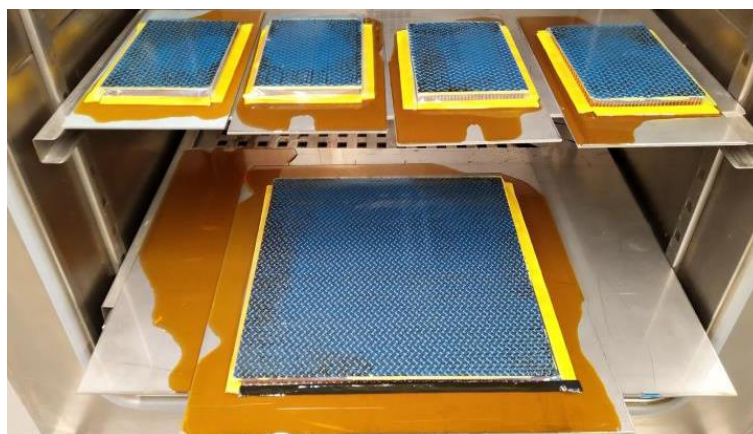


Figura 96: Processo de cura de quatro *sandwiches* de 150×100 mm² e de um de 300×300 mm², sendo visível o derrame de Reverlink™ ocorrido

Este derrame, como é de calcular, não garante uniformidade do elemento de coesão entre as peles e o núcleo num dos lados da estrutura *sandwich*, e possivelmente levará a grandes desvios nos resultados obtidos. Durante o fabrico dos restantes provetes a curar, ainda se experimenta proceder à técnica usada nos sacos de vácuo, selando o *sandwich* contra o molde (Figura 97 a)) para minimizar o material escorrido para fora (Figura 97 b)). Isto leva a uma deposição de Reverlink™ nas laterais do *honeycomb* das estruturas *sandwich* 300×300 mm² finalizadas. Estes espécimes encontram-se marcados com asteriscos na Figura 92 a). Na Figura 98 b) apresentam-se as estruturas *sandwich* 150×100 mm² finalizadas e numeradas.

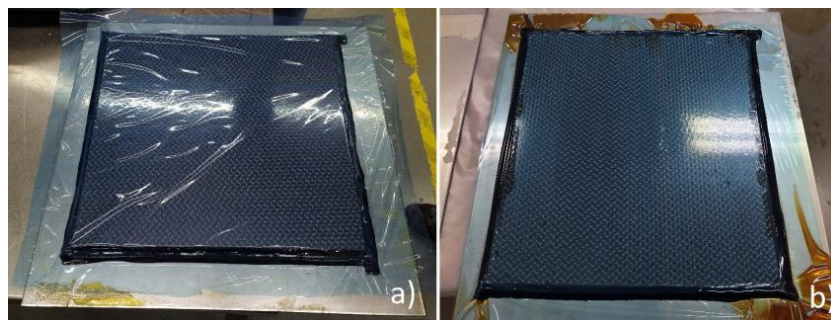


Figura 97: a) molde selado com o *sandwich* no interior, b) *sandwich* curado com sinais de derrame

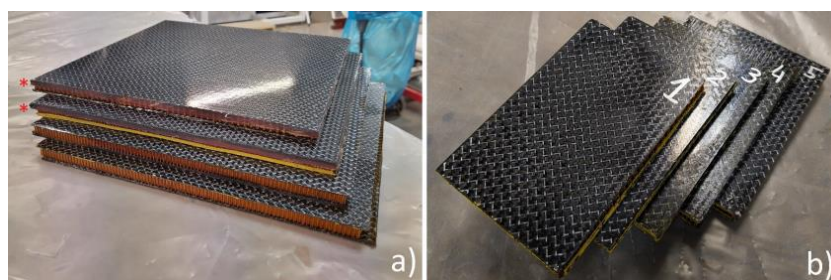


Figura 98: Estruturas *sandwich* finalizadas a) 300×300 mm², b) 150×100 mm²

3.7.2 Procedimentos, resultados e discussão

3.7.2.1 Ensaios complementares

Apresentam-se neste subcapítulo os ensaios complementares, que auxiliarão à caracterização do material elastómero Reverlink™, pertinente para o subcapítulo 3.8, e à verificação das propriedades mecânicas obtidas dos laminados fabricados manualmente.

3.7.2.1.1 *Dynamic mechanical analysis*

O ensaio de DMA destina-se a caracterizar e compreender melhor o comportamento dinâmico do elastómero usado na união dos laminados aos núcleos das estruturas *sandwich* a fabricar, nomeadamente no que toca a obter as curvas de *storage modulus* (E') e *loss modulus* (E''), bem como o factor de dissipação ($\tan \delta$) da mistura. Outra propriedade que se refere é o coeficiente de amortecimento histerético (δ), que caracteriza a absorção e dissipação de energia devido ao atrito de deslizamento e escorregamento dos planos internos. Na Figura 99 tem-se a ilustração esquemática do aparelho de DMA, e na Figura 100 tem-se o provete obtido, amarrado *in situ*, e os parafusos dos grampos são apertados com recurso a uma chave dinamométrica.

Os procedimentos do ensaio encontram-se na norma ASTM D4065 – 12 [189]. Considera-se a estabilização inicial de $T=30^{\circ}\text{C}$, com aquecimento de $10^{\circ}\text{C}/\text{min}$, e estabilização final a 200°C . A frequência de oscilação é de 1 Hz em modo SCB.

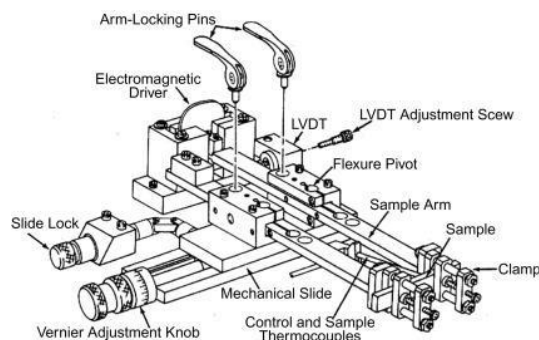


Figura 99: Esquemático de um sistema electromecânico usado para ensaios de DMA [201]



Figura 100: Provete colocado em posição no aparelho de DMA; a) vista lateral, b) vista ¾

Observa-se no ensaio dos dois provetes, da primeira experiência de Reverlink™, que o provete 1 fractura durante o DMA, por volta dos 150°C (Figura 101 a)). Como o provete 1 fracturou nas condições relatadas, no provete 2 o procedimento é primeiramente alterado, reduzindo a T_{max} de estabilização de 200 para 150°C. Para estas condições verificou-se que o provete 2 não fractura. O facto de um quebrar e outro não está relacionado com diversos factores como: V_v e humidade, t e L do provete e homogeneidade microscópica da mistura.

Unindo manualmente o provete 1, por contacto directo (sem aplicação de pressão), constata-se visualmente uma grande facilidade de auto-regeneração do material (Figura 101 b)). Este indicador é positivo, na medida em que representa que o processamento foi bem realizado. Por outro lado, é patente que a auto-regeneração só se dá se as duas partes fracturadas tiverem em contacto ou micrometricamente próximas.

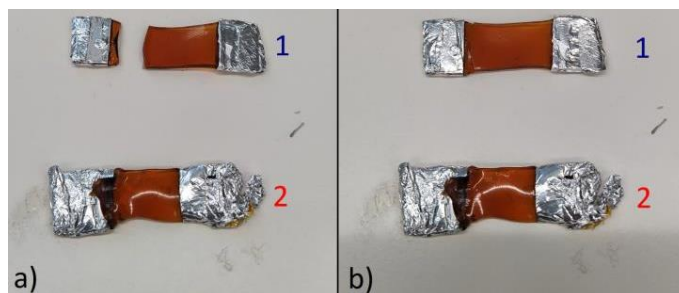


Figura 101: Provetes de DMA a) pós-ensaio imediato, b) evidência de auto-regeneração

No trabalho realizado por Sordo e Michaud [83], os laminados usados em condições de impacto foram submetidos a $T \in [70;150]^{\circ}\text{C}$ para que a auto-regeneração pudesse ocorrer, sendo que em casos muito extremos seria necessária a aplicação de pressão exterior, caso patente na Figura 101. Na Figura 96 apresentam-se as curvas E' , E'' e $\tan \delta$ [202], obtidas no primeiro ensaio efectuado ao provete 1.

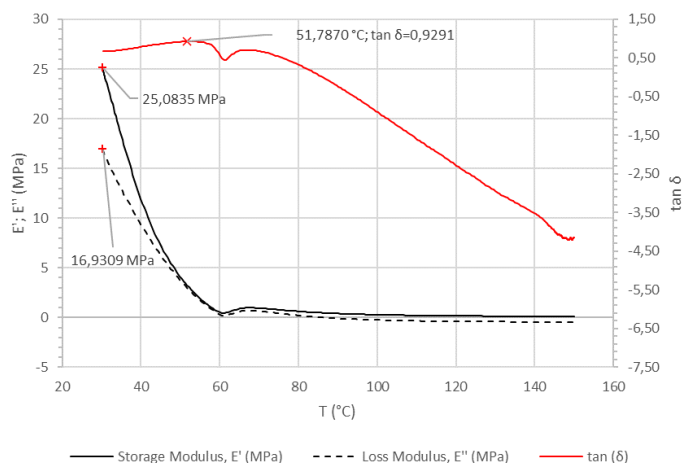


Figura 102: Gráfico de DMA das curvas de E' , E'' e $\tan \delta$ para o provete 1 no primeiro ensaio

Faz-se menção prévia de que não se consegue explicar a perda súbita de amortecimento do material (linha a vermelho na Figura 102), ao passar pelo valor de $T=60^{\circ}\text{C}$. Na Figura 97 apresentam-se as curvas E' , E'' e $\tan \delta$ obtidas no segundo ensaio efectuado ao provete 1. Repare-se a diferença de valores de E' , E'' e $\tan \delta$ do primeiro ensaio para o segundo ensaio do provete 1, após sensivelmente 152 h após a auto-regeneração dar início. Verifica-se uma perda da propriedade E' em 75,59 % e de E'' em 73,98 % (comparando a Figura 102 com a Figura 103). Já o valor máximo de $\tan \delta$ e a T respectiva apenas alteraram ligeiramente. Contudo, é de salientar que a evolução do coeficiente de amortecimento do material ao longo do espectro de T alterou completamente.

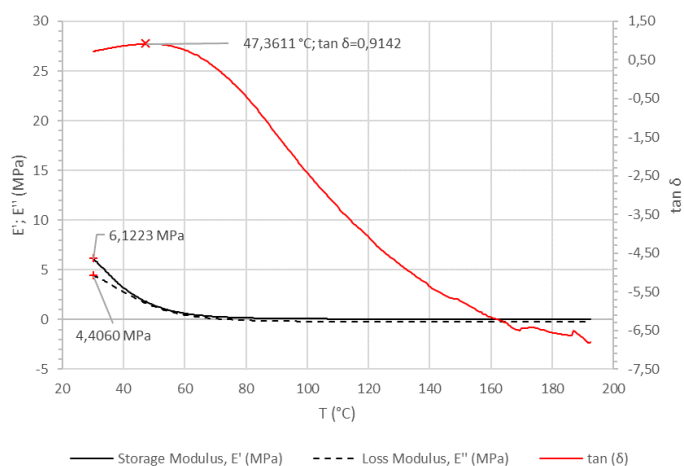


Figura 103: Gráfico de DMA das curvas de E' , E'' e $\tan \delta$ para o provete 1 no segundo ensaio, sensivelmente 152 h após a auto-regeneração dar início

Seria de todo interessante verificar as condições de eficiência de auto-regeneração (η), mas não existe a possibilidade de avaliar o dano através de tratamento de imagem via *software* MATLAB®, como efectuado por Sordo, et al. [84], e posteriormente calcular a mesma eficiência com uma propriedade mecânica material genérica (Γ) segundo a Equação (34).

$$\eta = \frac{\Gamma_{\text{regenerada}} - \Gamma_{\text{não-regenerada}}}{\Gamma_{\text{virgem}} - \Gamma_{\text{não-regenerada}}} \quad (34)$$

Na Figura 98 apresentam-se as curvas E' , E'' e $\tan \delta$, obtidas no primeiro ensaio efectuado ao provete 2.

Comparando o primeiro ensaio do provete 1 com o provete 2 nos seus primeiros respectivos ensaios (Figura 102 e Figura 104), constata-se comportamentos semelhantes nas curvas de E' e E'' , mas há diferenças na curva de $\tan \delta$, entre os dois, nos três parâmetros estudados. Por outro lado, comparando os valores de pico, para o provete 2 em relação ao provete 1, o valor máximo de E' é menor em pouco mais de 5 MPa mas o valor máximo de E'' é superior em cerca de 1 MPa.

Este comportamento poder-se-ia justificar, apesar dos provetes terem diferentes b e t entre si, com a presença de Vv. Ainda assim, o provete 2 não quebrou no ensaio de DMA à mesma T que o provete 1, indiciando uma mistura de vários factores que poderão levar a este resultado obtido. Relativamente ao valor máximo de $\tan \delta$, este é superior no provete 2, mas tem lugar a uma T inferior, em pouco mais de 20°C.

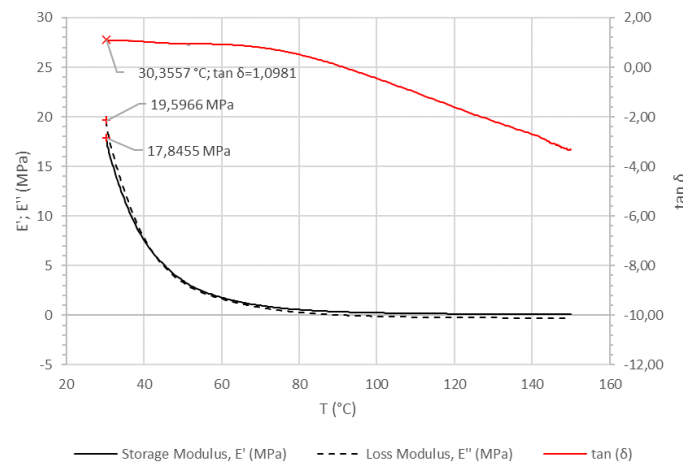


Figura 104: Gráfico de DMA das curvas de E' , E'' e $\tan \delta$ para o provete 2 no primeiro ensaio

Na Figura 99 apresentam-se as curvas E' , E'' e $\tan \delta$, obtidas no segundo ensaio efectuado ao provete 2.

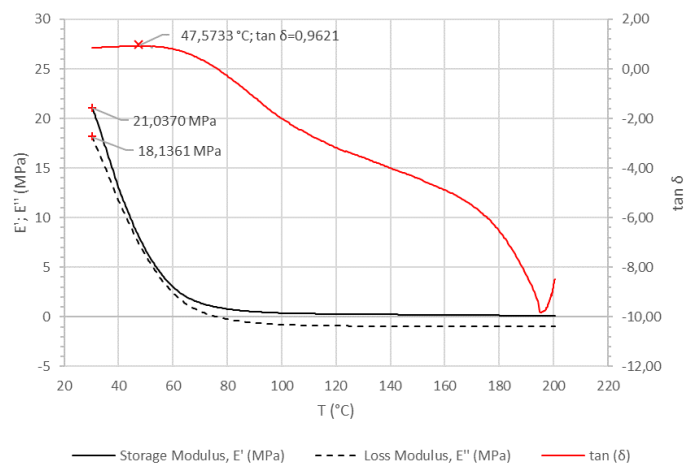


Figura 105: Gráfico de DMA das curvas de E' , E'' e $\tan \delta$ para o provete 1 no segundo ensaio, sensivelmente 152 h após a auto-regeneração dar início

Comparando a diferença de valores de E' , E'' e $\tan \delta$ do primeiro ensaio para o segundo ensaio do provete 2, o valor máximo de E' é superior em cerca de 17,88 % e E'' é menor em cerca de 7,45 %, no segundo ensaio de DMA. O valor máximo de $\tan \delta$ é menor, mas este ocorre uma T superior. Os resultados obtidos podem resultar do facto que o provete 2 ter encruado, uma vez que não sofreu rotura no primeiro ensaio, ao contrário do provete 1. A alteração do comportamento do amortecimento material insinua histerese interna criada no primeiro ensaio.

Comparando os resultados obtidos para o provete 1 e 2 nos primeiros respectivos ensaios com a bibliografia, constata-se que os valores máximos de E' obtidos nos primeiros ensaios do provete 1 e 2 (Figura 102 e Figura 104) encontram-se próximos dos obtidos por Sordo, et al. [82] (Figura 106 a), linha verde alface, $x=0$ % NC) e a uma $T \approx 30^\circ\text{C}$.

Porém, relativamente à comparação de $\tan \delta$ do Reverlink™, Sordo, et al. [82] obtiveram um valor máximo (Figura 106 b)) de cerca de 1,6 a uma $T \approx 50^\circ\text{C}$., enquanto pela Figura 102 e pela Figura 104 têm-se valores de $\tan \delta$ ligeiramente menores, mas os valores de T são próximos.

Este comportamento suscita curiosidade, uma vez que a mistura da amina com a epoxy, conducente à criação do Reverlink™, é manual, o que significa que:

- O binário e potência de mistura não é constante o que provoca inconsistência na homogeneidade microscópica;
- Existe maior propensão para haver teores de ar na microestrutura (porque o INEGI não tem uma estufa de vácuo);
- Segundo Broughton [202], como a mistura foi feita em ambiente não-controlado em termos de humidade, era de esperar que os valores de T_g fossem inferiores devido à permeabilidade e a incrustação de vapor de água na microestrutura.

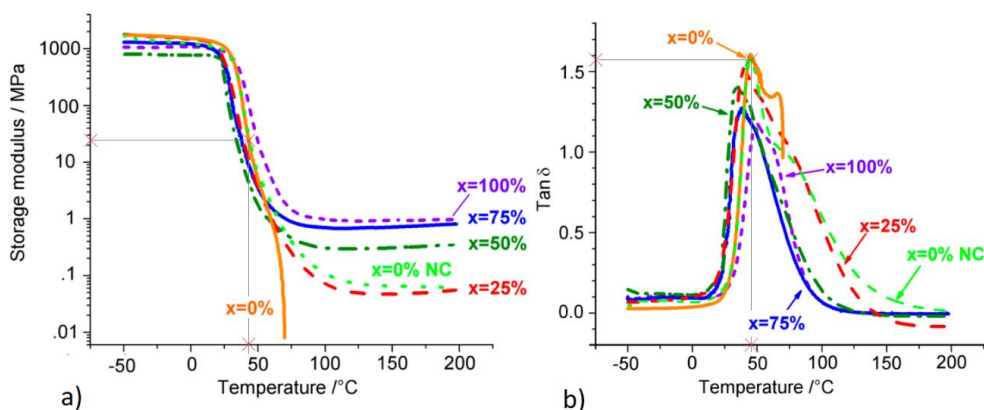


Figura 106: Resultados de DMA - a) E' dependente de T ; b) $\tan \delta$ em função de T [82] (adaptada)

Contudo, há que ter em consideração dois factores a acrescentar:

- O Reverlink™ é de auto-regeneração intrínseca, baseada em pontes de hidrogénio (um tipo de ligação especial de dipolo-dipolo, ver subcapítulo 2.2.4). Como tal, a presença de humidade na microestrutura pode-lhe ser favorável, na medida em que promove a celeridade da auto-regeneração, como ilustrado na Figura 107 entre 2-(dimethylamino)-ethyl methacrylate (DMAEMA) e 2-(3-(6-methyl-4-oxo-1,4-dihydropyrimidin-2-yl)ureido)ethyl methacrylate (SCMHBMA);
- É também referido no subcapítulo 2.2.4 que o HN-50-NC torna-se instável ao longo do seu *shelf life*, consoante T de armazenamento. O comportamento constatado pode advir do aumento da v_c da amina, que é guardada à T_{amb} .

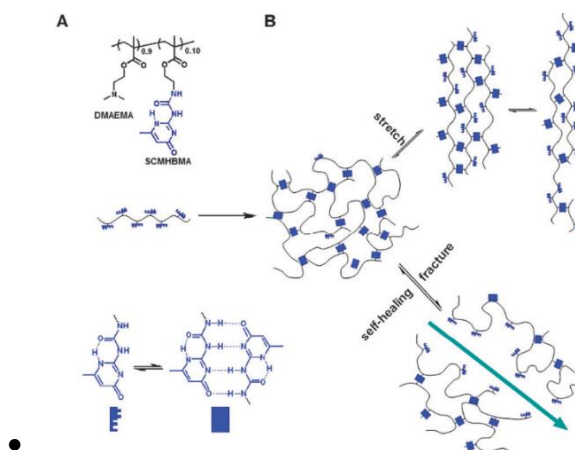


Figura 107: a) Estrutura química do copolímero que contém DMAEMA e SCMHBMA, b) modelo esquemático de auto-regeneração e alongamento do hidrogel formado pelo copolímero [203]

3.7.2.1.2 Differential scanning calorimeter

O ensaio de DSC é realizado para determinar as temperaturas de transição características (Figura 63), entalpias de fusão e cristalização dos polímeros através de análise térmica diferencial (Figura 108).

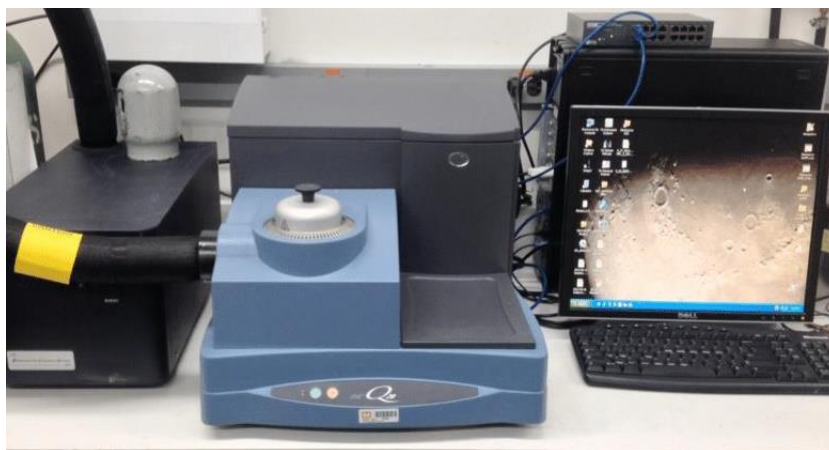


Figura 108: Aparelho de DSC [204]

Para este tipo de ensaio não é necessário utilizar um provete com dimensões específicas, embora seja obrigatório saber a sua massa. Na norma ASTM D3418 – 15 [190], para além da necessidade da massa das amostras, consideram-se os seguintes procedimentos:

- Para a transição de primeira ordem há que proceder a um ciclo térmico primário para eliminação de “histórico térmico” presente na amostra, num intervalo [$T_m - 50^\circ\text{C}; T_m + 30^\circ\text{C}$], com as mesmas taxas de aquecimento e arrefecimento a utilizar no ensaio subsequente;
- Para a avaliação da T_g procede-se ao mesmo ciclo térmico, no intervalo [$T_m - 50^\circ\text{C}; T_m + 30^\circ\text{C}$], levando de seguida a amostra a uma $T = 50^\circ\text{C}$ abaixo da T_g . Finaliza-se com um aquecimento à taxa de $20^\circ\text{C}/\text{min}$, que é o valor preferido para medições da T_g , referindo que, para maiores taxas de aquecimento, a região de transição tornar-se-á mais pronunciada na inflexão da curva, exotérmica ou endotérmica.

Para a determinação das T na região de transição vítrea, recorre-se à norma ASTM E1356 – 08 (2014) [191], considerando o procedimento exemplificado na Figura 63. Referencia-se ao leitor que se considera-se o valor de fluxo de calor específico (ϕ/m) positivo quando se está na presença de um processo exotérmico, e considera-se um valor negativo de ϕ/m quando se está na presença de um processo endotérmico, a fim de ficar em conformidade com a Figura 63 da norma ASTM E1356 – 08 (2014) [191].

Para o primeiro estudo são testadas duas amostras, de diferentes zonas do espécime fabricado no molde 1 (Figura 82), devido à possível heterogeneidade da mistura da

amina com a resina *epoxy*. Aplica-se o ciclo térmico da Figura 109 (linha preta) para verificar as zonas onde ocorre cristalização e fusão do material.

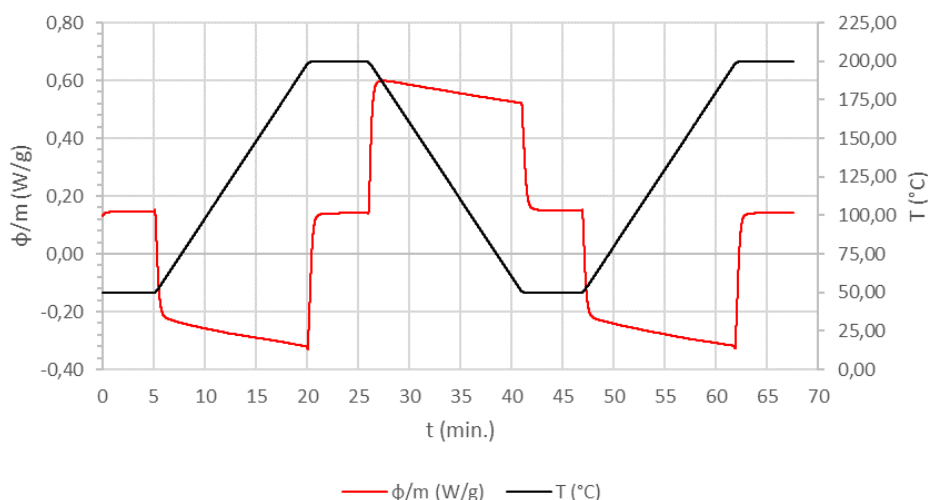


Figura 109: Ciclo térmico do ensaio de DSC para as primeiras duas amostras

Para um período do ciclo térmico da Figura 109, presente no intervalo $t \in [0;40]$ min, é efectuado o seguinte procedimento:

- Equilíbrio térmico a 50°C;
- Isotérmico durante 5 min;
- Subida de T em 10°C/min até atingir 200°C;
- Isotérmico durante 5 min;
- Descida de T em 10°C/min até atingir 50°C.

Pela Figura 109, a partir sensivelmente do instante de tempo (t) de 40 min, o ciclo repete-se. Repare-se que na curva de ϕ/m não existem picos notáveis, a olho nu, indicativos de cristalização e/ou fusão do material, quer na zona exotérmica (acima do valor zero), quer na zona endotérmica (abaixo do valor zero), indiciando a estabilidade do material elastómero na gama de valores $T \in [50;200]$ °C. Para o ensaio da terceira amostra é realizado um ciclo diferente, conforme se apresenta na Figura 110, pois pretende-se avaliar o comportamento do Reverlink™ quando sujeito a T superior à $T_{deg}=250^\circ\text{C}$ (anexo 6.1.7). Pretende-se também neste ensaio retirar “histórico térmico” para estimar o valor de T_g .

Para o terceiro ensaio, um período do ciclo térmico da Figura 110, presente no intervalo $t \in [0;55]$ min, é efectuado o seguinte procedimento:

- Equilíbrio térmico a 0°C;
- Subida de T em 10°C/min até atingir 260°C;
- Isotérmico durante 5 min;
- Descida de T em 10°C/min até atingir 0°C.

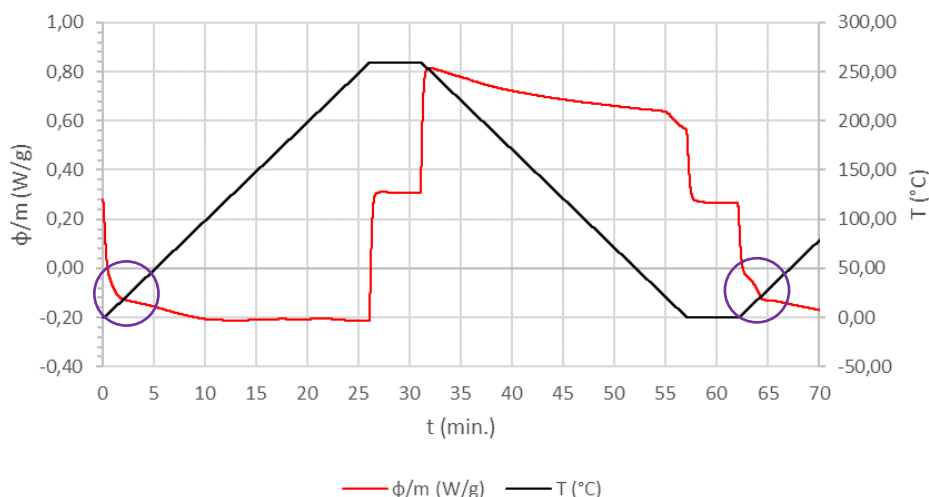


Figura 110: Ciclo térmico do ensaio de DSC para a terceira amostra

Pela Figura 110, a partir sensivelmente de $t=55$ min, o ciclo repete-se para avaliar a degradação da amostra. É de constatar, mais uma vez, que o material elastómero é estável até atingir $T_{deg}=250^{\circ}\text{C}$. É verificável um comportamento diferente comparando quando o ciclo se inicia, para $t \in [0;5]$ min (rodeado a roxo), e quando o ciclo se repete, para $t \in [60;65]$ min (também rodeado a roxo). Neste último intervalo antevê-se a possibilidade de estimar T_g , como na Figura 63 e na Figura 111.

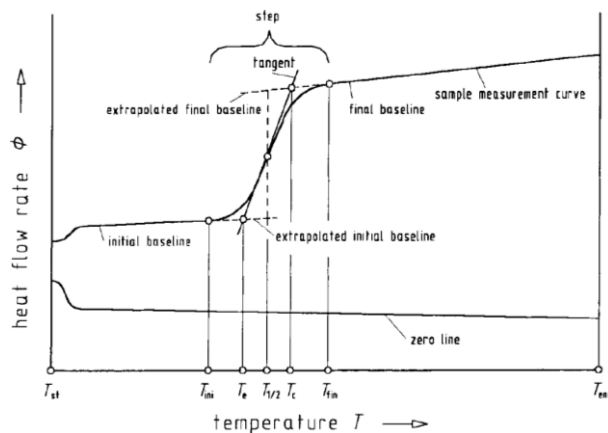


Figura 111: Termos e nomenclaturas para descrição de uma curva medida e as suas T características, ilustradas pelo exemplo de uma curva de DSC com degrau (adaptada de [205])

Apresenta-se na Figura 112 a curva de DSC que relaciona ϕ/m com T , para a amostra 1 de Reverlink™. Denotam-se dois pequenos picos na curva endotérmica do material.

O primeiro pico em $T \in [45;65]^{\circ}\text{C}$ (rodeado a azul e detalhado na Figura 113 a)) indicia um processo de cristalização do Reverlink™, com uma temperatura de pico (T_{pico}) de cerca de 50°C e um ϕ/m de $0,15 \text{ W/g}$.

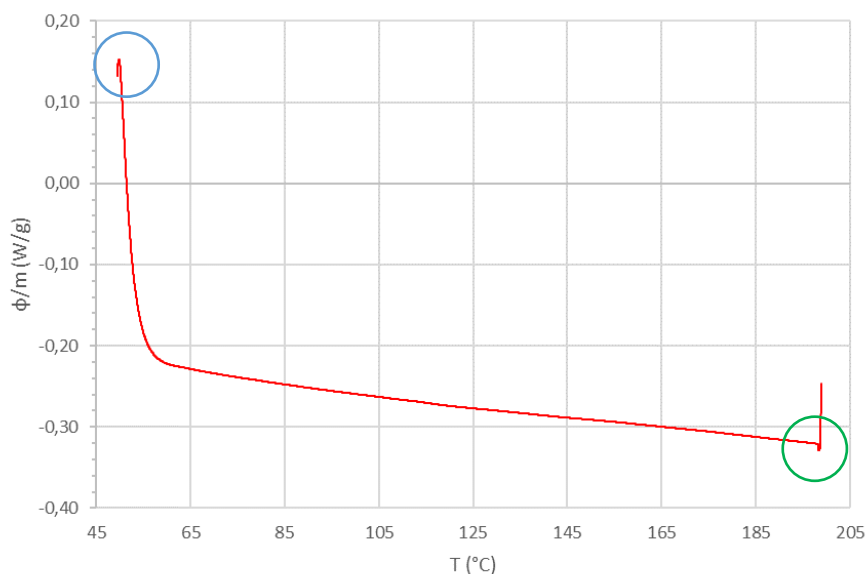


Figura 112: Curva endotérmica de ϕ/m em função de T , para a amostra 1

O valor de ϕ/m obtido é coerente com um processo de cristalização exotérmico. Já o segundo pico, em $T \in [185;205]^{\circ}\text{C}$ (rodeado a verde e detalhado na Figura 113 b)) indica que o material funde a uma T_{pico} de 198°C com um ϕ/m de $-0,33 \text{ W/g}$. Este valor é coerente com a ocorrência de fusão do material que é um processo endotérmico.

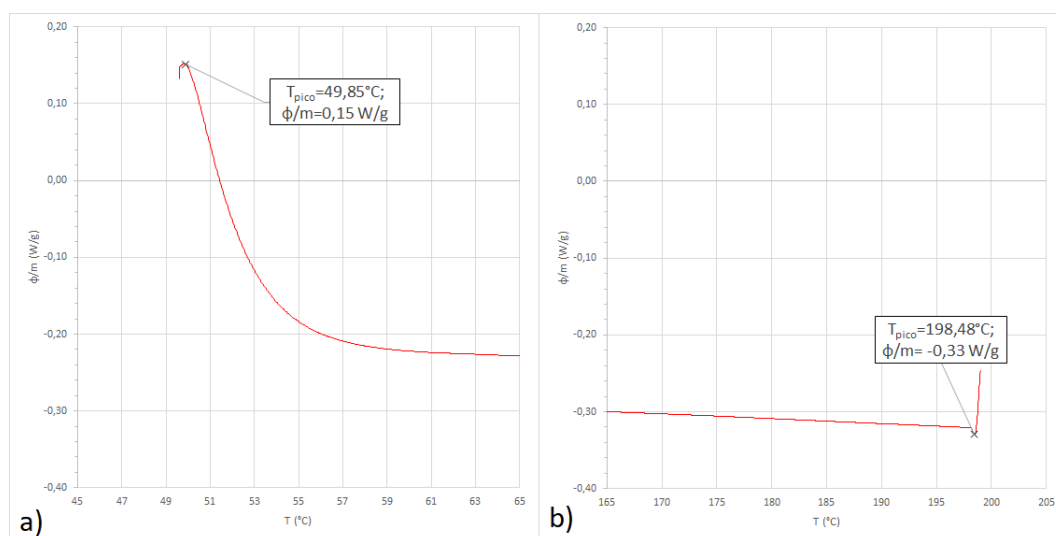


Figura 113: a) Curva endotérmica de ϕ/m em função de T , para a amostra 1: a) detalhe em $T \in [45;65]^{\circ}\text{C}$; b) detalhe em $T \in [185;205]^{\circ}\text{C}$

Como a mistura manual da amina com a resina *epoxy* pode introduzir heterogeneidade no Reverlink™ (com a presença de V_v ou até mesmo haver locais com maior teor de amina e/ou *epoxy*), realiza-se outro ensaio de DSC, para a amostra 2 de Reverlink™ (Figura 114). Denotam-se, mais uma vez, dois picos na curva endotérmica, e com maior clareza comparativamente aos obtidos para a amostra 1 (Figura 112).

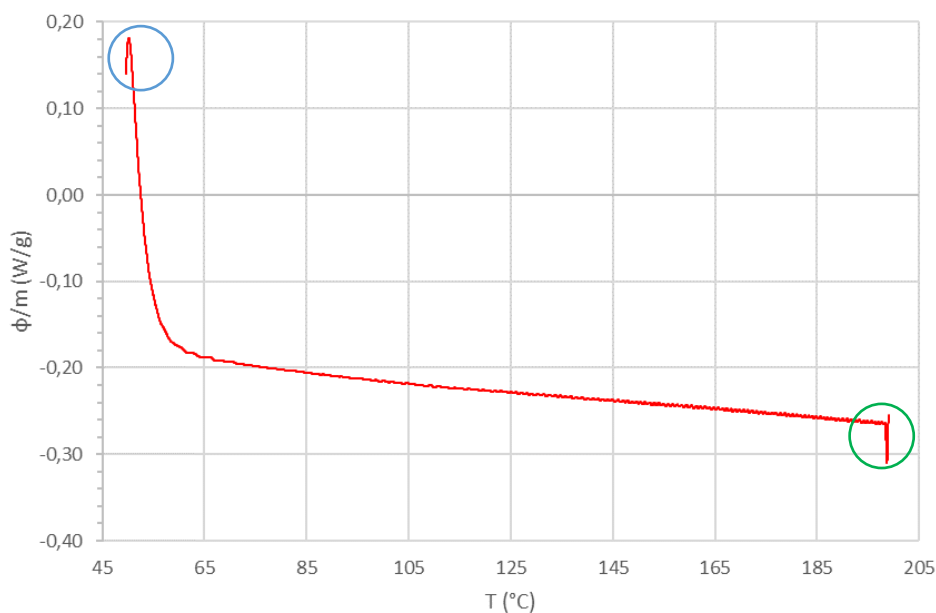


Figura 114: Curva endotérmica de ϕ/m em função de T , para a amostra 2

Pela Figura 114, repara-se que são mais pronunciadas as zonas de cristalização e de fusão (rodeadas a azul e verde, respectivamente, e detalhadas na Figura 115).

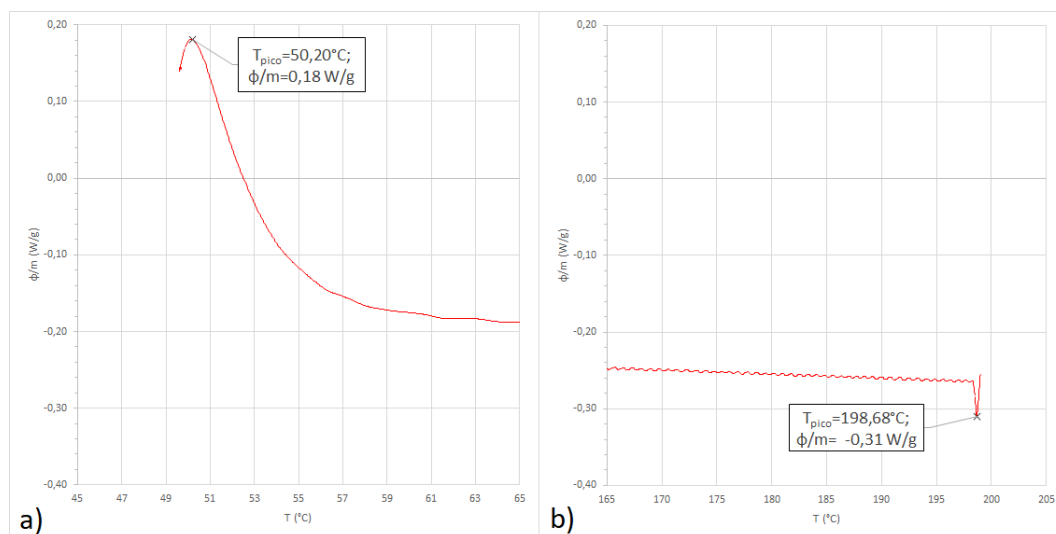


Figura 115: Curva endotérmica de ϕ/m em função de T , para a amostra 2: a) detalhe em $T \in [45;65]^{\circ}\text{C}$; b) detalhe em $T \in [185;205]^{\circ}\text{C}$

No intervalo de $T \in [45;65]^{\circ}\text{C}$ na Figura 115 a) é patente o processo de cristalização do Reverlink™, com um valor de $T_{\text{pico}}=50,20^{\circ}\text{C}$ e um $\phi/m=0,18 \text{ W/g}$. Para além dos valores obtidos serem semelhantes aos da amostra 1, e coerentes com o processo exotérmico, é determinado visualmente que a amostra 2 tem uma maior variação de entalpia (ΔH , Equação (35)) no processo de cristalização, comparativamente à amostra 1. Como não

se aplica P às amostras, demonstra-se na Figura 116 b) que a amostra 2 tinha mais energia interna (U) porque o valor de partida de ϕ/m era superior.

$$\Delta H = H_f - H_i \Rightarrow H = U + P \cdot V, \quad (35)$$

em que H_f é a entalpia final e H_i é a entalpia inicial.

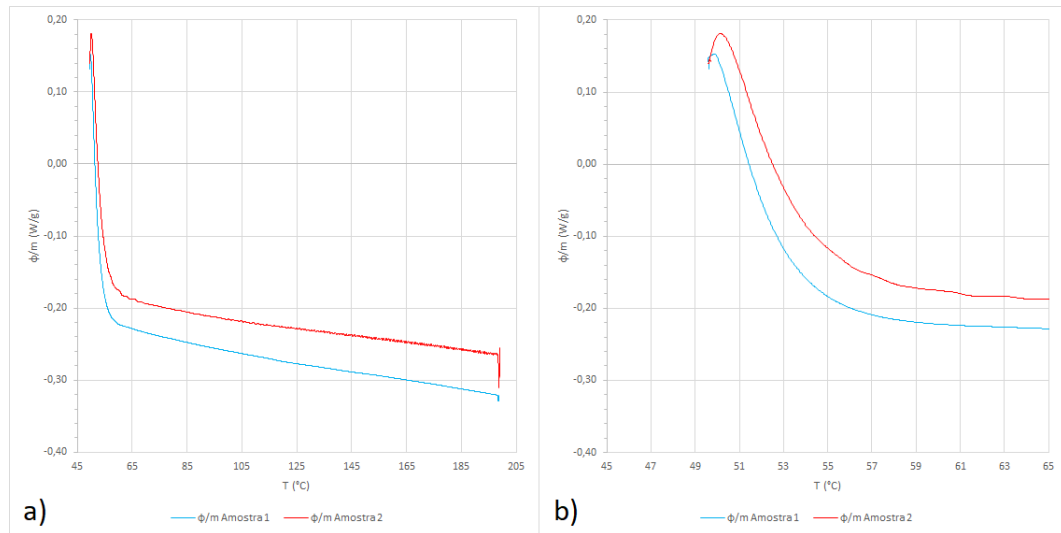


Figura 116: Curvas endotérmicas de ϕ/m em função de T : a) comportamento da amostra 1 e 2, b) detalhe para $T \in [45;65]^{\circ}\text{C}$

Da Figura 115 b), em $T \in [165;205]^{\circ}\text{C}$, observa-se que a T_{pico} atinge $198,68^{\circ}\text{C}$ e $\phi/m = -0,31 \text{ W/g}$, denotando que as amostras 1 e 2 fundem a temperaturas semelhantes com valores de ϕ/m próximos. Analisando a Figura 116 a) em simultâneo com a Figura 115 b), apesar das semelhanças encontradas, observa-se que a amostra 2, ao longo do espectro de T , vai absorvendo menos energia comparativamente à amostra 1. Por outro lado, quando se chega à zona de fusão material, é notório que a amostra 2 tem uma maior ΔH (neste caso, vai absorver mais energia) do que a amostra 1, para se fundir. Apresenta-se na Tabela 32 um resumo dos ensaios da amostra 1 e 2, apresentando o valor médio de T_{pico} ($\bar{X}_{T_{\text{pico}}}$) e o valor médio de ϕ/m ($\bar{X}_{\phi/m}$) para a temperatura de cristalização (T_c) e para T_m . Menciona-se também a $T_{\text{deg}}=250^{\circ}\text{C}$ para efeitos comparativos.

Tabela 32: Valores médios de T_c e T_m e respectivos $\bar{X}_{\phi/m}$

	$\bar{X}_{T_{\text{pico}}} (^{\circ}\text{C})$	$\bar{X}_{\phi/m} (\text{W/g})$
T_c	50,03	0,165
T_m	198,58	-0,32

Legenda: NA – não aplicável.

Determina-se, com este estudo, que o uso de Reverlink™ se encontra limitado a estruturas que não atinjam nas suas imediações $T > 190^{\circ}\text{C}$, para que não ocorram falhas de adesão devido à fusão do elastómero.

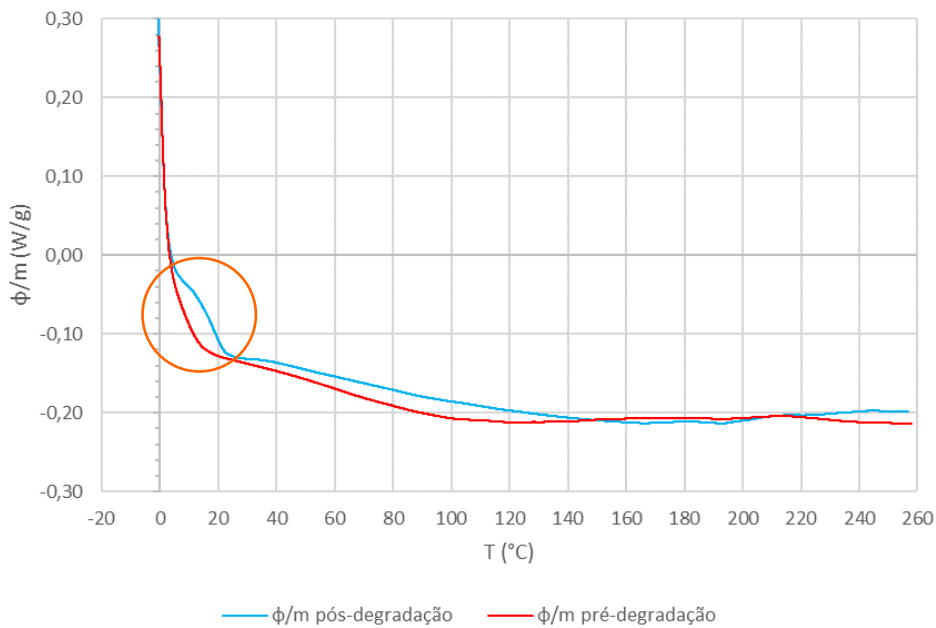


Figura 117: Curvas endotérmicas de ϕ/m em função de T , amostra 3, pré e pós degradação material

Na Figura 117 demonstram-se duas curvas endotérmicas, de pré e pós degradação, de ensaio DSC à amostra 3. Da degradação material ocorrida para $T > 250^{\circ}\text{C}$ resulta uma perda de $m \approx 0,6$ mg. Após a degradação material, e com a devida eliminação do histórico térmico, foi possível obter uma secção na curva semelhante à obtida na Figura 111, de onde se poderá estimar a T_g do Reverlink™ e de que forma o resultado se encontra desviado.

Com base na Figura 118, é analisada em detalhe a curva de pós-degradação no intervalo $T \in [3;33]^{\circ}\text{C}$. Com base em troços da curva (a laranja, Figura 118), são traçadas rectas de regressão linear de maneira que exista cruzamento de rectas que darão origem aos pontos de T_f e T_e . Como a T_g se encontra entre T_f e T_e com igual espaçamento no eixo das ordenadas (ver Figura 63), é estimado para a amostra 3 um valor de $T_g \approx 18,5^{\circ}\text{C}$. É estimado um desvio relativo ($\Delta(\%)$) pela Equação (36) entre a literatura e o valor de T_g obtido.

$$\Delta(\%) = \frac{|\Gamma_{literatura}| - |\Gamma_{experimental}|}{|\Gamma_{literatura}|} \cdot 100 \quad (36)$$

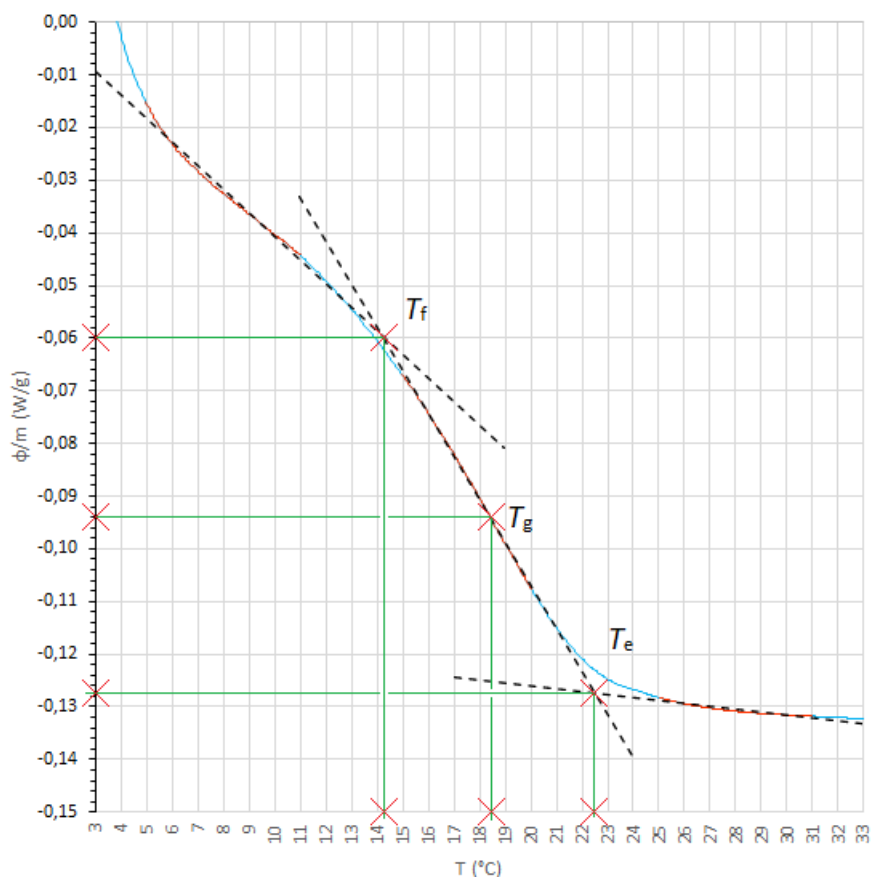


Figura 118: Detalhe da curva de pós degradação no intervalo $T \in [3;33]^{\circ}\text{C}$; previsão da T_g do Reverlink™ com base na temperatura inicial extrapolada (T_f) e na temperatura final extrapolada (T_e)

Considerando que Sordo, et al. [82] obtiveram um valor de $T_g=16,0^{\circ}\text{C}$ determina-se pela Equação (36) que existe um desvio de 12,5% entre o valor consultado na literatura e o valor obtido experimentalmente. Esta diferença está intrinsecamente ligada com o método procedido no fabrico da mistura do Reverlink™ com as devidas limitações já documentadas.

No âmbito de m perdida por combustão do elastómero não existem referências que permitam comparar os resultados. A massa inicial (m_i) era de 8,1 mg, e a massa final (m_f) é de 7,5 mg, perfazendo uma massa degradada (m_{deg}) de 0,6 mg. Contudo, e apesar da própria degradação, com base na Figura 110 pode-se estimar para o intervalo $t \in [25;70]^{\circ}\text{C}$ que $m_{\text{deg}} \approx 0,6$ mg se traduz numa taxa de degradação ($\dot{m}_{\text{deg}}$) de 0,8 mg/h. traduzindo-se numa perda percentual de 7,4 % Em caso de acidente de fogo, desconsiderando o laminado e o núcleo de NOMEX®, a estrutura *sandwich* teria no máximo uma $\dot{m}_{\text{deg}}=0,8$ mg/h.

3.7.2.1.3 Tracção: Dyneema® Carbon DDCFX005

Os ensaios de tracção dos provetes compósitos e de Reverlink™ (*bulk*) são realizados na máquina universal de ensaios INSTRON 4208 (Figura 119 a)), existente no Laboratório de Ensaios Mecânicos do INEGI. A aquisição dos valores medidos pela célula de carga de 100 kN que equipa o aparelho é feita pelo *software* na máquina, instalado num computador. O mesmo *software* permite parametrizar os valores dos provetes (Figura 119 b)).

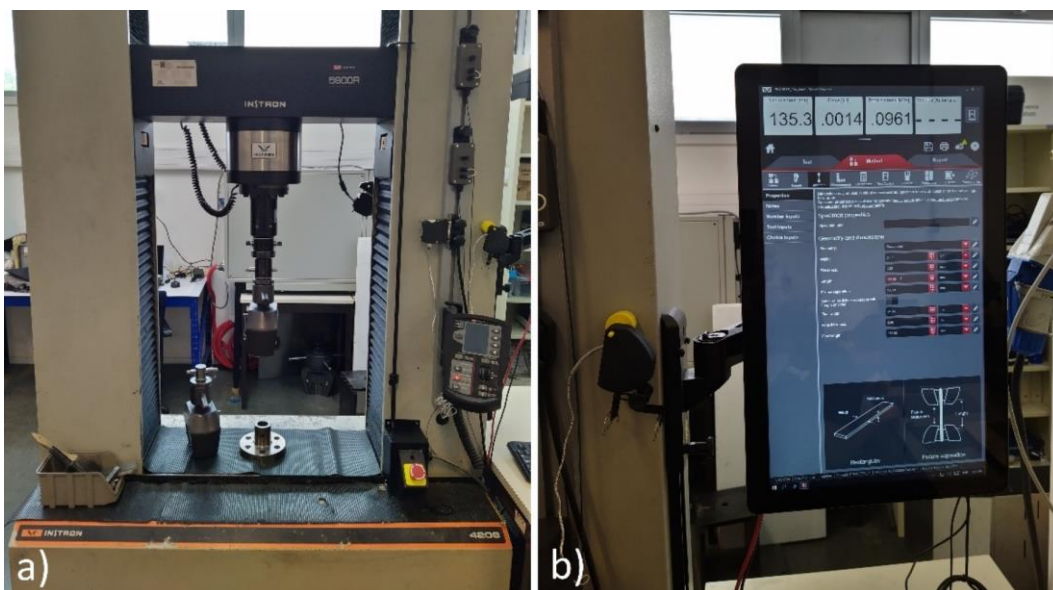


Figura 119: a) Máquina de tracção INSTRON 4208, b) Exemplo de UI de parametrização dos provetes de FC/Dyneema® (disponível nas instalações do INEGI)

O ensaio de tracção realizado nos provetes de material compósito segue o procedimento descrito na norma ASTM D3039/D3039M – 14 [179], com uma velocidade de teste (v_{teste}) de 2 mm/min, para ensaios de v constante de amarras, ou, taxa de deformação constante (ϵ/t) de $0,01 \text{ min}^{-1}$. Este ensaio destina-se a comparar os valores obtidos nos provetes de tracção, que representam os laminados fabricados na segunda fase do projecto MOSHO, com os valores obtidos analiticamente com base nas propriedades mecânicas da camada, determinadas na primeira fase do projecto MOSHO pelo INEGI (algumas das propriedades da Tabela 26).

Como é referido no subcapítulo 3.4, o fabrico dos laminados de FC e Dyneema® tem uma forte componente manual que poderá induzir variância nas suas propriedades mecânicas como:

- Desvio de $\pm\alpha$, na orientação das fibras, devido ao corte;
- Força de empilhamento e direcções de calcamento não são constantes levando a valores de w_f diferentes;

- No fabricante, a impregnação do tecido de fibras FC/Dyneema® por vezes cria uma distribuição não conforme da resina;

Com base no anexo 6.2.4, os valores de w_f , que são calculados através da manipulação da Equação (37), apresentam uma variação entre 55,3 e 59,1 % para os quinze provetes. O valor médio de w_f ($\bar{X}_{wf}$) é de 56,8 %. O desvio-padrão da amostra de w_f (s_{wf}) da amostra constituída pelos quinze provetes é de cerca de 1,4 %, com um coeficiente de variação de w_f ($\%s_{wf}$) de cerca de 2,4 %. Os valores destes parâmetros estatísticos são indicativos que o empilhamento manual dos provetes foi bem executado, ainda que possam ocorrer V_v na matriz.

$$t = n \cdot F_w \cdot \left(\frac{1}{\rho_f} + \frac{1 - w_f}{\rho_p \cdot w_f} \right) \quad (37)$$

Recorre-se ao *software* de cálculo algébrico Maple™ (anexo 6.2.6) para estimar os valores das propriedades mecânicas dos laminados da segunda fase do projecto MOSHO, obtidos recorrendo às equações da TCL (subcapítulo 2.1.5). Como o empilhamento $[\pm 45^\circ / \pm 45^\circ / (0^\circ / 90^\circ) / \pm 45^\circ / \pm 45^\circ]$ é balanceado e simétrico, podem-se calcular as constantes de engenharia (Equação (38)) presentes na inversa da matriz de rigidez de membrana ou extensional, a_{ij} (Equação (39)).

$$E_x = \frac{1}{t \cdot a_{11}}; E_y = \frac{1}{t \cdot a_{22}}; G_{xy} = \frac{1}{t \cdot a_{66}}; \nu_{xy} = -\frac{a_{12}}{a_{11}} \quad (38)$$

$$[a_{ij}] = [A_{ij}]^{-1} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{16} \\ a_{21} & a_{22} & a_{26} \\ a_{61} & a_{62} & a_{66} \end{bmatrix} \quad (39)$$

Utiliza-se o critério de falha de Tsai-Hill, presente na Tabela 6 (subcapítulo 2.1.6) e na Equação (45), para determinar a σ_{ux} do laminado. O ensaio é uniaxial, pelo que o cálculo de ϵ^0 é realizado segundo a Equação (40).

$$\{N\} = [A] \cdot \{\epsilon^0\} \Leftrightarrow \{\epsilon^0\} = [a] \cdot \{N\} \Leftrightarrow \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = [a] \cdot \begin{Bmatrix} \frac{F_x}{L} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}, \quad (40)$$

em que F_x é a força longitudinal menor que se quer calcular, e que leva à iminência de rotura. Imediatamente calculam-se as tensões globais sentidas em cada camada, como apresentado na Equação (41), para camadas de $[0^\circ / 90^\circ]$, e Equação (42) para camadas a $[\pm 45^\circ]$.

$$\{\sigma_{0^\circ}\} = [Q'_{0^\circ}] \cdot \{\varepsilon^0\} \Leftrightarrow \begin{Bmatrix} \sigma_{x0^\circ} \\ \sigma_{y0^\circ} \\ \tau_{xy0^\circ} \end{Bmatrix} = [Q'_{0^\circ}] \cdot \{\varepsilon^0\} \quad (41)$$

$$\{\sigma_{45^\circ}\} = [Q'_{45^\circ}] \cdot \{\varepsilon^0\} \Leftrightarrow \begin{Bmatrix} \sigma_{x45^\circ} \\ \sigma_{y45^\circ} \\ \tau_{xy45^\circ} \end{Bmatrix} = [Q'_{45^\circ}] \cdot \{\varepsilon^0\} \quad (42)$$

Como é necessário passar do referencial global para o referencial local de cada camada, recorre-se às Equações (43) e (44).

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{1_0^\circ} \\ \sigma_{2_0^\circ} \\ \tau_{12_0^\circ} \end{Bmatrix} = [T_{\sigma 0^\circ}] \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_{x0^\circ} \\ \sigma_{y0^\circ} \\ \tau_{xy0^\circ} \end{Bmatrix} \quad (43)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{1_45^\circ} \\ \sigma_{2_45^\circ} \\ \tau_{12_45^\circ} \end{Bmatrix} = [T_{\sigma 45^\circ}] \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_{x45^\circ} \\ \sigma_{y45^\circ} \\ \tau_{xy45^\circ} \end{Bmatrix} \quad (44)$$

Como as tensões locais se encontram todas em ordem a F_x , aplica-se o critério de Tsai-Hill (Equação (45)) para a condição de iminência de rotura.

$$\frac{\sigma_1^2}{\sigma_{u1}^2} - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{\sigma_{u1}^2} + \frac{\sigma_2^2}{\sigma_{u2}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{\tau_{u12}^2} = 1 \quad (45)$$

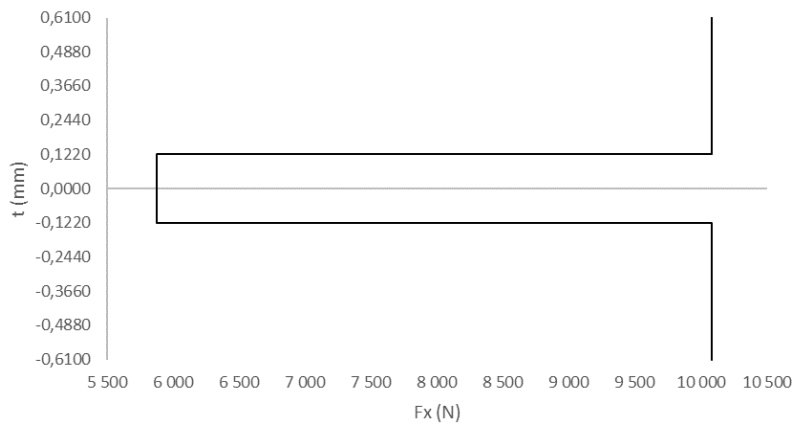


Figura 120: Distribuição dos esforços de membrana ao longo da t do laminado

Na Figura 120 apresentam-se os valores de esforço de membrana $F_x=5,8746$ kN para a camada $[0^\circ/90^\circ]$, e de $F_x=10,0855$ kN para as camadas $[\pm 45^\circ]$. Considerando o critério de *first ply failure* afere-se que é na camada $[0^\circ/90^\circ]$ que se iniciam as primeiras fracturas. Na Figura 121 verifica-se que a camada central é a que desenvolve tensões longitudinais maiores, constatação que se encontra de acordo com os esforços de membrana demonstrados na Figura 120. Prevê-se pelo método analítico que, entre o BOTTOM da segunda camada $[\pm 45^\circ]$, e o TOP da camada $[0^\circ/90^\circ]$, a diferença de tensões sentida é de cerca de 150 MPa.

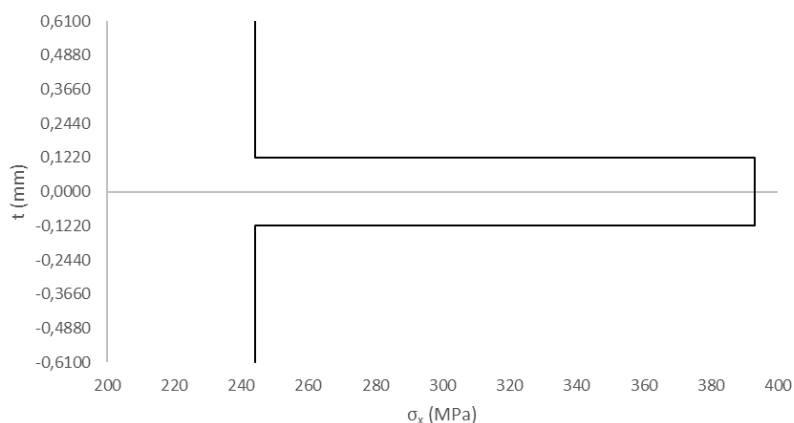


Figura 121: Distribuição da tensão σ_x ao longo da t do laminado

Na Figura 122 apresenta-se a distribuição de tensões transversais ao longo da t do laminado. Prevê-se pelo método analítico que entre o BOTTOM da segunda camada $[\pm 45^\circ]$, e o TOP da camada $[0^\circ/90^\circ]$ que a diferença de tensões sentida é pouco mais de 285 MPa, em valor absoluto. Pode-se constatar que este valor é maior do que o obtido na longitudinal. Para a previsão da tensão de rotura longitudinal (σ_{xu}) é considerado o menor valor de tensão obtido na Figura 121, uma vez que o critério de falha aplicado é o de *first ply failure*.

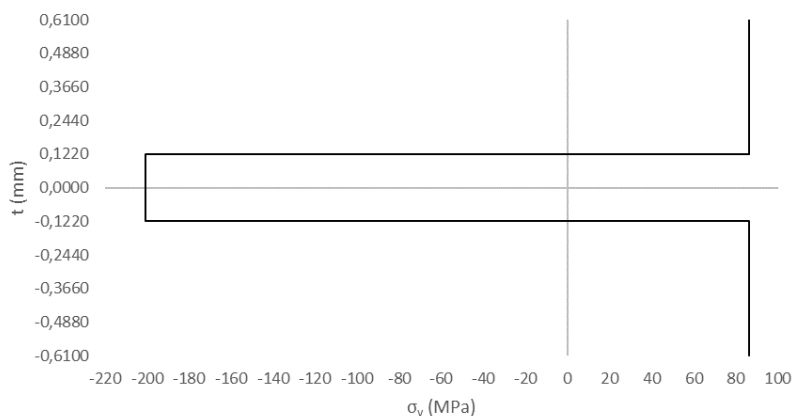


Figura 122: Distribuição da tensão σ_y ao longo da t do laminado

Na Tabela 33 apresentam-se os valores previstos para as propriedades mecânicas dos provetes de material compósito fabricados.

Tabela 33: Propriedades mecânicas estimadas pela TCL para os provetes de Dyneema® Carbon DDCFX005 da segunda fase do projecto MOSHO

	Propriedades	Valores Obtidos
Teoria clássica dos laminados	E_x, E_y	22,839 GPa
	G_{xy}	1,902 GPa
	ν_{xy}	0,540 [-]
Critério de Tsai-Hill	σ_{xu}	244,282 MPa

Para o ensaio de tracção, é realizada uma preparação prévia dos provetes de material compósito para o uso do extensómetro óptico (Figura 123). Esta preparação passa por aplicar uma camada de tinta preta em *spray* (Figura 123 a)), e seguidamente pulverizar com tinta branca, também em *spray* (Figura 123 b)), para haver um contraste. Este contraste é depois detectado pela câmara (Figura 124) que fará a aquisição de uma imagem a cada 100 ms. Essas imagens são compiladas em vídeo e, recorrendo a um *script* concebido pelo INEGI, é possível analisá-las e determinar os valores de ϵ_x e ϵ_y para cada imagem, através do deslocamento dos pontos de tinta clara, de forma a calcular ν_{xy} .

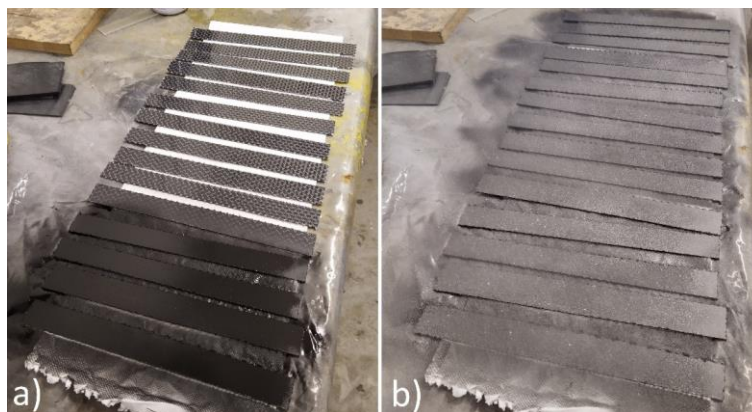


Figura 123: Preparação dos provetes de FC/Dyneema® com pulverização de tinta a) escura, b) clara

Após os ensaios de tracção, é feita uma análise ao tipo de fractura que se obteve nos provetes. Na Figura 125 apresentam-se os provetes traccionados com as amarras mecânicas, e na Figura 126 apresentam-se os provetes traccionados com as amarras hidráulicas, onde se destacam as fracturas (rodeadas a verde lima) nos provetes de material compósito.

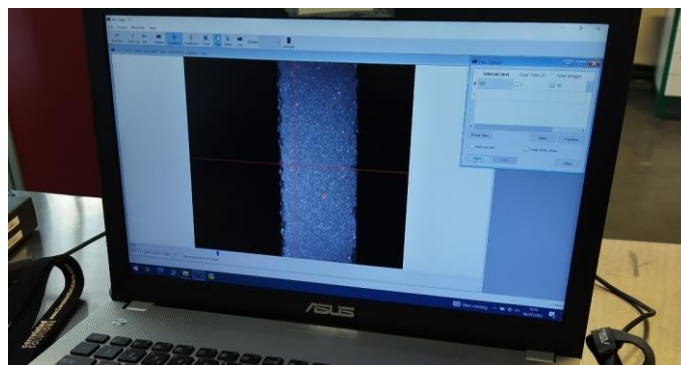


Figura 124: Aquisição de imagem realizada no provete composto (*software* Vic-Snap da Correlated Solutions, Inc.)

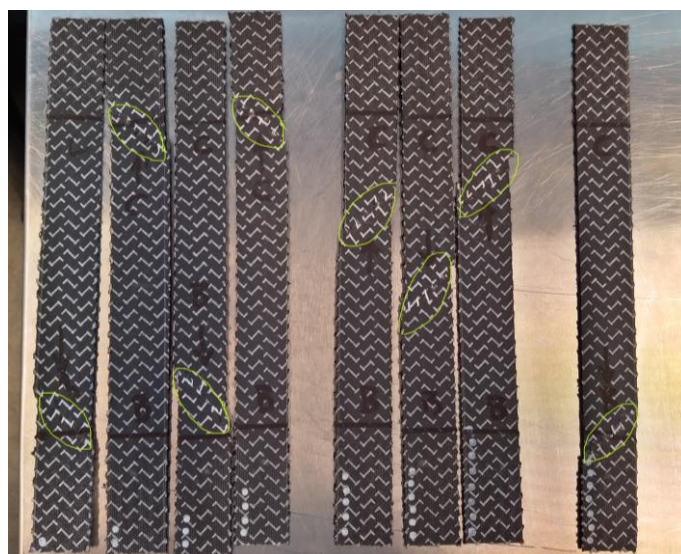


Figura 125: Fracturas e suas localizações nos provetes compostos, de 1 a 7

Devido ao empilhamento $[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/(0^\circ/90^\circ)/\pm 45^\circ/\pm 45^\circ]$ é expectável que as fracturas sejam anguladas. A análise às fracturas dos provetes é feita com base na Figura 127, conforme definido pela norma ASTM D3039/D3039M – 14 [179]. Segundo Miller, et al. [206], os provetes que iniciam ou fracturam por completo nas amarras da máquina são avaliados como não-conformes com a norma ASTM D3039/D3039M – 14 [179] (Figura 127). Analisa-se a Figura 125 e a Figura 126, com recurso à Figura 127, apresentando na Tabela 34 os códigos de falha para cada provete. De notar que os provetes que contenham “I” no segundo caractere do código, são não-conformes.

Pelos códigos apresentados, excluem-se os provetes 1, 2, 4, 8 e 13 porque a fractura inicia-se no interior da amarra. Como a norma exige o uso mínimo de cinco provetes para uma representatividade dos valores obtidos, dá-se primazia à escolha dos provetes com códigos do tipo AGM seguidos dos códigos AWB e AWT. São, portanto, escolhidos para análise os provetes 3, 5, 6 e 7 (traccionados com amarras mecânicas) e os provetes 9, 11, 12, 14 e 15 (traccionados com amarras hidráulicas).

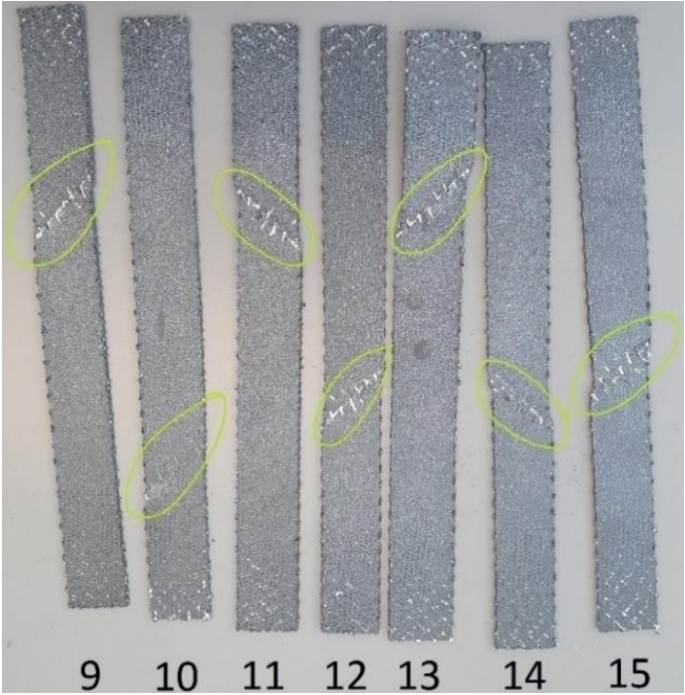


Figura 126: Fracturas e suas localizações nos provetes compósitos, de 9 a 15

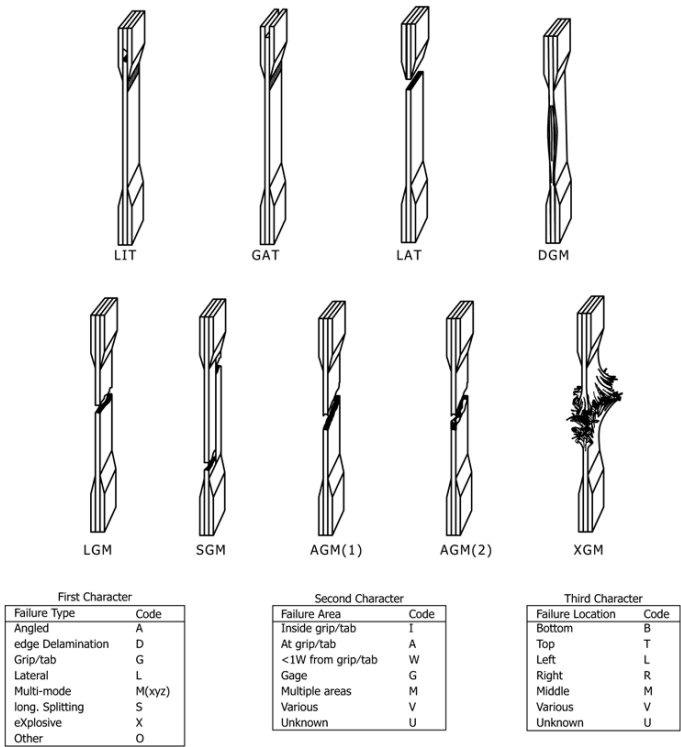


Figura 127: Códigos dos modos de fractura nos ensaios de tracção dos provetes de materiais compósitos

Tabela 34: Códigos de falha para os provetes de materiais compósitos traccionados

Provete	Código
1	AIB
2	AIT
3	AWB
4	AIT
5	AGM
6	AGM
7	AWT
8	AIB
9	AGM
10	AWB
11	AWT
12	AGM
13	AIT
14	AGM
15	AGM

Esta separação prévia dos provetes por método de fixação será explicada à medida que se apresentam as curvas de tracção (σ - ε) e as curvas de extensão (ε_y - ε_x), em concordância com valores, como a média de módulo de elasticidade longitudinal ($\bar{X}_{Ex}$), de desvio padrão da amostra de módulo de elasticidade longitudinal (s_{Ex}) e de coeficiente de variação de módulo de elasticidade longitudinal ($\%s_{Ex}$).

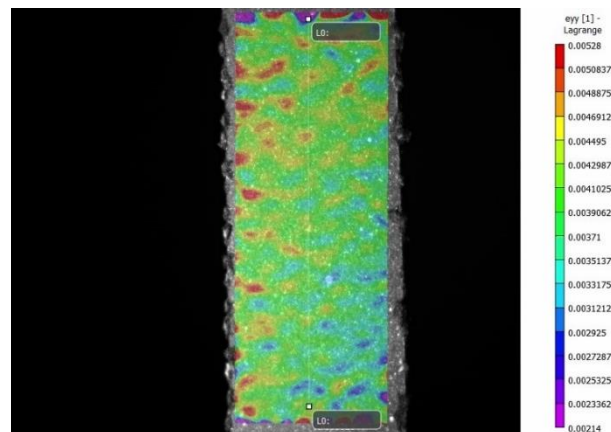


Figura 128: Análise a um dos provetes de tracção (evolução de ϵ_y) com *script* do INEGI

Para a determinação das propriedades mecânicas E_x , σ_{xu} , e ν_{xy} os cálculos são efectuados no anexo 6.2.4. É referido na norma ASTM D3039/D3039M – 14 [179] que o cálculo de E_x é feito com base nas tensões correspondentes a 1000 e 3000 $\mu\epsilon$ conforme a Figura 129, enquanto σ_{xu} é o maior valor de tensão sentido.

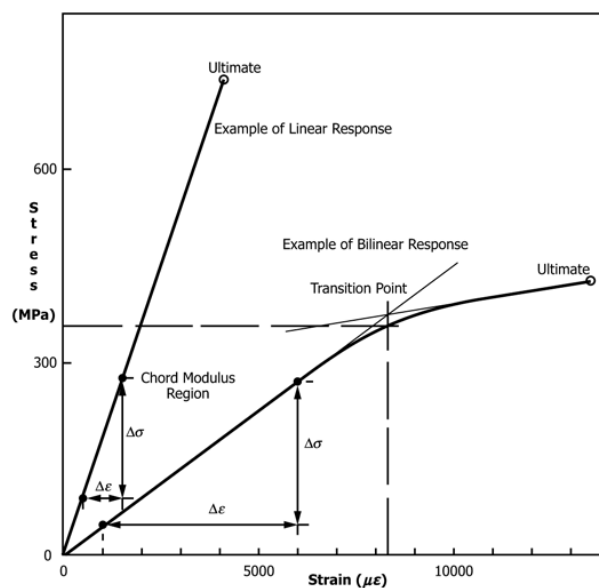


Figura 129: Curvas típicas de σ - ϵ e determinação de E_x

O cálculo de ν_{xy} é realizado com base nos valores de ϵ_x e ϵ_y obtidos pelo *script* de análise de imagem do INEGI (Figura 128), passando uma recta de regressão linear sobre a zona linearmente mais estável. Seguidamente, multiplica-se o valor do declive da recta por -1 uma vez que ν_{xy} é calculado como apresentado na Equação (46).

$$\nu_{xy} = -\frac{\epsilon_x}{\epsilon_y} \quad (46)$$

O critério de aceitação para a regressão linear obriga a um valor de coeficiente de determinação (R^2) de pelo menos 0,9900. Apresenta-se Figura 130 como exemplo, as curvas de σ - ϵ e ϵ_y - ϵ_x do provete 7. Os restantes provetes testados com amarras mecânicas encontram-se no anexo 6.2.4.

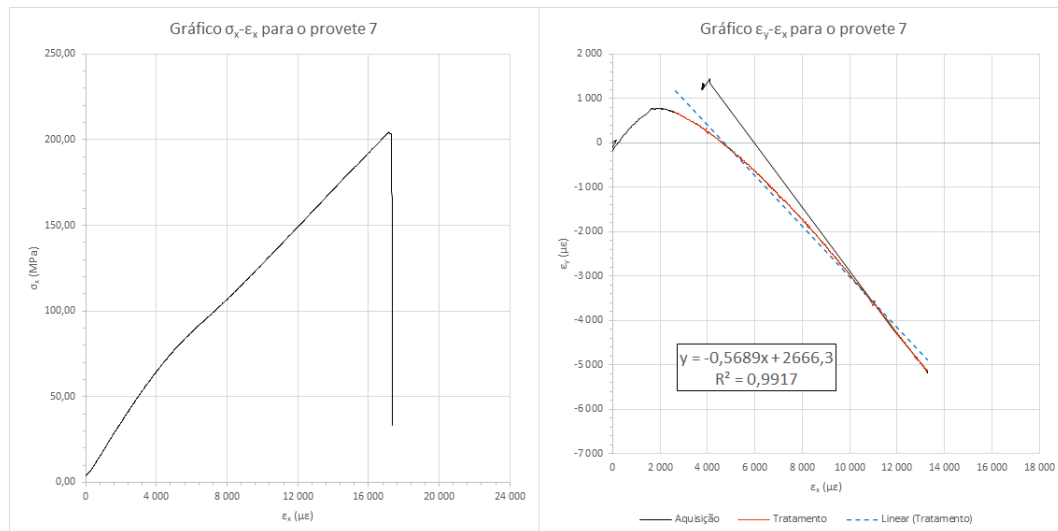


Figura 130: Gráficos de σ - ϵ e ϵ_y - ϵ_x para o provete 7

Comparando as curvas σ - ϵ entre os provetes testados com amarras mecânicas, apesar dos problemas de escorregamento, estas são muito semelhantes entre si (Figura 131), demonstrando ao leitor que o comportamento mecânico dos provetes é semelhante entre os quatro provetes, e o fabrico dos mesmos foi bem executado.

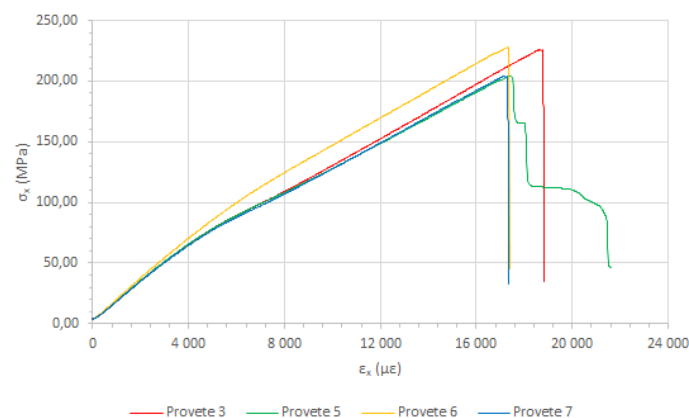


Figura 131: Curvas σ - ϵ para os provetes 3, 5, 6 e 7 (testados com amarras mecânicas)

Na Tabela 35 apresentam-se os valores de E_x , ν_{xy} e σ_{xu} obtidos para os provetes 3, 5, 6 e 7, e na Tabela 36 apresenta-se o resumo dos valores médios experimentais das propriedades mecânicas dos provetes testados com amarras mecânicas, e válidos, representativos dos laminados da segunda fase do projecto MOSHO (calculadas pelo anexo 6.2.4) e devida comparação com a previsão analítica.

G_{xy} não poderá ser comparado uma vez que não se realizam os ensaios segundo a norma ASTM D3518/D3518M – 13, *Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate* [180].

Tabela 35: Propriedades mecânicas obtidas do ensaio de tracção para os provetes testados com amarras mecânicas, de Dyneema® Carbon DDCFX005 da segunda fase do projecto MOSHO

	Provete 3	Provete 5	Provete 6	Provete 7
E_x (GPa)	16,13	16,2	17,2	15,96
σ_{xu} (MPa)	226,12	204,5	227,8	204,3
ν_{xy}	0,455	0,433	0,583	0,57

Tabela 36: Valores médios das propriedades mecânicas obtidas do ensaio de tracção para os provetes testados com amarras mecânicas, de Dyneema® Carbon DDCFX005 da segunda fase do projecto MOSHO, e comparação com os valores obtidos analiticamente

Experimental			Analítico			
ASTM D3039/D3039M – 14 [179]			TCL			Tsai-Hill
$\bar{X}_{Ex}$ (GPa)	$\bar{X}_{\sigma_{xu}}$ (MPa)	$\bar{X}_{\nu_{xy}}$	E_x, E_y (GPa)	G_{xy} (GPa)	ν_{xy}	σ_{xu} (MPa)
16,36	215,7	0,510	22,839	1,902	0,540	244,282

Comparando o valor experimental de $\bar{X}_{Ex}$ com os valores homólogos obtidos analiticamente, repara-se que se obtém um valor inferior ao previsto, em cerca de 28,38 % (calculado pela Equação (47)), e todos os valores de E_x apresentados na Tabela 35 também são inferiores aos obtidos pela TCL. Apresentando os valores de $s_{Ex} \approx 545,74$ MPa e de $\%s_{Ex} = 3,34$ %, confirma-se de uma forma quantitativa o comportamento mecânico semelhante entre os provetes.

$$\Delta(\%) = \frac{|\Gamma_{analítico}| - |\Gamma_{experimental}|}{|\Gamma_{analítico}|} \cdot 100 \quad (47)$$

Analogamente, constata-se que o valor médio experimental da tensão última de rotura, no referencial global ($\bar{X}_{\sigma_{xu}}$) é inferior, em cerca de 11,711 % à previsão analítica pelo critério de Tsai-Hill, sendo que nenhum dos provetes atinge o valor de σ_{xu} analítico. Insurge-se o problema de prever uma resistência mecânica superior à que se encontra no laminado real. Esta perda encontra-se associada a V_v , à distribuição heterogénea da matriz e à variação de w_f . Apresentando os valores de desvio-padrão da amostra da

tensão normal, no referencial global ($s_{\sigma_{ux}}$), e de coeficiente de variação da tensão normal, no referencial global ($\%s_{\sigma_{ux}}$), obtêm-se valores de 13,037 MPa, e de 6,04 %, respectivamente. Desta forma, para além do comportamento semelhante entre os provetes, afirma-se também que todos os provetes testados com amarras mecânicas têm as mesmas características mecânicas uma vez que resultaram do corte de uma placa de 300×300 mm².

Verifica-se também que o valor médio experimental do coeficiente de Poisson maior, no referencial global ($\bar{\chi}_{v_{xy}}$) do laminado é menor, comparado com o valor obtido analiticamente pela TCL, em cerca de 5,477 %. Neste caso, os provetes 6 e 7 têm valores de v_{xy} superiores aos estimados, enquanto os restantes abaixo. Relativamente ao desvio padrão do coeficiente de Poisson maior, no referencial global ($s_{v_{xy}}$) é obtido um valor de 0,077, e no coeficiente de variação, do coeficiente de Poisson maior, no referencial global ($\%s_{v_{xy}}$) obtém-se um valor de 15,07 %. Como o escorregamento dos provetes nas amarras mecânicas se deve à imperfeição de aplicação de pressão, comparativamente às amarras hidráulicas, era expectável que os valores experimentais fossem inferiores aos obtidos analiticamente, para além de haver uma dispersão de valores no que toca a v_{xy} . Repare-se também no anexo 6.2.4 são bem visíveis as zonas de grande afluência não-linear de pontos, nos gráficos ϵ_y - ϵ_x devido ao dito escorregamento dos provetes.

Apresenta-se na Figura 132, como exemplo, as curvas de σ - ϵ e ϵ_y - ϵ_x do provete 15. Os restantes provetes testados com amarras hidráulicas encontram-se no anexo 6.2.4.

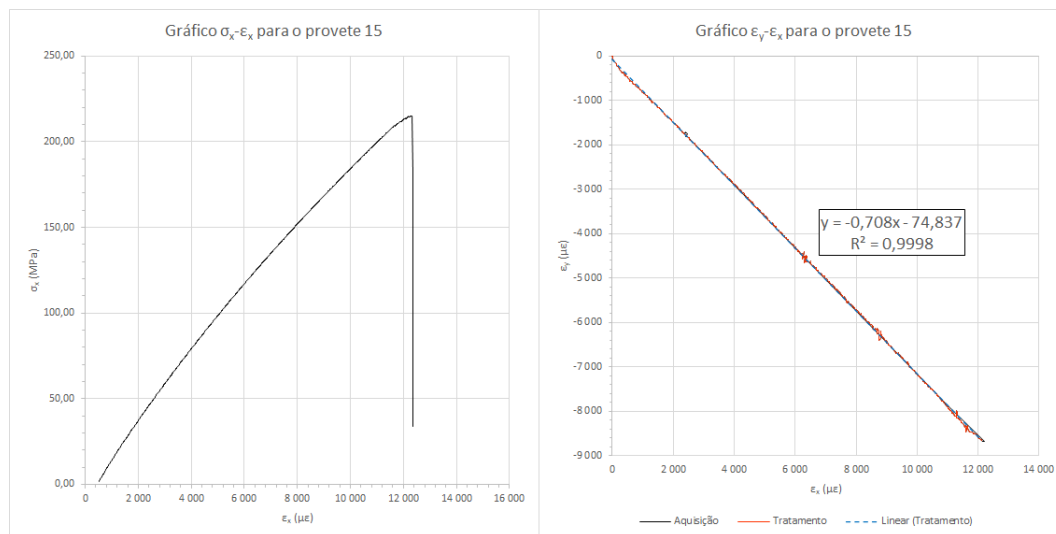


Figura 132: Gráficos de σ - ϵ e ϵ_y - ϵ_x para o provete 15

Constata-se pela Figura 133 que as curvas de σ - ϵ de entre os provetes testados com amarras hidráulicas têm a mesma tendência. Para além das questões do comportamento mecânico e do fabrico, comparando com os provetes homólogos presos em amarras mecânicas (Figura 131 vs. Figura 133) é observável que os últimos provetes testados têm menos escorregamento que os quatro iniciais, através do eixo

das abcissas. Já o valor de σ_{ux} é semelhante entre os nove provetes válidos, o que implica maiores valores de E_x no método das amarras hidráulicas.

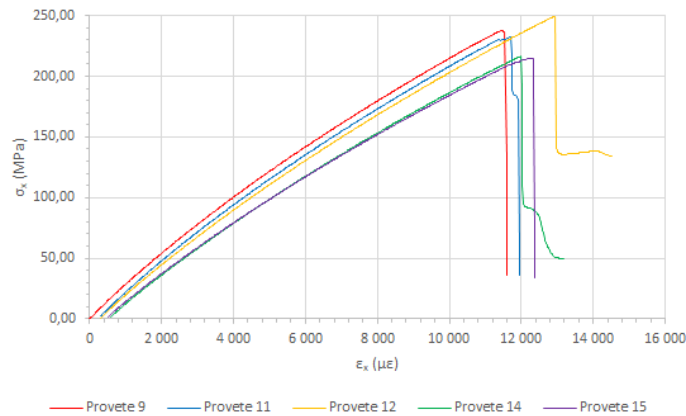


Figura 133: Curvas σ - ϵ para os provetes 9, 11, 12, 14 e 15 (testados com amarras hidráulicas)

Na Tabela 37 apresentam-se os valores de E_x , ν_{xy} e σ_{xu} obtidos para os provetes 9, 11, 12, 14 e 15, e na Comparando o valor experimental de $\bar{X}_{Ex}$ com os valores homólogos obtidos analiticamente, repara-se que se obtém um valor superior ao previsto, em cerca de 3,81 %, e todos os provetes testados individualmente obtêm valores de E_x acima do previsto pela TCL. Esta diferença de valores, em termos de dimensionamento à rigidez levaria, a que o laminado fabricado estivesse do lado da segurança, com base nas previsões analíticas.

Tabela 38 apresentam-se os valores médios experimentais das propriedades mecânicas dos provetes testados com amarras hidráulicas, representativos dos laminados da segunda fase do projecto MOSHO (calculadas pelo anexo 6.2.4) e devida comparação com a previsão analítica.

Tabela 37: Propriedades mecânicas obtidas do ensaio de tracção para os provetes testados com amarras mecânicas, de Dyneema® Carbon DDCFX005 da segunda fase do projecto MOSHO

	Provete 9	Provete 11	Provete 12	Provete 14	Provete 15
E_x (GPa)	24,66	24,8	24,00	22,8	22,3
σ_{xu} (MPa)	237,80	232,72	249,34	216,64	214,90
ν_{xy}	0,65	0,69	0,69	0,71	0,71

Comparando o valor experimental de $\bar{X}_{Ex}$ com os valores homólogos obtidos analiticamente, repara-se que se obtém um valor superior ao previsto, em cerca de 3,81 %, e todos os provetes testados individualmente obtêm valores de E_x acima do previsto pela TCL. Esta diferença de valores, em termos de dimensionamento à rigidez

levaria, a que o laminado fabricado estivesse do lado da segurança, com base nas previsões analíticas.

Tabela 38: Valores médios das propriedades mecânicas obtidas do ensaio de tracção para os provetes testados com amarras hidráulicas, de Dyneema® Carbon DDCFX005 da segunda fase do projecto MOSHO, e comparação com os valores obtidos analiticamente

Experimental			Analítico			
ASTM D3039/D3039M – 14 [179]			TCL			Tsai-Hill
$\bar{X}_{Ex}$ (GPa)	$\bar{X}_{\sigma_{xu}}$ (MPa)	$\bar{X}_{v_{xy}}$	E_x, E_y (GPa)	G_{xy} (GPa)	v_{xy}	σ_{xu} (MPa)
23,7	230,279	0,690	22,839	1,902	0,540	244,282

Com os valores de $s_{Ex} \approx 1,13$ GPa e de $\%s_{Ex}=4,77$ %, confirma-se a mesma tendência do comportamento semelhante entre os provetes testados nas amarras hidráulicas, como nos primeiros quatro provetes, porém, também se verifica que se obteve uma gama de valores de E_x mais ampla nestes últimos cinco provetes, em relação aos testados nas amarras mecânicas, que pode ser causada por diversos factores intrínsecos ao laminado como w_f e homogeneidade do espalhamento da resina.

Quanto a $\bar{X}_{\sigma_{xu}}$, o valor obtido é inferior, em cerca de 5,7 %, ao previsto pelo método analítico, mantendo-se a situação que se está a prever uma resistência mecânica superior à real porque não se consegue contemplar possíveis defeitos do laminado, ainda que o provete 12 tenha demonstrado uma resistência mecânica superior à prevista analiticamente. As variáveis de medida, $s_{\sigma_{ux}}=14,5661$ MPa, e de $\%s_{\sigma_{ux}}=6,33$ %, indicam em relação aos provetes testados com amarras mecânicas, uma maior distribuição de valores obtidos, uma vez que os valores obtidos são superiores aos seus homólogos. Determina-se que $\bar{X}_{v_{xy}}$ do laminado é superior, comparado com o valor obtido analiticamente pela TCL, em cerca de 27,914 %, o que indica que os laminados poderão sofrer maiores deformações transversais que as previstas pela TCL, como se apresenta na Tabela 37. A análise dos valores de $s_{v_{xy}}=0,026$ e de $\%s_{v_{xy}}=3,8\%$ sugere que $\bar{X}_{v_{xy}}$ pode estar a ser influenciado pelos mesmos factores referidos nos provetes testados com amarras mecânicas, uma vez que os provetes ensaiados com amarras hidráulicas apresentam todos valores de $v_{xy} > 0,6$.

Com os resultados obtidos e tratamento de dados efectuado, tanto para o método com amarras mecânicas e hidráulicas, é com segurança que se poderão utilizar os valores fornecidos pelo INEGI na Tabela 26 para a caracterização do laminado no subcapítulo 3.8, referindo ainda que os ensaios efectuados por amarras hidráulicas devolvem os melhores resultados de E_x . Ainda que os valores experimentais de σ_{xu} tenham ficado aquém do previsto pela TCL (enquanto os valores de E_x e v_{xy} foram superiores aos da TCL

recorrendo a amarras hidráulicas) sabe-se que, para atingir um maior nível de segurança e resistência mecânica do compósito, convém fazer uso de um factor de segurança (FOS, do inglês: *factor of safety*) o que implicará mais camadas.

Por outro lado, verifica-se pela literatura, em Cao, et al. [27] que pelo critério de *first ply failure*, a primeira fractura ocorre sempre entre 10000 e 15000 $\mu\epsilon$ (1,0 e 1,5 %) para os provetes de FC/Dyneema®, tal como sucedido com os provetes testados com amarras hidráulicas. Tem-se ainda em consideração que a comparação não pode ser feita linearmente uma vez que os provetes da literatura eram laminados com oito camadas, com orientação [0°/90°], e proporções de FC/Dyneema® de 1:1.

3.7.2.1.4 Tracção: Reverlink™

Para o ensaio de tracção aos provetes de Reverlink™ é referido na norma DIN EN ISO 527-2:1996 [193] que se deve calcular o módulo de elasticidade (E) no intervalo de deformação $\epsilon \in [0,05;0,25]$ %. Na norma ISO 527-1:2012(E), *Plastics – Determination of tensile properties – Part 1: General principles* [192] referem-se v_{teste} possíveis no intervalo $v_{teste} \in [0,125;500]$ mm/min, sendo a v_{teste} indicada para determinar E de 1 mm/min. Para efeitos de comparação com os trabalhos de Sordo, et al. [82] e Sordo e Michaud [83] é escolhida uma $v_{teste}=25$ mm/min. A frequência de aquisição de dados mínima (f_{min}), a fim de cumprir com o critério de Nyquist–Shannon, é dada pela Equação (48), de onde se retira que a aquisição de dados é feita com um intervalo de 0,01 s. A propriedade r é a resolução mínima do sinal de δ , em milímetros (mm).

$$f_{min} = \frac{v_{teste}}{60} \cdot \frac{L_0}{L \cdot r} \quad (48)$$

Tal como nos provetes de material compósito, é demonstrada na Figura 134 a preparação efectuada, que passa por aplicar tinta escura na zona central dos provetes, seguida da pulverização da tinta mais clara. Começa-se por medir a secção mais estreita dos provetes (Figura 135) a fim de verificar os valores médios de área seccional e escolher a célula de carga adequada, de 5 kN. Os valores de t e L serão também usados para caracterizar os provetes na máquina de tracção. Refere-se que apenas se testam três dos cinco provetes previstos pela norma, derivado de problemas diversos.

Numa primeira tentativa a realizar os ensaios, o provete 1 ao ser montado nas amarras mecânicas, aderiu como se se tratasse de cola. Este efeito que ocorreu, devido à $T_{amb} > T_g$ e à taxa de calor ($\dot{q}$) emitida pelo foco luminoso usado, foi constatado no ajuste do provete, aquando da preparação da aquisição de imagem para posterior avaliação do v . Ao tentar remover o provete, destruiu-se o mesmo (Figura 136).



Figura 134: Preparação dos provetes de Reverlink™

Procedeu-se então à colagem de *tabs* de alumínio de $25 \times 25 \times 3 \text{ mm}^3$, com cianoacrilato, nos provetes restantes (Figura 135). Adicionalmente passam-se a guardar numa arca congeladora, a $T = -15^\circ\text{C}$, para mitigar os efeitos de pastilha-elástica. Durante o manuseamento dos provetes, o quinto foi destruído antes do ensaio de tracção. Não se esperava um comportamento demasiado frágil por parte do Reverlink™ estando guardado a $T = -15^\circ\text{C}$, e devido a um pequeno impacto ao pousar sobre a mesa de trabalho, quebrou.

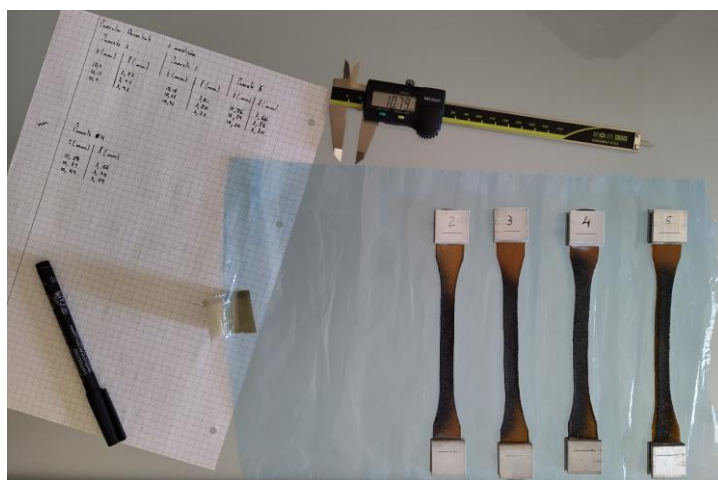


Figura 135: Medição da zona estreita dos provetes de Reverlink™ para alimentar a máquina de tracção com os valores da área seccional

Possuindo ainda três provetes com os devidos *tabs*, na segunda tentativa de realizar os ensaios de tracção, verifica-se que as amarras apenas têm uma abertura máxima de cerca de 7 mm. Com isto, é necessária a remoção dos *tabs* (Figura 137), com recurso a acetona que amolece o cianoacrilato sem danificar o Reverlink™, para a incorporação de mais finos, com $20 \times 20 \times 0,8 \text{ mm}^3$.



Figura 136: Destruição do provete 1 de Reverlink™ devido à elevada T sentida

Com $e=4,6$ mm na zona de fixação da amarra, agora é possível realizar os ensaios de tracção. Refere-se que, para efeitos de comparação com a literatura, pode não ser possível fracturar o provete sobre situação da máquina de tracção não ter curso suficiente, e assim não obter um valor real de σ_u . Para os efeitos de análise numérica pretende-se obter o valor da tensão de cedência (σ_c) e do coeficiente de poisson (ν) para materiais isotrópicos.



Figura 137: Descolagem dos *tabs* de alumínio e resto do provete 5

Restam os provetes 2, 3 e 4 que serão ensaiados à tracção. Apresenta-se como exemplo os gráficos de σ - ϵ e ϵ_y - ϵ_x do provete 1, na Figura 138 (anexo 6.2.5). Tal como procedido nos provetes de FC/Dyneema®, o critério de aceitação para a regressão linear obriga a um valor de R^2 de pelo menos 0,9900, com a diferença que a recta de regressão linear é realizada com valores pertencentes ao intervalo de $\epsilon \in [0;1]$ %. Adicionalmente refere-se que a escala de ϵ se encontra em percentagem para facilidade de leitura dos valores, enquanto nos materiais compósitos foi usada a unidade $\mu\epsilon$.

Repare-se que as curvas σ - ϵ têm ruído associado, ainda que a célula de carga usada fosse a menor disponível, de 5 kN. Se se pensar no valor de σ_u obtido por Sordo e Michaud

[83] de 2,8 MPa, os valores de $F_{\max}$ desenvolvidos são pouco mais de 105 N para os provetes da norma DIN EN ISO 527-2:1996 [193].

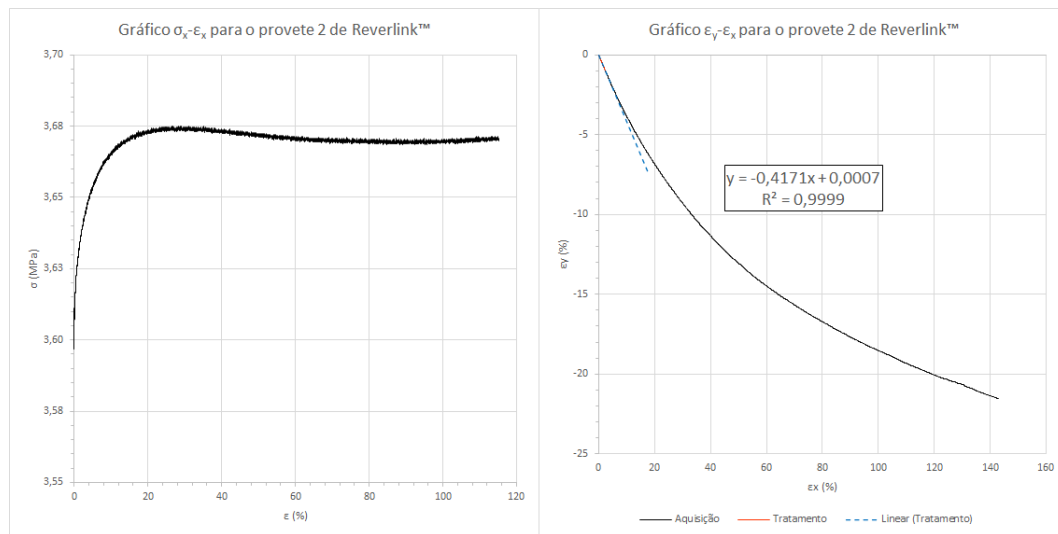


Figura 138: Gráficos de σ - ϵ e ϵ_y - ϵ_x para o provete 2 de Reverlink™

Como se constata, o provete 2 tem valor máximo de ϵ obtido em cerca de 180 % uma vez que a máquina de tracção atingiu o limite do seu curso.

Já o provete 4, não se sabe porque teve o comportamento apresentado na Figura 139, e como não se obtiveram valores coerentes de σ - ϵ , semelhantes aos dos provetes 2 e 3, opta-se por eliminá-lo da análise, ainda que da curva ϵ_y - ϵ_x se obtenha um valor coerente de v com apenas nove iterações.

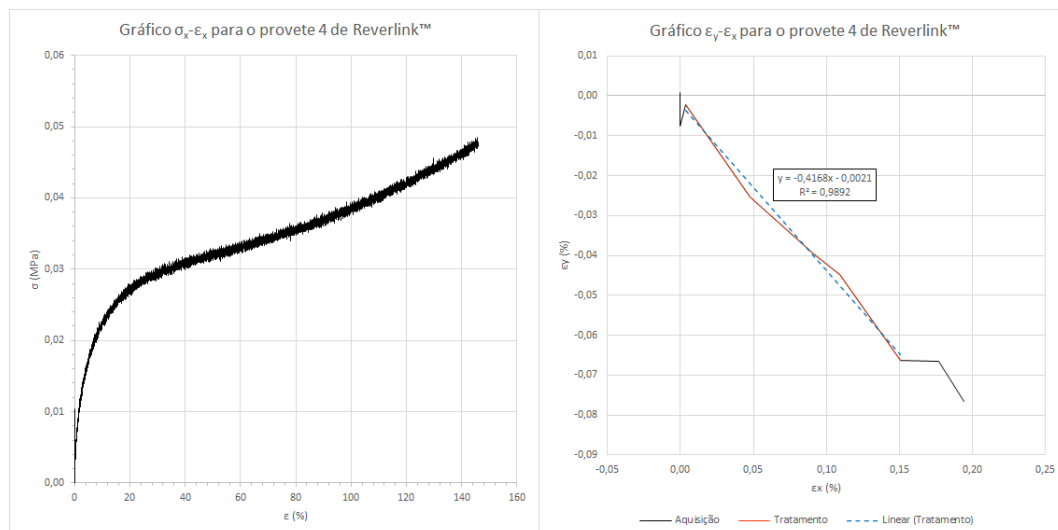


Figura 139: Gráficos de σ - ϵ e ϵ_y - ϵ_x para o provete 4 de Reverlink™

Na Figura 140 apresentam-se as curvas de σ - ϵ dos provetes 2 e 3, cujos valores são válidos para análise. Denota-se, ainda que pequena, uma diferença entre as curvas dos dois provetes, que pode ser explicada pela facilidade com que o Reverlink™ absorve

energia (estudado no subcapítulo 3.7.2.1.1), alterando a sua v_c e consequente resistência mecânica.

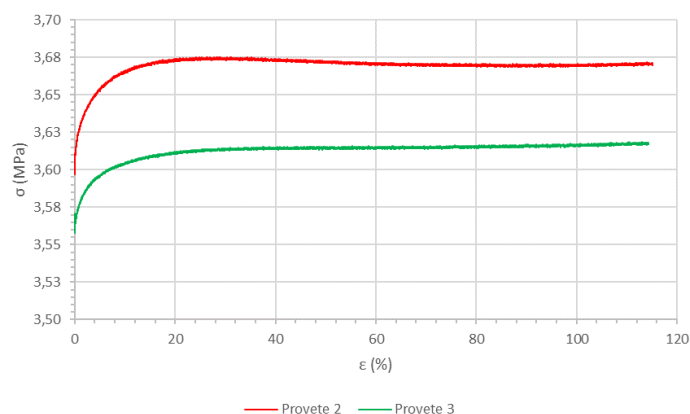


Figura 140: Curvas σ - ϵ para os provetes 3, 5, 6 e 7 (testados com amarras mecânicas)

É com alguma curiosidade que se verifica que as curvas de σ - ϵ não se assemelham com a experimentalmente obtida por Sordo, et al. [82] na Figura 141, linha verde alface, $x=0$ % NC.

Enquanto na literatura é atingida uma $\sigma_u=2,8$ MPa, e o andamento da curva é mais lento, nos ensaios de tracção efectuados aos provetes 2 e 3 de Reverlink™ as curvas σ - ϵ começam em 3,59 e 3,55 MPa, respectivamente. Por outro lado, como se atingiu o curso máximo da máquina de tracção, para uma $\epsilon=120$ % obtém-se na literatura cerca de 1,0 MPa enquanto na análise experimental se obtém 3,67 MPa.

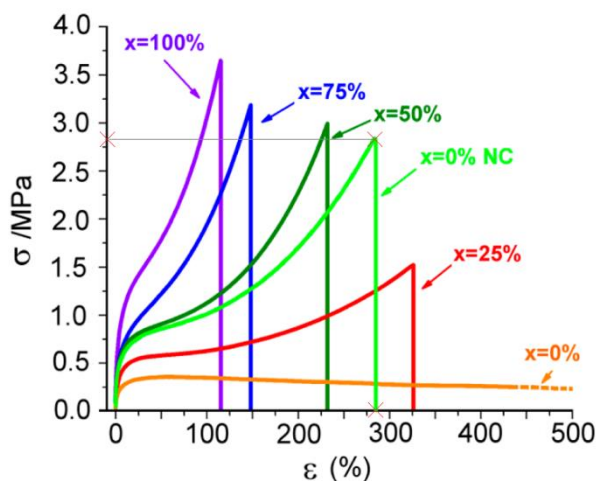


Figura 141: Resultados dos ensaios de tracção para $T=22^\circ\text{C}$, com uma $v_{\text{teste}}=25$ mm/min [82] (adaptada)

Na Tabela 39 apresentam-se os valores de E e ν , calculados no anexo 0, para os provetes 2 e 3, e na Tabela 40 os valores obtidos do ensaio de tracção do Reverlink™ (calculadas pelo anexo 6.2.4).

Tabela 39: Propriedades mecânicas obtidas experimentalmente do ensaio de tracção para os provetes 2 e 3 de Reverlink™ na segunda fase do projecto MOSHO

	Provete 2	Provete 3
E (MPa)	4,19	2,61
ν	0,42	0,49

Tabela 40: Valores médios das propriedades mecânicas obtidas experimentalmente do ensaio de tracção para os provetes de Reverlink™ na segunda fase do projecto MOSHO

Experimental		Fontes Bibliográficas			
ISO 527-1:2012 [193]		ISO 527-1			
$\bar{X}_E$ (MPa)	$\bar{X}_\nu$	E (MPa)	σ_u (MPa)	ϵ_u (%)	ν
3,4	0,45	[82] 0,4	2,8	280	NA
		[83] 40,0			NA
		[88] 90,0	3 – 4	250 – 350	NA

Legenda: NA – não aplicável

Começa-se por analisar o valor médio do módulo de elasticidade para materiais isotrópicos ($\bar{X}_E$), comparando-o com os valores obtidos na literatura, na Tabela 40, onde se constata uma panóplia de valores de E . Com base nos três valores obtidos, claramente verifica-se que em Sordo, et al. [82] o valor encontra-se com um erro de duas ordens de grandeza. Como o valor de $E=90$ MPa, presente em Société Anonyme [88] (anexo 6.1.6),    obtido através de ensaio de trac  o com $\nu_{\text{teste}}=500$ mm/min,    seguro afirmar que    com o valor de $E=40$ MPa que se fará a compara  o dos resultados.

Começa-se por referir que não se consegue explicar o desvio obtido de 91,5 %, entre a análise experimental e a literatura [83]. O fabrico do Reverlink™ foi realizado segundo as directrizes da Arkema®, e E    medido no intervalo de $\epsilon \in [0,05;0,25]$ %. Eventualmente as limita  es documentadas do fabrico do elast  metro são o maior factor influente do comportamento dos provetes, visto que a T_{amb} no ensaio era superior    da literatura [83] e da brochura [88] ($T=22^\circ\text{C}$, e $T=21^\circ\text{C}$, respectivamente) e isso levaria a obter valores de tensão menores.

Ainda assim refere-se que era de todo expectável obter um grande desvio de E aquando da compara  o das curvas σ - ϵ da Figura 140 com a curva verde-alface da Figura 141, mas não tão grande como o calculado.

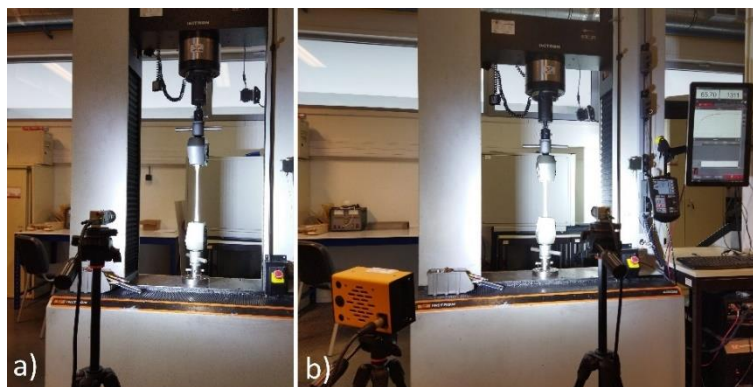


Figura 142: Tracção dos provetes de Reverlink™ a) provete 2, fase plástica, b) provete 3, instalação

Não obstante, apresentam-se parâmetros como o desvio-padrão da amostra de módulo de elasticidade isotrópico (s_E) de 1,0 MPa, com um coeficiente de variação do módulo de elasticidade para materiais isotrópicos ($\%s_E$) de 27,22 %. Estes valores indicam que não existe representatividade estatística (apenas dois provetes) e que, tanto o fabrico dos provetes, como a T_{amb} do local onde se traccionaram os espécimes, influenciam os valores do ensaio de tracção deste material sensível à T , como se constata na Figura 142 b). O uso do foco luminoso contribui para o aumento de U do Reverlink™.

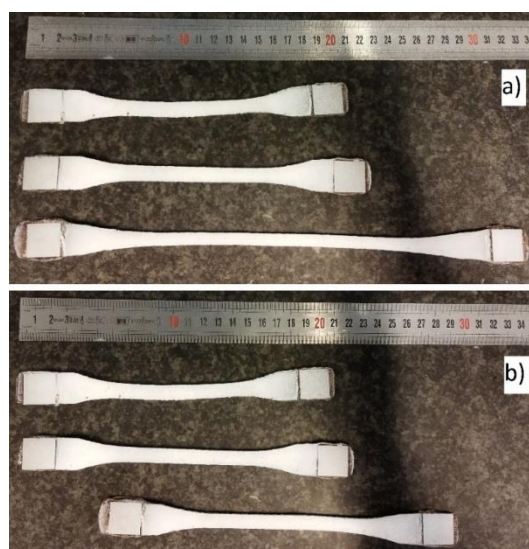


Figura 143: Diferença entre provetes a) provete 2 traccionado em comparação com os provetes 3 e 4, b) recuperação elástica do provete 2

Após a tracção do provete 2 (Figura 142 a)), o mesmo é comparado com os provetes restantes (Figura 143 a)). Repare-se na recuperação elástica do Reverlink™, uma vez que a Figura 143 a) foi tirada 7 min antes da Figura 143 b).

Em relação ao valor médio do coeficiente de Poisson para materiais isotrópicos ($\bar{X}_v$), obtém-se um valor de 0,45; com um desvio-padrão da amostra do coeficiente de Poisson para materiais isotrópicos (s_v) de 0,05; e com um desvio-padrão percentual da amostra

do coeficiente de Poisson para materiais isotrópicos (ν) de 11,6 %. Esta propriedade mecânica, infelizmente, não é passível de comparação com a literatura.

Em suma, devido aos valores de E obtidos, o desvio que existe em relação à literatura, e a fraca representatividade estatística de provetes, suficiente para considerar os valores como fidedignos, far-se-á uso dos valores das propriedades mecânicas obtidas por Sordo e Michaud [83] em conjunto com o valor de $\bar{X}_v$ que se encontra próximo dos valores típicos para elastómetros segundo Lee, et al. [207], caracterizando assim o Reverlink™ na Tabela 41 com as propriedades mecânicas obtidas experimentalmente, nos ensaios de DMA, DSC e tracção, e pela literatura consultada.

Tabela 41: Propriedades mecânicas elásticas do Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) obtidas experimentalmente e pela literatura [83]

E (MPa)	σ_u (MPa)	ϵ_u (%)	ν	E'_{max} (MPa)	$\tan \delta$ (máx.)	T_c (°C)	T_g (°C)	T_m (°C)
40	2.8	280	0,45	1000 @ 25°C	1,55 @ 50°C	50	16	198

3.7.2.2 Ensaio de impacto de *drop-weight* ou queda de massa

Os ensaios de impacto por *drop-weight* às estruturas *sandwich* de 150×100 mm² são realizados nas instalações do ISQ, no Taguspark, Oeiras. O aparelho usado para o ensaio de impacto por *drop-weight* encontra-se ilustrado na Figura 144.

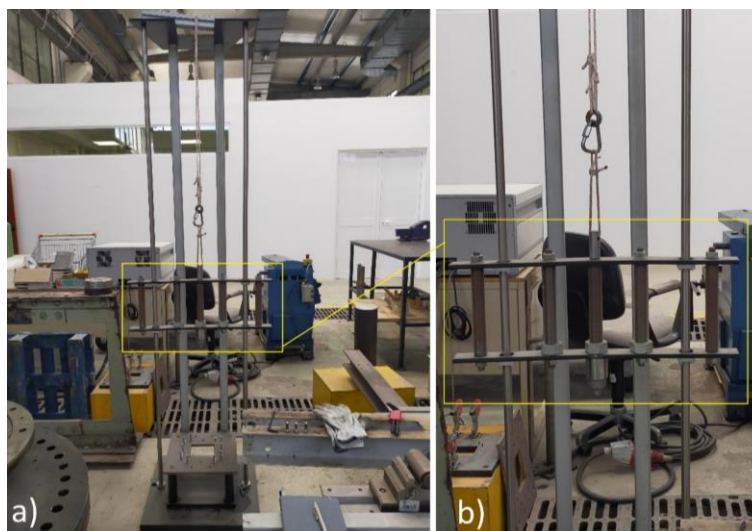


Figura 144: a) Estrutura do dispositivo de impacto, b) conjunto de massa de impacto com a ponta hemisférica ao centro (disponível nas instalações do ISQ) [208]

Os procedimentos inerentes ao ensaio encontram-se na norma ASTM D7136/D7136M – 15 [120], onde se exige que sejam testadas, no mínimo cinco estruturas *sandwich* e

que o dispositivo de impacto tenha uma ponta hemisférica com $\varnothing=16$ mm e uma massa de cerca de $5,5 \pm 0,25$ kg. Caso a E_i que se pretende aplicar não seja possível com a massa da ponta hemisférica normalizada, prevê-se que a substituta possa ter uma massa de $2,0 \pm 0,25$ kg [120]. Para a concretização da avaliação da auto-regeneração do Reverlink™, preconizam-se dois ensaios de 20 J a cada estrutura *sandwich*:

- 1º Ensaio: primeiro impacto que irá causar uma perda de resistência mecânica e rigidez à estrutura. São medidas as áreas de impacto e a profundidade máxima do dano;
- Condicionamento: as estruturas *sandwich* ensaiadas são levadas a um forno a $T=90^\circ\text{C}$ durante 24h para acelerar a possível auto-regeneração do Reverlink™, conforme descrito por Sordo e Michaud [83];
- 2º Ensaio: impacto efectuado 24h após a auto-regeneração do Reverlink™ se iniciar. São medidas novamente as áreas de impacto e a profundidade máxima do dano.

Refere-se que, nos presentes ensaios, existem diferenças em relação ao procedimento da norma ASTM D7136/D7136M – 15 [120], já que se faz uso de uma ponta hemisférica de $\varnothing=12,5$ mm (em vez de 16,0 mm), e que a massa do conjunto que irá criar o impacto nas estruturas *sandwich* de 150×100 mm² é de 11,46 kg (em vez de $5,5 \pm 0,25$ kg). Apresentam-se na Tabela 42 (e no anexo 6.2.7) os valores dos vários parâmetros inerentes ao primeiro ensaio de *drop-weight* das estruturas *sandwich* com Reverlink™, bem como os valores de área e profundidade de dano obtidos. E_i é o valor de energia de impacto aplicado.

Tabela 42: Valores dos vários parâmetros de LVI, e da área e profundidade máximas de dano, no primeiro ensaio de *drop-weight*, para as cinco estruturas *sandwich* com Reverlink™

Provete	Condições de impacto					Dano após 1º impacto		
	$\varnothing_{\text{esf}}$ (mm)	m (kg)	h (m)	v_i (m/s)	E_i (J)	Perfuração	A_{dano} (mm ²)	J_{dano} (mm)
1							243,30	7,72
2							238,70	8,19
3	12,50	11,46	0,178	1,87	20,00	Sim	223,20	4,11
4							261,00	8,06
5							244,40	6,29

Legenda: A_{dano} – área máxima de dano, h – altura de queda livre; m – massa do conjunto de impacto; J – profundidade máxima de perfuração; $\varnothing_{\text{esf}}$ – diâmetro da ponta hemisférica.

Utilizando Reverlink™ como elemento adesivo entre os laminados e o núcleo de *honeycomb* obtém-se uma área de dano média ($\bar{X}_{Adano}$) de 242,12 mm², com um desvio padrão da amostra da área de dano (s_{Adano}) de 13,53 mm², sendo o coeficiente de variação da área de dano ($\%s_{Adano}$) de cerca de 5,59 %. No âmbito do valor médio da profundidade máxima da perfuração ($\bar{X}_{I_{dano}}$) é obtido um valor de cerca de 6,87 mm, com um desvio padrão da amostra da profundidade máxima de perfuração (s_I) de 1,72 mm, e o coeficiente de variação de profundidade ($\%s_I$) de 25,02 %. É de notar que o valor de $\%s_I$ é elevado devido à influência do resultado obtido no provete 3. Realizando também uma análise pelo diâmetro equivalente da área de dano ($\emptyset_{eq_dano}$), constata-se que este varia entre 16,86 e 18,23 mm. Na Tabela 43 apresentam-se os valores dos parâmetros inerentes aos ensaios de *drop-weight* das estruturas *sandwich* com Araldite® 2015 (anexo 6.1.10). Nestes ensaios da primeira fase do projecto MOSHO foram realizados quatro ensaios com três níveis de E_i .

Tabela 43: Valores dos vários parâmetros de LVI, e da área e profundidade máximas de dano, no único ensaio de *drop-weight*, para as quatro estruturas *sandwich* com Araldite® 2015 [169-172, 209]

Provete	Condições de impacto					Dano após único impacto		
	$\emptyset_{esf}$ (mm)	m (kg)	h (m)	v_i (m/s)	E_i (J)	(1)	A_{dano} (mm ²)	I_{dano} (mm)
02-10J-1	12,50	11,46	0,089	1,32	10,00	Não	78,54	NA
02-10J-2			0,089	1,32	10,00	Não	78,54	NA
02-20J			0,178	1,87	20,00	Sim	314,16	NA
02-30J			0,267	2,29	30,00	Sim	314,16	NA

Legenda: (1) perfuração; NA – não avaliado.

Comparando o tratamento de dados realizado com os valores obtidos para o provete 02, na Tabela 43 (apesar de não haver estatisticamente uma representatividade equitativa para $E_i=20$ J), afere-se que se obtiveram menores valores de A_{dano} para as estruturas *sandwich* com Reverlink™ que para a estrutura *sandwich* com Araldite® 2015, como se constata na Tabela 44 pela comparação dos valores da diferença de área de dano (ΔA_{dano}) tomando como referência o valor do provete 02-20J. Em termos de $\emptyset_{eq_dano}$ o valor é de aproximadamente 20 mm.

Tabela 44: Valores de A_{dano} , do primeiro ensaio de *drop-weight*, para as cinco estruturas *sandwich* com Reverlink™, e respectivas diferenças, ΔA_{dano} , com o provete com Araldite® 2015

Araldite® 2015		Reverlink™				
Provetes	02-20J	1	2	3	4	5
A_{dano} (mm ²)	314,16	243,30	238,70	223,20	261,00	244,40
ΔA_{dano} (mm ²)	[-]	-70,86	-75,46	-90,96	-53,16	-69,76

Os valores de ΔA_{dano} calculados realçam as capacidades de amortecimento e absorção de energia do Reverlink™, uma vez que os 20 J aplicados não se traduziram numa A_{dano} de igual valor e destruição à estrutura *sandwich* com Araldite® 2015. Faz-se menção que os provetes de Araldite® 2015 não seguem a geometria imposta pela norma ASTM D7136/D7136M – 15 [120], uma vez que resultam do corte em 4 de um provete de HVI de 300×300 mm².

Compara-se na Figura 145, visualmente, o dano resultante do primeiro ensaio de impacto de 20 J, entre o provete 1 com Reverlink™ e o único provete Araldite® 2015. Na Figura 145 a) vislumbra-se bem o núcleo de NOMEX® exposto, resultante da perfuração que causou a rotura do laminado. Na Figura 145 b) não se observa nenhuma zona de núcleo, apenas é perceptível a fractura e descolagem da matriz (*matrix debonding*) da Dyneema®, que resulta do efeito de compressão, e o esmagamento das FC.

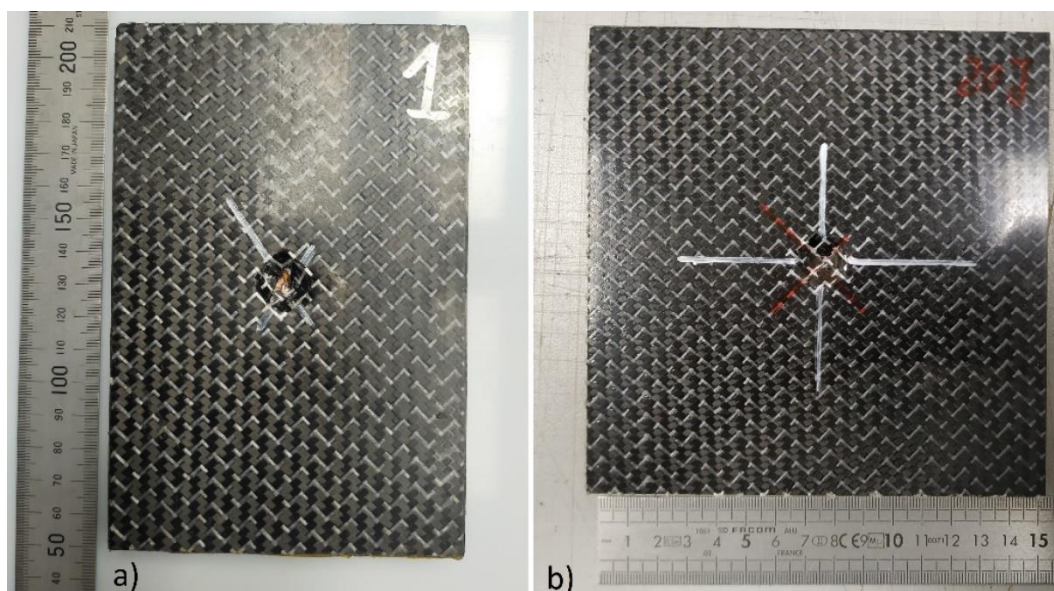


Figura 145: a) provete 1 de *drop-weight* de Reverlink™, b) provete 02 de *drop-weight* Araldite® 2015

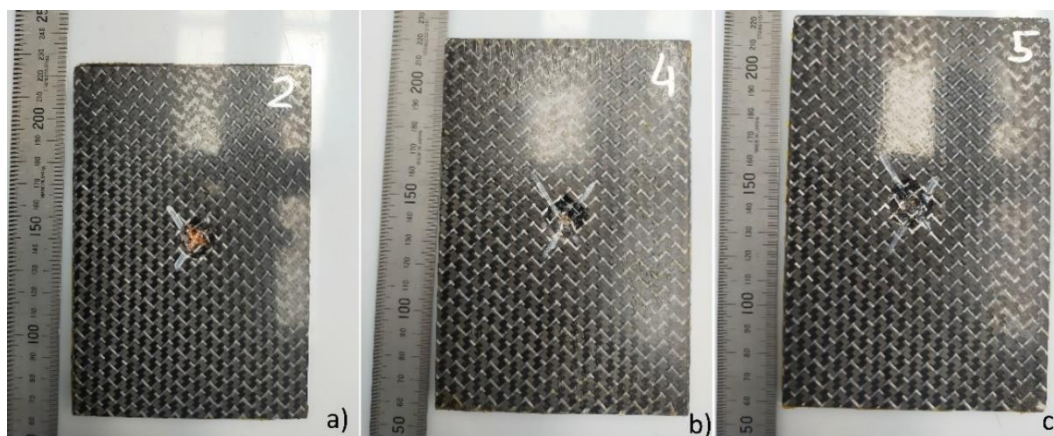


Figura 146: Provete de *drop-weight* de Reverlink™: a) provete 2; b) provete 4; c) provete 5

Na Figura 146 têm-se as comparações visuais de dano entre os provetes 2, 4 e 5 (Figura 146 a), b) e c) respectivamente), verificando-se que a exposição do núcleo ao exterior não é semelhante entre todos, incluindo o provete 1 da Figura 146 a). Comparando os provetes da Figura 146 com o provete da Figura 145 a) as ilações são as mesmas já retiradas. O provete 3 não sofre exposição do núcleo e considera-se um *outlier* entre a amostra dos cinco provetes.

O comportamento díspar entre o Reverlink™ e a Araldite® 2015 pode ser explicado com recurso ao gráfico da Figura 147, retirada de Sordo, et al. [84]. Devido à natureza elastómera do Reverlink™, este terá uma maior capacidade para amortecer o impacto, comparativamente ao adesivo Araldite® 2015 (representado pela Araldite® LY 8615 + Aradur® 8615 na Figura 147), que se define como um adesivo epóxico estrutural de ductilidade moderada [210].

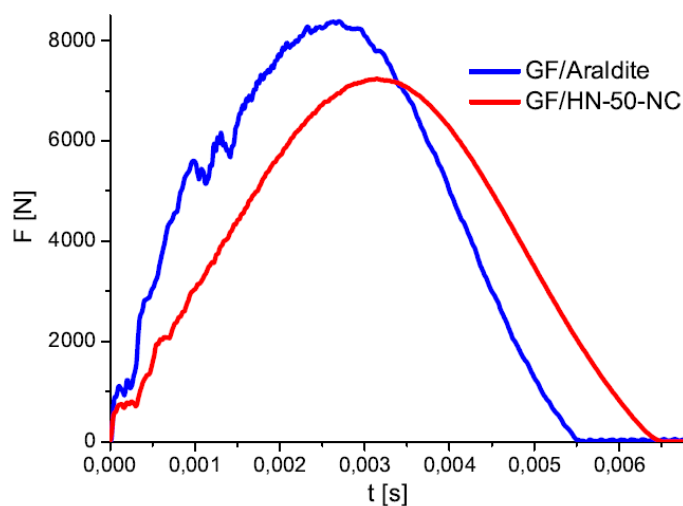


Figura 147: Curvas de força de penetração em função de t decorrido para laminados de FV com matriz de Araldite® LY 8615 + Aradur® 8615 e Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) [84]

Relativamente às propriedades mecânicas indicativas da capacidade de absorção de energia por parte dos dois materiais, tem-se na Tabela 45 a comparação dos valores para Reverlink™ e para Araldite® 2015.

Tabela 45: Comparação de propriedades mecânicas do Reverlink™ [82, 83] e do Araldite® 2015 [210], indicativas da capacidade de absorção de energia

	Reverlink™	Araldite® 2015
E (MPa)	40,0	1850,00±210,00
σ_c (MPa)	NA	12,63±0,61
σ_u (MPa)	2,80	21,63±1,61
ε_u (%)	280,00	4,77±0,15
U_r (J/m³)	NA	0,04
U_T (J/m³)	400×10⁴	NA

Legenda: U_r – módulo de resiliência; U_T – módulo de tenacidade; NA – não aplicável

Analisam e comparam-se primeiramente os valores de E do Araldite® 2015, que é muito superior ao valor obtido pela literatura para os provetes de Reverlink™, documentados na Tabela 8 e na Tabela 45. Em contraste, verifica-se que o elastómero tem uma maior tenacidade que o Araldite® 2015, pelos valores de ε_u (e consequentemente U_T).

A análise ao módulo de resiliência (U_r , Equação (49)), apesar de não haver valor disponível para o Reverlink™, acredita-se que este tenha um valor de U_r inferior ao Araldite® 2015, uma vez que a sua zona plástica é ampla.

$$U_r = \frac{\sigma_c^2}{2 \cdot E} \quad (49)$$

Pode-se assim afirmar que, devido ao seu comportamento mais rígido, a Araldite® 2015 não tem a resiliência necessária para amortecer impactos, nem a capacidade de dissipar energia, através de δ plástica, que o Reverlink™ possui, traduzindo-se em A_{dano} superiores e maior dissipação de energia sobre a forma de destruição material. Outra forma expedita para comparar os dois materiais poderia ser através de E' , E'' e $\tan \delta$, contudo não existe na literatura a referência de testes DMA ao Araldite® 2015.

Após o condicionamento das estruturas *sandwich* numa estufa durante 24h a $T=90^{\circ}\text{C}$, é realizado o segundo ensaio de *drop-weight* às estruturas *sandwich* com Reverlink™. Na Tabela 46 apresentam-se as condições de impacto, iguais às do primeiro ensaio, e os valores de área e profundidade de dano obtidos.

Analisando os valores de A_{dano} , e comparando com os valores homólogos da Tabela 42 constata-se que são iguais. No domínio da $\mathcal{J}_{\text{dano}}$, os valores que se apresentam são expectavelmente superiores aos valores obtidos no primeiro impacto, calculando $\bar{X}_{\mathcal{J}_{\text{dano}}}$ em cerca de 10,26 mm, e conforme as diferenças apresentas na Tabela 47. O valor obtido de $s_{\mathcal{I}}$ é de cerca de 0,55 mm, obtendo um $\%s_{\mathcal{I}}$ de 5,32 %, o que demonstra que as consequências do segundo impacto resultaram em valores mais coerentes, no que toca à análise de $s_{\mathcal{I}}$ e $\%s_{\mathcal{I}}$.

Tabela 46: Valores dos vários parâmetros de LVI, e da área e profundidade máximas de dano, no segundo ensaio de *drop-weight*, para as cinco estruturas *sandwich* com Reverlink™

Proвете	Condições de impacto					Dano após 2º impacto		
	$\varnothing_{\text{esf}}$ (mm)	m (kg)	h (m)	v_i (m/s)	E_i (J)	Perfuração	A_{dano} (mm²)	$\mathcal{J}_{\text{dano}}$ (mm)
1							243,30	9,88
2							238,70	10,06
3	12,50	11,46	0,178	1,87	20,00	Sim	223,20	11,18
4							261,00	10,30
5							244,40	9,86

Efectuado o condicionamento e analisando os valores da diferença de profundidade máxima de perfuração ($\Delta\mathcal{J}_{\text{dano}}$), presentes na Tabela 47, é possível afirmar que houve uma quantidade de Reverlink™ que fluiu na direcção dos locais onde se deu o impacto, visando o preenchimento de possíveis fissuras com o elastómero para amortecer e devolver alguma resistência mecânica local. Este fenómeno reflecte-se nos valores de $\Delta\mathcal{J}_{\text{dano}}$ que são sempre menores que os valores de $\mathcal{J}_{\text{dano}}$ do primeiro impacto, com a excepção do provete 3. É também de referir que, uma vez exposto ao exterior o núcleo de NOMEX® nos provetes 1, 2, 4 e 5, seria de todo esperar que os valores de $\Delta\mathcal{J}_{\text{dano}}$ obtidos após o segundo impacto fossem próximos dos valores de $\mathcal{J}_{\text{dano}}$, no primeiro impacto, caso não ocorresse auto-regeneração por parte do Reverlink™

Tabela 47: Valores de $\mathcal{I}_{\text{dano}}$, do primeiro e segundo ensaio de *drop-weight*, para as cinco estruturas *sandwich* com Reverlink™, e respectivas diferenças

Provete	1º Impacto	2º Impacto	$\Delta \mathcal{I}_{\text{dano}}$ (mm)
	$\mathcal{I}_{\text{dano}}$ (mm)	$\mathcal{I}_{\text{dano}}$ (mm)	
1	7,72	9,88	2,16
2	8,19	10,06	1,87
3	4,11	11,18	7,07
4	8,06	10,30	2,24
5	6,29	9,86	3,57

Os resultados de $\Delta \mathcal{I}_{\text{dano}}$ e a auto-regeneração do Reverlink™ podem ser justificadas com recurso à Figura 148, realizadas também por Sordo, et al. [84]:

- Tem-se um primeiro impacto, correspondente à curva de força de penetração a azul, onde se verificam os valores de $\mathcal{I}_{\text{dano}}$ menores, uma vez que os provetes se encontram com integridade plena;

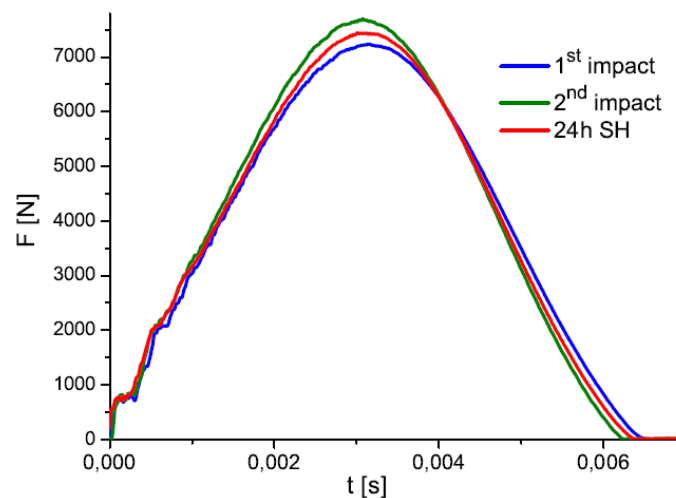


Figura 148: Curvas de força de penetração em função de t decorrido para os laminados de FV com matriz de Reverlink™ HR-NR (HN-50-NC) para o primeiro e segundo impacto sem auto-regeneração, e para o impacto com η_{24h} [84]

- Num segundo impacto sem condicionamento, correspondente à curva verde, os novos valores de $\mathcal{I}_{\text{dano}}$ são os valores máximos que se podem obter, devido à presença de delaminações que provocam uma quebra nas propriedades mecânicas elásticas, e a consequência será uma reduzida capacidade de absorver

energia e picos de força de penetração maior. Este passo não se realizou neste estudo;

- Procedendo ao condicionamento dos provetes, segue-se o terceiro impacto (neste caso de estudo é o segundo impacto), correspondente à curva vermelha, onde os novos valores de $\mathcal{I}_{\text{dano}}$ são valores intermédios, conforme η registada. Neste caso como se trata da η_{24h} , sabe-se que o Reverlink™ auto-regenera 65 % das propriedades mecânicas, daí os valores de $\Delta \mathcal{I}_{\text{dano}}$ obtidos não representarem cerca de 30 % do valor de $\mathcal{I}_{\text{dano}}$ do primeiro impacto nos provetes 1, 2 e 4, e 50 % no provete 5. O provete 3, pelo que já fora referido considera-se um *outlier*.

Apresenta-se na Figura 149 a comparação visual do dano resultante do segundo ensaio de impacto de 20 J, relativamente ao primeiro ensaio de impacto, no provete 1 servido como exemplo, e os danos traseiros, do segundo ensaio de impacto na Figura 150. Começa-se por comparar na Figura 149 a) com a Figura 149 b) a exposição do núcleo da estrutura *sandwich*, que é maior na última referida. Existe completa rotura do laminado devido ao segundo esmagamento das fibras de Dyneema® e às fissuras na matriz, presentes no perímetro de dano (P_{dano}).

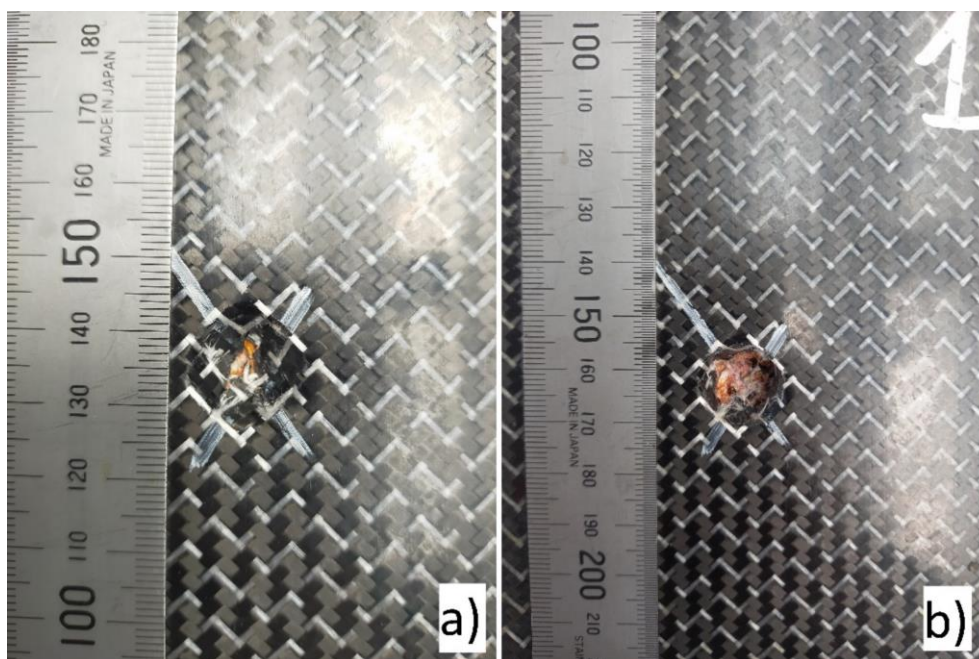


Figura 149: Provet 1, face frontal após a) primeiro impacto, b) condicionamento e segundo impacto

Na Figura 150 é ligeiramente perceptível uma protuberância na zona rodeada a verde-lima, consecutivamente abaixo da zona de impacto, indicativo que o núcleo também sofreu compressão.



Figura 150: Provete 1, face traseira após condicionamento e segundo impacto

No presente estudo às estruturas *sandwich* 150×100 mm² de Reverlink™, sujeitas a um impacto por *drop-weight*, constata-se que foram obtidas A_{dano} menores que o provete homólogo com Araldite® 2015 visto que o elastómero Reverlink™ tem uma maior capacidade de dissipação de energia, pelo seu elevado U_T e ϵ_u . Contudo, determinou-se que todas as estruturas *sandwich* de Reverlink™, quando penetradas, o núcleo de *honeycomb* passava a ser visível à vista desarmada (excepto no provete 3), algo que não aconteceu no provete 02-20J, e que se encontra intrinsecamente relacionado com o valor de U_r do Araldite® 2015. Enquanto por um lado, o Reverlink™ tem uma grande capacidade de dissipação de energia no regime plástico, ou maior tenacidade, o Araldite® 2015 tem maior resiliência.

No domínio da auto-regeneração, a mesma é verificável através dos valores de J_{dano} obtidos para o primeiro e segundo ensaio de impacto, porém, acredita-se que os valores seriam melhores caso o fabrico das estruturas *sandwich* fosse como exemplificado na Figura 151. Fabricar primeiro as camadas de $e=1$ mm de Reverlink™, e depois unir o conjunto em autoclave, como sucede no fabrico de componentes aeronáuticos, seria mais benéfico à auto-regeneração e preenchimento de fissuras, que o fabrico realizado.

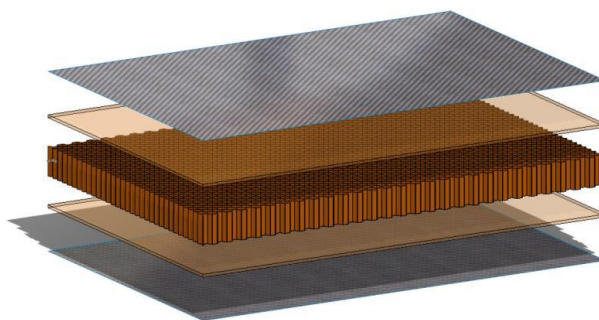


Figura 151: Vista de explosão da estratificação da estrutura *sandwich* 150×100 mm² a fabricar em autoclave (desenhado e retirado do software SOLIDWORKS®)

3.7.2.3 Ensaio de impacto por disparo de projectil com canhão de ar comprimido

Os ensaios de impacto por canhão de ar comprimido às estruturas *sandwich* de 300×300 mm² são realizados nas instalações do ISQ, em Palmela. O procedimento do ensaio segue o protocolo interno do ISQ, *Test Plan: WP3 – Medium and High Energy Impact Protection Materials* [128].

O canhão usado para os ensaios é apresentado na Figura 152 a). Por experiência, o ISQ prevê no *Test Plan: WP3 – Medium and High Energy Impact Protection Materials* [128] uma relação da P aplicada no interior do canhão (que varia entre 1,1 e 2,7 bar) com a velocidade da esfera (v_{esf}) quase linear. O disparo do canhão é realizado com recurso a cartuchos de esferovite, inseridos pelo escape aberto na Figura 152 b), e impulsionados pela pressão de ar criada, transportam a esfera.

Os cartuchos são destruídos ao passar pela ponteira do canhão (Figura 152 b)), e têm um $\varnothing$ nominal ligeiramente abaixo do diâmetro interno ($\varnothing_{int}$) do tubo do canhão de ar comprimido.

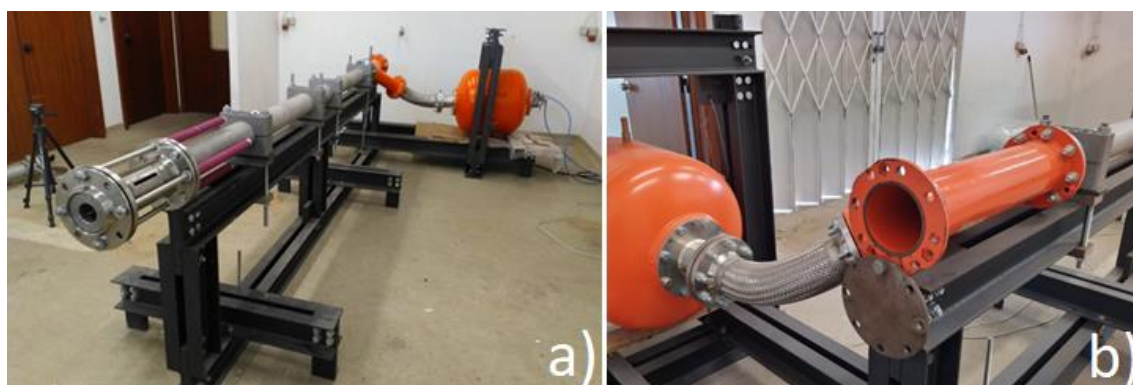


Figura 152: a) Canhão de ar comprimido usado em ensaios de impacto por projectil [128], b) Escape traseiro aberto para inserção dos cartuchos (disponível nas instalações do ISQ)



Figura 153: Cartuchos fabricados em esferovite e espuma de XPS (disponível nas instalações do ISQ)

Na Figura 153 apresentam-se quatro cartuchos: os dois mais à esquerda são utilizados nos ensaios com esferas virgens, e são mais compridos para dar melhor estabilidade no disparo em relação aos dois cartuchos mais à direita. Estes últimos são utilizados previamente na calibração do canhão de ar comprimido com esferas já usadas em outros ensaios, são mais curtos e fabricados com poliestireno extrudido (XPS) de cor diferente para mais facilmente os diferenciar. O uso da bolacha de XPS advém de um problema primitivo do ISQ. Quando se usavam cartuchos exclusivamente de esferovite, ao disparar, a esfera penetrava a esferovite quando o cartucho impactava interiormente a ponteira do canhão, e a esfera não prosseguia. Com recurso a cartuchos, como os dois últimos mencionados, são efectuados dois disparos por cada v de ensaio que se quer praticar. Isto permite calibrar a posição de impacto da esfera em coordenadas (x,y), recorrendo a desperdícios de cartão com uma cruz marcada ao centro (Figura 154).

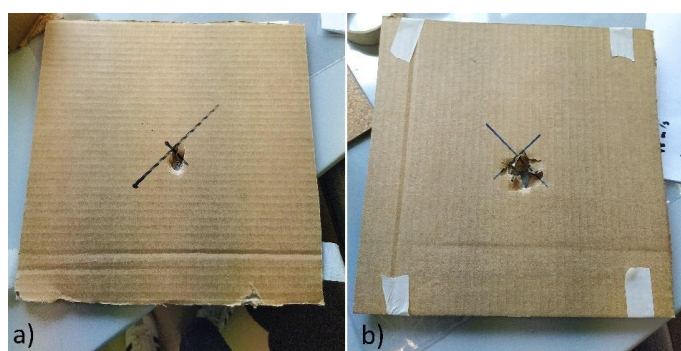


Figura 154: Desperdícios de cartão com cerca de 300×300 mm² utilizados para a calibração do canhão, a) no ensaio de 150 m/s; b) no ensaio de 100 m/s

Para além da avaliação da posição da esfera, avaliam-se também os valores de v_{esf} com sensores de detecção, que transmitem o sinal ao aparelho da Figura 155. Consoante a velocidade obtida, regula-se P aplicada no interior do canhão para o valor de v_{esf} desejado.

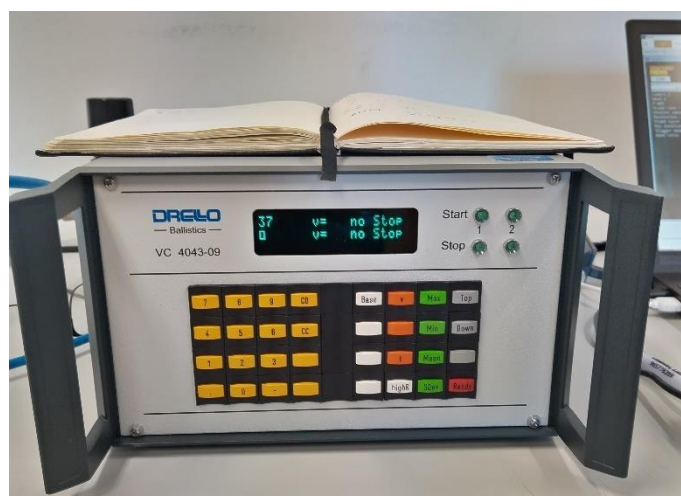


Figura 155: Aparelho de aquisição de valores de velocidade Drello Ballistics VC 4043-90 (disponível nas instalações do ISQ)

O valor de v_{esf} obtido no aparelho de medição tem uma relação quase linear com P porque é dependente de factores como:

- Resistência do ar (*drag*);
- O cartucho, que irá amortecer alguma da energia de impulso;
- O fabrico do cartucho é exclusivamente manual, o que introduz incerteza na sua cilindridade;
- A abertura da concavidade no cartucho que abarca a esfera;
- A posição da fita que segura a esfera;
- A pressão P ;

Com base nas medições efectuadas, tem-se na Tabela 48 a medição experimental de P com v na calibração para os ensaios efectuados. De notar que o canhão não dispara com P inferior a 1,1 bar, para o ensaio de 100 m/s, existindo a necessidade de abrir o escape traseiro (Figura 152 b)) para que parte de P de lançamento seja desperdiçada em sentido oposto ao que se dispara a esfera.

Tabela 48: Valores de v de impacto, estimados e obtidos, em função de P do ar no canhão

P (bar)	v_{estimada} (m/s)	v_{esf} (m/s)
1,60	150,00	146,80
1,90 ^a	100,00	94,60

^a escape traseiro aberto

As estruturas *sandwich* de 300×300 mm² são fixas numa moldura, com uma abertura de 240×240 mm², conforme se ilustra na Figura 156 a). Os dezasseis parafusos que fixam a estrutura *sandwich* à moldura são apertados com recurso a uma chave dinamométrica, calibrada previamente para um momento de aperto de 12 Nm [129]. Na Figura 156 b), observa-se fora da clausura de acrílico, que serve para proteger as câmaras de alta velocidade. Para registo do impacto é usada uma Photron™ FASTCAM NOVA R2, enquanto na Figura 156 b) encontra-se uma Photron™ SA5 utilizada para as estruturas *sandwich* com Araldite® 2015) e para o registo da saída da esfera é utilizada uma Photron™ AX200. A placa de esferovite (Figura 156 b)) é utilizada como fundo branco para melhor análise posterior dos vídeos de alta velocidade.

Efectuam-se os ensaios de impacto por disparo de canhão de ar comprimido, e são registados imediatamente os valores de v_i , após aquisição pelo aparelho da Figura 155. Os valores de velocidade residual (v_r) são obtidos *à posteriori* através da análise dos vídeos, realizados pelas câmaras de alta velocidade, da cinemática da esfera.

Apresentam-se na Tabela 49 os valores de v_i , v_r e energias respectivas para as estruturas *sandwich* fabricadas com Reverlink™. A esfera de impacto usada é de aço, com

$m=28,20$ g e $\varnothing=19,05$ mm, cujas propriedades mecânicas e químicas se encontram na Tabela 12 e na Tabela 13.

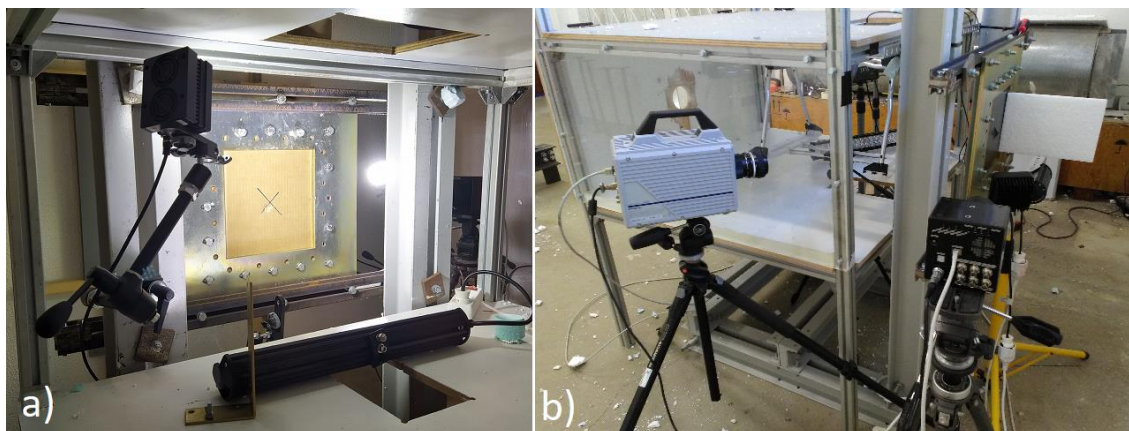


Figura 156: a) Moldura de fixação com um cartão-desperdício impactado, e restante *setup* de captação de imagens e velocidade; b) sistema de captação de alta v : Photron™ SA5 na dianteira, e Photron™ AX200 na traseira [128, 129]

O cálculo de E_i e E_r baseia-se na Equação (16), presente no subcapítulo 2.3.4, e demonstrado nas Equações (50) e (51).

$$E_i = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_i^2 \quad (50)$$

$$E_r = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v_r^2 \quad (51)$$

A propriedade E_a é calculada pela Equação (52).

$$E_a = E_i - E_r \quad (52)$$

Tabela 49: Valores de v e energia obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na segunda fase do projecto MOSHO, para as estruturas *sandwich* com Reverlink™ [211]

Provete	Perfuração	v_i (m/s)	v_r (m/s)	m (g)	E_i (J)	E_r (J)	E_a (J)
1R	Sim	139,48	129,10	28,20	274,31	235,00	39,31
2R		139,22	128,50		273,30	232,82	40,47
3R		94,63	69,80		126,26	68,70	57,57
4R		92,41	67,70		120,93	64,62	55,78

Legenda: E_a – energia absorvida; E_r – energia residual; m – massa da esfera.

Na Figura 157 e na Figura 158 tem-se uma vista de pormenor dos danos causados na frente e traseira das estruturas *sandwich* de 300×300 mm² com Reverlink™, 1R e 2R,

respectivamente, sujeitas ao ensaio de HVI de $v=150$ m/s. É visível na Figura 157 a) que as fibras de Dyneema® sofrem ligeiro *matrix debonding*, enquanto na Figura 158 a) não. Já na Figura 157 b) e Figura 158 b), o efeito de *matrix debonding* das fibras de Dyneema® é acompanhado da rotura dos laminados devido à matriz e à tracção de FC do laminado.

Nos ensaios de HVI para $v_{\text{estimada}}=150$ m/s, obtém-se uma velocidade de impacto média ($\bar{X}_{vi}$) de 139,35 m/s, com um desvio padrão da amostra da velocidade de impacto (s_{vi}) de 0,18 m/s, sendo o coeficiente de variação da velocidade de impacto ($\%s_{vi}$) de cerca de 0,13 %. Com esta análise afere-se com segurança que o canhão de ar comprimido se encontrava bem calibrado, apesar de $\bar{X}_{vi}$ se encontrar 11 m/s abaixo do pretendido.

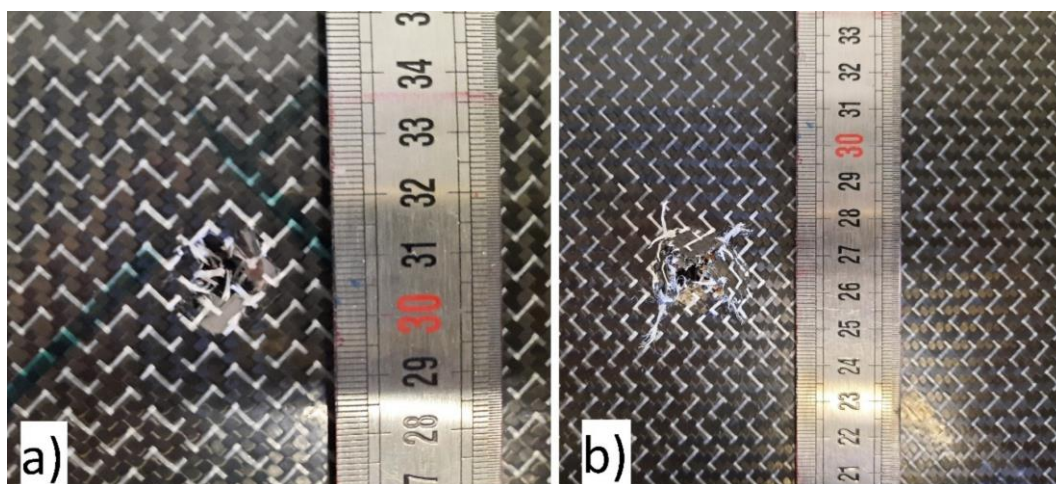


Figura 157: A_{dano} na estrutura *sandwich* 300×300 mm², 1R, HVI de 150 m/s; a) frente; b) traseira

O valor médio da velocidade residual ($\bar{X}_{vr}$) é de cerca de 128,80 m/s, com um desvio padrão da amostra da velocidade residual (s_{vr}) de 0,42 m/s, e o coeficiente de variação da velocidade residual ($\%s_{vr}$) de 0,33 %. Estes parâmetros permitem avaliar o impacto do fabrico nas estruturas *sandwich* de 300×300 mm², nomeadamente a quantidade de filme de Reverlink™ que se encontrava directamente abaixo do laminado que permitiu uma maior absorção de energia.

Em termos energéticos, obtém-se valores médios de energia de impacto ($\bar{X}_{Ei}$) e de energia residual ($\bar{X}_{Er}$) de cerca de 273,80 e 233,91 J, respectivamente, perfazendo um valor médio de energia absorvida ($\bar{X}_{Ea}$) pelas estruturas de 39,89 J. O desvio padrão da amostra da energia de impacto (s_{Ei}) é de cerca de 0,72 J, e o desvio padrão da amostra da energia residual (s_{Er}) é de cerca de 1,54 J. Este último valor vem confirmar o que fora referido na análise de v_r . Como E_i e E_r são directamente proporcionais a v_i e v_r , os valores de coeficiente de variação da energia de impacto ($\%s_{Ei}$) e da energia residual ($\%s_{Er}$) são o dobro dos obtidos para $\%s_{vi}$ e $\%s_{vr}$. Averiguando o valor do desvio padrão da amostra da energia absorvida (s_{Ea}) obtém-se cerca de 0,82 J, com um valor de coeficiente de variação da energia de absorvida ($\%s_{Ea}$) de cerca de 2,05 %.

Relativamente à Figura 158 b) comparada com a Figura 157 b), repara-se que o dano causado na traseira do provete 2R é mais notório e violento que no provete 1R. O sucedido poderá estar associado com os problemas de fabrico que ocorreram (revisitar subcapítulo 3.7.1), ou seja, não havia uma melhor coesão entre o núcleo de NOMEX® e o laminado de FC/Dyneema® porque a quantidade de Reverlink™ não era suficiente (como ocorreu no provete 4 de LVI, no segundo impacto) e, de acordo com os valores de E_a , o provete 2R tem maior absorção de energia que o provete 1R. Esta absorção é traduzida, como se observa, numa maior plastificação sob a forma de rotura material.

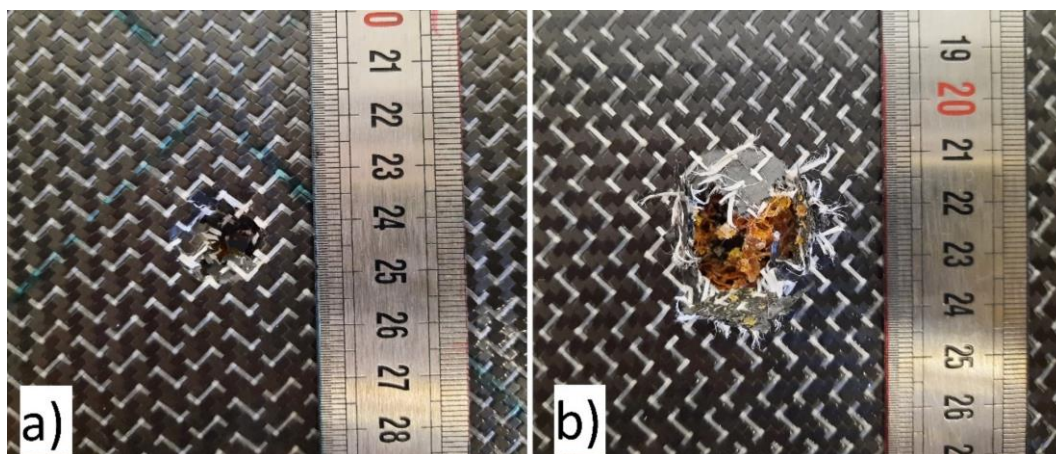


Figura 158: A_{dano} na estrutura *sandwich* 300×300 mm², 2R, HVI de 150 m/s; a) frente; b) traseira

Na Figura 159 e na Figura 160 tem-se uma vista de pormenor dos danos causados na frente e traseira das estruturas *sandwich* 300×300 mm² 3R e 4R, respectivamente, sujeitas ao ensaio de HVI de $v=100$ m/s.

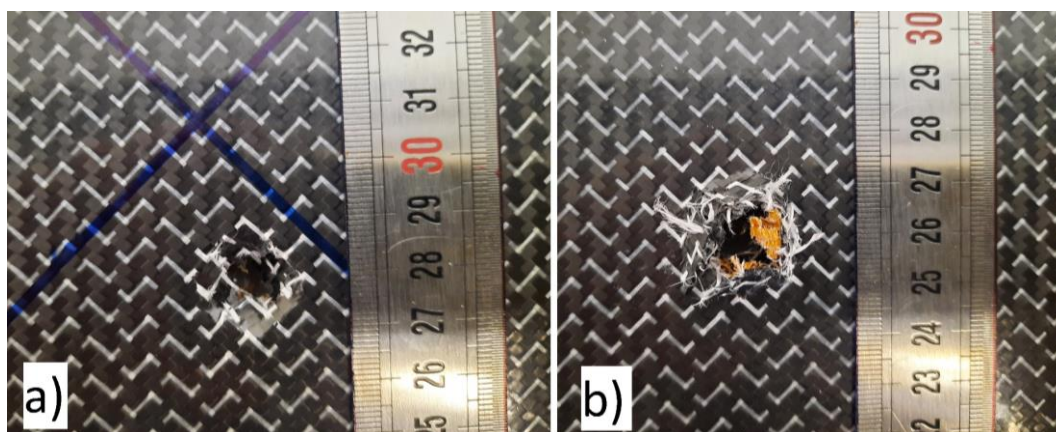


Figura 159: A_{dano} na estrutura *sandwich* 300×300 mm², 3R, HVI de 100 m/s; a) frente; b) traseira

Tanto na Figura 159 a) como na Figura 160 a) verifica-se uma conformação do material, solidária ao deslocamento da esfera, como se tratasse de um furo por punção. Na Figura 159 b) e Figura 160 b) constata-se o mesmo tipo de dano que nos provetes 1R e 2R, da Figura 157 b) e Figura 158 b).

Nos ensaios de HVI para $v_{estimada}=100$ m/s, obtém-se um valor de $\bar{X}_{vi}=93,52$ m/s, com $s_{vi}=1,57$ m/s, sendo o $\%s_{vi}=1,68$ %. Com esta análise mais uma vez afere-se com segurança que o canhão de ar comprimido se encontrava bem calibrado, apesar de $\bar{X}_{vi}$ se encontrar 7 m/s abaixo do pretendido.

Na saída da esfera, é obtido $\bar{X}_{vr}=68,75$ m/s, com $s_{vr}=1,48$ m/s, e $\%s_{vr}=2,16$ %. Estes valores obtidos, em comparação com os seus homólogos para $v=150,00$ m/s, têm uma maior incerteza associada na v_r medida.

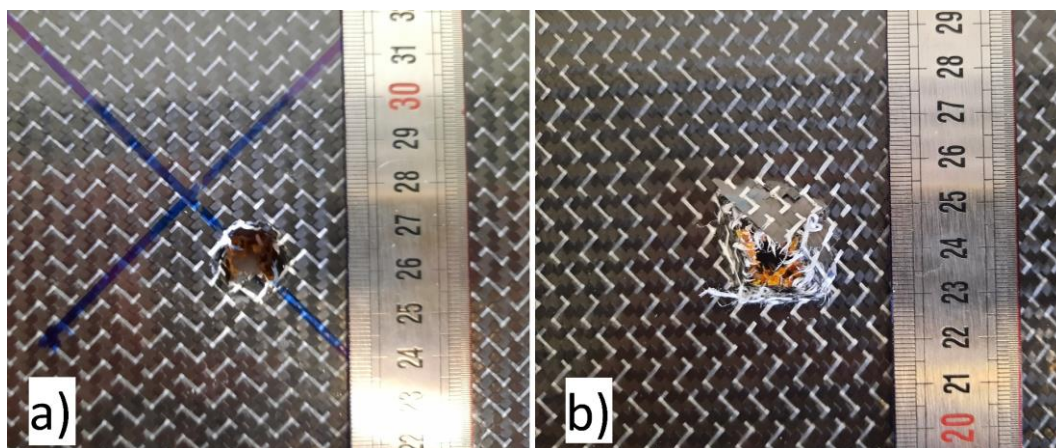


Figura 160: A_{dano} na estrutura *sandwich* 300×300 mm², 4R, HVI de 100 m/s; a) frente; b) traseira

Esta incerteza pode advir do fabrico das placas de 300×300 mm², nomeadamente da quantidade de Reverlink™ presente na zona traseira, ou, devido a uma incerteza relacionada com o comportamento dos materiais como a w_f dos laminados.

Analisando os valores energéticos obtidos, verifica-se que $\bar{X}_{Ei}=123,34$ J e $\bar{X}_{Er}=66,67$ J, perfazendo $\bar{X}_{Ea}=56,68$ J. Este último valor é superior ao obtido pelas estruturas sujeitas a $v=150$ m/s. O valor de s_{Ei} é de cerca de 4,14 J, e o s_{Er} assume um valor de 2,88 J. Como se constatou na análise de v_r , a E_r tem a incerteza associada proporcional. Como E_i e E_r são directamente proporcionais a v_i e v_r , tal como sucedeu para $v=150$ m/s, $\%s_{Ei}$ e $\%s_{Er}$ são o dobro dos obtidos para $\%s_{vi}$ e $\%s_{vr}$. Averiguando o parâmetro s_{Ea} obtém-se cerca de 1,26 J, com $\%s_{Ea}=2,22$ %. Mais uma vez, e influenciado pelos valores de v_r e E_r , existe uma maior incerteza na E_a para $v=100$ m/s que para $v=150$ m/s.

Apresentam-se na Tabela 50 os valores de A_{dano} obtidos para as estruturas *sandwich* com Reverlink™, através da análise de imagem com o *software* Digimizer® 4.6.1. Com os ensaios efectuados para $v=150$ m/s e $v=100$ m/s, não se consegue ter representatividade suficiente para se correlacionar os valores de A_{dano} frontais obtidos com os de E_a para as estruturas *sandwich* com Reverlink™, porque os mesmos os valores de A_{dano} são semelhantes entre si, para os quatro provetes como se verifica na

Tabela 51 pelos valores de $\bar{X}_{Adano}$, s_{Adano} e $\%s_{Adano}$, enquanto os valores de E_a para diferentes v de ensaio variam em pouco mais de 15 J.

Tabela 50: Valores de A_{dano} obtidos através do *software* Digimizer® 4.6.1., no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na segunda fase do projecto MOSHO, para as estruturas *sandwich* com Reverlink™ [211]

Provete	v_i (m/s)	A_{dano} (mm ²)		$\phi_{\text{eq_dano}}$ (mm)	
		Frontal	Traseira	Frontal	Traseira
1R	139,48	341,70	531,60	20,86	26,02
2R	139,22	292,00	700,80	19,28	29,87
3R	94,63	336,90	430,40	20,71	23,41
4R	92,41	291,10	655,80	19,25	28,90

Tabela 51: Resumo de valores de $\bar{X}_{\text{Adano}}$, S_{Adano} e $\%S_{\text{Adano}}$ obtidos por análise de A_{dano} , e $\bar{X}_{\phi_{\text{eq_dano}}}$, $S_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ e $\%S_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ obtidos por análise de $\phi_{\text{eq_dano}}$, das estruturas *sandwich* com Reverlink™ no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na segunda fase do projecto MOSHO

v_i (m/s)	A_{dano} (mm ²)			$\emptyset_{\text{eq_dano}}$ (mm)		
		Frontal	Traseira		Frontal	Traseira
150,00	$\bar{X}_{\text{Adano}}$ (mm ²)	316,85	616,20	$\bar{X}_{\emptyset_{\text{eq_dano}}}$ (mm ²)	20,07	27,94
	S_{Adano} (mm ²)	35,14	119,64	$S_{\emptyset_{\text{eq_dano}}}$ (mm ²)	1,11	2,73
	$\%S_{\text{Adano}}$ (%)	11,1	19,42	$\%S_{\emptyset_{\text{eq_dano}}}$ (%)	5,55	9,75
100,00	$\bar{X}_{\text{Adano}}$ (mm ²)	314,00	543,10	$\bar{X}_{\emptyset_{\text{eq_dano}}}$ (mm ²)	19,98	26,2
	S_{Adano} (mm ²)	32,4	159,4	$S_{\emptyset_{\text{eq_dano}}}$ (mm ²)	1,03	3,88
	$\%S_{\text{Adano}}$ (%)	10,3	29,35	$\%S_{\emptyset_{\text{eq_dano}}}$ (%)	5,16	14,83

Com os valores obtidos de A_{dano} traseiras consegue-se obter uma relação com a E_a para cada v . Para $v=100$ m/s, devido à melhor capacidade de resposta dos materiais das

estruturas *sandwich*, os valores de E_a são maiores, e é menor a rotura dos materiais por plastificação (menor A_{dano}). Para $v=150$ m/s verificam-se valores de A_{dano} traseiras superiores, δ mais locais e nas proximidades do furo causado, e os valores de E_a são menores porque a estrutura *sandwich* não tem capacidade para responder ao impacto causado.

De referir que os valores de $\phi_{\text{eq_dano}}$, tanto na face frontal como na traseira, fazem todo o sentido visto que as esferas utilizadas têm $\phi=19,05$ mm. Em resumo apresentam-se na

Tabela 51 os valores médios, desvios padrões de amostra e coeficiente de variação de A_{dano} e $\phi_{\text{eq_dano}}$ para as estruturas *sandwich* com Reverlink™.

Faz-se a análise pelos valores de $\bar{X}_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ prevendo-se que com um projectil de $\phi=19,05$ mm a $v=150$ m/s, causa-se uma A_{dano} com $\phi_{\text{eq_dano}}$ superior em 5,08 % (frontal) e 31,83 % (traseira) à esfera que origina o dano, enquanto para $v=100$ m/s, o $\phi_{\text{eq_dano}}$ é superior em 4,66 % (frontal) e 27,16 % (traseira).

Apresenta-se na Tabela 52 os valores obtidos de A_{dano} traseira, e os valores de m de Reverlink™ ($m_{\text{Reverlink™}}$) no provete, presentes na Tabela 30. Como se constatou no subcapítulo 3.7.1, os problemas de perda de Reverlink™ na estufa resultaram numa película de Reverlink™ menor na zona coesiva traseira das estruturas *sandwich* 300×300 mm². Como se arbitrou que a zona frontal das estruturas *sandwich* seria o lado que não sofreu derrame, e que se encontram garantidos os 140,63 g de Reverlink™ (subcapítulo 3.7.1 e anexo 6.2.3), verifica-se apenas alterações da $m_{\text{Reverlink™}}$ na zona traseira.

Tabela 52: Relação entre os valores de A_{dano} , $m_{\text{Reverlink™}}$ e E_a obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na segunda fase do projecto MOSHO, para as estruturas *sandwich* com Reverlink™

Provete	v_i (m/s)	A_{dano} (mm ²)		$m_{\text{Reverlink™}}$ (g)		E_a (J)
		Frontal	Traseira	Frontal	Traseira	
1R	139,48	341,70	531,60	140,63	25,97	39,31
2R	139,22	292,00	700,80		43,07	40,47
3R	94,63	336,90	430,40		51,73	57,57
4R	92,41	291,10	655,80		69,07	55,78

Dos valores da Tabela 52 observa-se que não existe uma relação linear directa entre $m_{\text{Reverlink™}}$ e a A_{dano} . Analisando os valores obtidos na zona frontal, $m=140,63$ g é garantida, e na

Tabela 51 determina-se que $\bar{X}_{Adano}$ para $v=100$ m/s é muito semelhante a $\bar{X}_{Adano}$ para $v=150$ m/s, no entanto sabe-se que se obtiveram valores maiores de E_a para $v=100$ m/s. Os valores de E_a mais baixos, para o ensaio de $v=150$ m/s, coincidem com a menor presença de m de Reverlink™ na zona traseira, e com os valores de A_{dano} maiores.

Na Tabela 53 apresentam-se os valores de v_i e energia para as estruturas *sandwich* fabricadas com Araldite® 2015. A esfera de impacto usada é de aço, com $m=7,05$ g e $\varnothing=12,00$ mm. Menciona-se que no ensaio da estrutura *sandwich* 7, a câmara traseira não funcionou e não houve a devida aquisição de dados de velocidade e energia residuais, que permitiriam calcular E_a . Na Figura 161 e na Figura 162 tem-se uma vista de pormenor dos danos causados na frente e traseira das estruturas *sandwich* de 300×300 mm² com Araldite® 2015, 4 e 5, respectivamente, sujeitas ao ensaio de HVI de $v=150$ m/s.

Tabela 53: Valores de v e energia obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na primeira fase do projecto MOSHO, para as estruturas *sandwich* com Araldite® 2015 [209]

Provete	Perfuração	v_i (m/s)	v_r (m/s)	m (g)	E_i (J)	E_r (J)	E_a (J)
4	Sim	144,00	120,00	7,05	73,10	50,80	22,30
5		154,00	126,00		83,60	56,00	27,60
6		110,00	66,00		42,70	15,40	27,30
7		101,00	NA		36,00	NA	NA

Legenda: NA – não aplicável.

Nos ensaios de HVI para $v_{estimada}=150$ m/s, $\bar{X}_{vi}=149,00$ m/s, com $s_{vi}=7,07$ m/s, sendo $\%s_{vi}$ de cerca de 4,75 %. Comparando com os valores homólogos para as estruturas *sandwich* de Reverlink™, os valores de v_i foram mais incertos para as estruturas *sandwich* de Araldite® 2015 ainda que $\bar{X}_{vi}$ difira em 1 m/s abaixo do pretendido. O valor obtido de $\bar{X}_{vr}$ é de cerca de 123,00 m/s, com uma incerteza dada por s_{vr} de 4,24 m/s e $\%s_{vr}$ de 3,45 %. Verifica-se por estes parâmetros que as estruturas *sandwich* de 300×300 mm² de Araldite® 2015 têm um comportamento mais incerto na absorção de E_i que as estruturas *sandwich* de Reverlink™, ainda que estas últimas tivessem problemas de fabrico associados.

Em termos energéticos, os valores de $\bar{X}_{Ei}$ e de $\bar{X}_{Er}$ obtidos, com cerca de 78,35 e 53,36 J, respectivamente, são clara e consideravelmente inferiores aos valores obtidos para as estruturas *sandwich* com Reverlink™, mas não existe termo de comparação visto que a massa da esfera é diferente. O valor de $\bar{X}_{Ea}$ pelas estruturas é de cerca de 25 J.

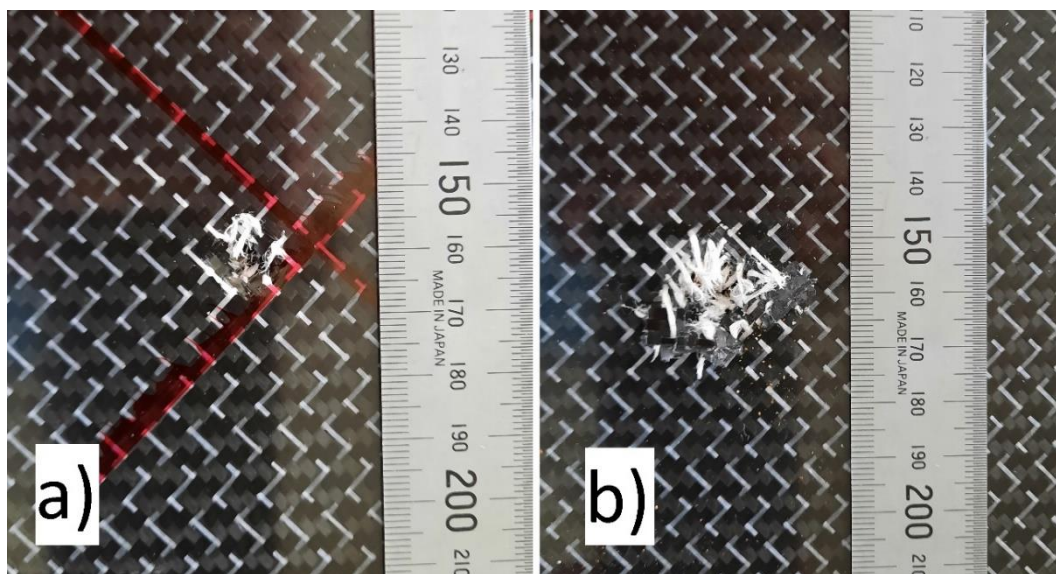


Figura 161: A_{dano} na estrutura *sandwich* 300×300 mm², 4, HVI de 150 m/s; a) frente; b) traseira

Obtêm-se valores de $s_{Ei}=7,43$ J, e de $s_{Er}=3,68$ J. O valor de s_{Ei} vem confirmar a incerteza de v_i devido ao canhão. Em termos de s_{Er} , certifica-se o que fora referido na análise de v_r . Como E_i e E_r são directamente proporcionais a v_i e v_r , os valores de $\%s_{Ei}$ e de $\%s_{Er}$ são o dobro dos obtidos para $\%s_{vi}$ e $\%s_{vr}$. Averigua-se o valor de s_{Ea} obtendo cerca de 3,75 J, com um valor de $\%s_{Ea}=15,00$ %. Este valor elevado de variabilidade deve-se ao valor de E_a do provete 5 ser semelhante ao valor de E_a do provete 6, que foi sujeito a um ensaio de $v=100$ m/s.

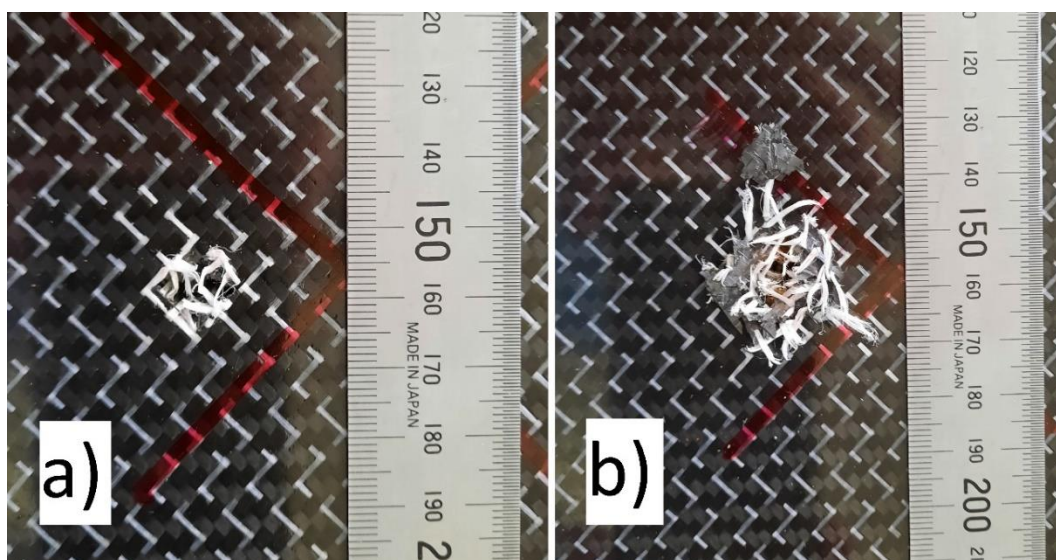


Figura 162: A_{dano} na estrutura *sandwich* 300×300 mm², 5, HVI de 150 m/s; a) frente; b) traseira

Comparando a Figura 161 a) com a Figura 162 a) verifica-se uma zona de dano semelhante entre o provete 4 e 5, com a Dyneema® a sofrer exposição por *matrix debonding*. A FC, porque tem um comportamento mais rígido, estilhaça solidariamente

à matriz. Na Figura 157 a) e a Figura 158 a) o comportamento da Dyneema® não se verifica com a mesma violência porque E_i , E_r e E_a têm valores muito elevados e vão se criar campos de tensões de corte elevadas na zona de dano, que levarão as fibras de Dyneema® a ter o mesmo comportamento que as FC. Este fenómeno que ocorre na Dyneema® na Figura 161 a) e na Figura 162 a) verifica-se também na Figura 161 b) e na Figura 162 b), agora numa A_{dano} maior.

Na Figura 163 e na Figura 164 tem-se uma vista de pormenor dos danos causados na frente e traseira das estruturas *sandwich* de 300×300 mm² com Araldite® 2015, 6 e 7, respectivamente, sujeitas ao ensaio de HVI de $v=100$ m/s. Nos ensaios de HVI para $v_{\text{estimada}}=100$ m/s, o valor de $\bar{X}_{vi}=105,50$ m/s, com $s_{vi}=6,36$ m/s, sendo o $\%s_{vi}=6,03$ %. Com esta análise mais uma vez afere-se que a calibração do canhão de ar comprimido não era a melhor, uma vez que tem uma incerteza superior, relativamente ao ensaio de $v=100$ m/s para as estruturas *sandwich* de Reverlink™, em cerca de 5 %. O valor de $\bar{X}_{vi}$ encontra-se 5,5 m/s acima do pretendido.

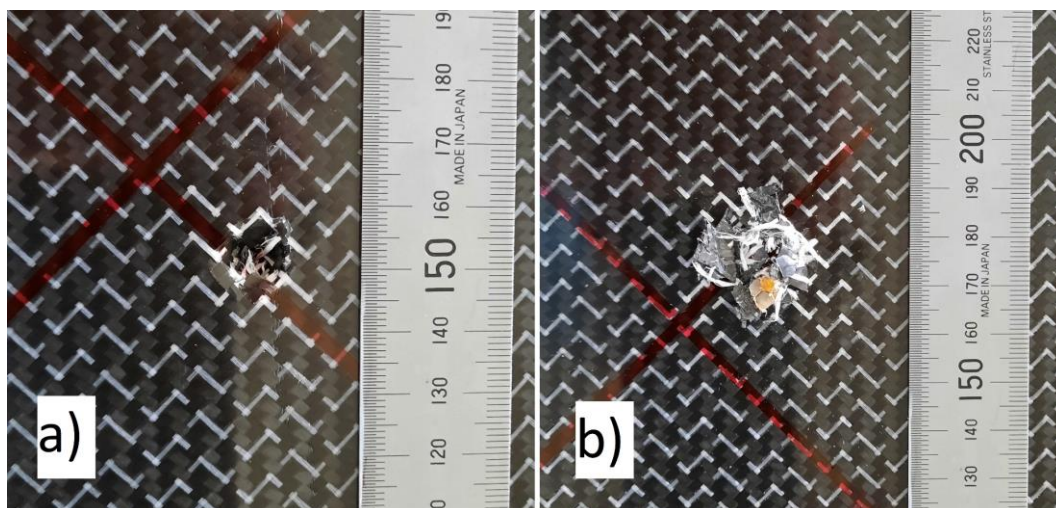


Figura 163: A_{dano} na estrutura *sandwich* 300×300 mm², 6, HVI de 100 m/s; a) frente; b) traseira

Para a análise de v_r e E_a não se consegue aplicar os métodos estatísticos que se têm vindo a efectuar devido à falha de aquisição de imagem da câmara traseira no provete 7. Analisando os valores energéticos obtidos, constata-se um valor de $\bar{X}_{Ei}=39,31$ J, com um valor de $s_{Ei}=4,73$ J. O valor de $\%s_{Ei}$ é o dobro do obtido para $\%s_{vi}$. Apresentam-se na Tabela 54 os valores de A_{dano} obtidos na primeira fase do projecto MOSHO, para as estruturas *sandwich* com Araldite® 2015.

Tal como nas estruturas *sandwich* com Reverlink™, não se consegue ter representatividade suficiente para se correlacionar os valores de A_{dano} frontais obtidos com os de E_a , com os ensaios efectuados para $v=150$ m/s e $v=100$ m/s.

Apesar de os valores de A_{dano} frontais obtidos serem muito díspares entre $v=150$ m/s e $v=100$ m/s, neste caso, os valores de E_a são semelhantes para os três primeiros provetes

(4 a 6). A disparidade de A_{dano} é apenas comparável na Tabela 55 pelos valores de $\bar{X}_{A_{\text{dano}}}$, devido ao problema de aquisição de vídeo no provete 7

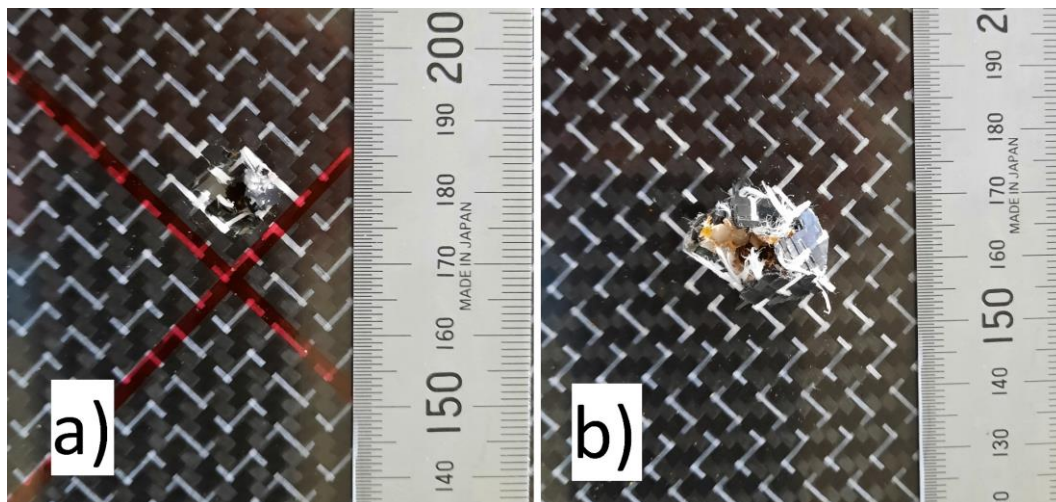


Figura 164: A_{dano} na estrutura *sandwich* 300×300 mm², 7, HVI de 100 m/s; a) frente; b) traseira

O mesmo fenómeno ocorre com os valores obtidos de A_{dano} traseiras que, retirando o valor obtido para o provete 4, são iguais para os restantes três provetes de 300×300 mm², não obtendo também uma relação com a E_a para cada v . Para $v=100$ m/s, de referir que os valores de $\phi_{\text{eq_dano}}$ na zona frontal são analisados com alguma curiosidade, visto que as esferas utilizadas têm $\phi=12,00$ mm e os valores de $\phi_{\text{eq_dano}}$ frontal são de 10,00 mm. Não se sabe se esta diferença por défice se deve a algum erro de medição na A_{dano} ou à recuperação elástica do laminado, que seria de 1,00 mm à volta do P_{dano} , aquando da passagem da esfera.

Tabela 54: Valores de A_{dano} obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na primeira fase do projecto MOSHO, para as estruturas *sandwich* com Araldite® 2015 [173-176]

Provete	v_i (m/s)	A_{dano} (mm ²)		$\phi_{\text{eq_dano}}$ (mm)	
		Frontal	Traseira	Frontal	Traseira
4	144,00	176,71	490,87	15,00	25,00
5	154,00	113,10	314,16	12,00	20,00
6	110,00	78,54	314,16	10,00	20,00
7	101,00	78,54	314,16	10,00	20,00

Em consonância ao analisado nas estruturas de Reverlink™, devido à melhor capacidade de resposta dos materiais das estruturas *sandwich*, os valores de A_{dano} , neste caso frontais, são menores (menor a rotura dos materiais por plastificação), mas não se

conseguem retirar conclusões acerca de E_a porque se obtém apenas um valor plausível. Para $v=150$ m/s verificam-se valores de A_{dano} frontais superiores, δ mais locais e nas proximidades do furo causado. Quanto aos valores de A_{dano} traseiras nada se pode concluir porque o valor do provete 5 é igual aos obtidos para os provetes 6 e 7 ($v=100$ m/s). Em resumo apresentam-se na Tabela 55 os valores médios, desvios padrões de amostra e coeficiente de variação de A_{dano} e $\phi_{\text{eq_dano}}$, para as estruturas *sandwich* com Araldite® 2015.

Tabela 55: Resumo de valores de $\bar{X}_{A_{\text{dano}}}$, $S_{A_{\text{dano}}}$ e $\%S_{A_{\text{dano}}}$ obtidos por análise de A_{dano} , e $\bar{X}_{\phi_{\text{eq_dano}}}$, $S_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ e $\%S_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ obtidos por análise de $\phi_{\text{eq_dano}}$, das estruturas *sandwich* com Araldite® 2015 no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na primeira fase do projecto MOSHO

v_i (m/s)	A_{dano} (mm ²)			$\phi_{\text{eq_dano}}$ (mm)		
		Frontal	Traseira		Frontal	Traseira
150,00	$\bar{X}_{A_{\text{dano}}}$ (mm ²)	144,91	402,52	$\bar{X}_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ (mm ²)	13,50	22,50
	$S_{A_{\text{dano}}}$ (mm ²)	44,98	124,96	$S_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ (mm ²)	2,12	3,54
	$\%S_{A_{\text{dano}}}$ (%)	31,04	31,04	$\%S_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ (%)	15,71	15,71
100,00	$\bar{X}_{A_{\text{dano}}}$ (mm ²)	78,54	314,16	$\bar{X}_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ (mm ²)	10,00	20,00
	$S_{A_{\text{dano}}}$ (mm ²)	NA	NA	$S_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ (mm ²)	NA	NA
	$\%S_{A_{\text{dano}}}$ (%)	NA	NA	$\%S_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ (%)	NA	NA

Legenda: NA – não aplicável.

Faz-se a análise pelos valores de $\bar{X}_{\phi_{\text{eq_dano}}}$ prevendo-se que com um projectil de $\phi=12,00$ mm a $v=150$ m/s, causa-se uma A_{dano} com $\phi_{\text{eq_dano}}$ superior em 11,11 % (frontal) e 46,67 % (traseira) à esfera que origina o dano. Estes valores de diferença percentual são superiores aos obtidos para as estruturas *sandwich* com Reverlink™. O sucedido é contraditório, uma vez que se esperava que a diferença percentual fosse proporcional ao ϕ_{esf} . Para $v=100$ m/s, comparando o $\phi_{\text{eq_dano}}$ do provete 6 com o ϕ_{esf} obtém-se uma diferença percentual inferior em 20,00 % (frontal), e superior em 40,00 % (traseira).

Estes valores, apesar da fraca representatividade, são muito superiores aos obtidos para as estruturas *sandwich* com Reverlink™ sujeitas a um impacto de $v=100$ m/s.

Devido à falta de esferas de 7,05 g, para uma comparação mais linear da energia absorvida pelas estruturas *sandwich* com Reverlink™ e Araldite® 2015, apresentam-se na Tabela 56 e na Tabela 57 os valores de energia por unidade de massa de esfera (m_{esf}), para o ensaio de HVI nas estruturas *sandwich* com Reverlink™ e Araldite® 2015, respectivamente.

Tabela 56: Valores de velocidade, e energia normalizada à massa da esfera, obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na segunda fase do projecto MOSHO, para as estruturas *sandwich* com Reverlink™

Provete	Perfuração	v_i (m/s)	v_r (m/s)	E_i/m_{esf} (J/g)	E_r/m_{esf} (J/g)	E_a/m_{esf} (J/g)
1R	Sim	139,48	129,10	9,72	8,33	1,39
2R		139,22	128,50	9,69	8,26	1,43
3R		94,63	69,80	4,47	2,44	2,04
4R		92,41	67,7	4,29	2,29	1,98

Legenda: E_a/m_{esf} – energia absorvida por unidade de massa de esfera; E_i/m_{esf} – energia de impacto por unidade de massa de esfera; E_r/m_{esf} – energia residual por unidade de massa de esfera.

Tabela 57: Valores de velocidade, e energia normalizada à massa da esfera, obtidos no ensaio balístico de canhão de ar comprimido, realizado na primeira fase do projecto MOSHO, para as estruturas *sandwich* com Araldite® 2015

Provete	Perfuração	v_i (m/s)	v_r (m/s)	E_i/m_{esf} (J/g)	E_r/m_{esf} (J/g)	E_a/m_{esf} (J/g)
4	Sim	144,0	120,0	10,37	7,20	3,17
5		154,0	126,0	11,86	7,94	3,92
6		110,0	66,0	6,05	2,18	3,87
7		101,0	NA	5,10	NA	NA

Comparando os resultados obtidos para as estruturas *sandwich* de Reverlink™, na Tabela 56, com as estruturas *sandwich* com Araldite® 2015, na Tabela 57, começa-se por referir que não se consegue chegar a uma conclusão. Pelas Equações (53) a (55) percebe-se que ao fazer uma normalização em relação a m_{esf} , para que se pudesse retirar ilações com a variação de m_{esf} , e de material coesivo do laminado ao núcleo, v_i teria que ser um

termo fixo de comparação; teria que ser igual para as estruturas *sandwich* de Reverlink™ e de Araldite® 2015, uma vez que v_r é dependente da maneira como os materiais absorvem energia, e do próprio v_i .

$$\frac{E_i}{m_{esf}} = \frac{1}{2} \cdot v_i^2 \quad (53)$$

$$\frac{E_r}{m_{esf}} = \frac{1}{2} \cdot v_r^2 \quad (54)$$

$$\frac{E_a}{m_{esf}} = \frac{E_i}{m_{esf}} - \frac{E_r}{m_{esf}} \quad (55)$$

Afirma-se por isso que com os resultados obtidos não se consegue chegar a uma conclusão segura de que o Reverlink™ é melhor que a Araldite® 2015 para ensaios HVI, em termos de E_a , a fim de perceber qual de ambos tem maior propensão para amortecer e dissipar energia por toda a estrutura *sandwich*. Para uma comparação totalmente linear, ter-se-ia de repetir os ensaios com novas estruturas *sandwich* com Reverlink™ e usar esferas com $m=7,05$ g e $\varnothing=12,00$ mm.

Porém são verificáveis algumas das características dos ensaios de HVI, para as estruturas *sandwich* de Reverlink™:

- A_{dano} traseira e os estilhaços produzidos são tanto maiores quanto maior for a v_i do projectil, verificado pela simulação de Sohail, et al. [212] e demonstrado na comparação da destruição na zona traseira do provete 2 (Figura 165 a)) relativamente ao provete 3 (Figura 165 b)).

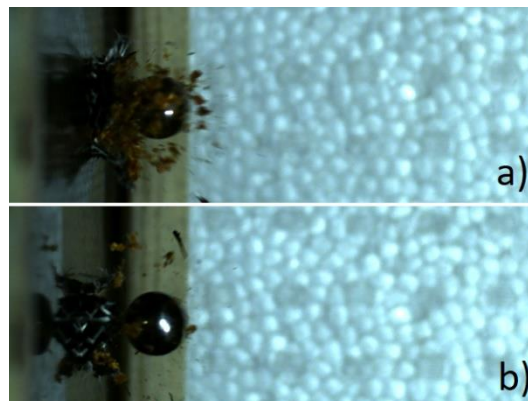


Figura 165: Destruição traseira do a) provete 2 a $v=150,00$ m/s, b) provete 3 a $v=100$ m/s (retirado de Photron™ FASTCAM Viewer® 4.0.6.0)

- Quanto menor é v_i , maior é o valor de E_a absorvido pela estrutura como se verifica no estudo de Higuchi, et al. [168], sobre a forma de delaminações, fissuras na matriz, e rotura de fibras;

- Não é possível determinar uma relação linear entre a $m_{\text{Reverlink}}^{\text{TM}}$ usada nos provetes de $300 \times 300 \text{ mm}^2$ e a E_a , precisando de maior representatividade estatística para o mesmo efeito, e melhor controlo sobre o fabrico.

3.8 Análise numérica

3.8.1 Pré-processamento dos modelos

Apresentam-se os procedimentos realizados para a construção, e análise por EF, dos modelos numéricos representativos dos provetes reais de LVI e HVI. É escolhido o *software* ABAQUSTM para executar os FEA's, pelas suas características presentes na Tabela 17, e também porque é amplamente utilizado por muitos dos autores. Para tornar as análises FEA explícitas mais expeditas e céleres, aborda-se aqui a partição dos problemas de LVI e HVI para apenas um $\frac{1}{4}$ de todos os sistemas a estudar e utilização de condições de simetria, com o interesse de visualizar em corte os variados danos causados nos constituintes das estruturas *sandwich*.

3.8.1.1 Tipo de elementos finitos

Em FEA existe a possibilidade de discretizar os modelos geométricos, concebidos através de desenho assistido por computador (CAD, do inglês: *computer aided design*), em elementos menores e finitos, que unidos darão origem ao que se chama de malha numérica [213]. A tipologia dos EF é variada, pelo que se apresentam na Tabela 58 os tipos de elementos mais usados na bibliografia para LVI.

Tabela 58: Tipo de EF usados, para simulação de LVI em materiais compósitos, segundo a bibliografia

Autor	Tipo de EF
Liu [93]	Para os laminados: sólido de oito nós, de integração reduzida com controlo do efeito de <i>hourglass</i> (designação ABAQUSTM: C3D8R); Para o elemento coesivo: NR; Para a massa hemisférica de impacto: NR.
Zhao, et al. [109]	Para os laminados: bidimensional, quadrilátero de oito nós para cascas contínuas (designação ABAQUSTM: SC8R), e o modelo é também discretizado segundo um RVE; Para o elemento coesivo: NR; Para a massa hemisférica de impacto: sólido rígido de quatro nós (designação ABAQUSTM: R3D4).

Zhang, et al. [111]	Para os laminados: sólido de oito nós, de integração reduzida com controlo do efeito de <i>hourglass</i> (designação ABAQUS™: C3D8R); Para os laminados: quadrilátero de quatro nós, de propósito geral, com controlo do efeito de <i>hourglass</i>, com formulação de teoria flexural de Mindlin-Reissner que inclui corte transversal (designação ABAQUS™: S4R). Para o elemento coesivo: sólido de oito nós (designação ABAQUS™: COH3D8); Para a massa hemisférica de impacto: NR;
Ge, et al. [112]	Para os laminados: sólido de oito nós, de integração reduzida com controlo do efeito de <i>hourglass</i> (designação ABAQUS™: C3D8R); Para o elemento coesivo: NR; Para a massa hemisférica de impacto: superfície esférica analítica e rígida.
Liu [150]	Para os laminados: sólido de oito nós, de integração reduzida com controlo do efeito de <i>hourglass</i> (designação ABAQUS™: C3D8R); Para o elemento coesivo: elemento de oito nós (designação ABAQUS™: COH3D8); Para a massa hemisférica de impacto: NR.
Rezasefat, et al. [154]	Para os laminados: sólido de oito nós, de integração reduzida com controlo do efeito de <i>hourglass</i> (designação ABAQUS™: C3D8R); Para o elemento coesivo: elemento de oito nós (designação ABAQUS™: COH3D8); Para a massa hemisférica de impacto: NR.
Turon, et al. [146]	Para os laminados: sólido de oito nós linear para <i>incompatible modes</i> (designação ABAQUS™: C3D8I); Para o elemento coesivo: sólido de oito nós (designação ABAQUS™: COH3D8); Para a massa hemisférica de impacto: corpo rígido.

Lopes, et al. [214]	Para os laminados: sólido de oito nós, de integração reduzida com controlo do efeito de <i>hourglass</i> (designação ABAQUS™: C3D8R);
	Para o elemento coesivo: elemento de oito nós (designação ABAQUS™: COH3D8);
	Para os laminados: quadrilátero de quatro nós, de propósito geral, com controlo do efeito de <i>hourglass</i> , com formulação de teoria flexural de Mindlin-Reissner que inclui corte transversal (designação ABAQUS™: S4R).

Legenda: NR – não referido.

Na Tabela 59 apresentam-se os tipos de elementos mais usados na bibliografia para HVI.

Tabela 59: Tipo de EF usados para simulação de HVI em materiais compósitos, segundo bibliografia

Autor	Tipo de EF
Sohail, et al. [212]	Para os laminados: bidimensional, quadrilátero de oito nós para cascas contínuas (designação ABAQUS™: SC8R);
	Para os fios na direcção z: conectores tridimensionais de dois nós com seis graus de liberdade (designação ABAQUS™: CONN3D2);
	Para o elemento coesivo: NR;
	Para a massa hemisférica de impacto: sólido rígido de quatro nós (designação ABAQUS™: R3D4).
Schwab, et al. [215]	Para os laminados: quadrilátero de quatro nós, de propósito geral, com controlo do efeito de <i>hourglass</i> , com formulação de teoria flexural de Mindlin-Reissner que inclui corte transversal (designação ABAQUS™: S4R);
	Para o elemento coesivo: elemento de oito nós (designação ABAQUS™: COH3D8);
	Para a massa hemisférica de impacto: NR.
Higuchi, et al. [168]	Para os laminados: sólido de oito nós, de integração reduzida com controlo do efeito de <i>hourglass</i> (designação ABAQUS™: C3D8R);
	Para o elemento coesivo: elemento de oito nós (designação ABAQUS™: COH3D8);
	Para o projectil esférico e para o <i>jig</i> : sólido rígido de quatro nós (designação ABAQUS™: R3D4).

Mousavi e
Khoramishad
[216]

Para os laminados: quadrilátero de quatro nós, de propósito geral, com controlo do efeito de *hourglass*, com formulação de teoria flexural de Mindlin-Reissner que inclui corte transversal (designação ABAQUS™: S4R);

Para o elemento coesivo: NR;

Para o projétil esférico: sólido rígido de quatro nós (designação ABAQUS™: R3D4).

Legenda: NR – não referido.

Com base nas premissas apresentadas e nas limitações dos *softwares* CAD usados, o tipo de EF de malha numérica escolhidos para a caracterização física e geométrica dos modelos CAD são:

- Para os laminados: bidimensional, hexaédrico de oito nós (designação ABAQUS™: SC8R, Figura 166);
- Para o *honeycomb*: sólido de oito nós, de integração reduzida com controlo do efeito de *hourglass* (designação ABAQUS™: C3D8R);
- Para o elemento coesivo entre as camadas do laminado com diferentes orientações: elemento de oito nós (designação ABAQUS™: COH3D8, Figura 168 e Figura 169) com $e=1\ \mu\text{m}$ [150];
- Para o Reverlink™: sólido de oito nós, de integração reduzida com controlo do efeito de *hourglass* (designação ABAQUS™: C3D8R);
- Para a massa hemisférica de impacto: quadrilátero de quatro nós, bilinear e rígido (designação ABAQUS™: R3D4, Figura 171);

Da Figura 166 à Figura 168 apresentam-se os menus de selecção de atributos para os EF de casca contínua (SC8R), sólido (C3D8R) e coesivo (COH3D8). É considerada uma degradação máxima $d_{\text{max}}=0,9999$ [109] nos menus da Figura 166 a Figura 168, para evitar que o ABAQUS™ detecte alguma rigidez residual infinitesimal [111]. Este parâmetro é o mesmo referido no subcapítulo 2.3.6, mas nas formas d_1 e d_2 . Adicionalmente é implementada a eliminação de EF para prevenir distorções excessivas causadas pelo dano. O EF é eliminado se as duas direcções das fibras falham à tracção, ou se a distorção ao corte (γ_{xy}) atinge o valor de 1 (ou 100 %) [109]. Refere-se também que um EF é removido se o determinante do gradiente de deformação ($\det(\mathbf{F})$ ou $|\mathbf{F}|$), ou também chamado de determinante Jacobiano (J), for maior que 1,4 ou menor que 0,6; como constatado em Tan e Falzon [217]. Apresenta-se na Equação (56) o tensor do gradiente de deformação ($\mathbf{F}$) para uma deformação generalizada tridimensional [217].

$$[F] = [x \otimes \bar{\nabla}] = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial X} & \frac{\partial x}{\partial Y} & \frac{\partial x}{\partial Z} \\ \frac{\partial y}{\partial X} & \frac{\partial y}{\partial Y} & \frac{\partial y}{\partial Z} \\ \frac{\partial z}{\partial X} & \frac{\partial z}{\partial Y} & \frac{\partial z}{\partial Z} \end{bmatrix} \quad (56)$$

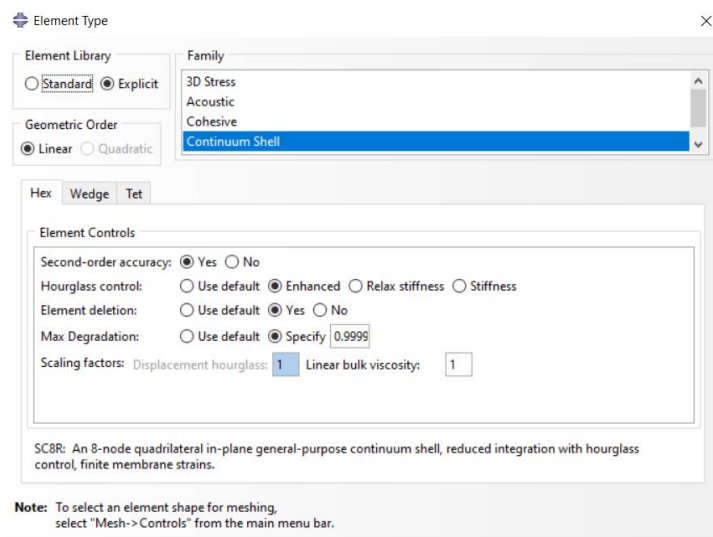


Figura 166: Menu de selecção de opções para o elemento SC8R

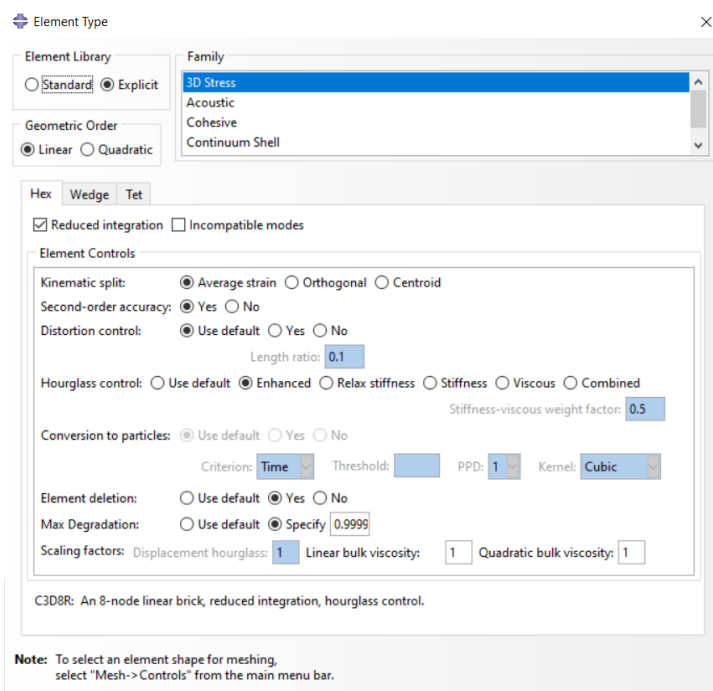


Figura 167: Menu de selecção de opções para o elemento C3D8R

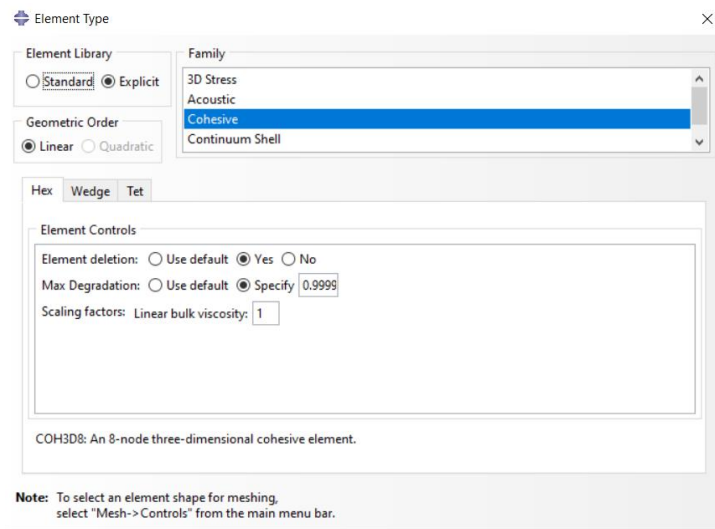


Figura 168: Menu de selecção de opções para o elemento COH3D8

Na Figura 169 ilustra-se o elemento coesivo COH3D8 presente no ABAQUS™, e na Figura 170 as diferentes formulações possíveis de CZE. No caso dos modelos numéricos do presente trabalho é escolhido o elemento sólido (Figura 170, ao centro).

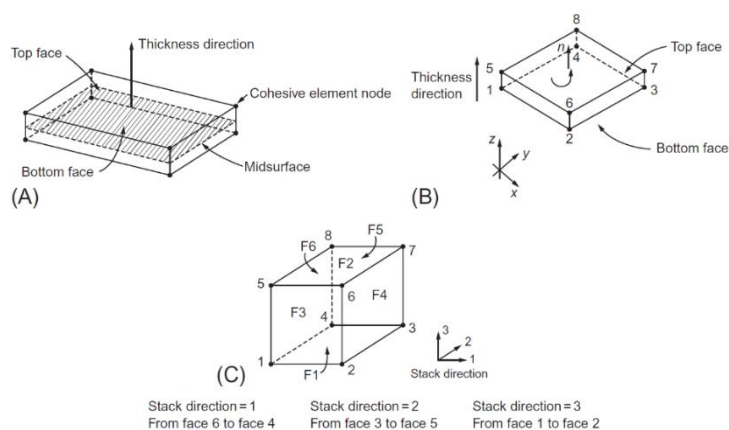


Figura 169: Elemento coesivo COH3D8: a) representação, b) direcção da espessura, c) direcções de empilhamento (adaptado de [133])

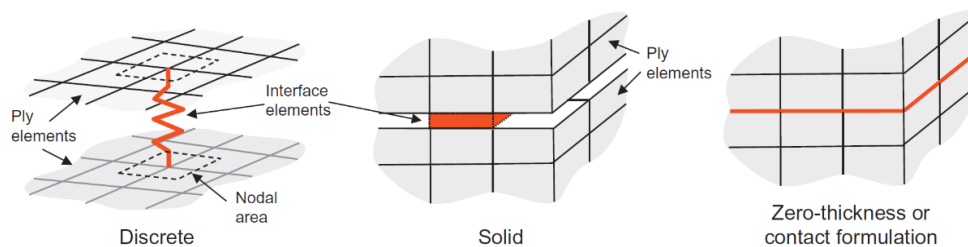


Figura 170: Esquemáticos sobre a diferente formulação de elementos de CZE (adaptado de [142])

Na Figura 171 apresenta-se o menu de selecção de atributos para os EF rígido (R3D4).

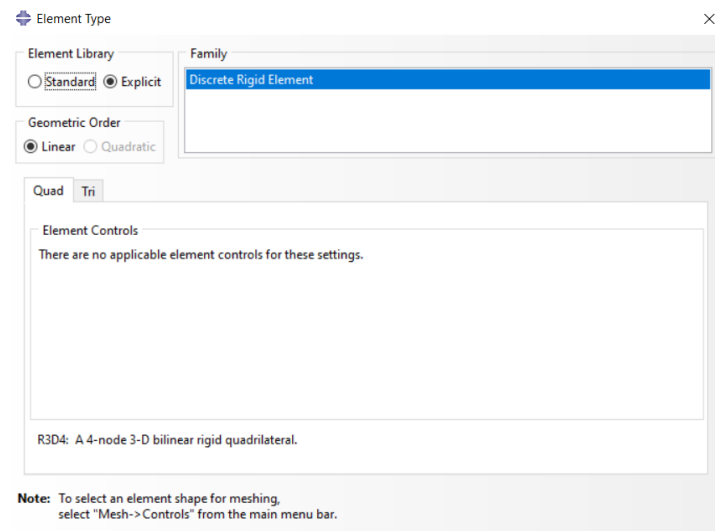


Figura 171: Menu de selecção de opções para o elemento R3D4

3.8.1.2 Refinamento de malha

O tamanho dos EF na malha numérica de cada peça geométrica é definido para garantir que a distorção dos elementos não excede um valor limite. No ABAQUS™ recorre-se ao comando *verify mesh*, no módulo *mesh*, e avaliar-se-ão os EF que se encontram com um *aspect ratio* (AR) acima do valor pretendido. Na ilustração da Figura 172 encontra-se um valor de dez no AR, sendo referido na documentação do *software* ABAQUS™ [218] que não se deve exceder este mesmo valor [219] a fim de não comprometer a qualidade da malha numérica. Este método é aplicado nos modelos de LVI e HVI, conforme se explica em detalhe no subcapítulo 3.8.1.6.3.

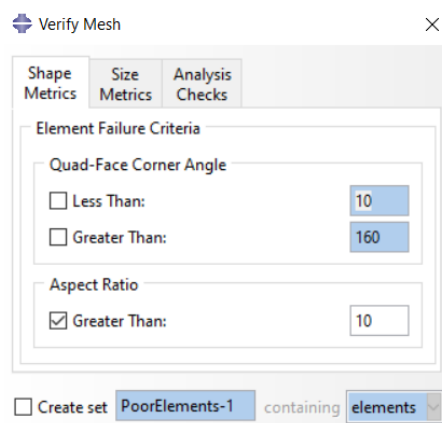


Figura 172: Menu de edição do comando de verificação da qualidade da malha numérica

3.8.1.3 Tipo de análise, step

Para a simulação dos ensaios de LVI e HVI, o tipo de análise a abordar será explícita, porque este tipo de ensaios depende de t . No *software* ABAQUS™, a análise explícita é executada segundo a sub-rotina VUMAT, conforme se encontra esquematizado na Figura 173. Seguidamente, no módulo *Step* são referidas as condições de ensaio, como demonstrado na Figura 174 a), para a análise dinâmica explícita do ensaio de LVI, que é realizada com um período (Δt) de simulação arbitrado para 5 ms, consultado na bibliografia [111]. Na Figura 175 a) demonstra-se para a análise dinâmica explícita do ensaio de HVI, que é realizada com um $\Delta t=200 \mu s$; valor este proveniente da análise da penetração da esfera no provete, nos vídeos do experimento.

Para a análise dos ensaios LVI e HVI recorre-se ao parâmetro, *mass scaling*, para melhorar a eficiência computacional da FEA (Figura 174 b) e Figura 175 b), respectivamente), adicionando massa aos EF sem efeitos nos resultados, conforme documentação do *software* ABAQUS™ [218].

Na Figura 174 c) e Figura 175 c) apresenta-se o menu de edição dos parâmetros do *mass scaling*, onde se arbitra um factor de escala de 1, e o valor de incremento de tempo estável (Δt_{stable}). Este último parâmetro é calculado, pela Equação (57), para o material mais rígido, que também apresenta maior valor de ρ , segundo o estudo de Bartan e Gider [220].

$$\Delta t_{stable} = \frac{L^{EF}}{c_d}, \quad (57)$$

em que L^{EF} é o tamanho do menor EF, em mm, e c_d é a velocidade de onda, em mm/s. O parâmetro c_d é calculado pela Equação (58).

$$c_d = \sqrt{\frac{E}{\rho}}, \quad (58)$$

em que E é o módulo de elasticidade que apresenta maior valor (no caso das camadas do laminado o resultado é igual se se usar E_1 ou E_2), em MPa. Determina-se assim que $\Delta t_{stable}=9,22 \times 10^{-8}$ s. Acontece que com este valor, verifica-se uma escalada na E_c dos modelos, visualizando o *monitor* (no subcapítulo 3.8.2 são apresentados os resultados correctos de E_c , na Figura 221, Figura 223 e Figura 225). Assume-se o valor calculado como sendo indicativo e arbitra-se $\Delta t_{stable}=1 \times 10^{-6}$ s para LVI, e $\Delta t_{stable}=1 \times 10^{-10}$ s para HVI.

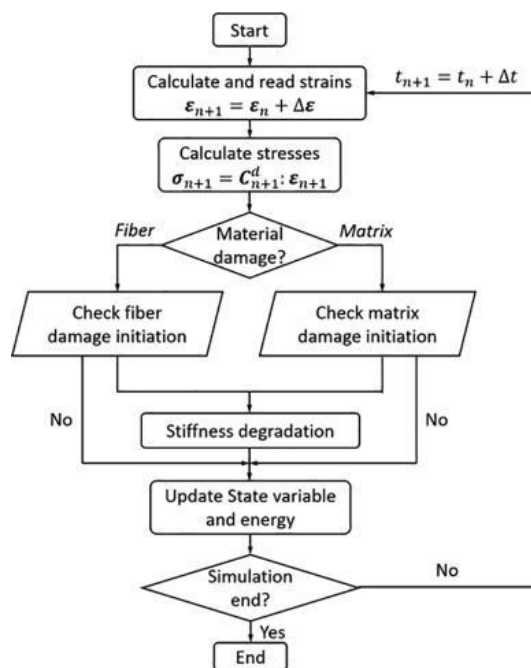


Figura 173: Fluxograma explicativo da sub-rotina VUMAT no módulo ABAQUS™/Explicit [111]

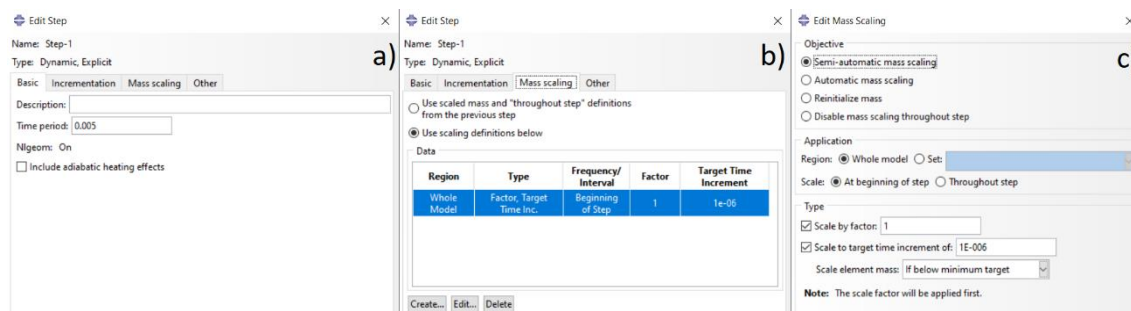


Figura 174: Menu de criação de um step para análise explícita de LVI e HVI, a) menu principal do step, b) menu de selecção do mass scaling, c) menu de edição dos parâmetros do mass scaling

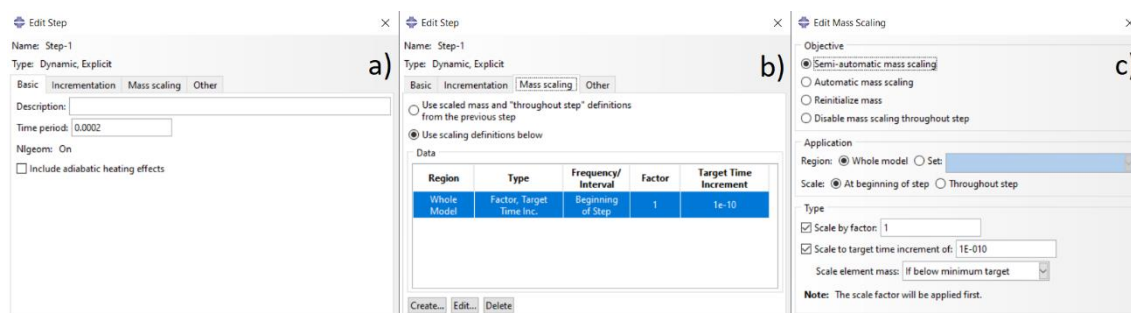


Figura 175: Menu de criação de um step para análise explícita de HVI, a) menu principal do step, b) menu de selecção do mass scaling, c) menu de edição dos parâmetros do mass scaling

A par da edição do módulo step, caracterizam-se as variáveis de saída, *field outputs*, demonstradas no menu patente na Figura 176.

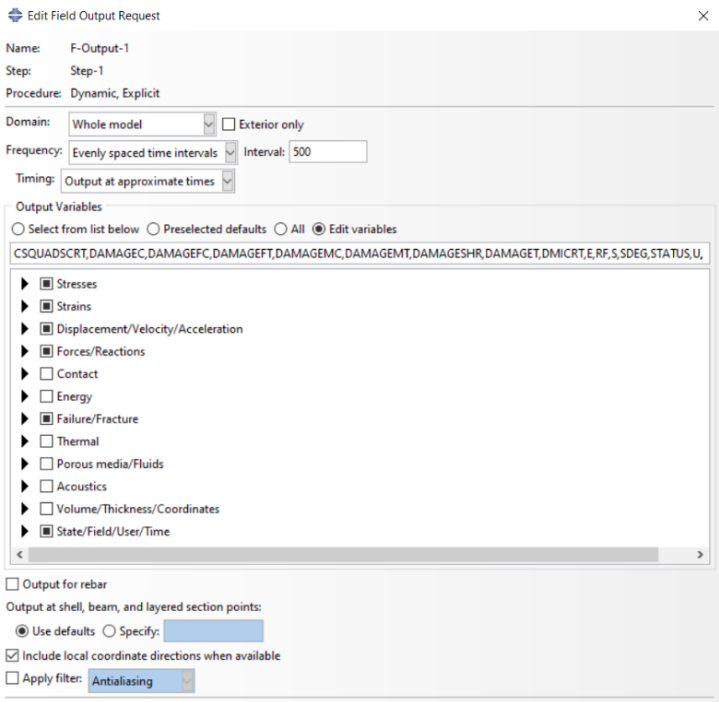


Figura 176: Menu de edição das variáveis de saída a analisar *à posteriori* nos ensaios de LVI e HVI

3.8.1.4 Modelos constitutivos e de dano

Os modelos de dano usados podem diferir para as diferentes simulações, pelo que se apresentam na Tabela 60 apresentam-se os tipos de modelos de dano mais usados na bibliografia para LVI, e para os materiais compósitos.

Tabela 60: Modelos de dano usados para simulação de LVI em compósitos, segundo bibliografia

Autor	Tipo de modelo
Liu [93]	Modelo constitutivo: Referido sobre a forma de equações;
	Modelo de dano: CDM;
	Critério de propagação de dano em modo misto: Puck, Hashin e Chang-Chang.
Zhao, et al. [109]	Modelo constitutivo: Ramberg-Osgood;
	Modelo de dano: CDM;
	Critério de propagação de dano em modo misto: Benzeggagh-Kenane (BK).

Zhang, et al. [111]	Modelo constitutivo: NR; Modelo de dano: PDM; Critério de propagação de dano em modo misto: deformação máxima ($\delta_{\max}$, para prever o início dos danos causados por compressão e tracção).
Ge, et al. [112]	Modelo constitutivo: NR; Modelo de dano: CDM; Critério de propagação de dano em modo misto: Hashin (tridimensional).
Liu [150]	Modelo constitutivo: Referido sobre a forma de equações; Modelo de dano: CDM; Critério de propagação de dano em modo misto: Puck.
Rezasefat, et al. [154]	Modelo constitutivo: Cuntze e Puck; Modelo de dano: CDM; Critério de propagação de dano em modo misto: Benzeggagh-Kenane (BK).
Turon, et al. [146]	Modelo constitutivo: Cuntze e Puck; Modelo de dano: CZM; Critério de propagação de dano em modo misto: Benzeggagh-Kenane (BK).
Lopes, et al. [214]	Modelo constitutivo: Cuntze e Puck; Modelo de dano: CDM; Critério de propagação de dano em modo misto: LaRC04 [221].

Legenda: NR – não referido.

Na Tabela 61 apresentam-se os tipos de modelos de dano mais usados na bibliografia para HVI.

Tabela 61: Modelos de dano usados para simulação de HVI em compósitos, segundo bibliografia

Autor	Tipo de modelo
Sohail, et al. [212]	Modelo constitutivo: Cuntze e Puck; Modelo de dano: CZM; Critério de propagação de dano em modo misto: Hashin, para prever o início do dano; Hashin e Rotem, e <i>damage evolution response</i> para a evolução do processo.
Schwab, et al. [215]	Modelo constitutivo: NR; Modelo de dano: CZM; Critério de propagação de dano em modo misto: Benzeggagh-Kenane (BK).
Higuchi, et al. [168]	Modelo constitutivo: NR; Modelo de dano: CDM, CZM; Critério de propagação de dano em modo misto: <i>Power Law</i> (PW).
Mousavi e Khoramishad [216]	Modelo constitutivo: Hashin; Modelo de dano: NR; Critério de propagação de dano em modo misto: Benzeggagh-Kenane (BK).

Legenda: NR – não referido.

Com base nas premissas apresentadas, os modelos constitutivos e de dano, e o critério de propagação de dano em modo misto escolhidos para a caracterização dos ensaios de tracção LVI e HVI são:

- Modelo constitutivo: Hashin;
- Modelo de dano: CDM;
- Critério de propagação de dano em modo misto: Benzeggagh-Kenane (BK).

3.8.1.5 Modelos de materiais

No presente subcapítulo são abordadas algumas das premissas relativas ao subcapítulo 3.8.1.4. Na Tabela 62 abordam-se as unidades utilizadas para cada uma das propriedades mecânicas, para a geometria das peças e propriedades físicas, a fim de elucidar a grandeza física das propriedades materiais inseridas no ABAQUS™.

Tabela 62: Propriedades geométricas e mecânicas

	Quantidade	Unidades	Dimensões
Propriedade geométrica	C	mm	[L]
	L		
	t		
Propriedade mecânica	E_{11}, E_{22}	MPa	[M/LT ²]
	$\sigma_{1t}, \sigma_{2t}, \sigma_{1c}, \sigma_{2c}$		
	G_{12}, G_{13}, G_{23}		
	$\tau_{12}, \tau_{13}, \tau_{23}$		
	τ^0_s		
	$\nu_{12t}, \nu_{13t}, \nu_{12c}, \nu_{13c}$		
	G_{1c}, G_{1lc}		
Propriedade Física	ρ	ton/mm ³	[M/L ³]
	m	ton	[M]

As camadas de FC/Dyneema®, cujas propriedades mecânicas se encontram na Tabela 26 (subcapítulo 3.6.1.1), são consideradas como materiais ortotrópicos. Na Figura 177 demonstra-se que se selecciona o tipo *Lamina* para representação da ortotropia. A propriedade material *Density* é estimada no anexo 6.2.1, com o valor $\rho=1,62 \times 10^{-9}$ ton/mm³.

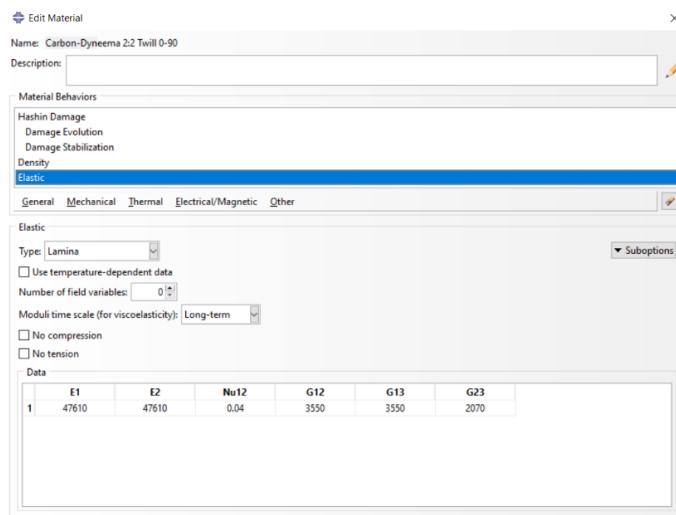


Figura 177: Menu de edição de material de propriedades mecânicas elásticas para as camadas de Dyneema® Carbon DDCFX005

Como se pretende avaliar o início da rotura das camadas dos laminados, é seleccionado um separador com o modelo constitutivo de Hashin, cujas equações constitutivas se encontram na Tabela 6, em Hashin-Rotem, e são introduzidas também as tensões últimas das várias direcções (Figura 178) obtidas da Tabela 26.

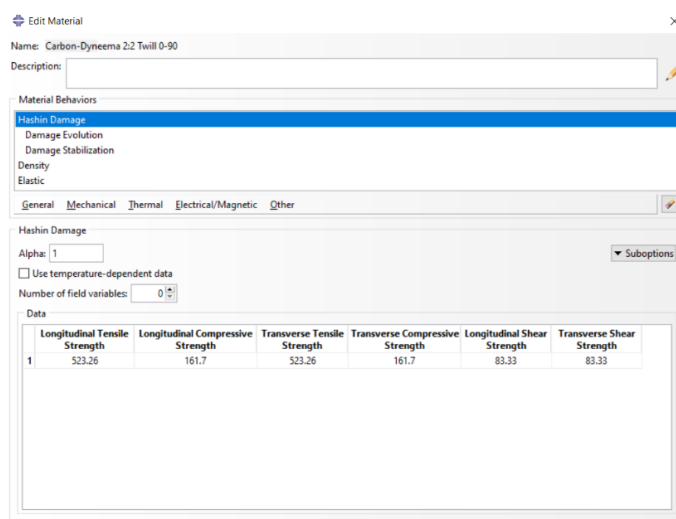


Figura 178: Menu de edição de material do modelo constitutivo de Hashin para as camadas de Dyneema® Carbon DDCFX005

Existem duas opções para uma melhor descrição do parâmetro material, avaliado pelo critério de falha de Hashin: evolução do dano (do inglês: *damage evolution*, Figura 179) e estabilização do dano (do inglês: *damage stabilization*, Figura 180).

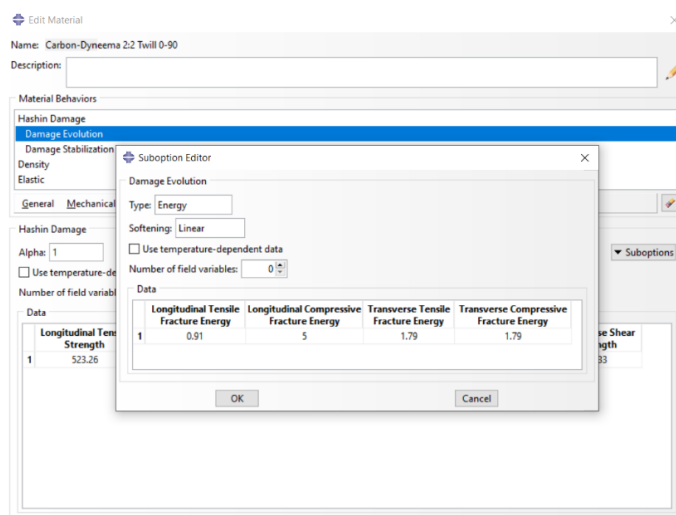


Figura 179: Submenu de edição do modelo constitutivo de Hashin, evolução do dano, para as camadas de Dyneema® Carbon DDCFX005

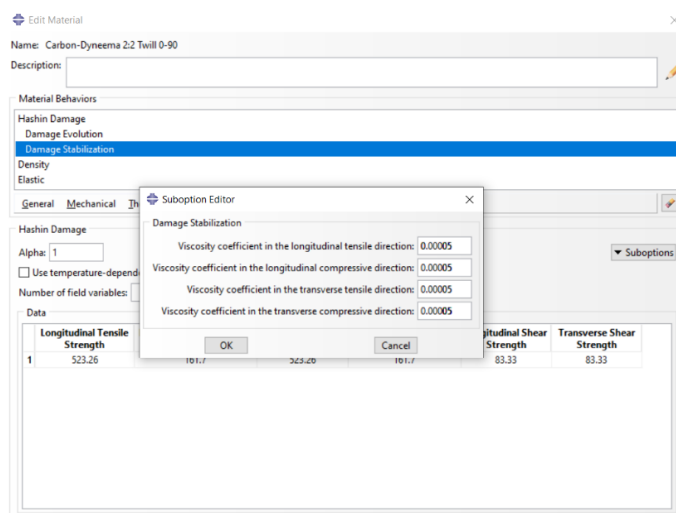


Figura 180: Submenu de edição do modelo constitutivo de Hashin, estabilização do dano, para as camadas de Dyneema® Carbon DDCFX005

No submenu presente na Figura 180 apenas se pode afirmar, por conhecimento adquirido, que para uma melhor acuidade dos problemas a se tratarem em FEA's explícitos é aconselhável que estes valores de coeficiente de viscosidade sejam inferiores ao incremento de tempo para melhoria da taxa de convergência, na presença de processos de suavização do dano, sem comprometer a fiabilidade dos resultados [222], arbitrando-se o valor de 5×10^{-5} para os devidos efeitos.

É utilizado o mesmo nome do material das camadas na caracterização da zona de elementos coesivos (CZE, do inglês: *cohesive zone elements*), acrescentando o termo “coesivo” à frente.

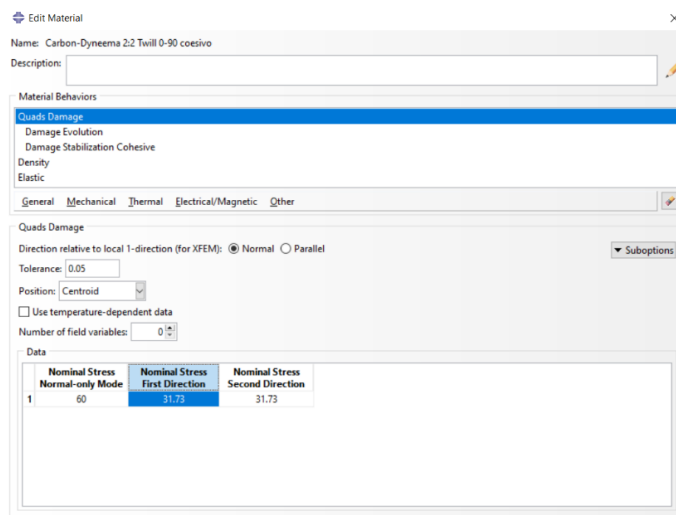


Figura 181: Menu de edição do critério de falha da CZE, *Quads Damage*, com valores de σ_n , σ_s e σ_t

Na Figura 181 é utilizado como critério de falha da interfase *QUADS*, presente no ABAQUS™, a fim de prever o início do dano, através de $\sigma_{m,max}$, presente na Figura 45. Como não se tem acesso ao valor de tensão nominal do modo I de fractura, estima-se próximo dos 60 MPa [109].

Na Figura 182 inserem-se os valores de G_{IC} , G_{IIc} e tenacidade à fractura para o modo III de fractura (G_{IIIc}) para caracterizar a evolução do dano no modelo. Tal como realizado no critério quadrático, considera-se a aproximação $G_{IIc}=G_{IIIc}$ uma vez que não se tem acesso ao valor de G_{IIIc} .

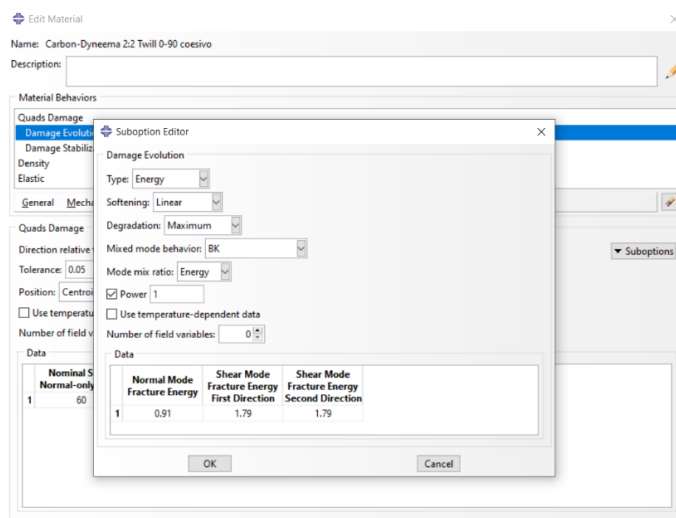


Figura 182: Menu de edição do critério de falha da CZE, *Quads Damage*, com valores de G_{IC} , G_{IIc} e G_{IIIc}

O expoente η_{BK} é arbitrado como valor mínimo de 1, uma vez que não existe referência na literatura acerca do valor usado de η_{BK} para camadas semelhantes ao Dyneema®

Carbon DDCFX005. Em termos da estabilização de dano (Figura 182) o coeficiente de viscosidade é também arbitrado para o valor de 5×10^{-5} .

Na Figura 183 apresenta-se o menu para a inserção das propriedades mecânicas elásticas da CZE. No modo misto de fractura, outras das propriedades necessárias para definir a lei bilinear [223] de tracção-separação são: o factor de intensidade de tensão na direcção normal no modo I de fractura (K_{nn}) e os factores de intensidade de tensão nas direcções de corte nos modos II e III de fractura (K_{ss} ; K_{tt}) [141, 224, 225] e Equação (59) [143]. No ABAQUS™, estas propriedades encontram-se descritas sob a forma de E/E_{nn} , G_1/E_{ss} e G_2/E_{tt} , com unidades de megaPascal por milímetro (MPa/mm) ou Newton por milímetro cúbico (N/mm³).

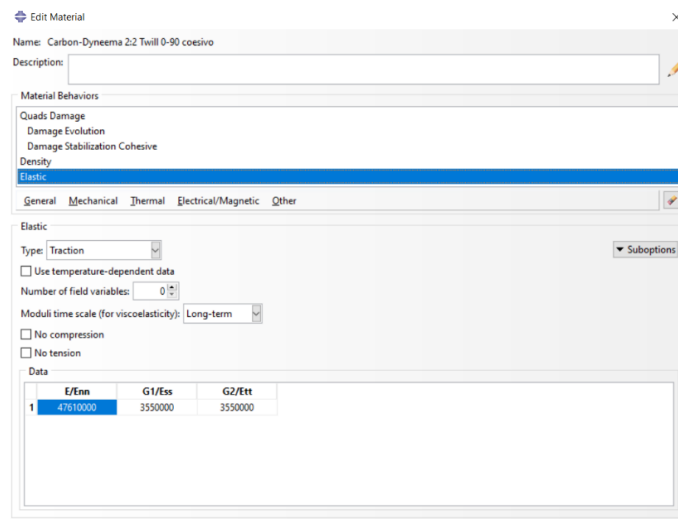


Figura 183: Menu de edição material de propriedades mecânicas para a CZE

Da Equação (59) tem-se que $D(\delta)$ é uma variável escalar de dano linear (para mais informações consultar Camanho e Dávila [226]), e as extensões: nominal normal (ε_n) e nas duas direcções de corte (ε_s ; ε_t) [143].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_n \\ \sigma_s \\ \sigma_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} \cdot [1 - D(\delta)] & 0 & 0 \\ 0 & K_{ss} \cdot [1 - D(\delta)] & 0 \\ 0 & 0 & K_{tt} \cdot [1 - D(\delta)] \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_n \\ \varepsilon_s \\ \varepsilon_t \end{Bmatrix} \quad (59)$$

$$K_{nn} = \frac{E}{E_{nn}}; K_{ss} = \frac{G_1}{E_{ss}}; K_{tt} = \frac{G_2}{E_{tt}} \quad (60)$$

O material do *honeycomb* de NOMEX®, cujas propriedades mecânicas se encontram na Tabela 27, será modelado como um material isotrópico elástico, visto que a ortotropia do mesmo decorre da geometria e disposição dos alvéolos hexagonais, deixando a cargo do *software* o cálculo da ortotropia do mesmo. Os valores das propriedades materiais,

presentes na Figura 184, são da poliamida PA-6, uma vez que não é possível encontrar as propriedades do material aeronáutico A1 (subcapítulo 3.6.1.2). A propriedade material *Density* para o *honeycomb* tem o valor $\rho=1,12 \times 10^{-9} \text{ ton/mm}^3$.

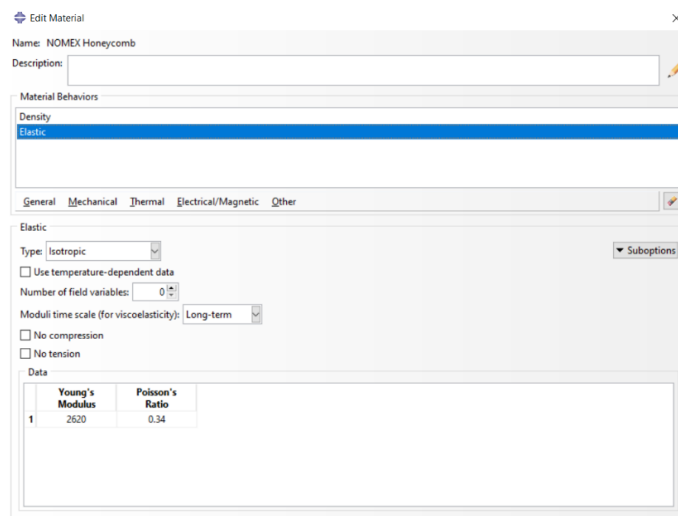


Figura 184: Menu de edição material: propriedades mecânicas para o *honeycomb* de NOMEX®

O modelo material do tipo elástico e isotópico é também aplicado ao Reverlink™, cujas propriedades mecânicas se encontram na Figura 185. A propriedade material *Density* para o Reverlink™ valor $\rho=1,62 \times 10^{-9} \text{ ton/mm}^3$.

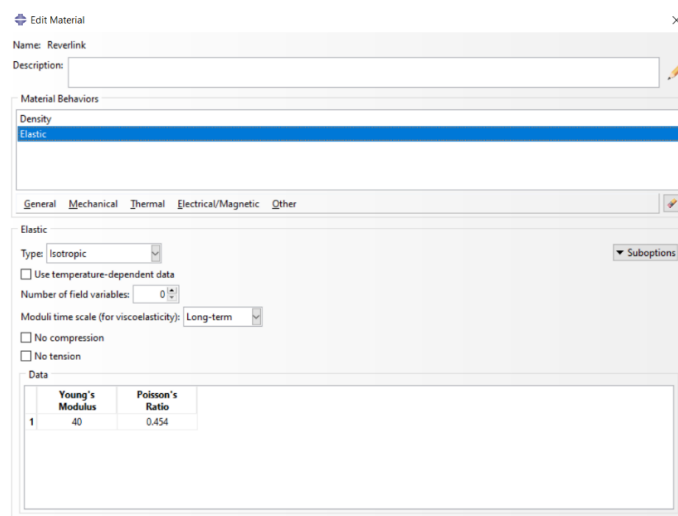


Figura 185: Menu de edição material: propriedades mecânicas para o elastômero Reverlink™

3.8.1.6 Construção dos modelos

3.8.1.6.1 Geometrias

Desenham-se primeiro os núcleos de *honeycomb* em NOMEX®, no *software* SOLIDWORKS® (Figura 186), meramente pela facilidade de execução e *know-how*,

através do comando *fill pattern*. Começa-se por realizar um *boss extrude* de $75 \times 50 \times 10 \text{ mm}^3$ para o modelo de LVI, e $150 \times 150 \times 10 \text{ mm}^3$ para o modelo de HVI, de modo que a origem do referencial seja o centroide da peça, como boa prática. De seguida, recorrendo ao *fill pattern*, na Figura 187 a) escolhe-se o tipo de padrão, o espaçamento entre células (pela Figura 62 no subcapítulo 3.6.1.2 é de 3,12 mm), a posição angulada das células, e o *offset* dos alvéolos a furar, em relação à margem da peça. Na Figura 187 b) escolhe-se o tipo de alvéolo e o raio do círculo circunscrito dentro do polígono com todos os lados iguais. Este último parâmetro, quando inserido, permite ao *software* devolver imediatamente o valor rodeado com um rectângulo vermelho. Adicionalmente pode-se escolher um dos vértices do sólido realizado com o *Boss Extrude* para situar o centróide do alvéolo “semente”.

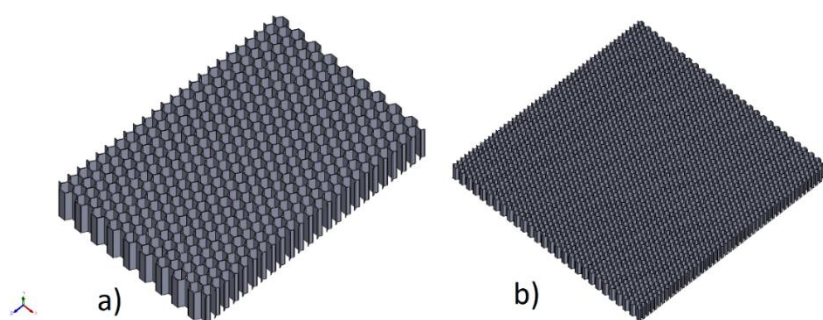


Figura 186: Núcleos de *honeycomb* para os quartos de estruturas *sandwich* a) tamanho $75 \times 50 \text{ mm}^2$ para LVI, b) tamanho $150 \times 150 \text{ mm}^2$ para HVI (desenhado e retirado do *software* SOLIDWORKS®)

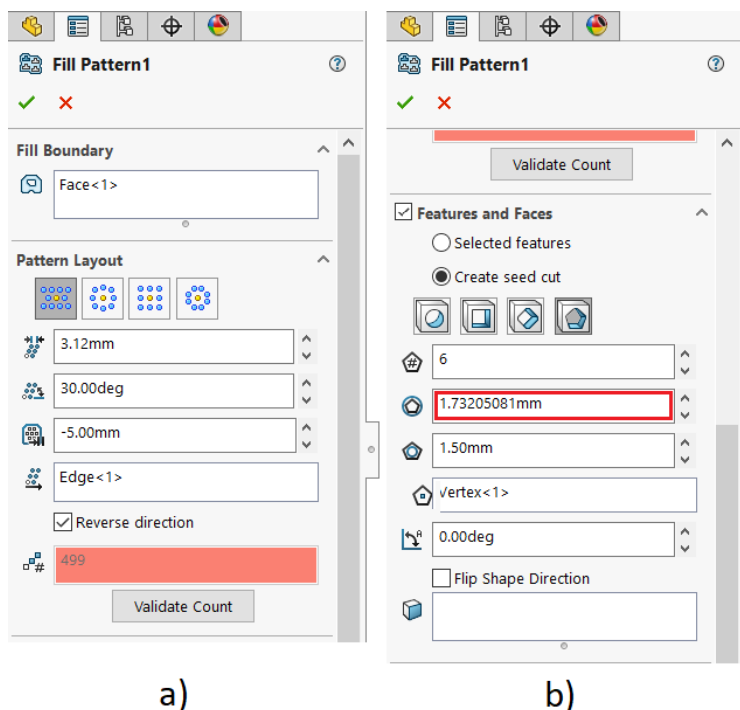


Figura 187: Menu do comando *fill pattern* no *software* SOLIDWORKS®: a) primeira parte, b) segunda parte (adaptado do *software* SOLIDWORKS®)

No *software* ABAQUS™ desenham-se os componentes mais elementares das estruturas *sandwich*: os laminados (Figura 188 e Figura 189) e a camada de Reverlink™ (Figura 190) tendo sempre em atenção que a origem do referencial tem que ficar no centro da peça. O dispositivo de ensaio LVI (Figura 191 a)) é reduzido a um cilindro com ponta hemisférica, em superfície 3D, com $\varnothing=12,5$ mm, e a esfera do ensaio HVI (Figura 191 b)) também tem a mesma forma geométrica, mas com $\varnothing=19,05$ mm.

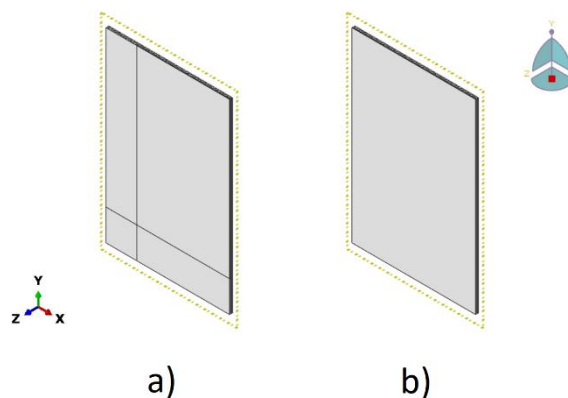


Figura 188: Laminados para LVI a) inferior, b) superior

Os laminados de FC/Dyneema® para LVI são desenhados como geometria 3D deformável, com um volume de $75 \times 50 \times 1,2$ mm³. Para a discretização em camadas e zonas coesivas são criados um total de seis *datum planes* que se destinam a seccionar o volume extrudido em diferentes partições. Os *datum planes* que se encontram nas interfases entre as camadas $[\pm 45^\circ]$ e $[0^\circ/90^\circ]$ são os que darão origem às CZE. Neste estudo apenas se recorre a dois planos preferenciais de delaminações nas interfaces onde as orientações de camadas se encontram desalinhadas entre si. Porém, para confirmar que é entre as camadas $[\pm 45^\circ]$ e $[0^\circ/90^\circ]$ que a CZE quebra primeiro, seria de boa prática colocar elementos coesivos entre todas as camadas e só depois refinar o modelo. Todo este procedimento é justaposto nos laminados das estruturas *sandwich* de HVI.

Depois de realizadas as partições com os planos, passa-se às partições com recurso a desenho (comando *partition face: sketch*, semelhante ao *split line* do SOLIDWORKS®). Como se pode observar, na Figura 188 a) e na Figura 189 a) existiu a necessidade de criar zonas para aplicação das condições de fronteira. Como não existe a necessidade de realizar partições de face nos laminados superiores, tanto em LVI como em HVI, expeditamente copia-se o laminado base, renomeando como “laminado superior” e elimina-se a partição desenhada para as condições de fronteira. No laminado inferior a partição representa um $\frac{1}{4}$ do apoio onde o provete se encontra. Para as estruturas *sandwich* de LVI (Figura 188 a)) as partições têm uma largura de 12,5 mm segundo a norma ASTM D7136/D7136M – 15 [120] para a aplicação das condições fronteira. Para as estruturas *sandwich* de HVI, no laminado inferior (Figura 189 a)) são realizadas as

partições com 30 mm de largura para aplicação das condições fronteira, que resultam da abertura de $240 \times 240 \text{ mm}^2$ da moldura, presente na Figura 156.

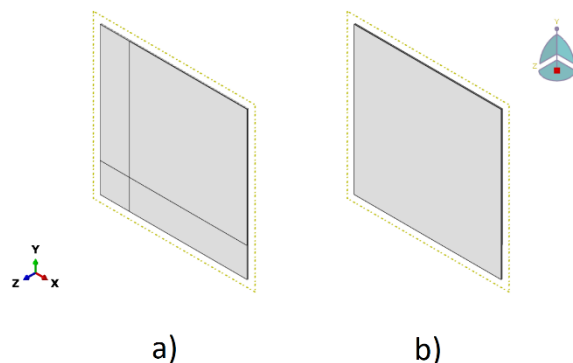


Figura 189: Laminados para HVI a) inferior, b) superior

As películas de Reverlink™ com $e=1 \text{ mm}$, presentes na Figura 190 (a) e b)) são meramente sólidos extrudidos aos quais se adicionarão propriedades materiais.

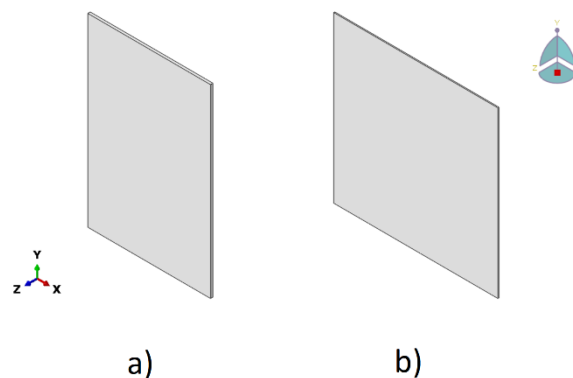


Figura 190: Película de Reverlink™ para a estrutura sandwich a) de LVI, b) de HVI

O dispositivo de impacto de ensaio LVI da Figura 191 a) é um corpo rígido discreto realizado em superfície 3D, com $\varnothing=12,5 \text{ mm}$, ao qual lhe é conferido um *reference point* (RP) que serve para promover uma ligação rígida a um corpo rígido e servir de aplicação de condições fronteira os esforços. Ao RP é conferida uma inércia/ponto de massa à parte desenhada, de modo a caracterizá-la com $m=11,46 \text{ kg}$, que é o valor de m que o dispositivo de impacto do ISQ tinha.

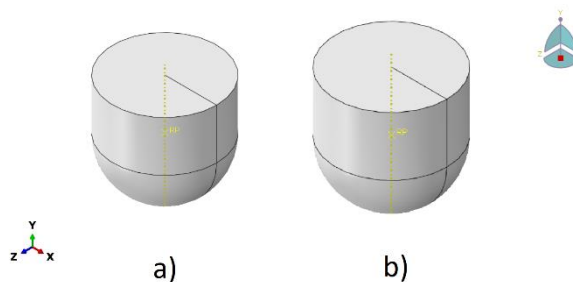


Figura 191: Dispositivo de impacto de ensaio a) LVI, b) HVI

No ensaio HVI, a esfera (Figura 191 b)) é desenhada com a mesma filosofia aplicada no dispositivo de impacto de ensaio LVI (Figura 191 a)) mas com $\varnothing=19,05$ mm e $m=28,2$ g, características físicas iguais às esferas utilizadas no canhão de ar comprimido no ISQ.

3.8.1.6.2 Propriedades

Com todas as geometrias elaboradas passa-se à atribuição de propriedades mecânicas. Começando por descrever o procedimento nos laminados, tanto no superior como no inferior das estruturas *sandwich*, e igual para LVI e HVI, recorre-se primeiramente ao comando *create section*, presente no módulo *Property*. Para as partições discretizadas por elementos sólidos é criada uma secção de categoria *shell* do tipo homogéneo (Figura 192 a)). Por outro lado, as partições para os elementos coesivos interlaminares são secções coesivas (Figura 192 b)).

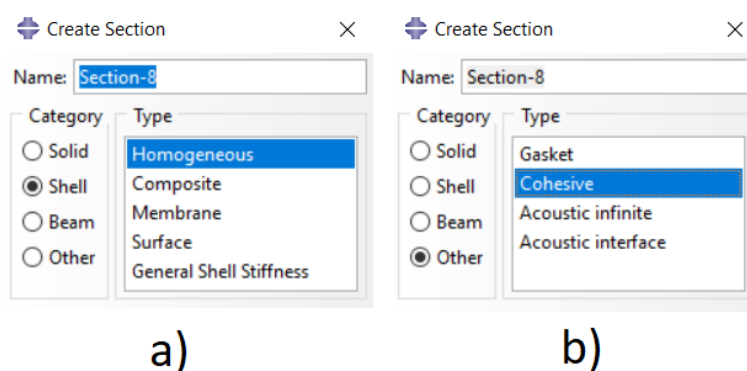


Figura 192: Exemplo de criação de secção a) de casca homogénea, b) coesiva

Estas secções são agora atribuídas às partições respectivas com o comando *section assignment*. São realizadas atribuições de secção e de material para as camadas do laminado e para as CZE, conforme se ilustra na Figura 193 a), e na Figura 193 b), respectivamente

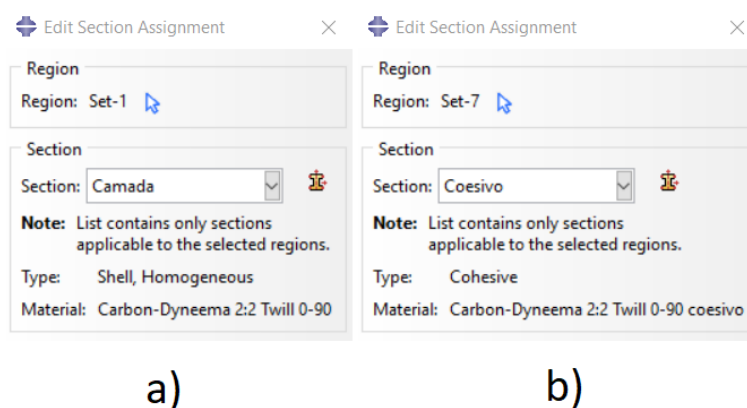


Figura 193: Menus de atribuição de secção às partições de elementos a) sólidos, b) coesivos

Após a atribuição de secção obtém-se o esquema gráfico do laminado presente na Figura 194. Para a consideração da orientação das fibras é utilizado o comando *assign material orientation* apenas às partições do laminado que representam as camadas $[\pm 45^\circ]$ e $[0^\circ/90^\circ]$. Na Figura 195 segue o exemplo do menu com as várias opções que permitiam informar o *software* acerca da orientação de cada camada.

Com os laminados definidos pelas propriedades físicas e mecânicas, passa-se à atribuição de características ao núcleo de *honeycomb* de NOMEX®, com o mesmo método utilizado para os laminados. Apenas existem duas diferenças: a atribuição de elementos coesivos não é necessária, e ao chegar ao menu de edição da orientação de secção e material, como ilustrado na Figura 195, para o *honeycomb* não é necessária uma rotação específica, pelo que se selecciona *none* em *additional rotation*. Porém, é importante que na *Stacking direction* o elemento isoparamétrico esteja na direcção 2.

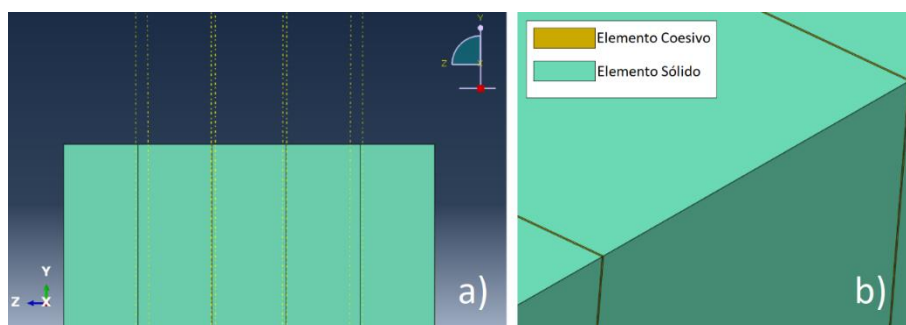


Figura 194: a) visualização das partições das camadas do laminado, b) diferenças entre as secções de elementos sólidos e coesivos

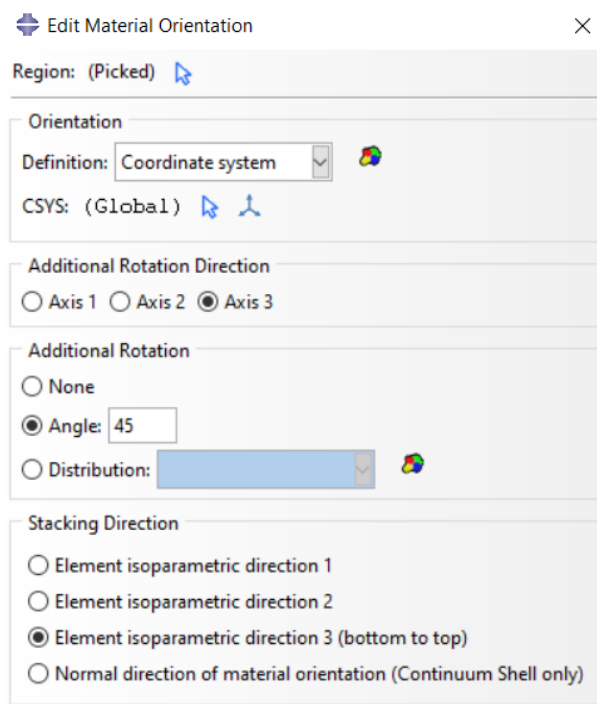


Figura 195: Menu de edição da orientação das camadas de Dyneema® Carbon DDCFX005

3.8.1.6.3 Elementos finitos

Discretizam-se os modelos geométricos em EF. O procedimento já referido no subcapítulo 3.8.1.2 passa por garantir que os EF tenham a menor distorção possível para mitigar o aumento de erro associado à solução obtida. Nos laminados de LVI e HVI inicia-se o processo de discretização com o comando *seed part*, ilustrado na Figura 196. Para cumprir com um valor arbitrado de $AR < 5$, o tamanho dos EF será de $0,5 \times 0,5 \text{ mm}^2$, sendo que as camadas têm $e = 0,24 \text{ mm}$, e a CZE tem $e = 1 \text{ }\mu\text{m}$. Os restantes parâmetros do menu ficam com os valores pré-definidos pelo ABAQUS™.

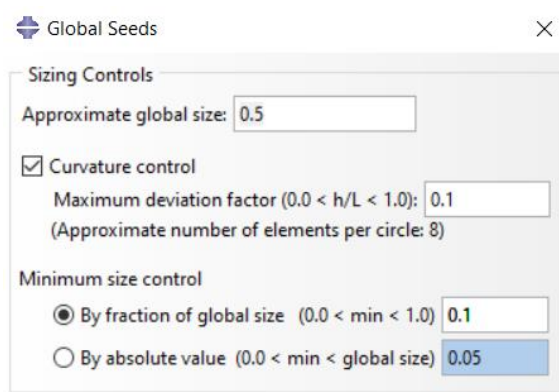


Figura 196: Menu de atribuição do valor de discretização da malha numérica

De seguida recorre-se ao comando *mesh part* que irá aplicar uma malha de EF à geometria da peça, como ilustrado na Figura 197 a) para um laminado de LVI e na Figura 197 b) para um laminado de HVI.

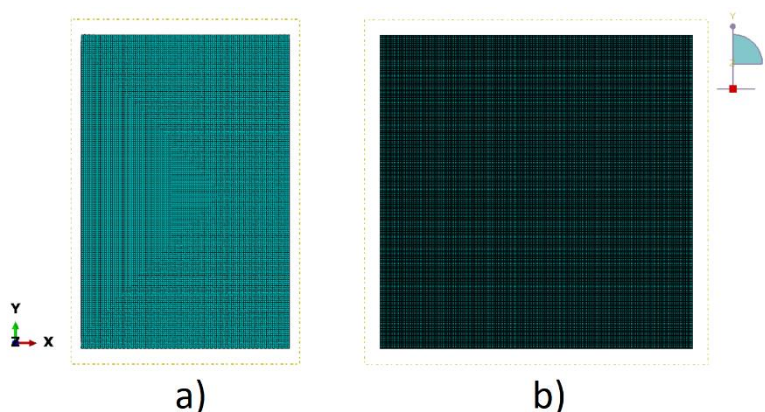


Figura 197: Malha numérica aplicada ao laminado de a) LVI; b) HVI

Realiza-se de imediato um *verify mesh*, já ilustrado na Figura 172, para avaliar a qualidade da malha numérica aplicada nos laminados. A fim de justificar o porquê de se fazer uso de uma malha numérica de $0,5 \times 0,5 \text{ mm}^2$ compare-se os valores quantificadores de qualidade de malha numérica da Tabela 63, para um exemplo de malha numérica de $1,0 \times 1,0 \text{ mm}^2$ (inicialmente planeada), com os valores

quantificadores de qualidade de malha numérica da Tabela 64, para a malha numérica de $0,5 \times 0,5 \text{ mm}^2$.

Tabela 63: Valores provenientes da análise de qualidade de malha para as geometrias que simulam os quatro laminados, tamanho $1,0 \times 1,0 \text{ mm}^2$

	LVI		HVI	
	Laminado inferior	Laminado superior	Laminado inferior	Laminado superior
EF hexaédricos	27132	26250	157500	157500
AR>5 (%)	7752 (28,6 %)	7500 (28,6 %)	45000 (28,6 %)	45000 (28,6 %)
$\bar{X}_{AR}$	284,8	288,7	288,7	288,7
AR_{max}	986,9	1000	1000	1000
Erros de análise (%)	0 (0 %)	0 (0 %)	0 (0 %)	0 (0 %)
Avisos de análise (%)	629 (2,32 %)	0 (0 %)	22500 (14,3 %)	22500 (14,3 %)
EF não-conforme	8381	7500	45000	45000

Legenda: AR_{max} – *aspect ratio* máximo; $\bar{X}_{AR}$ – valor médio de *aspect ratio*.

Constata-se à primeira vista que, tendo reduzido o tamanho do EF, eliminaram-se todos os avisos de análise que o ABAQUS™ transmitia nos laminados de HVI e no laminado inferior de LVI. Por outro lado, e sabendo que os EF mais distorcidos são os que se encontram na CZE, os parâmetros $\bar{X}_{AR}$ e AR_{max} passam a ser metade do valor que eram, no caso dos laminados HVI. No caso dos laminados de LVI, constata-se que a quantidade de EF com AR>5 aumentou, mas os avisos de análise desapareceram completamente e os parâmetros $\bar{X}_{AR}$ e AR_{max} diminuíram para próximo de metade do valor que eram. Afirma-se ainda que, apesar de os pares de laminados inferior e superior terem a mesma geometria, verifica-se que as *partition faces* irão influenciar na criação da malha numérica de tamanho $1,0 \times 1,0 \text{ mm}^2$, enquanto na malha numérica de tamanho $0,5 \times 0,5 \text{ mm}^2$ isso não ocorre.

Ainda assim, e apesar de não haver aparente problema com a elevada distorção dos EF da CZE, os valores de AR obtidos não são de todo satisfatórios. Uma solução passaria por discretizar mais refinada e localmente a CZE, mas isso implicaria a aplicação de

artifícios, *à posteriori*, para conectar os nós dos EF COH3D8 que se encontrariam a meio de uma aresta de EF SC8R.

Tabela 64: Valores provenientes da análise de qualidade de malha para as geometrias que simulam os quatro laminados, tamanho 0,5x0,5 mm²

	LVI		HVI	
	Laminado inferior	Laminado superior	Laminado inferior	Laminado superior
EF hexaédricos	105000	105000	630000	630000
AR>5 (%)	30000 (28,6 %)	30000 (28,6 %)	180000 (28,6%)	180000 (28,6%)
$\bar{X}_{AR}$	144,3	144,3	144,3	144,3
AR_{max}	500	500	500	500
Erros de análise (%)	0 (0 %)	0 (0 %)	0 (0 %)	0 (0 %)
Avisos de análise (%)	0 (0 %)	0 (0 %)	0 (0 %)	0 (0 %)
EF não-conforme	30000	30000	180000	180000

Como os laminados têm orientações materiais específicas, a primeira abordagem a realizar após efectuar a malha numérica é orientar as camadas com o comando *assign stack direction*. Este procedimento, semelhante à orientação dos elementos de casca no *software* SOLIDWORKS®, consiste em colocar a face mais superior com cor castanha, onde começa o empilhamento do laminado (Figura 198 b)), enquanto a face mais inferior fica de cor púrpura (Figura 198 a)), como se demonstra na Figura 198 para um dos laminados de LVI.

Devido à constituição por dois tipos de EF distintos, casca contínua (SC8R) e coesivo (COH3D8), existe a necessidade de realizar um *assign mesh controls*. Na Figura 199 a) ilustra-se a atribuição da técnica *sweep* aos EF COH3D8, que passa por criar o elemento coesivo tridimensional a partir de uma face e um dado vector (*sweep path*) para que o *software* saiba quais são os pares de nós coesivos. Tem-se ainda em conta que é importante que os mesmos sejam do tipo hexaédrico. Quanto ao tipo de algoritmo é deixado o pré-definido pelo ABAQUS™.

O *sweep path* é alterado, passando a direcção a ser da camada mais superior para a camada mais inferior. Para os EF SC8R é seleccionada a técnica *structured* (Figura 199 b)), que oferece o maior controlo possível sobre a malha numérica aplicando padrões

de malha numérica pré-estabelecidos para modelos topológicos particulares, referido na documentação do *software* ABAQUS™ [218].

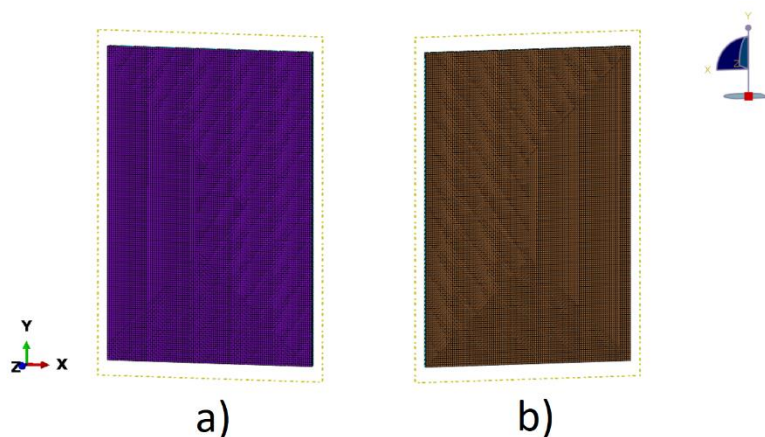


Figura 198: Aplicação do comando *assign stack direction* e estado a) da face inferior; b) da face superior do laminado de LVI (tamanho 1,0x1,0 mm² para melhor visualização)

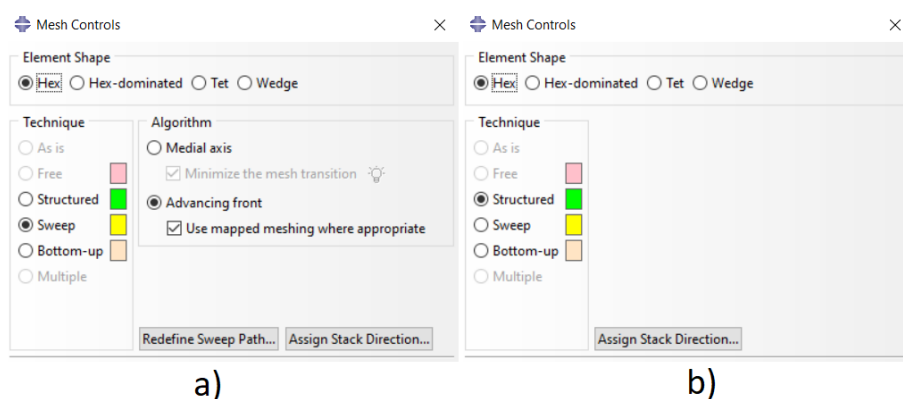


Figura 199: Menu de edição dos controlos de malha aplicados aos EF a) COH3D8; b) SC8R

Com as técnicas da Figura 199 aplicadas, finaliza-se o módulo *mesh* com o comando *assign element type*, cujos menus se encontram ilustrados na Figura 166 e na Figura 168.

Para a geometria que simula o Reverlink™ aplicam-se os comandos *seed part*, *mesh part* e *assign mesh controls*, como realizado para os laminados. É também aplicado o comando *assign element type* mas para o elemento sólido C3D8R, e descarta-se o comando *mesh stack directions* porque se trata de um material elástico e isotrópico. Na Tabela 65 apresentam-se os valores quantificadores de qualidade de malha numérica.

No componente que simula o Reverlink™ não é necessário realizar uma comparação como realizada para os laminados porque imediatamente se constata que, como se trata de uma geometria trivial, todos os EF se encontram conformes e com $AR=1$ porque a $e=1$ mm, e a área dos EF é de $0,5 \times 0,5$ mm². A malha numérica aplicada é semelhante à aplicada na Figura 197.

Passando à geometria que simula o *honeycomb*, é-lhe aplicado na íntegra o mesmo procedimento dos laminados compósitos, e aplica-se o elemento sólido C3D8R, como no Reverlink™. Os valores quantificadores de qualidade de malha numérica encontram-se na Tabela 66.

Na Figura 200 ilustra-se o núcleo de *honeycomb*, do ensaio de LVI, com a malha numérica de $0,5 \times 0,5 \text{ mm}^2$ aplicada. Para o *honeycomb* do modelo de HVI o procedimento é semelhante.

Tabela 65: Valores provenientes da análise de qualidade de malha para a geometria que simula o Reverlink™, tamanho $0,5 \times 0,5 \text{ mm}^2$

	LVI	HVI
Reverlink™		
EF hexaédricos	30000	180000
AR>5 (%)	0 (0 %)	0 (0 %)
$\bar{X}_{AR}$	1	1
AR_{max}	1	1
Erros de análise (%)	0 (0 %)	0 (0 %)
Avisos de análise (%)	0 (0 %)	0 (0 %)
EF não-conforme	0	0

No *honeycomb*, devido à $e=0,12 \text{ mm}$ da parede, não se conseguem eliminar os avisos de análise com um tamanho de malha numérica de $0,5 \times 0,5 \text{ mm}^2$. Por outro lado, constata-se que se tem um número muito elevado de EF com $AR>5$, o que é indesejável. Mesmo assim, aceitam-se os valores obtidos da análise de qualidade de malha para o *honeycomb*.

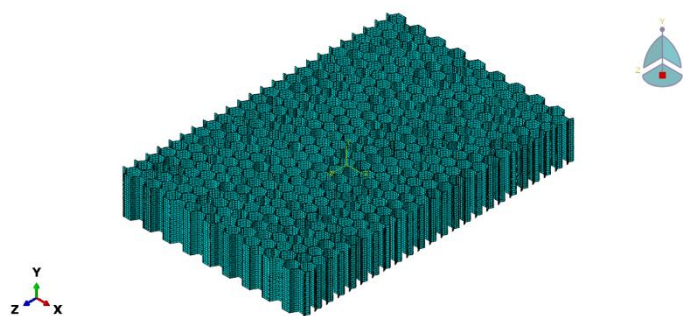


Figura 200: Malha numérica aplicada ao *honeycomb* para o ensaio de LVI

Tabela 66: Valores provenientes da análise de qualidade de malha para a geometria que simula o *honeycomb*, tamanho 0,5×0,5 mm²

	LVI	HVI
<i>honeycomb</i>		
EF hexaédricos	183980	1070800
AR>5 (%)	125080 (68 %)	727620 (68 %)
$\bar{X}_{AR}$	7,49	7,58
AR_{max}	22,03	35,42
Erros de análise (%)	0 (0 %)	0 (0 %)
Avisos de análise (%)	1900 (1,0 %)	7480 (0,7 %)
EF não-conforme	125300	729360

3.8.1.6.4 Montagem dos componentes

Com todos os componentes discretizados segundo uma malha numérica de EF, passa-se ao módulo *assembly*. Como o ABAQUS™ tem por predefinição os desenhos começarem no plano xOy, é necessário aplicar o comando *rotate instance* nos laminados e na película de Reverlink™ das estruturas *sandwich* de LVI e HVI. Como se garantiu que a origem do referencial ficasse no centro das peças, estas foram rodadas em 90°, segundo o versor e_x . Seguidamente, para ordenar o estratificado das estruturas *sandwich* são aplicadas restrições de posição face-a-face (comando *create constraints: face to face*) com distância relativa de zero entre as várias peças, obtendo assim os modelos montados na Figura 201.

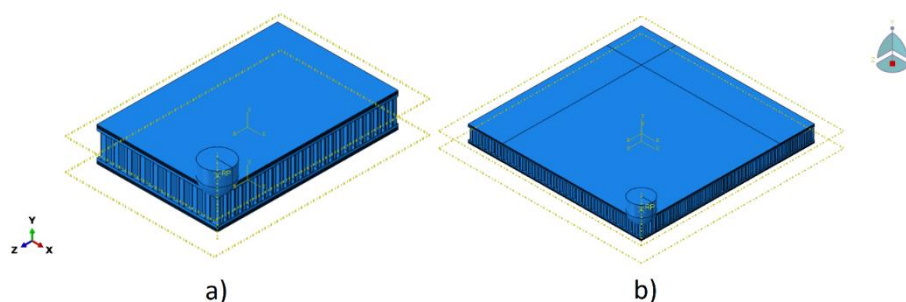


Figura 201: Modelo do ¼ de estrutura *sandwich* de a) 150×100 mm², LVI; b) 300×300 mm², HVI

3.8.1.6.5 Condições fronteira

Com os modelos montados passa-se a caracterizar as condições fronteira dos mesmos. Começando pela estrutura *sandwich* para ensaio de LVI, na Figura 202, aplicam-se condições fronteira ao dispositivo de impacto que simula o conjunto de $m=11,46$ kg no ensaio de LVI, no seu RP. O único grau de liberdade (DOF, do inglês: *degree of freedom*) permitido é o deslocamento na direcção do campo de velocidade, a direcção Y ($U2$).

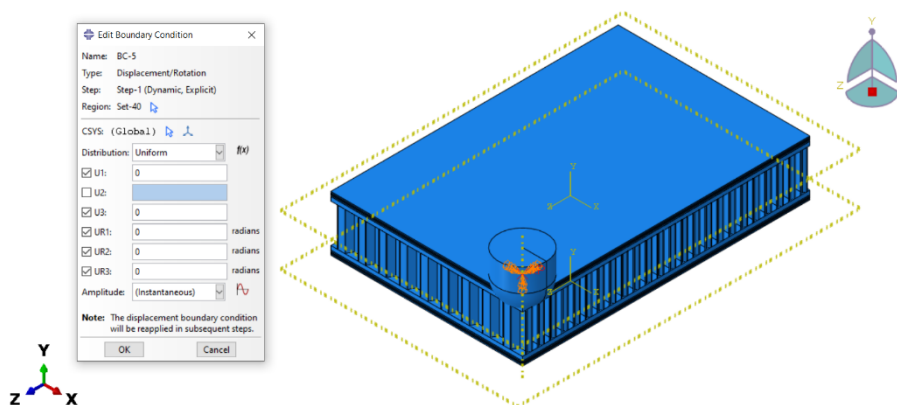


Figura 202: Menu de edição das condições fronteira e aplicação no dispositivo de impacto de LVI

Na Figura 203 demonstra-se a aplicação das condições fronteira na face de apoio do laminado inferior, resultante da fixação do provete no dispositivo de ensaio LVI. Como esta face assenta simplesmente no dispositivo de impacto, são permitidos os DOF de rotação em torno dos eixos sentido 1 e 3 ($UR1$, $UR3$).

Como o modelo se trata de $\frac{1}{4}$ do provete real, há que definir as condições de simetria nas faces laterais dos laminados e do Reverlink™ que representam o corte da geometria. Ilustra-se na Figura 204 a aplicação das condições de simetria em relação ao eixo Z. Para a face normal ao eixo X o procedimento é igual.

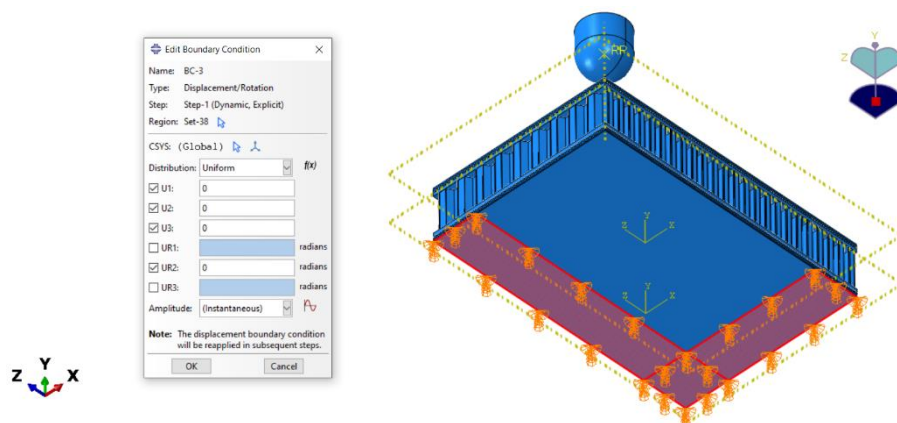


Figura 203: Menu de edição das condições fronteira e aplicação no laminado inferior da estrutura *sandwich* em LVI

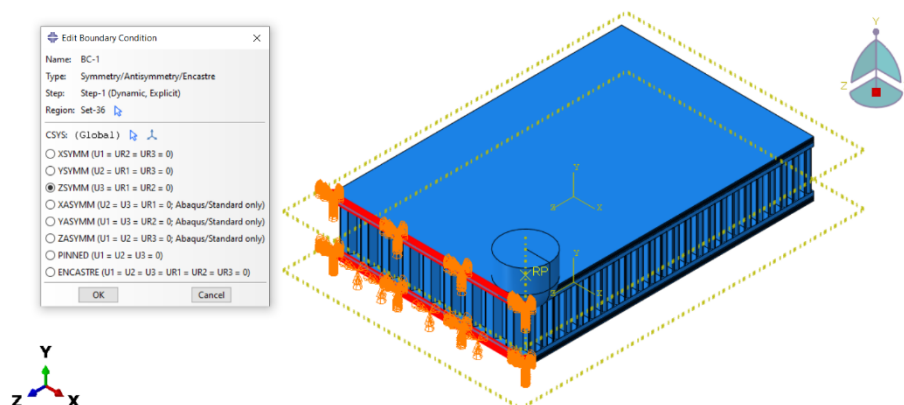


Figura 204: Menu de edição das condições fronteira que simulam simetria material e aplicação nos bordos do laminado e do Reverlink™, normais a Z, em LVI

Na Figura 205 apresenta-se em detalhe a aplicação das condições de simetria nas faces laterais do *honeycomb*, para o ensaio de LVI. O método é exactamente igual ao demonstrado na Figura 204 e referido para as faces normais ao eixo X. Foi realizado à parte para mitigar alguma entropia visual, tanto na apresentação como na selecção das faces no *software*. A interacção entre o RP e a geometria do dispositivo de impacto (LVI) e da esfera (HVI), é garantida com uma restrição (*constraint*) do tipo *rigid body*, pelo módulo *interaction*, como se ilustra na Figura 206. Este procedimento é exactamente igual para a esfera no ensaio de HVI.

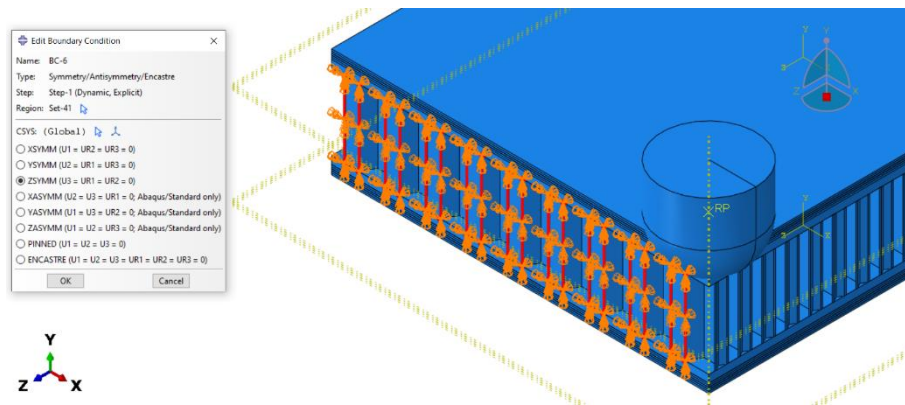


Figura 205: Menu de edição das condições fronteira que simulam simetria material e aplicação nos bordos do *honeycomb*, normais a Z, em LVI

Passando às condições fronteira da estrutura *sandwich* do ensaio de HVI, na Figura 207 ilustra-se a aplicação das mesmas ao dispositivo de impacto que simula a esfera no ensaio de HVI. Tal como sucede na Figura 202, o único DOF permitido é o U_2 . Na Figura 208 e na Figura 209 demonstra-se a aplicação de encastramentos nas faces de partição dos laminados. Como a estrutura *sandwich* de $300 \times 300 \text{ mm}^2$ é fixa entre duas chapas de aço, por atrito, faz todo o sentido que a faixa com $L=30 \text{ mm}$ seja impedida de qualquer tipo de deslocamentos e rotações.

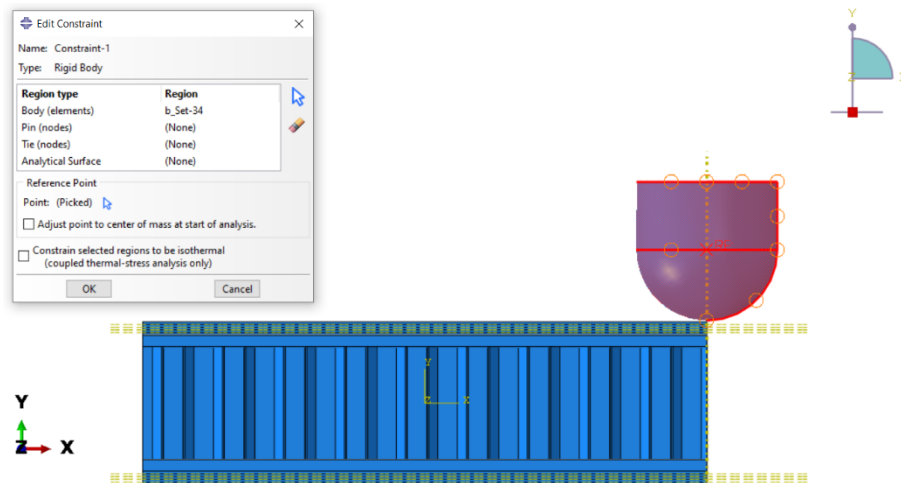


Figura 206: Menu de edição das restrições do tipo *rigid body* e aplicação entre o dispositivo de impacto e o RP, em LVI

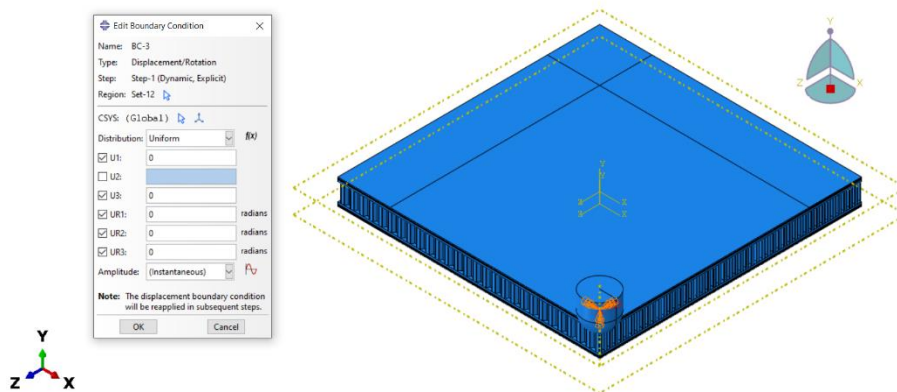


Figura 207: Menu de edição das condições fronteira e aplicação no dispositivo de HVI

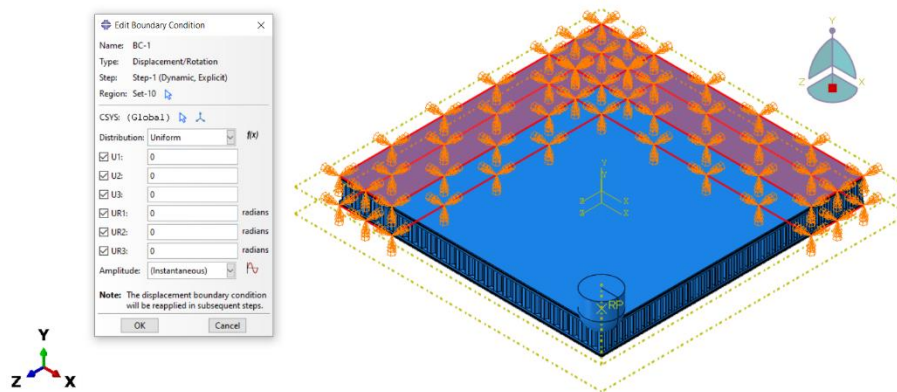


Figura 208: Menu de edição das condições fronteira e aplicação nos laminados superior e inferior da estrutura *sandwich* em HVI, vista de cima

Tal como na estrutura *sandwich* de LVI, é necessário criar condições fronteira que simulem a condição de simetria. Ilustra-se na Figura 210 a aplicação das condições de simetria em relação ao eixo Z. O método é igual para as faces normais ao eixo X.

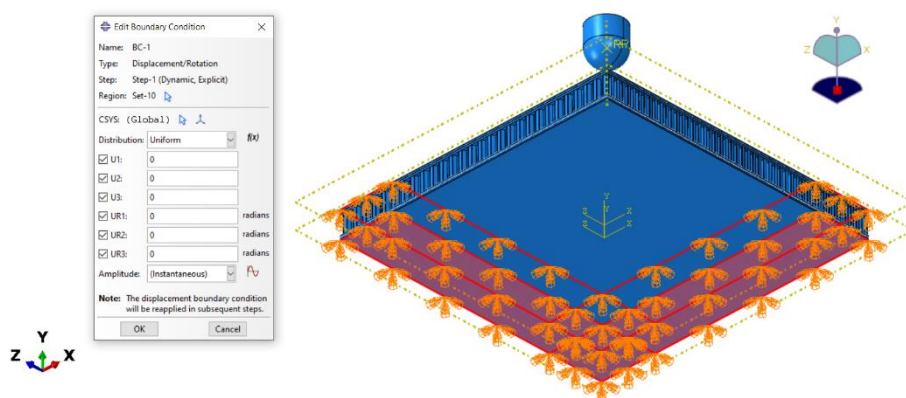


Figura 209: Menu de edição das condições fronteira e aplicação nos laminados superior e inferior da estrutura *sandwich* em HVI, vista de baixo

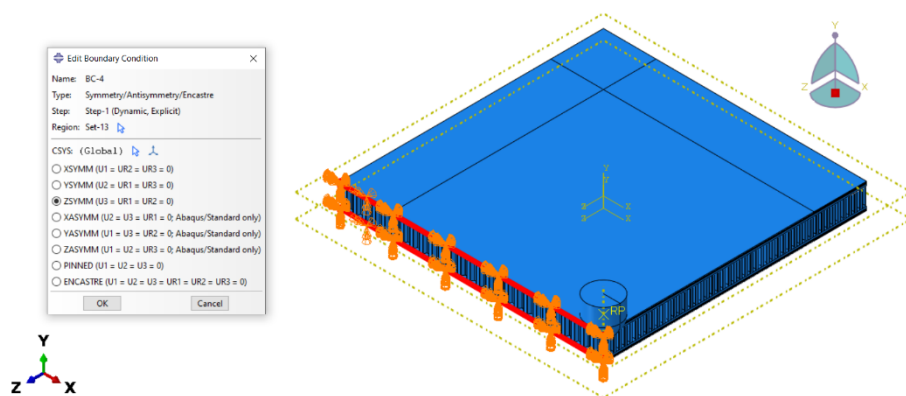


Figura 210: Menu de edição das condições fronteira que simulam simetria material e aplicação no bordo da estrutura *sandwich*, normal a Z, em HVI

Tal como precedido no ensaio de LVI, apresenta-se na Figura 211 a aplicação das condições de simetria nas faces laterais do *honeycomb*, para o ensaio de HVI.

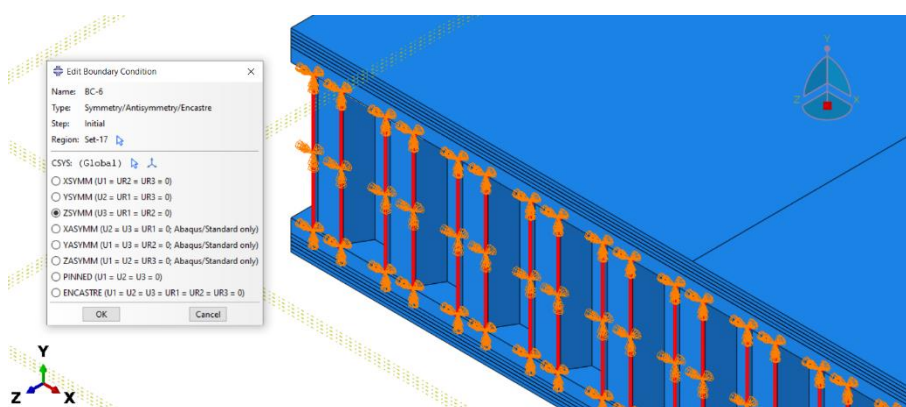


Figura 211: Menu de edição das condições fronteira que simulam simetria material e aplicação nos bordos do *honeycomb*, normais a Z, em HVI

3.8.1.6.6 Interações

Seguidamente, procede-se à caracterização de como o dispositivo de impacto (LVI) e a esfera (HVI) irão interagir com as estruturas *sandwich*. Particularizando para o ensaio de LVI (uma vez que o procedimento é homólogo para o ensaio de HVI), inicia-se com a criação de propriedades de interação (comando *create interaction property*). Na Figura 212 demonstra-se como se caracteriza a propriedade de interação entre os vários componentes da estrutura *sandwich*. A interação entre o dispositivo de impacto e a estrutura *sandwich* tem as propriedades demonstradas na Figura 213.

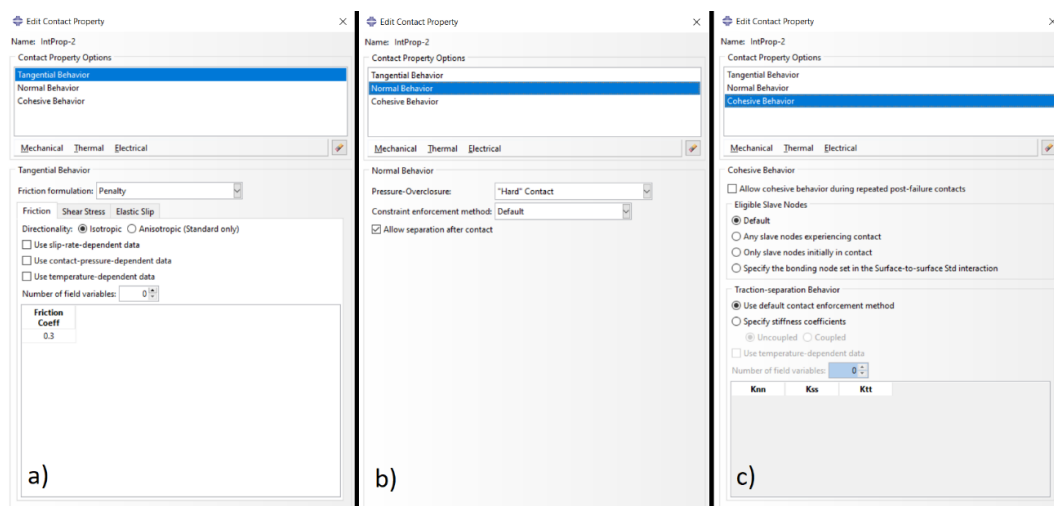


Figura 212: Menu de edição das propriedades das interações entre os vários componentes da estrutura *sandwich*: a) comportamento na direcção tangencial, com coeficiente de atrito (μ_f) de 0,3 [111], b) comportamento na direcção normal, c) comportamento coesivo

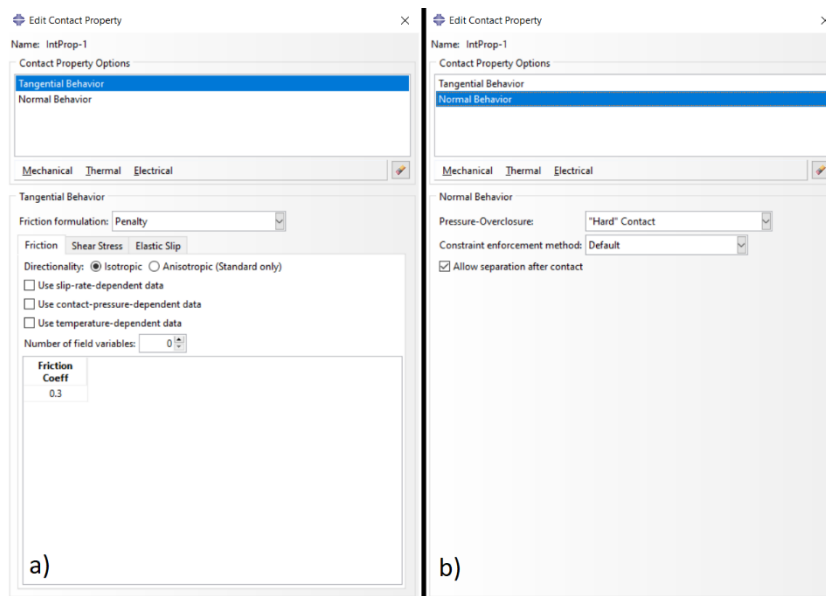


Figura 213: Menu de edição das propriedades da interação entre o dispositivo de impacto e a estrutura *sandwich*: a) comportamento na direcção tangencial, com coeficiente de atrito (μ_f) de 0,3 [111], b) comportamento na direcção normal

Finaliza-se a criação de tipos de interacção com a chamada “interacção global” (Figura 214 a)) que se destina a definir as propriedades de contacto global, no menu de edição da interacção, na análise explícita (Figura 214 b)). Para a atribuição das interacções recorre-se primeiro ao comando *find contact pairs*, no módulo *interaction*, ilustrado na Figura 215 para definir os possíveis contactos entre os vários componentes da estrutura *sandwich*.

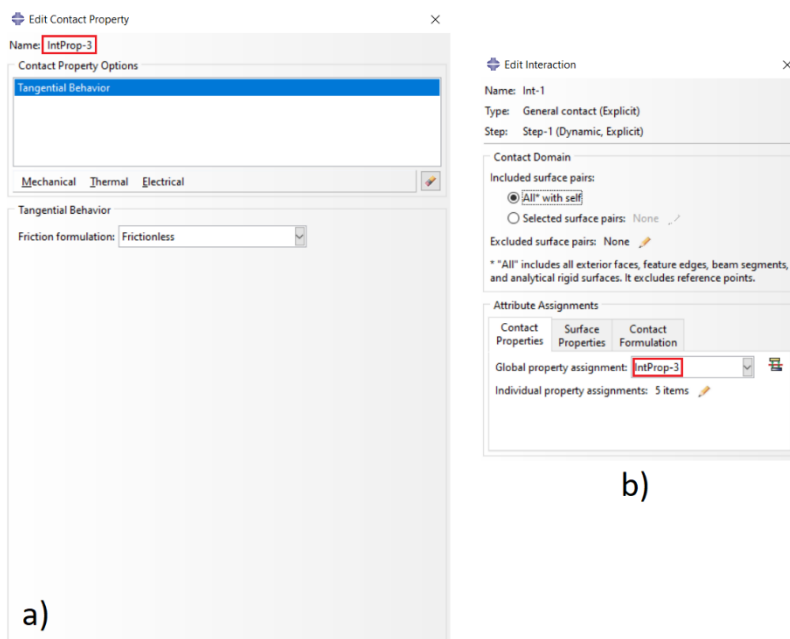


Figura 214: Contactos globais: a) menu de edição das propriedades da interacção global, b) menu de edição da atribuição das interacções às fronteiras materiais

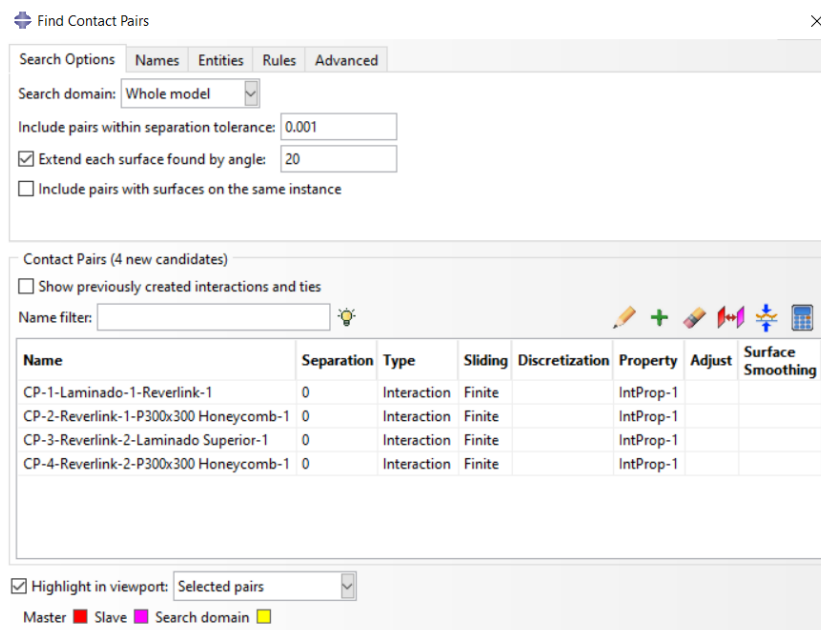


Figura 215: Menu de procura de pares de contactos na estrutura *sandwich*

Estes contactos encontrados são imediatamente eliminados no *interaction manager* (Figura 216) porque não têm propriedades interactivas inerentes. Para a atribuição de propriedades aos contactos passa-se a criar uma interacção como ilustrada na Figura 214 b), e editam-se as atribuições de propriedades aos pares de contacto conforme explicitado na Figura 217.

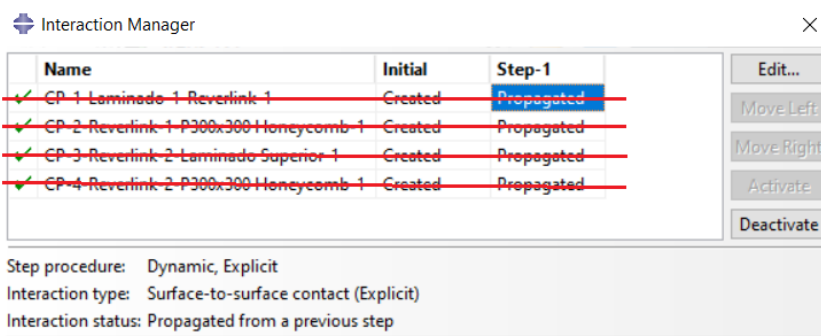


Figura 216: Menu de edição do gestor de interacções

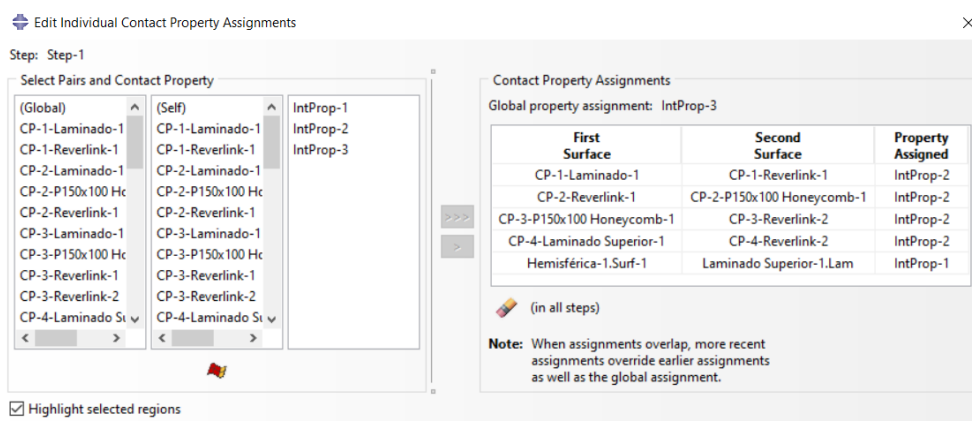


Figura 217: Menu de edição da atribuição de propriedades de interacção aos vários contactos encontrados na estrutura *sandwich*

Com as interacções caracterizadas passa-se à aplicação das solicitações nos modelos.

3.8.1.6.7 Solicitações

Após a aplicação das condições fronteira, procede-se à aplicação das solicitações. No caso de ensaios de impacto considera-se um campo de v adjudicado ao dispositivo de impacto. Na Figura 218 ilustra-se a aplicação do campo de velocidade no dispositivo de impacto de LVI, segundo a direcção Y. Como as unidades base utilizadas na FEA são MPa e mm, é de todo conveniente que $v_i = -1870$ mm/s (o sinal negativo apenas denota a direcção descendente). Este valor é calculado a partir das Equações (14) a (17) do subcapítulo 2.3.4, e referenciado na Tabela 42 e na Tabela 46.

Na Figura 219 demonstra-se a aplicação do campo de $v_i = -100000$ mm/s no dispositivo de impacto, segundo $U2$. Para o segundo ensaio de HVI, considera-se o valor de $v_i = -150000$ mm/s.

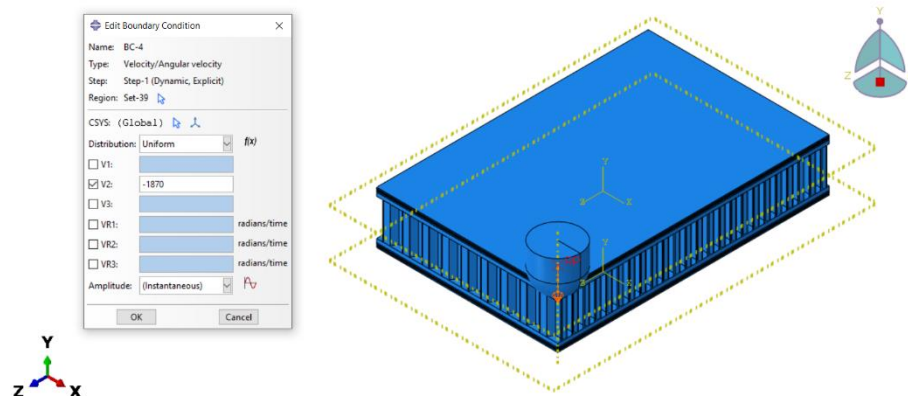


Figura 218: Menu de edição do campo de velocidade e aplicação no dispositivo de impacto em LVI

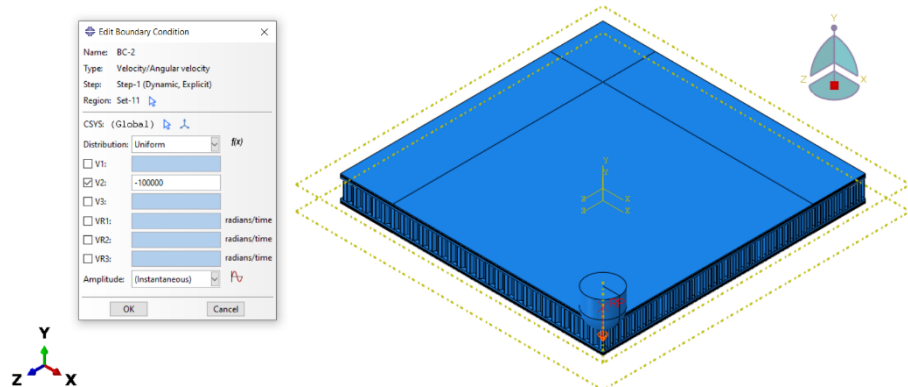


Figura 219: Menu de edição do campo de velocidade e aplicação no dispositivo de impacto em HVI

Após a definição completa dos modelos, passa-se à caracterização dos *outputs* e do *job*.

3.8.1.6.8 Job

O modelo encontra-se nas condições finais para calcular as variáveis de saída desejadas a analisar posteriormente. No comando *job* define-se que o tipo de análise é completo (*full analysis*, Figura 220 a)) e, para obtenção de resultados com maior fidelidade, requer-se uma precisão *double* tanto na FEA como no pré-processador da análise (Figura 220 b)).

Com toda a caracterização do modelo numérico efectuada procede-se à apresentação dos resultados obtidos.

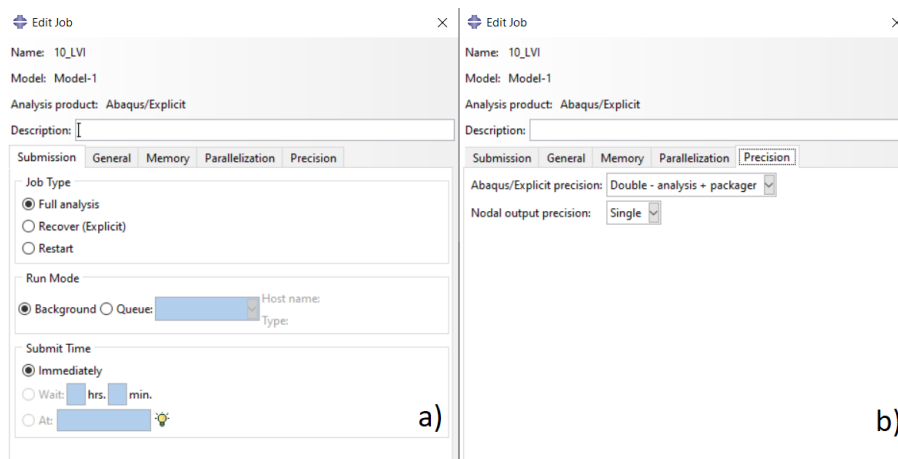


Figura 220: a) menu geral de edição do *job*, b) precisão aplicável aos ensaios de LVI e HVI

3.8.2 Previsão, discussão e comparação dos FEA's com resultados experimentais

Pretende-se neste subcapítulo apresentar as diferenças visuais entre os modelos numéricos construídos e a análise experimental, e analisar de que forma o dano ocorre nos provetes de LVI e HVI através de FEA.

Começa-se por referir que os resultados obtidos apenas demonstram parte dos ensaios de LVI e de HVI. Como se constata pela Figura 221, o problema que leva ao aborto da simulação é a presença de EF que sofrem elevada distorção. Será explicado no subcapítulo 3.8.2.1 que o fenómeno resulta da falta de propriedades típicas de dano para o Reverlink™ e para o *honeycomb*, nomeadamente na caracterização dos modos I, II e III que permitiriam caracterizar a rotura e o dano consequente desses materiais.

Crê-se também que a eliminação de EF prevista no subcapítulo 3.8.1.1 não esteja a ser realizada por este mesmo motivo, ainda que seja estranho a não ocorrência nos laminados, dado que estes se encontram bem estabelecidos no material.

Não se prevê que o problema advenha do incremento de tempo, uma vez o *software* tem autonomia para discretizar o menor intervalo de tempo de forma a estabilizar o modelo. Para o ensaio de LVI realizam-se 4617 incrementos.

Ainda assim, verifique se os valores de E_c e energia total (E_t) encontram-se expectáveis e semelhantes ao valor do ensaio experimental de LVI, de 20 J, bem como o tempo de ensaio de 2 ms (que se encontrava arbitrado para 5 ms). Conforme as restantes unidades utilizadas na Tabela 62, as unidades de energia seguem-se em miliJoule (mJ). O tempo total de processamento totaliza 2579 s, correspondente a cerca de 43 min.

Na Figura 222 apresenta-se a evolução da E_c no modelo numérico de LVI. Verifica-se que, para o tempo simulado de 2,5 ms, existe uma subida da E_c em 4 J.

05_LVI Monitor

Job: 05_LVI Status: Aborted

Step	Increment	Total Time	CPU Time	Step Time	Stable Time Inc	Kinetic Energy	Total Energy
1	3989	0.00231007	2207.6	0.00231007	3.09164e-07	23982.8	20182.5
1	4022	0.00232026	2226.9	0.00232026	3.10997e-07	23985.1	20194.4
1	4054	0.00233002	2245.6	0.00233002	3.13635e-07	23988.3	20188.5
1	4086	0.00234032	2264.5	0.00234032	3.16585e-07	23985.2	20191.7
1	4117	0.00235013	2282.8	0.00235013	3.14603e-07	23997.9	20192.2
1	4149	0.00236023	2301.5	0.00236023	3.13445e-07	23979.4	20185.8
1	4181	0.00237031	2320.5	0.00237031	3.16688e-07	23968.3	20181.8
1	4212	0.00238013	2338.8	0.00238013	3.17653e-07	24003.5	20187.7
1	4244	0.00239031	2357.6	0.00239031	3.19387e-07	23986.9	20187
1	4275	0.00240013	2376	0.00240013	3.11954e-07	24003.4	20191.4
1	4307	0.0024101	2394.9	0.0024101	3.11772e-07	24037.2	20182.7
1	4339	0.00242007	2413.8	0.00242007	3.13828e-07	24040.2	20188.1
1	4371	0.00243023	2432.7	0.00243023	3.19154e-07	24051.2	20185.9
1	4402	0.0024402	2451	0.0024402	3.17674e-07	24045.9	20186.8
1	4433	0.00245004	2469.3	0.00245004	3.18335e-07	24073.9	20189
1	4465	0.00246006	2488.3	0.00246006	3.12095e-07	24047.9	20190.3
1	4498	0.00247029	2507.7	0.00247029	3.10413e-07	24027.8	20193.6
1	4530	0.00248025	2526.6	0.00248025	3.15073e-07	24045	20202.5
1	4561	0.00249002	2545	0.00249002	3.17229e-07	23996	20212.8
1	4595	0.00250001	2565.1	0.00250001	3.18784e-07	24035.7	20254.4
1	4617	0.00250403	2579.1	0.00250403	1e-14	24012.5	19849.3

Log ! Errors ! Warnings Output Data File Message File Status File

The elements contained in element set ErrElemExcessDistortion-Step1 have distorted excessively.

There is only one excessively distorted element

The elements contained in element set ErrElemExcessDistortion-Step1 have distorted excessively.

Abaqus/Explicit Analysis exited with an error - Please see the status file for possible error messages if the file exists.

Search Text

Text to find: ☐ Match case

Figura 221: Relatório de erros do *job* devido ao aborto da simulação para o ensaio LVI

Esta subida deve-se à consideração de que a ponta hemisférica viaja em todos os instantes com $v=1,87$ m/s; que na situação real não acontece. Esta é uma simplificação adoptada para o modelo visto não ter acesso ao histórico de v durante o ensaio experimental.

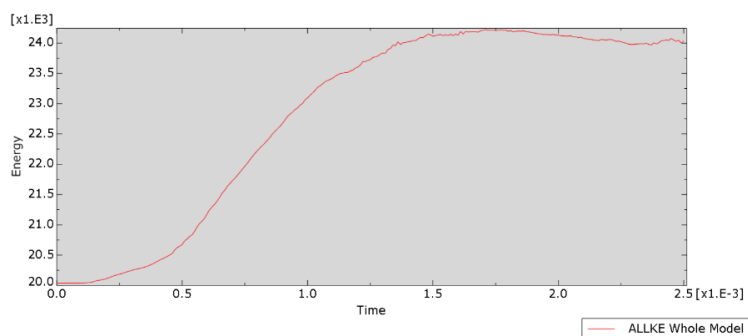


Figura 222: Gráfico de evolução de E_c na simulação numérica do teste de LVI (adaptado do *software* ABAQUS™, unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente)

Para o ensaio de HVI, de $v=100$ m/s, realizam-se 5977 incrementos, como se ilustra na Figura 223.

05_HVI_100 Monitor

Job: 05_HVI_100 Status: Aborted

Step	Increment	Total Time	CPU Time	Step Time	Stable Time Inc	Kinetic Energy	Total Energy
1	5432	2.92007e-05	17808.9	2.92007e-05	4.95063e-09	143030	140994
1	5466	2.93691e-05	17930	2.93691e-05	4.83918e-09	143053	140994
1	5500	2.95279e-05	18050.7	2.95279e-05	4.17089e-09	143069	140995
1	5517	2.96008e-05	18112.2	2.96008e-05	4.42367e-09	143076	140995
1	5551	2.97646e-05	18233.3	2.97646e-05	5.03981e-09	143106	140995
1	5585	2.99092e-05	18354	2.99092e-05	4.02241e-09	143115	140995
1	5607	3.00002e-05	18433.1	3.00002e-05	4.43472e-09	143134	140995
1	5641	3.01641e-05	18554.2	3.01641e-05	4.91346e-09	143187	140996
1	5675	3.03346e-05	18676	3.03346e-05	4.61511e-09	143263	140998
1	5689	3.04005e-05	18727.3	3.04005e-05	4.81631e-09	143258	140999
1	5722	3.05516e-05	18846.6	3.05516e-05	4.48079e-09	143623	141000
1	5756	3.07106e-05	18969.1	3.07106e-05	5.03088e-09	143871	141009
1	5777	3.08018e-05	19045.6	3.08018e-05	4.46195e-09	144600	141025
1	5810	3.09455e-05	19164.5	3.09455e-05	4.40016e-09	146180	141040
1	5844	3.10883e-05	19287	3.10883e-05	4.55512e-09	146026	141012
1	5872	3.12008e-05	19389.3	3.12008e-05	4.78069e-09	145207	140985
1	5905	3.13241e-05	19508.4	3.13241e-05	2.79655e-09	144712	140977
1	5939	3.14093e-05	19630	3.14093e-05	2.90408e-09	144598	140980
1	5973	3.15145e-05	19752	3.15145e-05	2.65847e-09	144424	140980
1	5977	3.15231e-05	19777.2	3.15231e-05	1e-14	144456	140969

Log Errors Warnings Output Data File Message File Status File

The ratio of deformation speed to wave speed exceeds 1.0000 in at least one element. This usually indicates an error with the model definition. Additional diagnostic information may be found in the message file.

Abaqus/Explicit Analysis exited with an error - Please see the status file for possible error messages if the file exists.

Search Text

Text to find: ☐ Match case

Figura 223: Relatório de erros do *job* devido ao aborto da simulação para o ensaio HVI, $v=100$ m/s

Tal como no ensaio de LVI, os valores de E_c e energia total (E_t) encontram-se expectáveis e semelhantes ao valor do ensaio experimental de HVI: inicialmente 141 J no modelo numérico comparativamente a 120 e 126 J na análise experimental. O tempo de ensaio de 0,03 ms, inicialmente arbitrado para 0,2 ms, é reduzido devido ao aborto da simulação causado por pelo menos um dos EF se encontrar com o valor de ϵ/t superior à velocidade de onda. O tempo total de processamento totaliza 19777 s, correspondente a cerca de 5 h 30 min. Na Figura 224 apresenta-se a evolução da E_c no modelo numérico de HVI, onde se verifica que, para o tempo simulado de 31,5 μ s, existe uma subida da E_c em 5 J. Tal como no ensaio de LVI, esta subida prende-se com a simplificação adoptada para v .

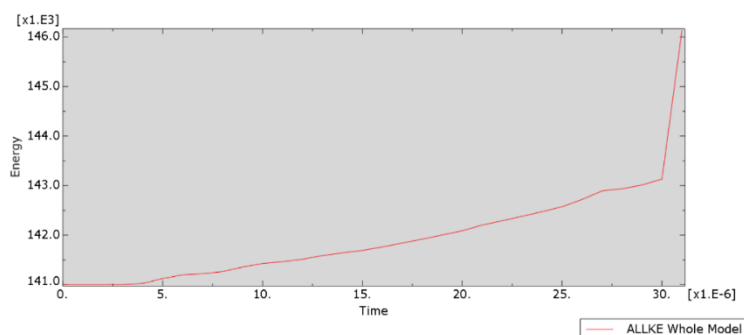


Figura 224: Gráfico de evolução de E_c na simulação numérica do teste de HVI para $v=100$ m/s (adaptado do *software* ABAQUS™, unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente)

Para o ensaio de HVI, de $v=150$ m/s, realizam-se 4834 incrementos, como se ilustra na Figura 225.

05_HVI_100 Monitor

Job: 05_HVI_100 Status: Aborted

Step	Increment	Total Time	CPU Time	Step Time	Stable Time Inc	Kinetic Energy	Total Energy
1	4349	2.33667e-05	13518.1	2.33667e-05	5.38415e-09	322291	317318
1	4383	2.35264e-05	13639.4	2.35264e-05	4.16623e-09	322344	317334
1	4399	2.36038e-05	13697.8	2.36038e-05	5.38407e-09	322362	317333
1	4433	2.37868e-05	13820.1	2.37868e-05	5.38407e-09	322648	317333
1	4467	2.39699e-05	13942.3	2.39699e-05	5.38411e-09	322613	317334
1	4473	2.40022e-05	13964.9	2.40022e-05	5.38411e-09	322644	317334
1	4507	2.41853e-05	14087.5	2.41853e-05	5.38416e-09	322777	317337
1	4540	2.43629e-05	14210.1	2.43629e-05	5.38412e-09	322888	317308
1	4547	2.44006e-05	14236.4	2.44006e-05	5.38411e-09	322856	317309
1	4580	2.45779e-05	14355.5	2.45779e-05	5.38408e-09	322903	317308
1	4614	2.47487e-05	14477.2	2.47487e-05	4.00532e-09	322958	317313
1	4625	2.48027e-05	14517.8	2.48027e-05	5.38405e-09	322955	317314
1	4659	2.49855e-05	14640	2.49855e-05	5.38408e-09	322992	317323
1	4693	2.51668e-05	14761.9	2.51668e-05	5.38402e-09	323055	317329
1	4700	2.52045e-05	14788.2	2.52045e-05	5.38401e-09	323063	317332
1	4734	2.53607e-05	14909.9	2.53607e-05	3.20702e-09	323116	317353
1	4768	2.54915e-05	15031	2.54915e-05	3.01905e-09	323221	317395
1	4802	2.55663e-05	15151.5	2.55663e-05	1.54189e-09	323335	317468
1	4820	2.56029e-05	15216.3	2.56029e-05	2.43337e-09	323338	317556
1	4834	2.56396e-05	15274	2.56396e-05	1e-14	323384	317748

Log Errors Warnings Output Data File Message File Status File

The ratio of deformation speed to wave speed exceeds 1.0000 in at least one element. This usually indicates an error with the model definition. Additional diagnostic information may be found in the message file.

Abaqus/Explicit Analysis exited with an error - Please see the status file for possible error messages if the file exists.

Search Text

Text to find: ☐ Match case

Figura 225: Relatório de erros do *job* devido ao aborto da simulação para o ensaio HVI, $v=150$ m/s

Os valores de E_c e E_t encontram-se expectáveis e semelhantes ao valor do ensaio experimental de HVI: inicialmente cerca de 317 J no modelo numérico comparativamente a 273 e 274 J na análise experimental. O tempo de ensaio de 0,025 ms, que se encontrava arbitrado para 0,2 ms, é reduzido devido mesmo erro constatado no ensaio de HVI de $v=100$ m/s. O tempo total de simulação totaliza 15274 s, correspondente a cerca de 4 h 15 min. Na Figura 226 apresenta-se a evolução da E_c no modelo numérico de HVI, de $v=150$ m/s verificando-se que para o tempo simulado de 0,025 ms, existe uma subida da E_c em 6 J.

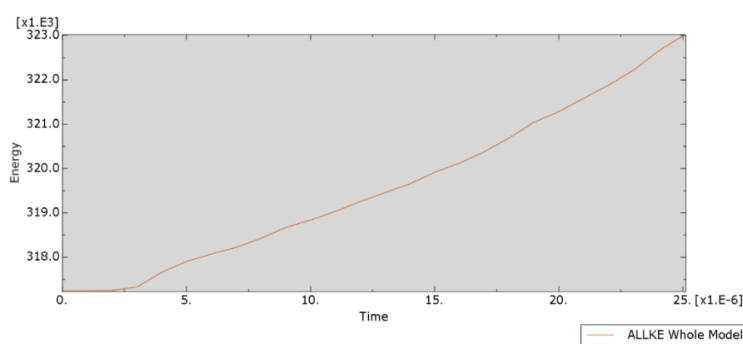


Figura 226: Gráfico de evolução de E_c na simulação numérica do teste de HVI para $v=150$ m/s (adaptado do *software* ABAQUS™, unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente)

Acrescenta-se que as análises são realizadas em macroescala, e que uma das desvantagens da mesma é a indistinação das fissuras da matriz causadas pelos esforços de tracção, compressão e corte [227], conforme ilustrado na Figura 227, impossibilitando maior interpretação dos resultados.

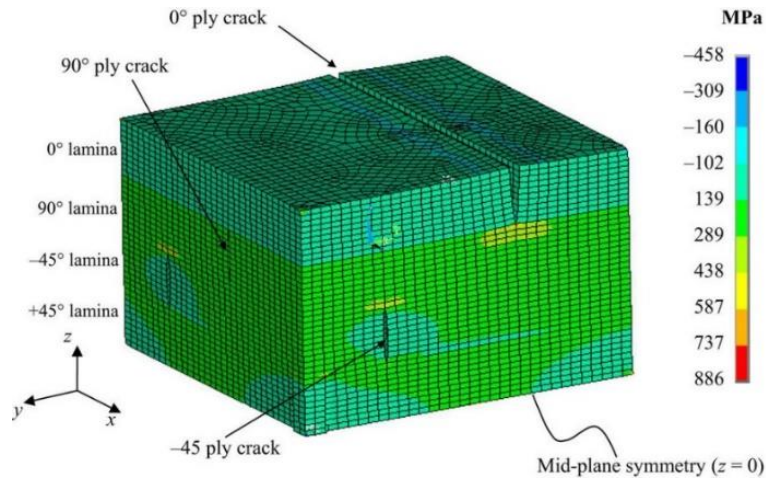


Figura 227: Malha numérica de um RVE para metade de um laminado $[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_s$ de onde se verifica fissuras nas três orientações. O RVE deformado é submetido a um estado de tensão biaxial nas direcções X e Y. Gráfico de σ_y (adaptado de [228])

3.8.2.1 Ensaio de impacto de drop-weight, ou queda de massa

3.8.2.1.1 Campo de deslocamentos

Resultante da FEA ao ensaio LVI, apresenta-se na Figura 228 o gráfico do campo de deslocamentos na estrutura *sandwich* $150 \times 100 \text{ mm}^2$ devido à queda do dispositivo de impacto com $v=1,87 \text{ m/s}$ (direcção U2). Observe-se a legenda do gráfico que mostra que o dispositivo de impacto entra dentro da estrutura *sandwich*, em cerca de 4,6 mm. Considerando também que a A_{dano} se encontra confinada dentro da primeira coroa circular a cinza, e que esta tem um $\varnothing_{\text{eq_dano}} \approx 16 \text{ mm}$, obtém-se um valor de $A_{\text{dano}} \approx 201,06 \text{ mm}^2$. Apresenta-se na Tabela 67 a comparação dos resultados obtidos numericamente com os resultados da análise numérica. $\Delta(\%)$ é calculado segundo a Equação (61).

$$\Delta(\%) = \frac{|\Gamma_{\text{experimental}}| - |\Gamma_{\text{numérico}}|}{|\Gamma_{\text{experimental}}|} \cdot 100 \quad (61)$$

Pelos valores da Tabela 67, o valor de J_{dano} apenas se encontra próximo do obtido para o provete 3, ainda assim com $\Delta J_{\text{dano}}(\%) > 10\%$. O valor de A_{dano} também ele apresenta $\Delta A_{\text{dano}}(\%) > 10\%$, excepto para o provete 3. Devido às deficiências referidas no início do subcapítulo 3.8.2. não se pode referir que o modelo numérico representa com exacta fiabilidade a realidade do ensaio experimental de LVI nas condições finais.

Tabela 67: Comparação dos valores de A_{dano} , $\mathcal{I}_{\text{dano}}$ e $\varnothing_{\text{eq_dano}}$ obtidos numericamente com os resultados da análise experimental de LVI, para o 1º impacto

	Provete	A_{dano} (mm ²)	$\mathcal{I}_{\text{dano}}$ (mm)	$\varnothing_{\text{eq_dano}}$ (mm)	ΔA_{dano} (%)	$\Delta \mathcal{I}_{\text{dano}}$ (%)
Numérico	LVI	201,06	4,60	16,00	[-]	[-]
Experimental	1	243,30	7,72	17,60	17,36	40,41
	2	238,70	8,19	17,43	15,77	43,83
	3	223,20	4,11	16,85	9,92	11,92
	4	261,00	8,06	18,23	23,00	42,93
	5	244,40	6,29	17,64	17,73	26,87

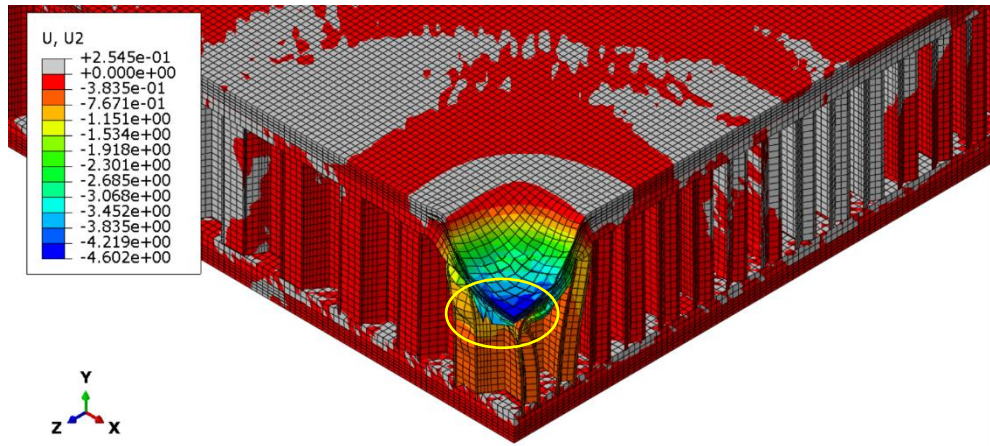


Figura 228: Campo de deslocamentos no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio LVI

Relativamente à Figura 228, em primeiro plano, observa-se a cratera formada pelo impacto da ponta hemisférica na estrutura *sandwich*, e a sua semelhança com os resultados documentados na Figura 145 e Figura 146. Caso se tivesse seccionado os provetes de LVI, após o primeiro impacto, seria totalmente expectável que os alvéolos do *honeycomb* apresentassem sinais de encurvadura logo abaixo da zona de impacto, como está patente na Figura 228. Como os alvéolos têm forma hexagonal ε_z não é igual a ε_x . No restante volume da estrutura existem EF a assumirem deslocamentos residuais de cerca de 0,2 mm. Estes resíduos podem ser representativos da simulação da propagação da onda superficial, resultante da absorção de energia por parte da estrutura, como seria de prever caso o ensaio real fosse filmado com câmaras de alta velocidade, e como se esquematiza na Figura 229 a) e Figura 229 b), para ensaios HVI, e Figura 229 c) para ensaios LVI.

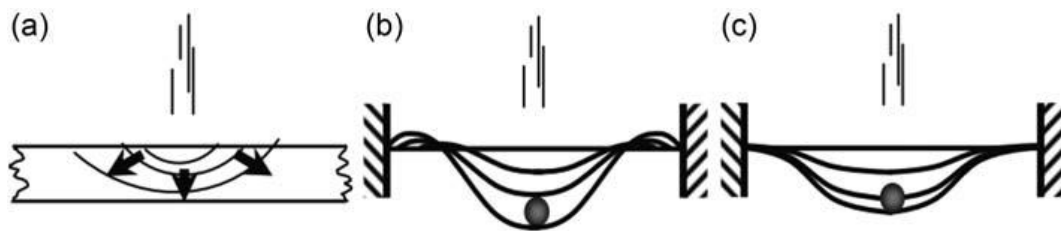


Figura 229: Esquemático da classificação dos regimes de impacto: a) HVI dominado pela onda de dilatação, t de impacto pequeno; b) resposta de velocidade intermédia dominada por ondas de flexão e corte, t de impacto curto; c) LVI, t de impacto longo com resposta *quasi*-estática [94]

É constatável ainda na Figura 228 que, devido à compressão sofrida durante o ensaio LVI, forma-se um anel na orla da cratera, resultante da elevação das camadas, mais acentuado na direcção X (transversal) do que na direcção Z (longitudinal). A análise à camada de Reverlink™, tendo em conta o que fora afirmado no início do subcapítulo 3.8.2, os EF que sofrem elevadas δ e γ , logo abaixo do laminado (rodeado a amarelo). Este efeito de excessiva deformação é causado por falta de propriedades materiais, no âmbito da mecânica da fractura, para caracterização do Reverlink™. Relativamente ao *honeycomb*, observa-se a tal assimetria de deformação nas direcções Z e X, (Figura 228 a) *versus* Figura 228 b)).

3.8.2.1.2 Campos de dano

Para verificação da resistência residual do laminado da estrutura *sandwich*, sujeito ao ensaio de LVI, apresenta-se na Figura 230 o campo de dano causado nas fibras, na zona onde se forma a cratera devido aos efeitos de tracção (quantificados pela variável DAMAGEFT, do inglês: *tensile fibre damage at integration points*). Começa-se por verificar que, na zona da cratera, a degradação máxima por tracção ($d_{\max_t}$) é de cerca de 0,9944, e no subcapítulo 3.8.1.1, tendo considerado $d_{\max}=0,9999$, afere-se que o laminado tem apenas 0,56 % da integridade original à tracção. Demonstra-se assim a severidade de um evento LVI no laminado e que, à tracção, a integridade é praticamente nula.

É bem aparente, a diferença de evolução de dano por tracção nas fibras, para as diferentes camadas, ao longo da direcção transversal, também se constata que o perfil de evolução da primeira e segunda camada é semelhante ao perfil de evolução da terceira e quarta camada. No perfil de evolução da quarta camada verifica-se uma atenuação expectável do dano. À medida que a ponta hemisférica penetra o laminado, o esforço que é transmitido às camadas inferiores vai sendo menor devido à dissipação de energia por plastificação. Observa-se uma menor solicitação da camada de $[0^\circ/90^\circ]$ na direcção transversal devido às delaminações ocorrerem na mesma direcção, enquanto a camada de $[0^\circ/90^\circ]$ é mais solicitada na direcção longitudinal, devido à extensão do campo de dano.

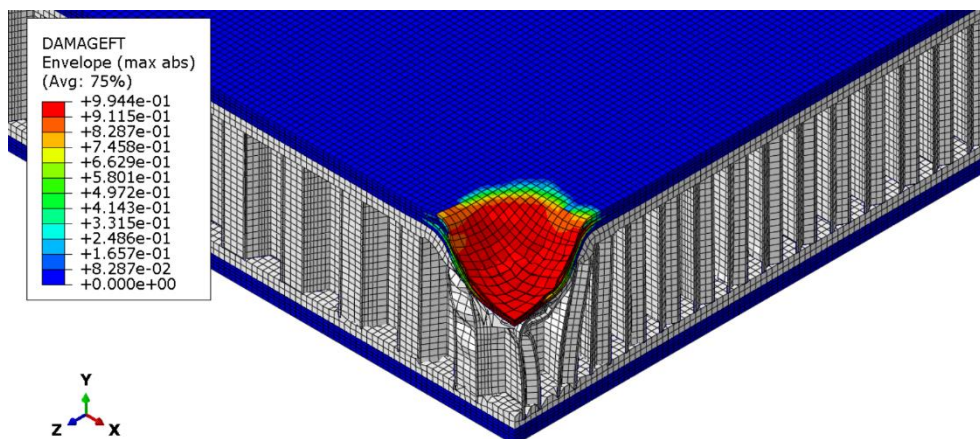


Figura 230: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio LVI, devido aos campos de tracção

A Figura 231 apresenta o campo de dano causado nas fibras, na zona onde se forma a cratera devido aos efeitos de compressão (quantificados pela variável DAMAGEFC, do inglês: *compressive fibre damage at integration points*).

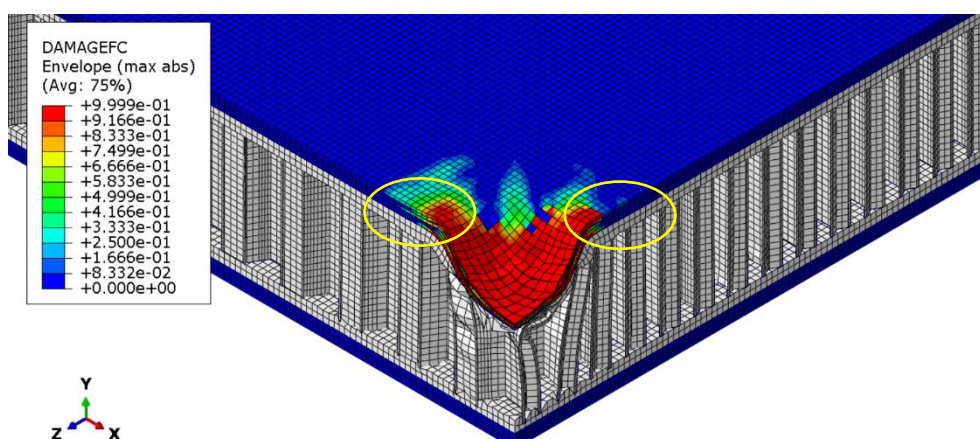


Figura 231: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio LVI, devido aos campos de compressão

Na Figura 231 observa-se claramente que não existe integridade restante à compressão, no laminado, visto que a degradação máxima por compressão ($d_{\max_c}$) é de 0,9999. Com base nos valores da Tabela 3 e Tabela 4, no estudo conduzido por Zhao, et al. [109], e no que fora referido no subcapítulo 2.3.3, poder-se-á aferir que o valor de $d_{\max_c}$ obtida nas fibras dos laminados tem origem na fraca resistência à compressão das fibras de Dyneema®. Em comparação com a Figura 230 afirma-se que os esforços predominantes do impacto de LVI nas fibras são os de compressão, pois estes apresentam um valor igual ao de $d_{\max}$ e maior A_{dano} visível.

É visível a evolução do dano por compressão das fibras, ao longo das camadas, na direcção longitudinal. Fazendo a análise do centro da cratera para fora da estrutura *sandwich*, constata-se que a camada que está directamente em contacto com o

Reverlink™ não sofre dano de compressão no centro de impacto. Este comportamento é expectável na face inferior dessa camada só se desenvolvem esforços de tracção que causam o rompimento da camada, e posteriormente deixam exposto o núcleo. Seguindo para fora da estrutura *sandwich*, a degradação à compressão aumenta porque tanto a última camada como as restantes quatro se encontram a ser esmagadas contra o Reverlink™ e o *honeycomb*. É também visível que na zona onde ocorre delaminação, existe uma atenuação da degradação à compressão (rodeado a amarelo).

Na Figura 232 e na Figura 233 apresentam-se os campos de dano causado na matriz, na zona onde se forma a cratera, devido aos efeitos de tracção e compressão (quantificados pelas variáveis DAMAGEMT, do inglês: *tensile matrix damage at integration points*, e (DAMAGMC, do inglês: *compressive matrix damage at integration points*, respectivamente).

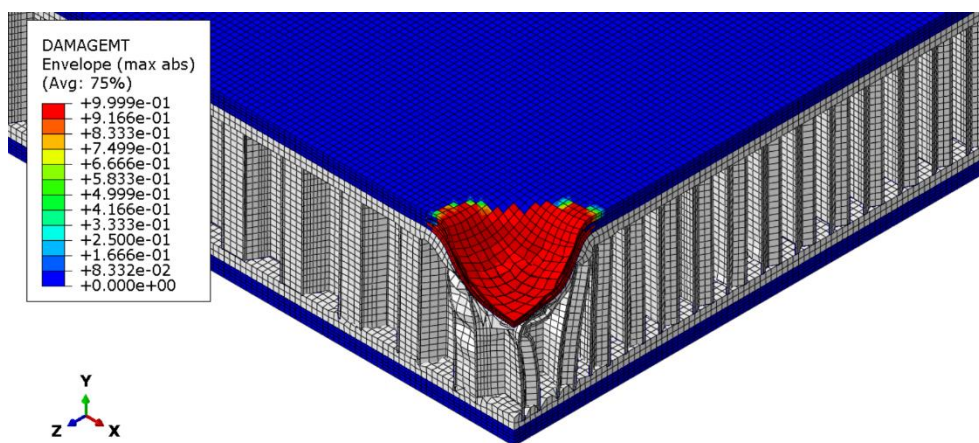


Figura 232: Campo de dano causado na matriz dos laminados no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio LVI, devido aos campos de tracção

Da Figura 232 conclui-se que, na zona de impacto, a matriz tem completa degradação por tracção em todas as camadas do laminado superior. Já na Figura 233, o esforço de compressão é máximo nas primeiras três camadas, e nas duas últimas que se encontram mais próximas do Reverlink™, como seria de esperar, os esforços predominantes são de flexão (na última camada existe esforço de compressão apenas por esmagamento contra o Reverlink™ e o *honeycomb*). Isto demonstra que, no ensaio de LVI dos provetes da análise experimental, a matriz dos laminados sofreu predominantemente com esforços de tracção, que levaram à sua ruína. Os esforços de compressão da matriz também têm a sua contribuição nas primeiras camadas, devido ao esmagamento causado pela ponta hemisférica, e têm uma A_{dano} mais abrangente na zona transversal, causado pela elevação das camadas.

Na Figura 234 apresentam-se os campos de dano causado no laminado na zona onde se forma a cratera, devido aos efeitos de corte (quantificados pela variável DAMAGESHR, do inglês: *shear damage at integration points*). A A_{dano} por tensões de corte é mais

abrangente, que a A_{dano} causada por tracção e compressão, tem lugar devido à presença das camadas de $[\pm 45^\circ]$, onde se desenvolverão τ_{12} , τ_{23} e τ_{13} maiores.

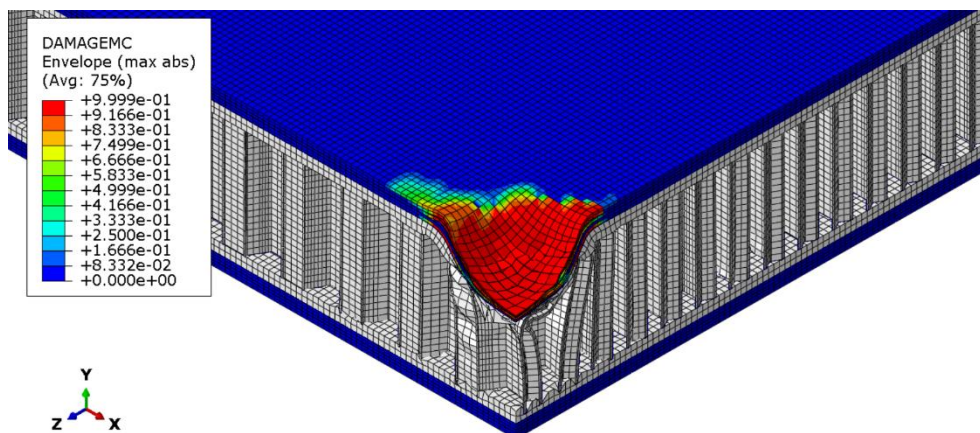


Figura 233: Campo de dano causado na matriz dos laminados no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio LVI, devido aos campos de compressão

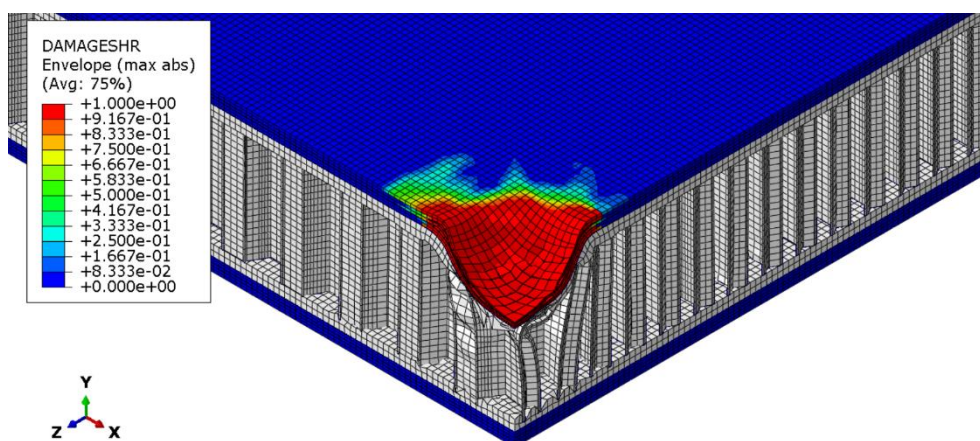


Figura 234: Campo de dano causado no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio LVI, devido aos campos de corte

A degradação máxima por corte (d_{max_s}) assume o valor de 1, valor máximo na Figura 234, algo não expectável uma vez que se designou $d_{\text{max}}=0,9999$. Contudo, neste gráfico da Figura 234 não se consegue distinguir entre o campo de tensões de corte aplicado às fibras e à matriz. Como o *honeycomb* e o Reverlink™ apenas se encontram caracterizados pelas propriedades elásticas E e ν , não é possível ao ABAQUS™ determinar o dano causado nesses componentes, pelo que os respectivos EF se apresentam a branco.

3.8.2.1.3 Critério de Hashin-Rotem para fibras e matriz

Na Figura 235 apresenta-se o critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção (quantificados pela variável HSNFTCRT, do inglês: *Hashin's tensile fibre initiation criterion at integration points*) no laminado superior. Relacionando a Figura 235 com a Figura 230

repara-se que a maior degradação é igualmente onde se verifica a iminência de rotura do laminado pelo critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção, o que faz pleno sentido.

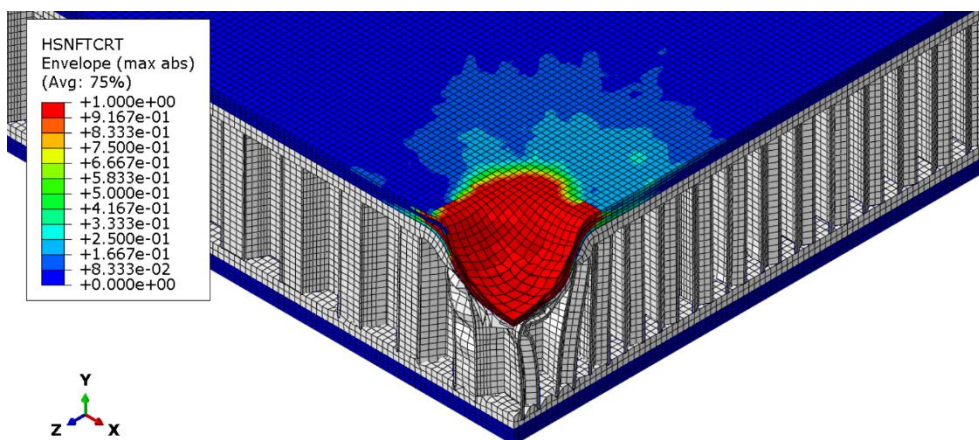


Figura 235: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção, no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio LVI

Pode ainda acontecer a situação de se encontrar zonas avaliadas pelo critério como estando na iminência de rotura, mas não terem sofrido rotura ou degradação. É também visível na Figura 230 que existem zonas que não se encontram danificadas, mas ainda assim têm campos de tensões aplicados, resultantes do ensaio de LVI. Pelo critério é meramente indicativo que essas zonas se encontram solicitadas. Salienta-se ainda que as cinco camadas, na zona da cratera, encontram-se todas na iminência de rotura. Este facto é constatável pela Figura 230 que aquela zona se encontrava degradada até ao máximo de 0,9944. Verifica-se também uma maior área de solicitação das fibras, à tracção, na direcção de Z (longitudinal), em relação à direcção X (transversal).

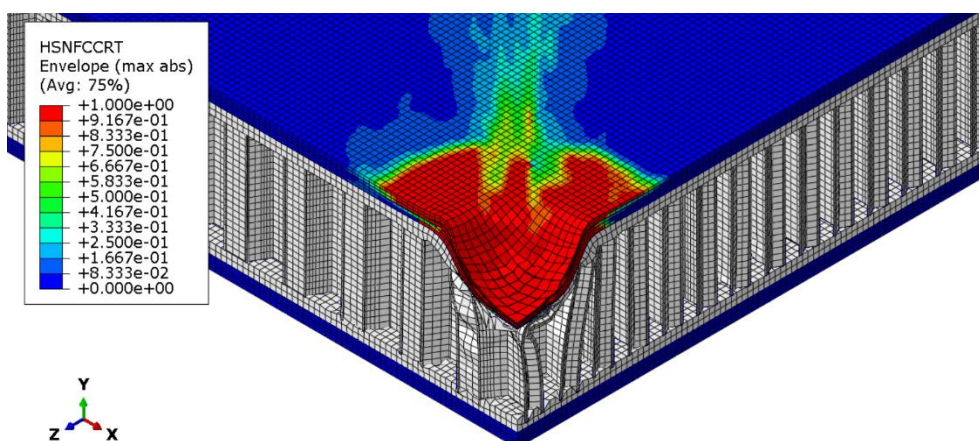


Figura 236: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio LVI

Na Figura 236 apresenta-se o critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão (quantificados pela variável HSNFCCRT, do inglês: *Hashin's compression fibre*

initiation criterion at integration points). Analisando a Figura 236 com auxílio da Figura 231, verifica-se o critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, evidenciando que existem zonas do laminado que não sofrem dano, mas encontram-se na iminência de rotura por compressão. O mesmo comportamento é observável nas duas primeiras camadas do laminado. Tal como ocorrido na Figura 231, pelo critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, não só se afirma que os danos de compressão predominantes se devem à fraca resistência mecânica à compressão da Dyneema®, como também a área de actuação desse tipo de solicitação é extensa, e segue a direcção a 45°, predominante no laminado.

Na Figura 237 e na Figura 238 apresenta-se o critério de Hashin-Rotem no laminado superior para a rotura da matriz à tracção e à compressão (quantificados pelas variáveis HSNMTCRT, do inglês: *Hashin's tensile matrix initiation criterion at integration points*, e HSNMCCRT, do inglês: *Hashin's compression matrix initiation criterion at integration points*, respectivamente).

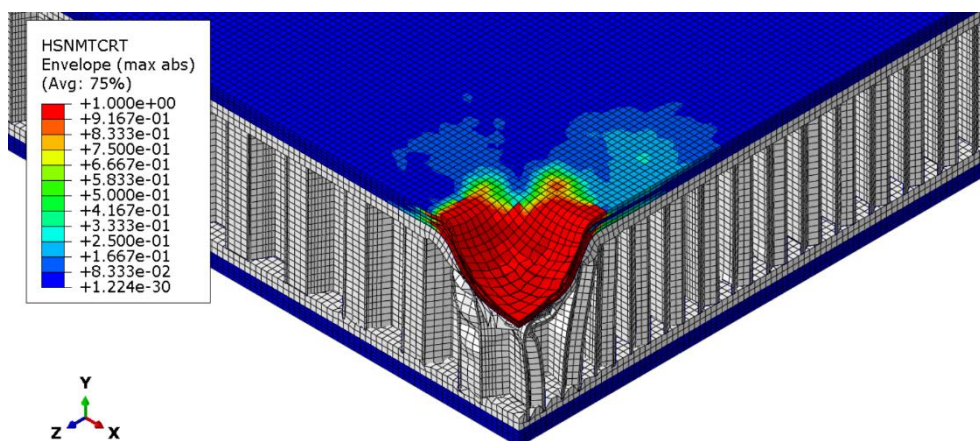


Figura 237: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à tracção, no ¼ de estrutura sandwich 150x100 mm², no ensaio LVI, vista isométrica

Comparam-se as Figura 237 e Figura 238 com auxílio da Figura 232 e da Figura 233, que demonstram o dano causado na matriz, na zona de impacto, à tracção e à compressão, respectivamente, confirmando a tendência verificada também nas fibras. Todos os EF que se observaram com $d_{\max}=0,9999$, pelo critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à tracção, assumem o valor de 1, porque já se encontraram anteriormente na iminência de rotura. Na zona mais próxima da orla que se encontra à volta da cratera, para o critério aplicado à tracção da matriz (Figura 237), observa-se uma solicitação assimétrica, em relação a um eixo que passe a 45° a partir do centro de impacto. A mesma situação observa-se na Figura 238. Na zona mais afastada constata-se zonas solicitadas pela propagação das ondas superficiais causadas por E_i . Para o critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à compressão (Figura 238) observa-se uma maior zona em iminência de rotura, e com assimetria em relação a um eixo que passe a 45° a partir do centro de impacto, com maior solicitação na zona transversal.

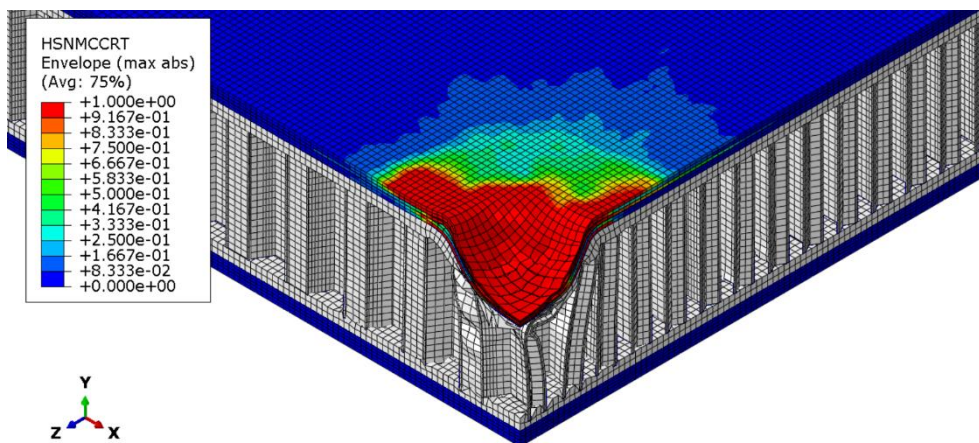


Figura 238: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à compressão, no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio LVI, vista isométrica

Também é constatável uma maior área de material compósito solicitada, comparativamente com o critério à tracção, na zona mais próxima da orla que se encontra à volta da cratera. A solicitação começa por ter um comportamento semelhantemente circular, passando a disforme nas zonas onde se verifica que o critério de Hashin-Rotem assume valores abaixo de 0,2.

3.8.2.1.4 Campo de tensões principais

Na Figura 239 observam-se os campos de tensões instalados no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm². Começa-se por demonstrar na Figura 239 a) a extensão do campo de tensões no laminado, com valores máximos de σ_{1t} , σ_{2t} , σ_{1c} e σ_{2c} iguais aos da Tabela 26 para melhor visualização dos picos de tensão que causam a rotura do laminado.

Verifica-se que no local do impacto, existe um relaxamento de tensões na cratera, resultante da perda de integridade do laminado naquela zona. Na orla junto à cratera existe uma zona com campo de tensão principal a atingir cerca de 10,5 GPa, o que levará a delaminações e fissuras na matriz. A restante área do laminado encontra-se solicitada devido à propagação de ondas superficiais, visível pela propagação de E_i no *honeycomb*, e o Reverlink™ não é solicitado na área fora da zona da cratera. Constata-se o esmagamento total do Reverlink™ que, devido à sua enorme facilidade em deformar, as tensões instaladas no laminado, e a E_i , são facilmente propagadas para o *honeycomb*. Desta forma existe a dúvida se o Reverlink™ será um material indicado a aplicar numa estrutura *sandwich* assim solicitada, ainda que tenha propriedades auto-regenerativas.

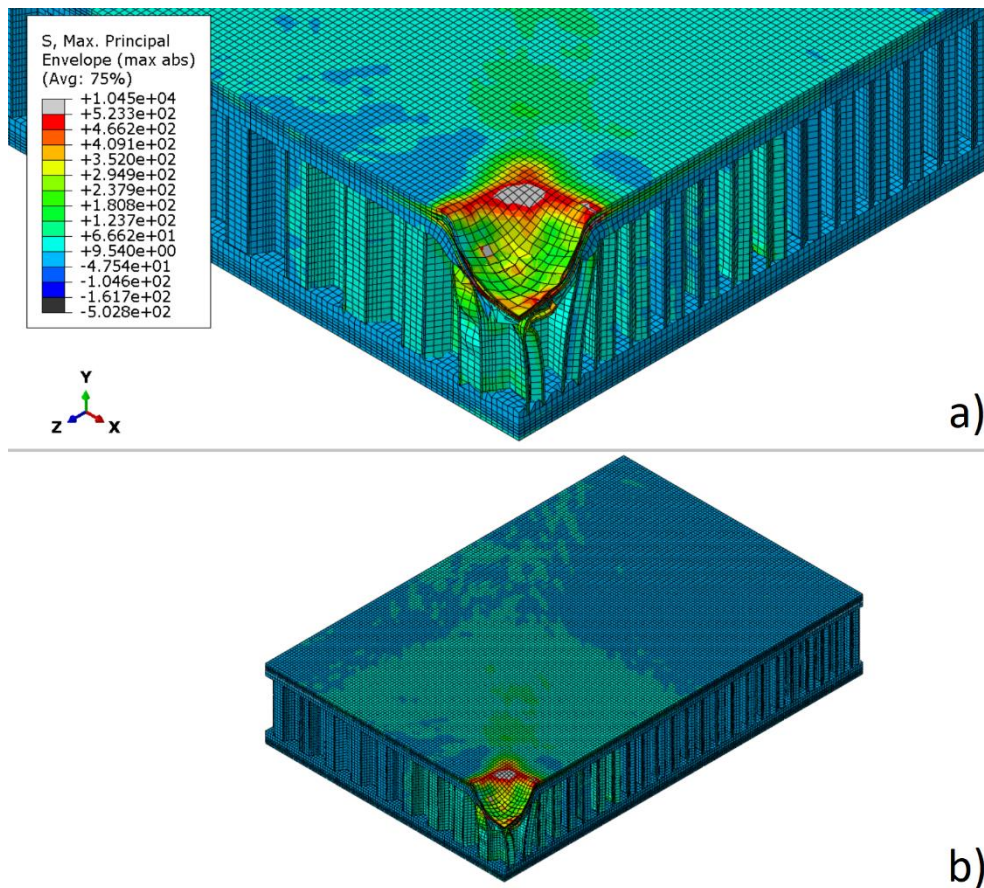


Figura 239: Campo de tensões máximas principais instaladas no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio LVI, a) vista de detalhe na cratera, b) global

3.8.2.1.5 Energia dissipada sob a forma de dano

Não se apresenta na Figura 240 o gráfico da energia dissipada em dano (ALLDMD, do inglês: *damage dissipation energy for whole model*) para o ensaio de LVI porque este não se encontra disponível no *History Output*. Apresenta-se antes o gráfico da energia dissipada por fricção (ALLFD, do inglês: *frictional dissipation energy for whole model*).

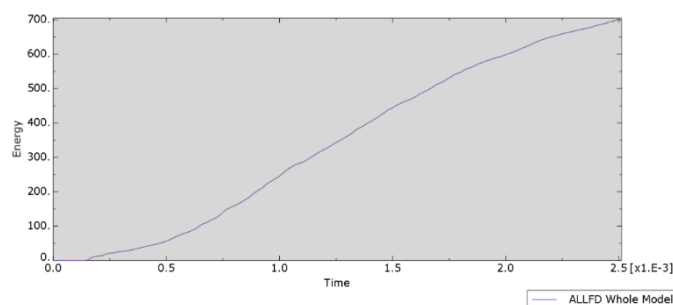


Figura 240: Gráfico de evolução da energia dissipada por atrito em LVI (unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente)

3.8.2.2 Ensaio HVI de $v=100$ m/s por disparo de projectil com canhão de ar comprimido

3.8.2.2.1 Campo de deslocamentos

Resultante da FEA ao ensaio HVI de $v=100$ m/s, apresenta-se na Figura 241 o gráfico do campo de deslocamentos na estrutura *sandwich* 300×300 mm² devido ao disparo de uma esfera de $m=28,2$ g, na direcção U_2 . Observe-se que o dispositivo de impacto penetra na estrutura *sandwich* pouco mais de 3 mm. Se se considerar que a esfera demora 0,2 ms a trespassar o provete, apenas se pode aferir que este modelo numérico representa com alguma fiabilidade a realidade do ensaio experimental de HVI antes da perfuração da estrutura *sandwich*. no instante $t=31,5$ μ s. Comparando a Figura 241, com a Figura 228, observa se que a esfera ao impactar o provete com $v=100$ m/s, não forma uma cratera tão pronunciada como acontecia no ensaio de LVI. Também foi considerado o limite superior de U_2 como zero para permitir observar a propagação de onda, em formato circular, a partir do ponto de impacto para fora, como ocorre no ensaio de LVI.

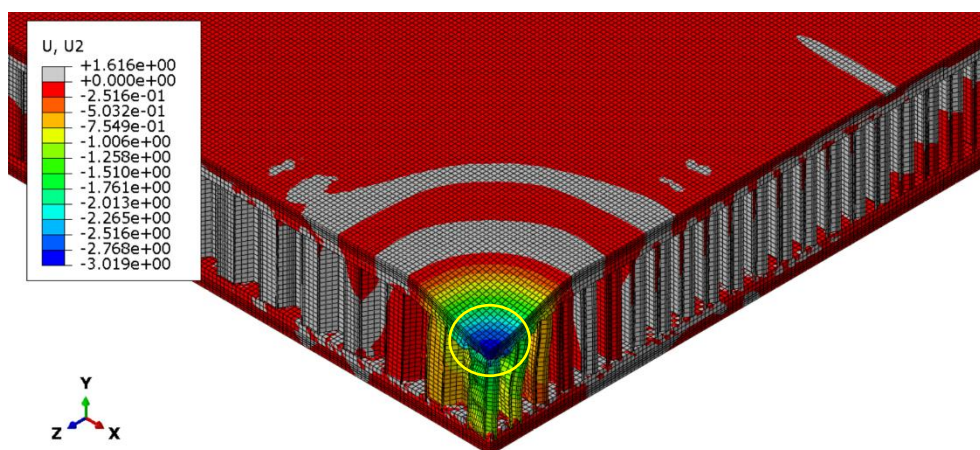


Figura 241: Campo de deslocamentos no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=100$ m/s

A partir da Figura 241 verifica-se, comparativamente com o modelo numérico de LVI NA Figura 228 que a encurvadura dos alvéolos do *honeycomb* é diferente, devido à E_i implícita no ensaio. Observa-se o mesmo comportamento assimétrico de encurvadura visível no ensaio de LVI nas direcções Z e X, mas diferente da observada na Figura 228. Pela natureza veloz do ensaio, ao contrário do que se previu no modelo numérico de LVI, a deformação é mais global, à volta do centro de impacto, e existe um abatimento dos alvéolos do *honeycomb*, simultâneo à tracção do laminado, resultante da resposta lenta do material à solicitação imposta. Como sucede no ensaio de LVI, também os EF de Reverlink™ sofrem elevados δ e γ , logo abaixo do laminado (rodeado a amarelo).

3.8.2.2.2 Campos de dano

Para verificação da resistência residual do laminado da estrutura *sandwich*, sujeito ao ensaio de HVI, apresenta-se na Figura 242 o campo de dano causado nas fibras, na zona

onde se forma a cratera devido aos campos de dano, quantificados pela variável DAMAGEFT. Começa-se por verificar que, na zona da cratera tem-se $d_{\max_t}=0,4278$, e no subcapítulo 3.8.1.1, tendo considerado $d_{\max}=0,9999$ afere-se que o laminado já perdeu 42,78 % da integridade original das fibras, à tracção, no instante $t=31,5 \mu\text{s}$.

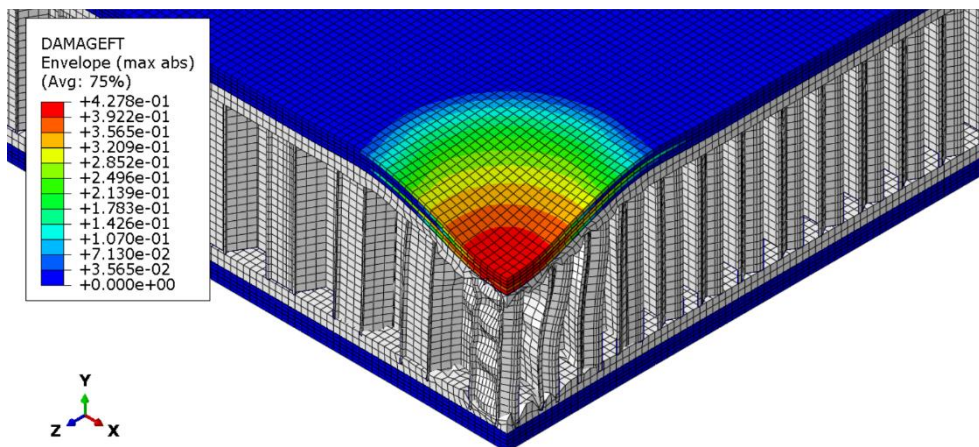


Figura 242: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=100 \text{ m/s}$, devido aos campos de tracção

Observa-se na Figura 242 uma grande solicitação da primeira e terceira camada de $[\pm 45^\circ]$, que se traduz em dano, e atenuação do dano por tracção na segunda e quarta camada de $[\pm 45^\circ]$. A camada central de $[0^\circ/90^\circ]$ encontra-se menos solicitada na direcção X, comparativamente à direcção Z. Pode-se antever que a delaminação nas interfaces da segunda e terceira camada de $[\pm 45^\circ]$, com a camada de $[0^\circ/90^\circ]$ ocorre na longitudinal. Comparando com o ensaio de LVI denota-se que a extensão do dano por tracção é maior no ensaio de HVI, ainda que se comparem em instantes t diferentes.

A Figura 243 apresenta o campo de dano causado nas fibras, na zona onde se forma a cratera, devido aos efeitos de compressão, quantificados pela variável DAMAGEFC. Verifica-se na Figura 243 que os danos causados devido à compressão das fibras, para o instante $t=31,5 \mu\text{s}$, não têm uma área superficial abrangente, como demonstrado na Figura 242 com os danos por tracção, e o valor de $d_{\max_c}=0,3644$ é inferior a $d_{\max_t}=0,4278$, restando assim 63,6 % de integridade à compressão. Por um lado, o resultado obtido é expectável: a primeira camada é repuxada com o contacto da esfera, desenvolvendo campos de tensões de tracção, enquanto a segunda e terceira camada encontram-se a ser comprimidas pela primeira. A quarta camada não se encontra solicitada à compressão porque tem uma grande componente de tracção que lhe é associada, muito provavelmente porque existe uma descontinuidade material naquela zona causada por delaminações. Por fim, espera-se a quinta camada que se encontre à compressão porque está a ser esmagada contra o Reverlink™ e por sua vez contra o *honeycomb*, e como é a última camada do laminado tem uma componente decorrente do efeito de flexão do laminado.

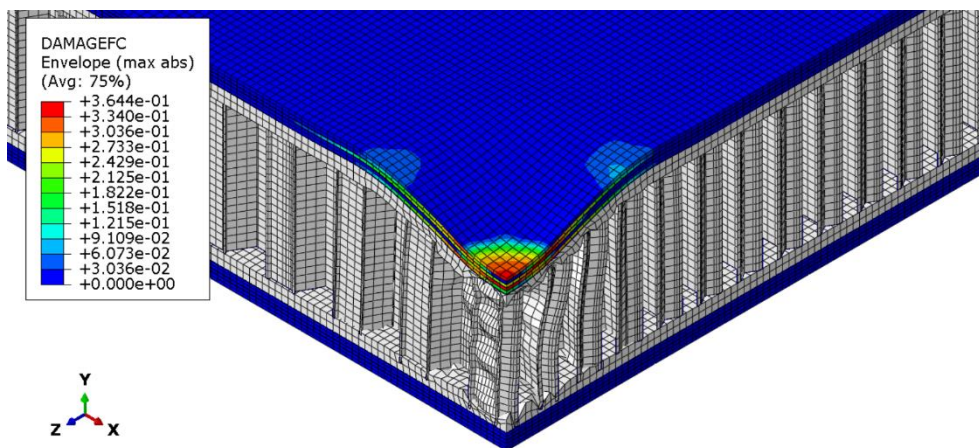


Figura 243: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=100$ m/s, devido aos campos de compressão

Na Figura 244 e na Figura 245 apresentam-se os campos de dano causado na matriz, na zona onde se forma a cratera, devido efeitos de tracção e compressão, quantificados pelas variáveis, *DAMAGEMT* e *DAMAGEMC*, respectivamente.

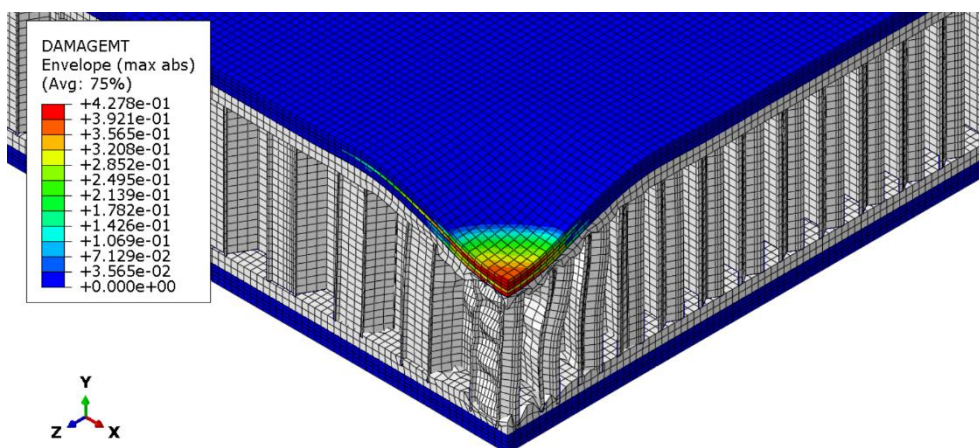


Figura 244: Campo de dano causado na matriz dos laminados no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=100$ m/s, devido aos campos de tracção

Da Figura 244 conclui-se que, na zona de impacto, a matriz tem um gradiente de degradação por tracção em todas as camadas do laminado superior com $d_{\max_t}$ de igual valor ao obtido para as fibras. Denota-se ainda que o dano por tracção na matriz é mais extenso na direcção X da camada [0°/90°]. Já na Figura 245, o esforço de compressão é variável nas primeiras três camadas, e nas duas últimas que se encontram mais próximas do Reverlink™, como seria de esperar, os esforços predominantes são de tracção (na última camada existe esforço de compressão apenas por esmagamento contra o Reverlink™ e o *honeycomb*). Isto demonstra que, no ensaio de HVI, a matriz dos laminados sofre predominantemente com esforços de tracção, tal como as fibras, para o instante $t=31,5$ μ s. Os esforços de compressão da matriz também têm a sua contribuição nas primeiras camadas, devido ao esmagamento causado pela esfera, e

têm uma A_{dano} mais abrangente na direcção a 45° , devido à orientação das camadas predominantes.

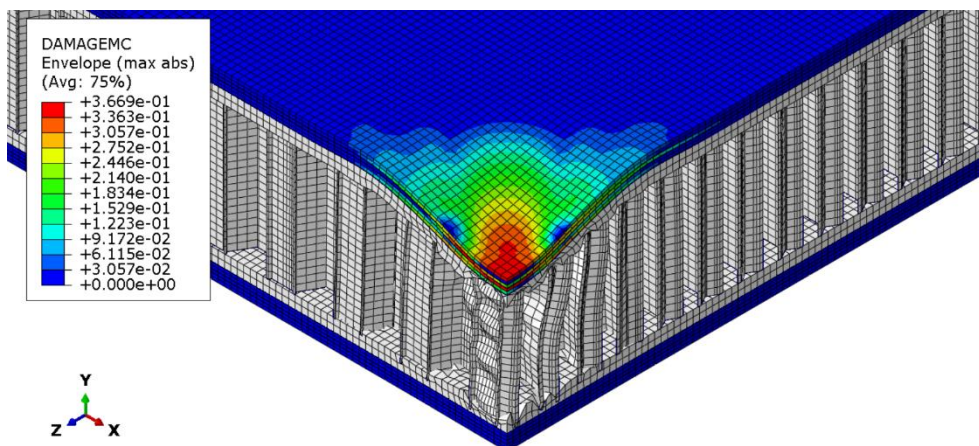


Figura 245: Campo de dano causado na matriz dos laminados no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* $300 \times 300 \text{ mm}^2$, no ensaio HVI de $v=100 \text{ m/s}$, devido aos campos de compressão

Na Figura 246 apresentam-se os campos de dano causado no laminado, na zona onde se forma a cratera, devido aos efeitos de corte, quantificados pela variável DAMAGESHR.

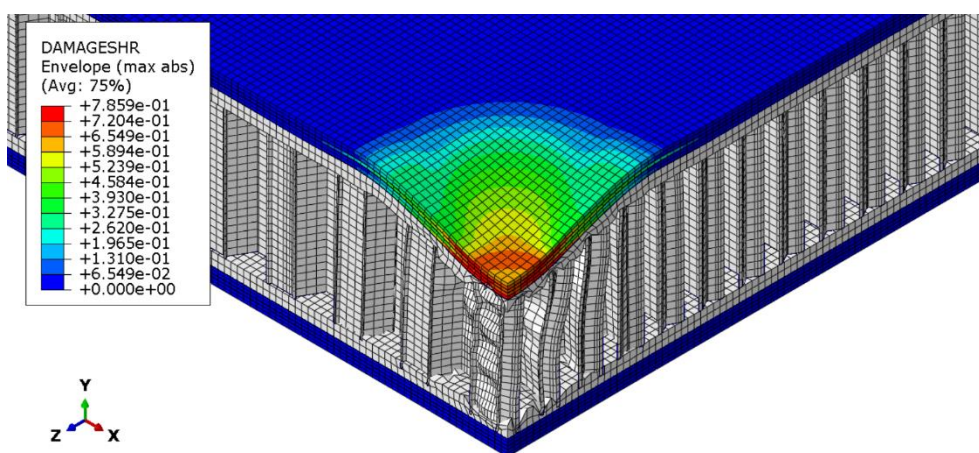


Figura 246: Campo de dano causado no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* $300 \times 300 \text{ mm}^2$, no ensaio HVI de $v=100 \text{ m/s}$, devido aos campos de corte

Como verificado no ensaio de LVI, a área de actuação de τ_{12} , τ_{23} e τ_{13} deve-se à presença das camadas de $[\pm 45^\circ]$. Por outro lado, constata-se claramente que a incidência dos efeitos de corte é mais abrangente do que dos danos documentados da Figura 242 à Figura 245, e que por sua vez, d_{max_s} assume o valor de 0,7859. A variável d_{max_s} verifica-se superior a qualquer tipo de degradação por tracção ou compressão. Com base nas premissas supramencionadas, afere-se que, para o instante de $t=31,5 \mu\text{s}$, os danos predominantes no ensaio de HVI para 100 m/s são os que resultam do campo de tensões de corte. É ainda observável, e curioso, que a camada de $[0^\circ/90^\circ]$ é a que tem a área mais extensa de dano causado por tensões de corte.

3.8.2.2.3 Critério de Hashin-Rotem para fibras e matriz

Na Figura 247 apresenta-se o critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção, quantificado pela variável HSNFTCRT, no laminado superior.

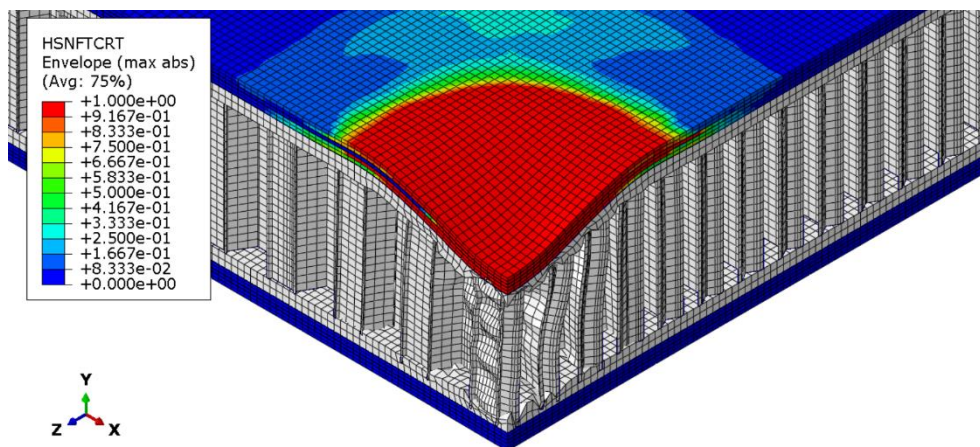


Figura 247: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção, no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=100$ m/s

Tal como realizado no modelo LVI, relaciona-se a Figura 242 com a Figura 247, no ensaio de HVI de $v=100$ m/s, e repara-se também que na zona de maior degradação verifica-se iminência de rotura do laminado pelo critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção. É visível no ensaio de HVI de $v=100$ m/s que toda a área que se encontra com o critério igualado a 1 é a mesma área que sofre dano por tracção (Figura 242). Como também seria de esperar, a partir de valores de critério menores que 1 não se verifica qualquer tipo de dano. Salienta-se que as cinco camadas na zona da cratera se encontram todas na iminência de rotura, facto esse também constatável pela Figura 242 que mostrou que aquela zona se encontrava degradada até ao máximo de 0,4278. Assim como acontece no modelo numérico de LVI, existe uma maior área de solicitação das fibras à tracção na direcção de Z (longitudinal), em relação à direcção X (transversal), com especial foco na camada de $[0^\circ/90^\circ]$.

Na Figura 248 apresenta-se o critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, quantificado pela variável HSNFCCRT. Apresenta-se um resultado curioso na Figura 248. Na zona central do impacto é constatado que o critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão tem valor de 1, e que faz sentido, visto que na Figura 243 a maior degradação ocorre igualmente na zona central. No entanto, também se constata que a camada superior do laminado se encontra na iminência de rotura, nas meias bossas que se encontram nas direcções longitudinal, e transversal. Na segunda camada do laminado observa-se dano devido à compressão de fibras, que irá causar a iminência de rotura das fibras à compressão na primeira camada. Este efeito, deve-se mais uma vez à fraca resistência mecânica à compressão da Dyneema® (Tabela 4).

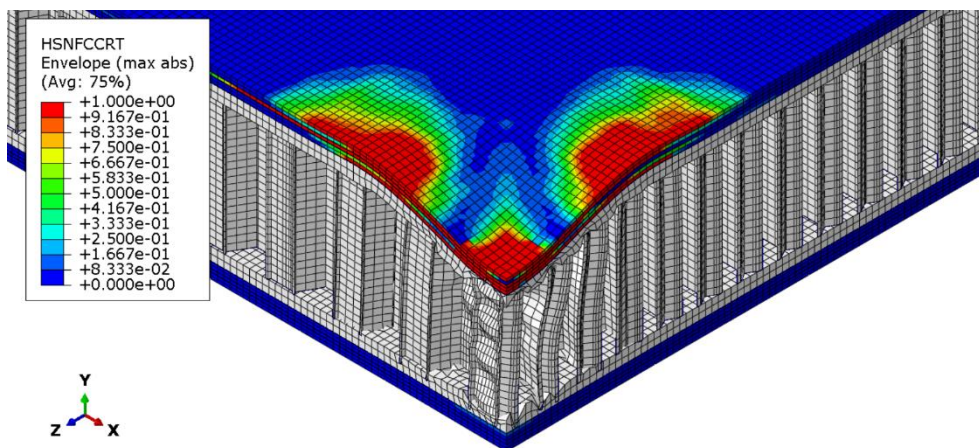


Figura 248: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=100$ m/s

Evidencia-se mais que existem zonas do laminado que não sofrem dano, mas encontram-se na iminência de rotura por compressão. Repare-se na camada de $[0^\circ/90^\circ]$, que tem uma área maior de iminência à rotura das fibras por compressão na direcção X, relativamente à direcção Z. O efeito inverso tinha sido verificado na análise da Figura 247 verificando-se assim que existe delaminação mais pronunciada na direcção X.

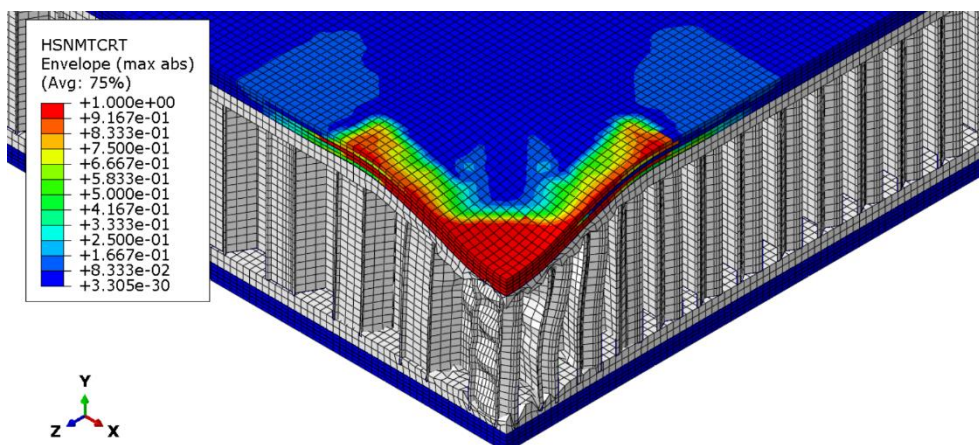


Figura 249: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à tracção, no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=100$ m/s

Na Figura 249 e na Figura 250 apresenta-se o critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à tracção e à compressão, no laminado superior, quantificados pelas variáveis HSNMTCRT e HSNMCCRT respectivamente.

Comparam-se a Figura 249 e Figura 250, com auxílio da Figura 244 e da Figura 245 que demonstram na zona de impacto o dano causado na matriz à tracção e à compressão, respectivamente. Confirma-se a tendência verificada também nas fibras. Todos os EF que se observaram com o valor de $d_{\max}$, pelo critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à tracção, assumem o valor de 1, porque já se encontravam anteriormente na iminência de rotura.

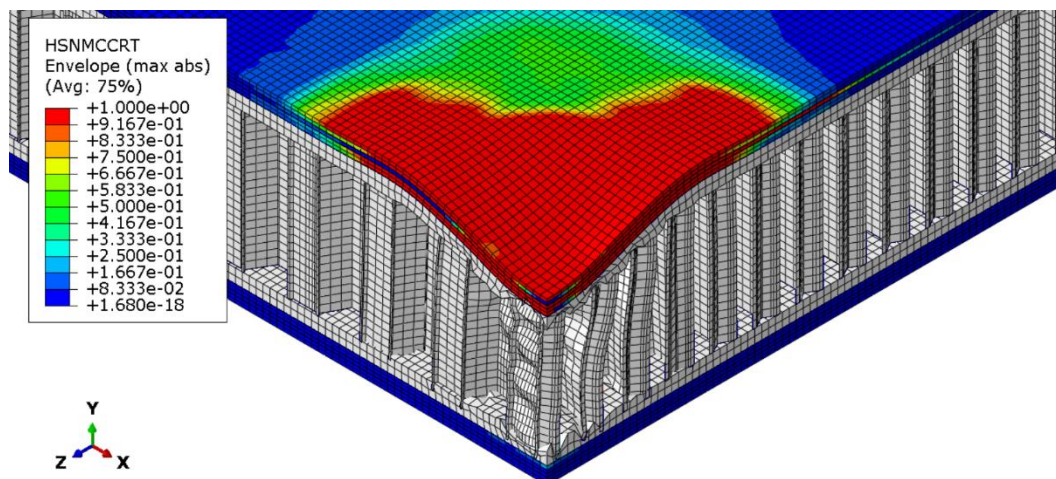


Figura 250: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à compressão, no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=100$ m/s

Com foco na Figura 249, verifica-se iminência de rotura da matriz à tracção devido ao dano que a segunda camada do laminado sofre com o impacto. Já na Figura 250, a área de iminência de rotura da matriz à compressão cobre toda a A_{dano} ilustrada na Figura 245. Verifica-se assim, para o ensaio de HVI de $v=100$ m/s, que os esforços predominantes que levam ao dano na estrutura *sandwich* são esforços de corte, seguido da tracção das FC, do esmagamento da Dyneema® nas camadas inferiores, e da compressão da matriz.

3.8.2.2.4 Campo de tensões principais

Na Figura 251 observam-se os campos de tensões instalados no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm². Começa-se por demonstrar na Figura 251 a) a extensão do campo de tensões no laminado, com valores máximos de σ_{1t} , σ_{2t} , σ_{1c} e σ_{2c} iguais aos da Tabela 26, para melhor visualização dos picos que causam a rotura do laminado.

Verifica-se mais uma vez que as tensões mais elevadas ocorrem na zona onde é sofrido o impacto. Contudo, comparativamente com o ensaio de LVI, denota-se uma maior área de tensões que excedem o limite de σ_{1t} e de σ_{2t} (Tabela 26), obtendo-se valores de tensões principais, acima de 4 GPa. Repare-se que a propagação da E_i se encontra fortemente ligada com o empilhamento do laminado, verificando-se o comportamento de propagação circular, espectável pelo comportamento visualizado na Figura 241, combinado com a difusão do campo de tensões, na direcção a 45°.

Na Figura 251 b) é visível um pequeno relaxamento de tensões na área com maior campo de tensões, que levará ao confinamento da zona onde se penetra o provete. Na área da coroa circular, que se encontra confinada entre os pontos de relaxamento de tensões e o valor de tensões de 523,26 MPa, espera-se que os danos predominantes sejam as delaminações e as fissuras na matriz. Também se observa que a propagação de E_i , no *honeycomb*, dá-se numa área mais local do que a observada na Figura 239 b), e

que o Reverlink™ é solicitado apenas na área logo abaixo do contacto entre a esfera e o laminado.

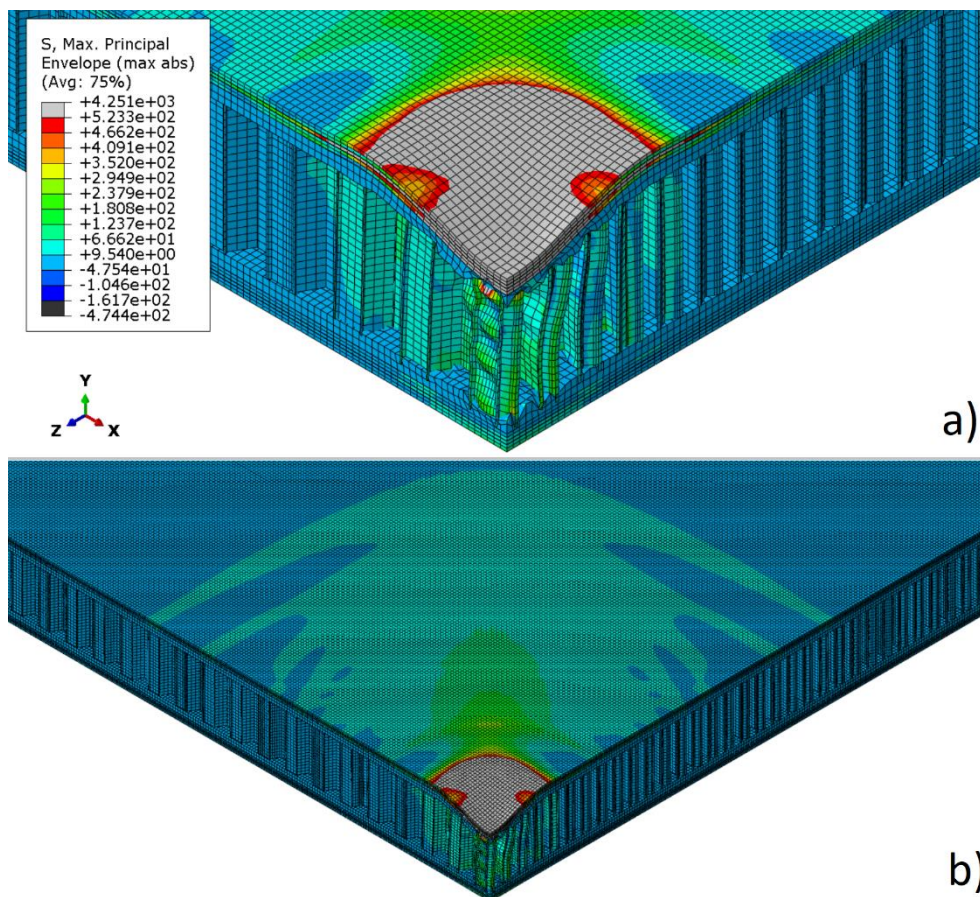


Figura 251: Campo de tensões máximas principais instaladas no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio HVI de $v=100$ m/s, a) vista de detalhe na cratera; b) global

3.8.2.2.5 Energia dissipada sob a forma de dano

Na Figura 252 apresenta-se o gráfico da energia dissipada em dano, ALLDMD, a partir do qual se determina que 0,4 J são dissipados em plastificação material, até ao instante $t=31,5$ μ s.

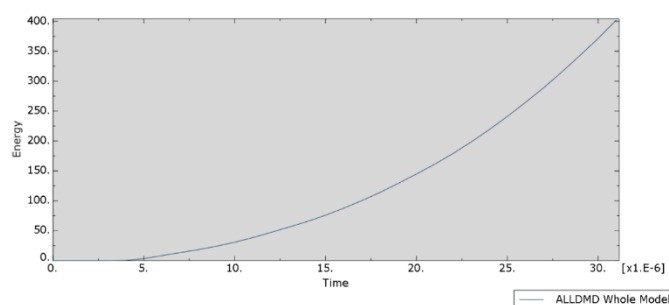


Figura 252: Gráfico de evolução da energia dissipada em dano, na simulação numérica, no ensaio HVI de $v=100$ m/s (unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente)

3.8.2.3 Ensaio HVI de $v=150$ m/s por disparo de projectil com canhão de ar comprimido

3.8.2.3.1 Campo de deslocamentos

Passa-se a apresentar os resultados da FEA ao ensaio HVI de $v=150$ m/s. Na Figura 253 tem-se o gráfico do campo de deslocamentos na estrutura *sandwich* 300×300 mm² devido ao disparo de uma esfera de $m=28,2$ g, na direcção U_2 . Verifica-se que o dispositivo de impacto penetra a estrutura *sandwich*, em cerca de 3,6 mm. Se se considerar que a esfera demora 0,2 ms a trespassar o provete, tal como no ensaio de HVI de $v=100$ m/s, apenas se pode aferir que este modelo numérico representa com alguma fiabilidade a realidade do ensaio experimental de HVI antes da perfuração da estrutura *sandwich*.

Na Figura 253 a) mostra-se uma vista mais global, para visualização de uma onda resultante de um primeiro contacto da esfera com a estrutura *sandwich*, cuja energia é propagada pelo restante meio material, como ilustrado na Figura 229 a).

Como se está na presença de um ensaio com maior v , e com mais do dobro de E_i , comparando com o ensaio de HVI de $v=100$ m/s, o material constituinte da estrutura *sandwich* ainda não teve t suficiente para absorver energia. Não se verifica a presença de ondas de energia com esta distância ao centro de impacto no ensaio de HVI de $v=100$ m/s. Na Figura 253 b) verifica-se que o comportamento junto à zona de impacto é semelhante ao verificado na Figura 241, salientando a presença de ondas propagadas com maior comprimento de onda, em relação ao ensaio de HVI de $v=100$ m/s (visível pela espessura da área cinza).

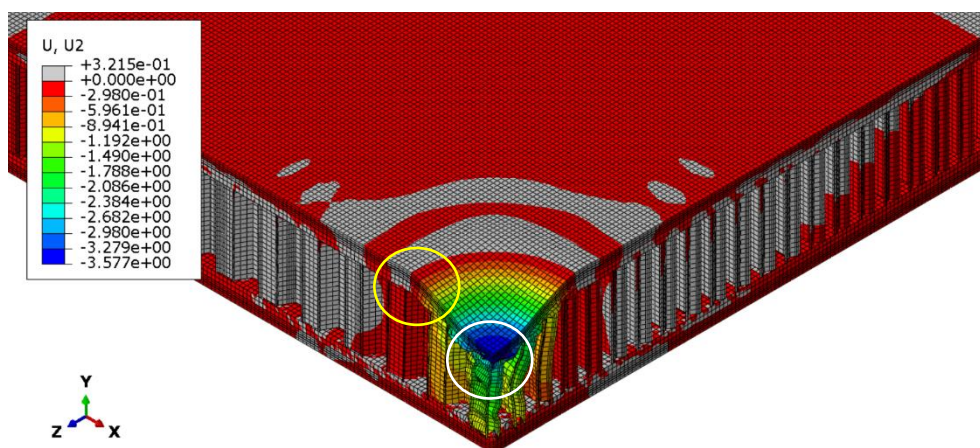


Figura 253: Campo de deslocamentos no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=150$ m/s, a) global, b) vista de detalhe na cratera

Verifica-se que a esfera ao impactar o provete com $v=150$ m/s, forma uma cratera mais pronunciada, comparando com a obtida no ensaio de HVI de $v=100$ m/s, e num menor espaço temporal ($t=25,6$ μ s). O limite superior de U_2 foi considerado como zero,

permitindo observar a propagação de onda em formato circular, a partir do ponto de impacto para fora, como ocorre na Figura 229 (a) e b)), e na Figura 241.

Pode-se também constatar que o comportamento da encurvadura dos alvéolos do *honeycomb* é semelhante à registada no impacto a 100 m/s, na Figura 241. Um dos efeitos que não se constata na Figura 241 do ensaio numérico de HVI de $v=100$ m/s são as delaminações, que ocorrem nas interfaces das camadas $[\pm 45^\circ]$ e $[0^\circ/90^\circ]$ (rodeadas a amarelo). No ensaio de LVI, este comportamento também ocorre na elevação das fibras, resultante dos efeitos da compressão material, quando a estrutura *sandwich* se encontra a ser penetrada pela ponta hemisférica. Já no ensaio de HVI de $v=100$ m/s existe um efeito de conformação material que acompanha melhor o deslocamento da esfera. Tal como nos dois anteriores modelos numéricos, continua-se a obter uma elevada distorção dos EF de Reverlink™ (rodeado a branco). Para boa prática, e verificar que é nesta zona que efectivamente se dão as delaminações predominantes, teria de se aplicar EF do tipo COH3D8 entre todas as camadas, como referido no subcapítulo 3.8.2.1.

3.8.2.3.2 Campos de dano

Para verificação da resistência residual do laminado da estrutura *sandwich*, sujeita ao ensaio de HVI, apresenta-se na Figura 254 o campo de dano causado nas fibras, na zona onde se forma a cratera devido aos efeitos de tracção, quantificados pela variável DAMAGEFT. Começa-se por verificar que na zona da cratera que, $d_{\max_t}=0,3738$ (Figura 254), e no subcapítulo 3.8.1.1, tendo considerado esse parâmetro de 0,9999 afere-se que o laminado tem 62,62 % da integridade original à tracção, no instante $t=25,6 \mu s$.

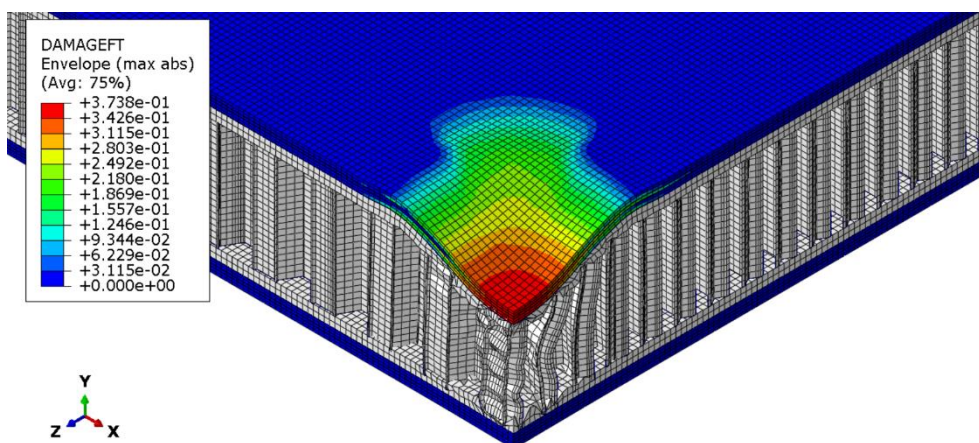


Figura 254: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=150$ m/s, devido aos campos de tracção

Observa-se na Figura 254 uma grande solicitação da primeira e terceira camada de $[\pm 45^\circ]$, semelhantemente ao que ocorre na Figura 242 para o ensaio HVI de $v=100$ m/s, que se traduz em dano. Observa-se ainda uma menor solicitação da camada central de

[0°/90°] na direcção X. Claro está que para o ensaio HVI de $v=150$ m/s, o dano verificado e a sua abrangência é maior e mais extensa, mesmo considerando que se estuda o modelo no instante $t=25,6$ μ s. A terceira e quarta camada de $[\pm 45^\circ]$ encontram-se mais solicitadas neste ensaio de HVI, como seria de esperar, dado que o valor de E_i duplicou com o incremento de 50 m/s.

Verifica-se a mesma tendência com a camada central de [0°/90°] a ser sempre a mais solicitada na direcção Z, e as restantes camadas de $[\pm 45^\circ]$ com maior A_{dano} , comparativamente com a solicitação a $v=100$ m/s.

A Figura 255 apresenta o campo de dano causado nas fibras, na zona onde se forma a cratera, devido aos efeitos compressão, quantificados pela variável DAMAGEFC.

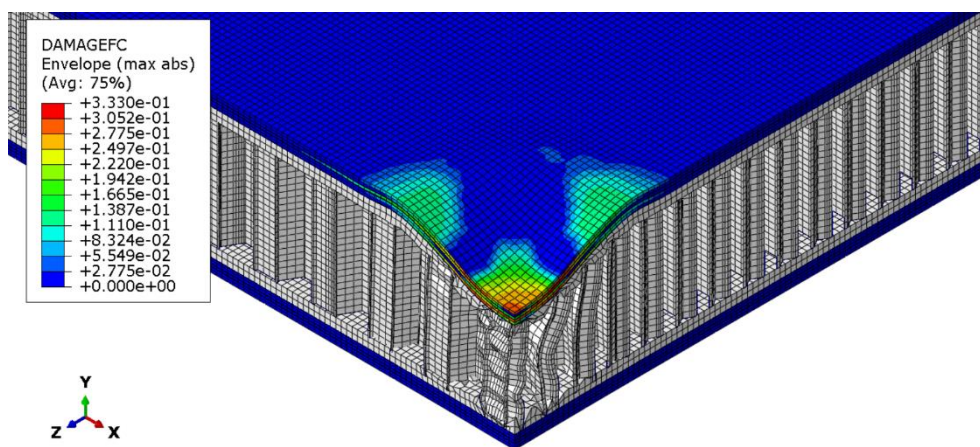


Figura 255: Campo de dano causado nas fibras dos laminados no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=150$ m/s, devido aos campos de compressão

Verifica-se na Figura 255 que os danos causados devido à compressão das fibras, para o instante $t=25,6$ μ s, não têm a representatividade de A_{dano} causada por tracção (Figura 254). Regista-se um valor de $d_{\text{max}_c}=0,3330$ (Figura 255), que é ligeiramente inferior a $d_{\text{max}_t}=0,3738$ (Figura 254), restando assim 66,7 % de integridade à compressão. Repare-se que, com o aumento de v do ensaio, o dano causado por compressão das fibras começa a ter a mesma preponderância do dano por tracção das fibras, ressaltando que o primeiro mencionado actua numa área menor. Comparando a Figura 255 com a Figura 243 verifica-se que o dano causado no ensaio HVI de $v=150$ m/s é mais significativo relativamente a $v=100$ m/s. Observe-se a primeira camada na Figura 255, onde se demonstra o dano na zona da orla da cratera. Este é o local onde se dão as delaminações conforme documentado na Figura 253. Na Figura 243 apenas se verificava dano na zona de impacto. Visualiza-se a extensão dos esforços de compressão nas camadas inferiores e constata-se a tendência da camada central de [0°/90°] ter maior solicitação à compressão na direcção X, o que leva à A_{dano} verificada. As camadas com a orientação $[\pm 45^\circ]$ todas elas apresentam maiores A_{dano} .

Na Figura 256 e na Figura 257 apresentam-se os campos de dano causado na matriz, na zona onde se forma a cratera, devido aos efeitos de tracção e compressão, quantificados pelas variáveis DAMAGEMT e DAMAGEMC, respectivamente.

Comparando a Figura 256 com a Figura 244 verifica-se o mesmo gradiente de degradação por tracção na zona de impacto da matriz, mas para o ensaio de HVI de $v=150$ m/s este gradiente estende-se nas direcções X e Z até à zona onde ocorre separação das camadas. Refere-se ainda que se verifica dano por tracção na matriz, na direcção X da camada $[0^\circ/90^\circ]$, tal como ocorre na Figura 244.

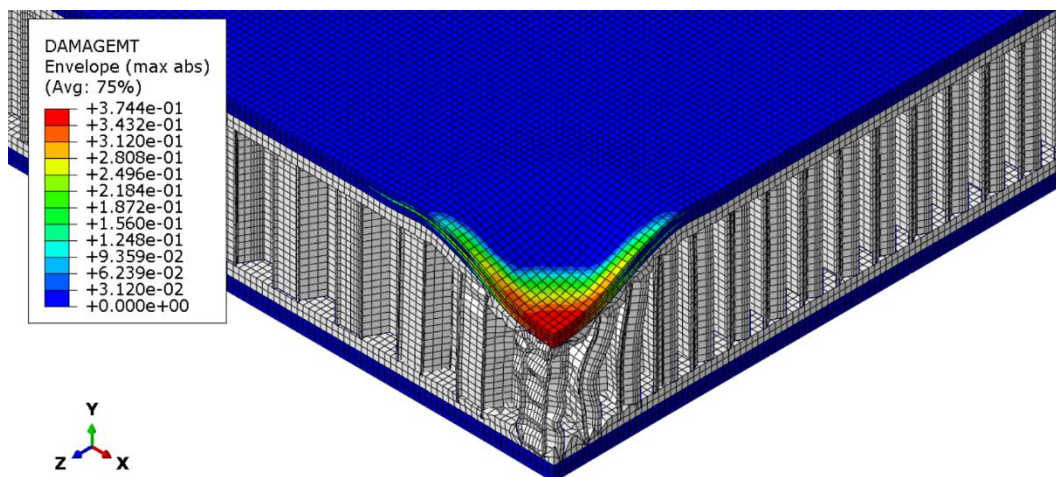


Figura 256: Campo de dano causado na matriz dos laminados no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=150$ m/s, devido aos campos de tracção

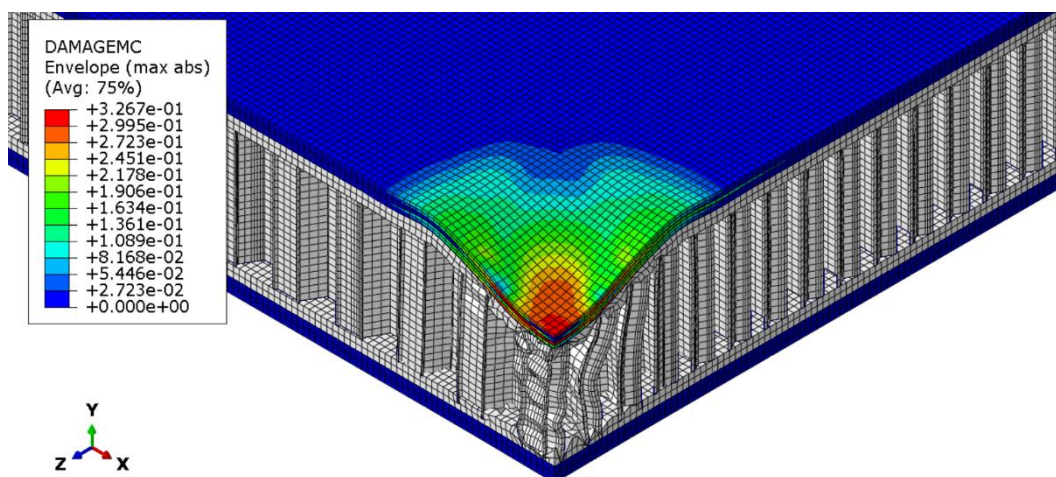


Figura 257: Campo de dano causado na matriz dos laminados no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=150$ m/s, devido aos campos de compressão

Comparando a Figura 257 com a Figura 245 constata-se que o esforço de compressão também é variável nas primeiras três camadas, e nas duas últimas que se encontram mais próximas do Reverlink™. Como seria de esperar, os esforços predominantes são de flexão (na última camada existe esforço de compressão apenas por esmagamento

contra o Reverlink™ e o *honeycomb*). Contudo, no ensaio de HVI de $v=100$ m/s (Figura 245), devido a se obter $d_{\max_c}$ maior, pode-se considerar no domínio do HVI que, para v menores, têm-se A_{dano} mais locais, mas o dano é maior pois encontra-se mais concentrado. Por outro lado, na Figura 257 verificou-se que $d_{\max_c}$ é ligeiramente inferior ao obtido na Figura 245, mas a A_{dano} por compressão da matriz aumentou consideravelmente. Este comportamento é também observado da Figura 254 à Figura 256, comparando com a Figura 242 até à Figura 245 do ensaio de HVI de $v=100$ m/s.

Demonstra-se também que no ensaio de HVI de $v=150$ m/s, a matriz dos laminados sofre predominantemente com esforços de tracção, tal como as fibras, para o instante $t=25,6$ μ s. Comparando os valores de $d_{\max_t}$ obtidos para as fibras e para a matriz (Figura 254 e Figura 256), determina-se que se dá mais cedo a rotura da matriz à tracção, que a das fibras. Os esforços de compressão da matriz têm uma maior contribuição neste ensaio de HVI de $v=150$ m/s, e em todas as camadas do laminado, devido ao esmagamento causado pela esfera. A A_{dano} , para além de mais abrangente, assume para v maiores um perfil mais circular (comparando a Figura 257 com a Figura 245).

Na Figura 258 apresentam-se os campos de dano causado no laminado, na zona onde se forma a cratera, devido aos campos de corte, quantificados pela variável DAMAGESTR. Compara-se a Figura 258 com a Figura 246, verificando que a área de actuação de τ_{12} , τ_{23} e τ_{13} , no ensaio HVI de $v=150$ m/s é maior do que a documentada para $v=100$ m/s. Constata-se ainda que o valor de $d_{\max_s}$ assume o valor de 0,7786, menor do que o valor presente na Figura 246, confirmando assim a tendência de valores de $d_{\max}$ menores, mas A_{dano} mais abrangentes. Confirma-se também que os esforços preponderantes para a rotura do laminado, no ensaio de HVI, para o empilhamento executado, são os de corte.

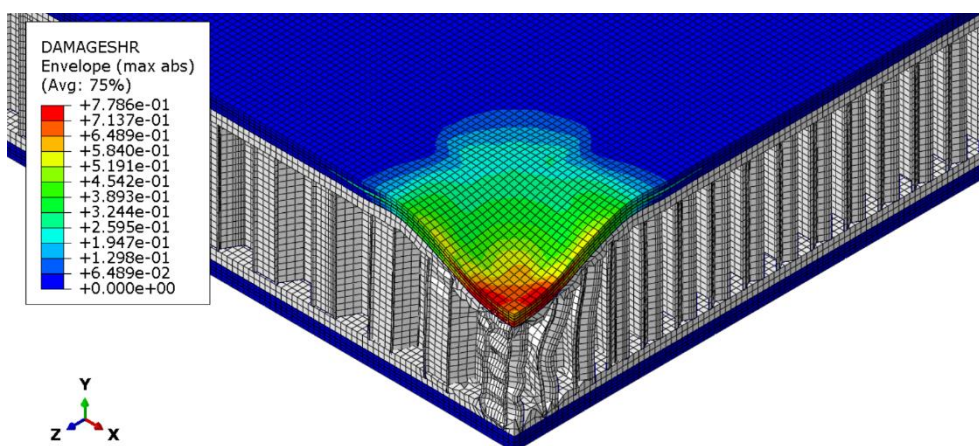


Figura 258: Campo de dano causado no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=150$ m/s, devido aos campos de corte

3.8.2.3.3 Critério de Hashin-Rotem para fibras e matriz

Na Figura 259 apresenta-se o critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção, quantificado pela variável HSNFTCRTC, no laminado superior.

Relaciona-se a Figura 259 com a Figura 254 e repara-se que a área de iminência das fibras por tracção, pelo critério de Hashin-Rotem, é mais extensa do que a área de degradação fibras por tracção. É visível no ensaio de HVI de $v=150$ m/s que, para além de toda a área que se encontra com o critério igualado a 1, existe uma propagação do campo de tracção das fibras na direcção a 45° .

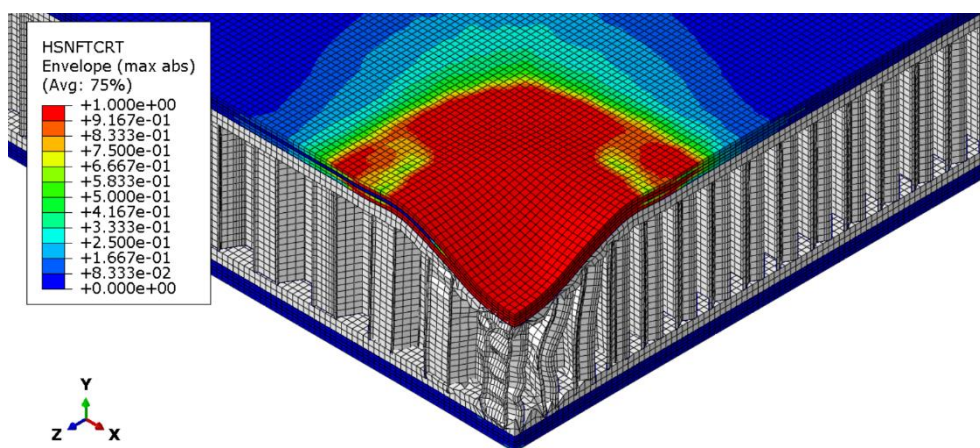


Figura 259: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à tracção, no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* 300x300 mm², no ensaio HVI de $v=150$ m/s

As cinco camadas na zona da cratera se encontram todas na iminência de rotura, onde se apresentou que aquela zona se encontrava degradada até ao máximo de 0,3738 (Figura 254). Observa-se ainda uma maior área de solicitação das fibras à tracção na direcção de Z (longitudinal) em relação à direcção X (transversal), com especial foco na camada de $[0^\circ/90^\circ]$. Na Figura 260 apresenta-se o critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, quantificado pela variável HSNFCCRTC, onde se constata um comportamento mais circular da área que representa o critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, comparativamente à Figura 248.

Interpreta-se primeiro a mancha a verde que se encontra na orientação a 45° , logo após o centro de impacto. Como as fibras dessa área se encontram totalmente submetidas à tracção, é normal que estas apresentem um valor de critério de cerca de 0,66 à compressão, uma vez que se encontram simplesmente a sofrer esmagamento da esfera. É também visível na Figura 260, e demonstrado na Figura 248, a extensão da camada de $[0^\circ/90^\circ]$ que se encontra na iminência de rotura à compressão, na direcção transversal, ou X. Evidenciam-se zonas do laminado que não sofrem dano, mas encontram-se na iminência de rotura por compressão. Repare-se também na camada de $[0^\circ/90^\circ]$, que evidencia um comportamento já verificado no ensaio de HVI de $v=100$ m/s. Um pormenor relevante, que apenas se constata na Figura 260, é a presença de fibras no

laminado inferior que se encontram na iminência de rotura (rodeado a amarelo), demonstrando que a ruína das fibras do laminado inferior, sujeitas à compressão, ocorre um instante de t próximo de $25,6 \mu\text{s}$, no ensaio de HVI de $v=150 \text{ m/s}$.

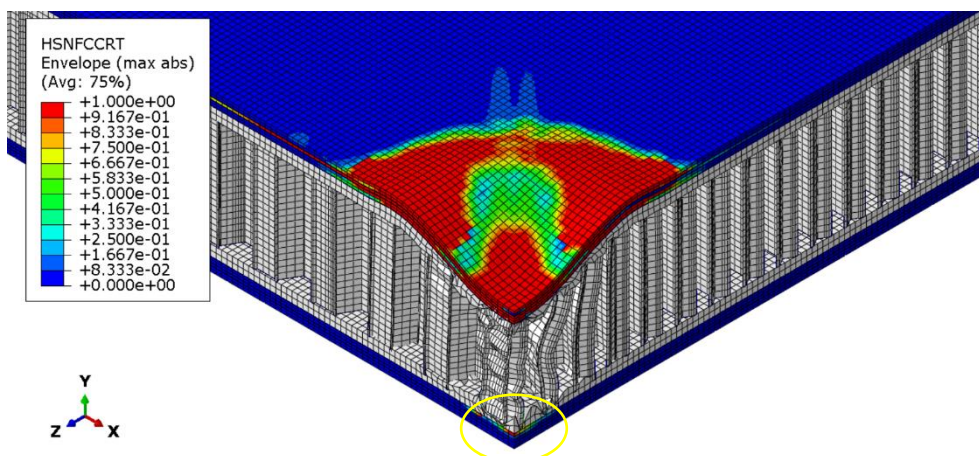


Figura 260: Critério de Hashin-Rotem para a rotura das fibras à compressão, no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* $300 \times 300 \text{ mm}^2$, no ensaio HVI de $v=150 \text{ m/s}$

Na Figura 261 e na Figura 262 apresenta-se o critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à tracção e à compressão no laminado superior, quantificados pelas variáveis HSNMTCRT e HSNMCCRT, respectivamente.

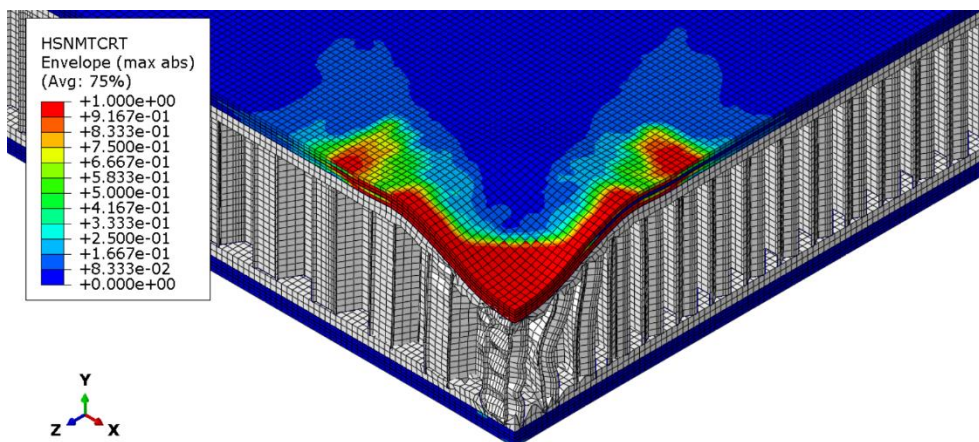


Figura 261: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à tracção, no $\frac{1}{4}$ de estrutura *sandwich* $300 \times 300 \text{ mm}^2$, no ensaio HVI de $v=150 \text{ m/s}$

Verifica-se assim, para o ensaio de HVI de $v=150 \text{ m/s}$, tal como corre para $v=100 \text{ m/s}$, que os esforços predominantes que levam ao dano na estrutura *sandwich* são esforços de corte, seguidos da tracção das FC, do esmagamento da Dyneema® nas camadas inferiores, e da compressão da matriz.

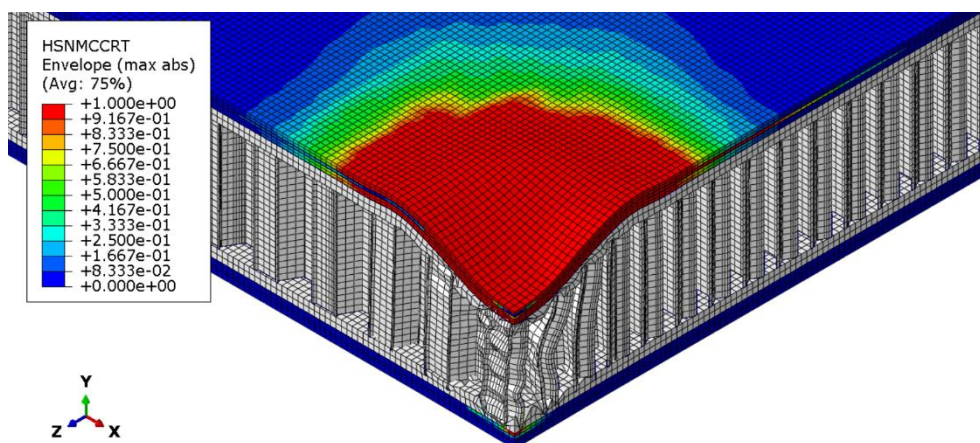


Figura 262: Critério de Hashin-Rotem para a rotura da matriz à compressão, no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm², no ensaio HVI de $v=150$ m/s

3.8.2.3.4 Campos de tensões principais

Na Figura 263 observam-se os campos de tensões instalados no ¼ de estrutura *sandwich* 300×300 mm². Começa-se por demonstrar na Figura 263 a) a extensão do campo de tensões no laminado, com valores máximos de σ_{1t} , σ_{2t} , σ_{1c} e σ_{2c} iguais aos da Tabela 26, para melhor visualização dos picos de tensão que causam a rotura do laminado.

Constata-se o esmagamento total do Reverlink™ no ensaio HVI de $v=100$ m/s, e devido à sua enorme facilidade em deformar, as tensões instaladas no laminado, e a E_i , são facilmente propagadas para o *honeycomb*. Verifica-se que os valores maiores de tensão se dão na zona onde é sofrido o impacto. Comparativamente com o ensaio HVI de $v=100$ m/s (Figura 251 a)) denota-se uma área de actuação do campo de tensões ainda maior, com os valores de obtendo-se valores de tensões principais, acima de 20 GPa, cinco vezes mais os relatados para $v=100$ m/s. Por outro lado, repare-se que a propagação da E_i se encontra ainda mais fortemente ligada com o empilhamento do laminado, verificando-se o comportamento de propagação circular, espectável pelo comportamento visualizado na Figura 251 a), combinado com a difusão do campo de tensões, na zona próxima do impacto, na direcção 45° das faces de simetria.

Na Figura 251 b) observa-se o mesmo comportamento misto circular com difusão dos esforços na direcção a 45°, onde ocorrerá a rotura dos materiais, e posterior penetração da esfera. Na área circundante ao furo (recorrendo à Figura 157 e à Figura 158) é espectável que, devido ao campo de tensões actuante, os danos predominantes sejam as delaminações e as fissuras na matriz, como previsto no ensaio HVI de $v=100$ m/s, mas numa área menor. É observável que a propagação de E_i , no *honeycomb*, dá-se numa área local como demonstrado na Figura 251 b) com maior solicitação nas faces de ligação ao Reverlink™, devido ao encruamento causado pela encurvadura sofrida.

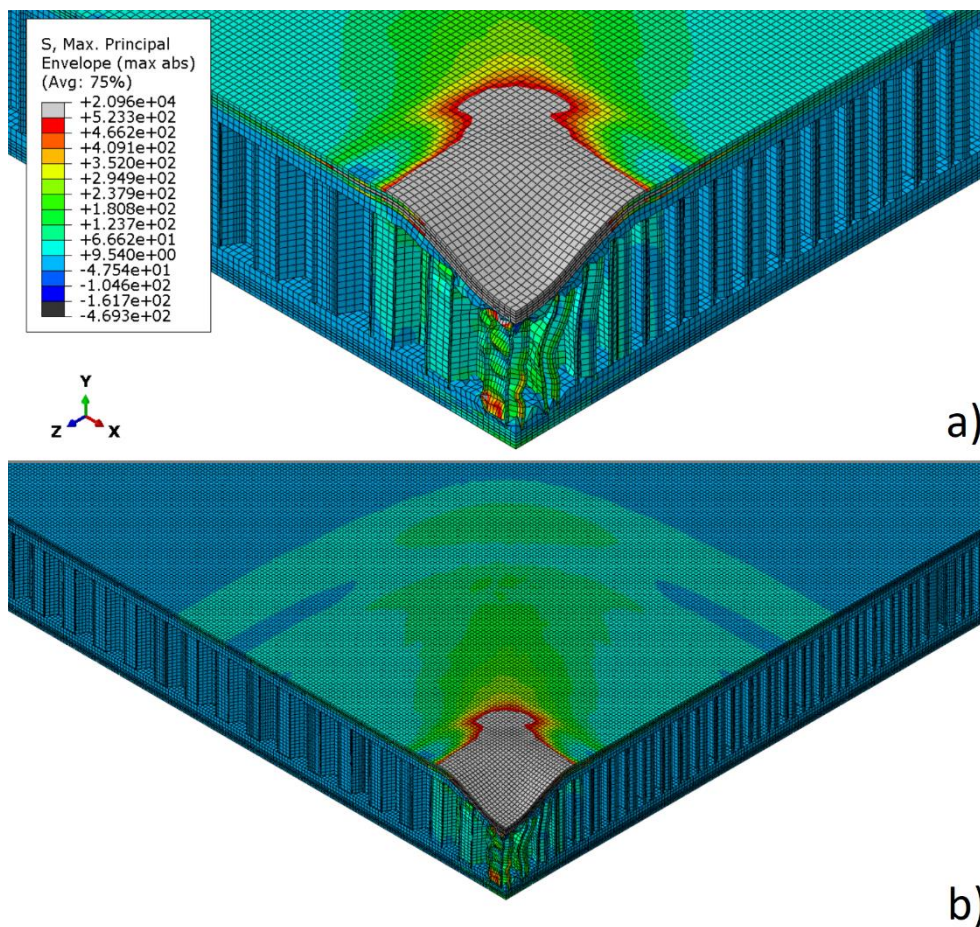


Figura 263: Campo de tensões máximas principais instaladas no ¼ de estrutura *sandwich* 150×100 mm², no ensaio HVI de $v=150$ m/s, a) vista de detalhe na cratera; b) global

O Reverlink™ mais uma vez é solicitado apenas na área logo abaixo do contacto entre a esfera e o laminado. Como seria de esperar observa-se que o laminado inferior se encontra solicitado com campos de tensão, algo que não ocorre no ensaio de LVI nem no ensaio de HVI de $v=100$ m/s. Para além de se constatar o esmagamento total do Reverlink™, devido à sua enorme facilidade em deformar, as tensões instaladas no laminado, e a E_i , são facilmente propagadas para o *honeycomb*, traduzindo-se em dúvida se o Reverlink™ será um material indicado a aplicar numa estrutura *sandwich* assim solicitada, ainda que tenha propriedades auto-regenerativas, tal como ocorre no modelo LVI.

3.8.2.3.5 Energia dissipada sob a forma de dano

Na Figura 264 apresenta-se o gráfico da energia dissipada em dano, ALLDMD, donde se determina que 0,7 J são dissipados em plastificação material, até ao instante $t=25,6$ μ s.

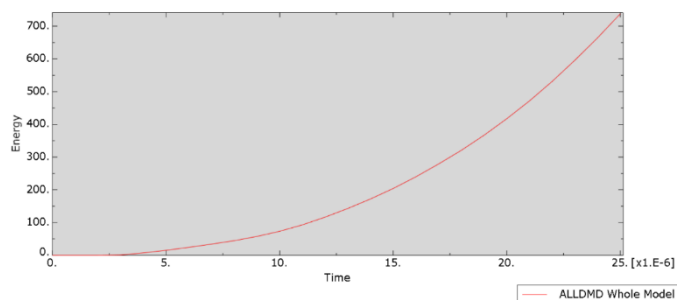


Figura 264: Gráfico de evolução da energia dissipada em dano, na simulação numérica, no ensaio HVI de $v=150$ m/s (unidades de energia, e de tempo em mJ e s, respectivamente)

3.8.2.4 Comparação das análises numéricas dos ensaios HVI de $v=100$ m/s e 150 m/s

Como não é passível de comparar os resultados experimentais, com os numéricos, nos ensaios de HVI de $v=100$ m/s e 150 m/s, apresenta-se na Tabela 68 a comparação dos valores obtidos de degradação máxima ($d_{\max_c}$, $d_{\max_s}$, $d_{\max_t}$) e de A_{dano} estimada à tracção, compressão e corte (A_{dano_t} , A_{dano_c} , A_{dano_s} , respectivamente). Estes parâmetros são estimados através da análise de imagem recorrendo ao *software* SOLIDWORKS®, com o comando *sketch picture*.

Tabela 68: Comparação dos valores obtidos de $d_{\max_c}$, $d_{\max_s}$, $d_{\max_t}$ e A_{dano} estimada da análise numérica para os ensaios HVI de $v=100$ m/s e 150 m/s

v (m/s)	$ U2 $ (mm)	$d_{\max_c}$	$d_{\max_s}$	$d_{\max_t}$	A_{dano_c} (mm ²)	A_{dano_s} (mm ²)	A_{dano_t} (mm ²)	t (μ s)
150	Fibras	0,3330		0,3738	295,44		701,4	25,6
	Matriz	0,3267	0,7786	0,3744	682,32	757,16	134,96	
100	Fibras	0,3644			78,0		492,0	31,5
	Matriz	0,3669	0,7859	0,4278	386,4	495,12	61,0	

Pela comparação efectuada na Tabela 68, determina-se que quanto maior é v do ensaio, maiores são os valores de A_{dano} , e ligeiramente menores são os valores de $d_{\max_c}$, $d_{\max_s}$ e $d_{\max_t}$. Como a E_i implícita do ensaio de $v=150$ m/s é mais célere a propagar-se no meio material, os danos causados na estrutura *sandwich* serão mais globais do que os registados para v menores. Como também seria de esperar, para t semelhante, o valor máximo de $U2$ é superior quanto maior for v .

CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS

4.1 CONCLUSÕES

4.2 PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS

4 CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS

4.1 Conclusões

Primeiramente, refere-se que a revisão bibliográfica, realizada no âmbito desta dissertação, permitiu apreender melhor certos conceitos dos materiais compósitos não tão cimentados, e identificar os vários modos de falha e rotura e as possíveis solicitações e/ou defeitos que os podem causar, para mais facilmente compreender a temática do impacto em compósitos. Nesta fase do trabalho foi possível aprofundar sobre alguns conceitos de mecânica da fractura, e recordar conceitos como tenacidade à fractura. Com a pesquisa realizada nesta matéria foi possível descobrir que os materiais auto-regenerativos, para além da sua utilização a solo, podem ser incluídos de forma expedita para melhoria das estruturas ao impacto, como alternativa/complemento à modificação geométrica dos empilhamentos dos laminados e adição de cargas nas matrizes dos compósitos.

Os provetes de LVI e HVI foram testados nos respectivos ensaios de *drop-weight* e disparo por canhão de ar comprimido, pelo ISQ. No primeiro ensaio experimental de LVI, determinou-se comparativamente ao provete de Araldite® 2015:

- Valores de A_{dano} inferiores ao obtido no provete com Araldite® 2015, indiciando que o Reverlink™ tem melhor capacidade de absorção e difusão de energia pelo resto do provete;
- Exceptuando o provete 3 de LVI, são expectáveis valores de $\mathcal{J}_{\text{dano}}$ entre os 6 e os 8 mm.

Após condicionamento dos provetes, no segundo ensaio de LVI foi possível verificar que o Reverlink™ realizou auto-regeneração, pelos valores de $\Delta\mathcal{J}_{\text{dano}}$ obtidos. Com o segundo impacto observou-se que o laminado inferior da estrutura *sandwich* começa a sofrer pequena rotura na camada mais sujeita à tracção, com excepção do provete 4 que sofre descoesão entre o Reverlink™ e o laminado inferior. Conclui-se que a escolha do Reverlink™, em prol do Araldite® 2015, é totalmente plausível, caso a escolha seja feita em detrimento dos valores de A_{dano} obtidos e comparados, e da capacidade de auto-regeneração que restitui algumas das propriedades mecânicas. Ressalva-se, ainda assim, que não havia representatividade estatística suficiente por parte dos provetes de Araldite® 2015.

Relativamente ao ensaio experimental de HVI, não é possível a comparação directa dos resultados obtidos entre as estruturas *sandwich* com Araldite® 2015 e Reverlink™

devido ao uso de esferas de impacto diferentes. Apesar de os valores de v_i serem semelhantes, os valores de energia são quatro vezes superiores nos provetes de Reverlink™, levando a que o comportamento e a destruição dos materiais não tivessem qualquer relação com os obtidos nas estruturas *sandwich* com Araldite® 2015. Conclui-se que se deveriam repetir os ensaios de HVI, com maior representatividade estatística (mais de dois provetes por velocidade), e mantendo a esfera de impacto igual para os provetes com Reverlink™ e Araldite® 2015, para comparação directa dos valores de E_a , E_i , E_r e A_{dano} . Só aí se poderá constatar qual o melhor material para absorção e difusão de energia, uma vez que neste tipo de impacto não é possível a auto-regeneração do Reverlink™ pelo dano causado.

Na análise numérica do modelo de LVI, considera-se que este não representa com fiabilidade o comportamento da maioria dos provetes ensaiados experimentalmente para 20 J, como constatado na Tabela 67, devido aos problemas documentados no subcapítulo 3.8.2. Ainda assim, retiram-se as seguintes ilações:

- O dano causado na estrutura *sandwich* tem forte componente local;
- Devido à compressão material causada pelo impacto, verifica-se uma elevação das camadas junto à cratera onde ocorrem os principais focos de delaminação entre as camadas;
- A perda de integridade, tanto a nível de resistência mecânica como a nível de rigidez, pode-se considerar total na cratera e na área próxima à mesma;
- Devido à natureza material do laminado, os esforços preponderantes que levam à perda de integridade da estrutura são os de compressão das fibras e da matriz;
- Devido à natureza do empilhamento do laminado constata-se uma forte componente de dano resultante das tensões de corte;
- Pelo campo de tensões principais verifica-se uma distribuição da E_i por todos os constituintes da estrutura *sandwich* e, de uma forma ampla, obtém-se uma concentração de tensões na elevação das camadas onde ocorre delaminação e fissuração da matriz.

Não foi possível realizar as simulações dos modelos numéricos dos ensaios de HVI de $v=100$ e 150 m/s até ao fim, ficando estas apenas por instantes temporais pequenos de $t=31,5$ e $25,6$ μ s, respectivamente. Ainda assim, foi possível prever:

- Nos ensaios de HVI, os esforços predominantes para a perda de integridade da estrutura *sandwich* são os de corte;
- Quanto maior v , as A_{dano} são mais globais e extensas, e os valores de d_{max_c} , d_{max_s} e d_{max_t} são ligeiramente menores, comparativamente ao que se verifica para v menores, casos em que as A_{dano} são mais locais, e os valores de d_{max_c} , d_{max_s} e d_{max_t} são ligeiramente maiores;

- É constatável que as áreas de iminência de rotura, na matriz e nas fibras, aumentam quanto maior for v , devido à presença de tensões elevadas na estrutura *sandwich*;
- Nos campos de tensão verifica-se que, quanto maior v , maior será a solicitação global da estrutura *sandwich* ao impacto, sendo que no presente estudo, devido à predominância de camadas a $[\pm 45^\circ]$, a propagação das tensões dá-se com maior ênfase nessa direcção. Demonstra-se também que se obtém uma concentração de tensões no local do impacto cerca de cinco vezes maior (4,25 para 20,96 GPa), para um acréscimo de $v_i=50$ m/s, passando de $v_i=100$ m/s para $v_i=150$ m/s.

4.2 Propostas de trabalhos futuros

4.2.1 Fabrico

Devido às dificuldades sentidas no fabrico das estruturas *sandwich* para análise experimental, nomeadamente referindo a questão de quais os melhores e mais ágeis métodos de fabrico possíveis com o Reverlink™ para aplicação nas estruturas *sandwich*, sugere-se futuramente fabricar à parte as respectivas peças em $150 \times 100 \text{ mm}^2$ e $300 \times 300 \text{ mm}^2$, com $e=1 \text{ mm}$ de Reverlink™ em moldes de silicone. Posteriormente pretende-se unir os laminados ao núcleo de *honeycomb* dentro do autoclave, aplicando pressão exterior (5 bar) e vácuo (400 mbar) para promover a melhor adesão, como ilustrado na Figura 155.

4.2.2 Análise experimental

Seria de todo interessante, para futuros ensaios de LVI, utilizar acelerómetros ou uma célula de carga, a fim de medir ao longo de t , a força de penetração da ponta hemisférica nas estruturas *sandwich*, uma vez que o dispositivo de *drop-weight* do ISQ não tem uma célula de carga na mesma ponta hemisférica (Figura 144).

Sugere-se também filmar o evento com câmaras de alta velocidade para visualização da propagação de ondas, e para avaliação da colisão parcialmente inelástica.

Subjacente aos ensaios de LVI e HVI preconizar-se-ia a realização de NDT's a fim de determinar o dano interno das estruturas *sandwich* através de ultra-sons e raios-x, conforme procedido na primeira fase do projecto MOSHO.

4.2.3 Análise numérica

Por outro lado, devido aos problemas enfrentados na análise numérica, passar-se-ia por ensaiar componentes de Reverlink™ e *honeycomb* de NOMEX® para determinar os parâmetros G_{Ic} , G_{IIc} e G_{IIIc} , com os procedimentos das normas ASTM D3433 – 99 [229],

ASTM D5045 – 14 [230], ASTM D5528 – 13 [184] e ASTM D7905/D7905M – 14 [185] no sentido de melhor caracterizar estes parâmetros. Este procedimento não só permitiria caracterizar o início do dano dos dois componentes e a respectiva evolução do dano, como também modelar o elastómero Reverlink™ como um FE do tipo COH3D8.

A possibilidade de discretizar os provetes LVI e HVI conforme a Figura 265 seria também uma futura abordagem ao desafio da análise numérica. O método a realizar nas simulações seguintes incluiria a aplicação de controlos de malha numérica local (*local mesh controls*), no canto do ¼ de modelo com área de $12,5 \times 12,5 \text{ mm}^2$ onde se dará o impacto, eliminando muitos dos EF sem solicitações aplicadas, usados desnecessariamente no modelo. Com isto pretender-se-ia concretizar uma convergência de malha, a fim de avaliar as forças máximas de contacto, como realizado por Zhang, et al. [111] na Figura 265 a), e Mousavi e Khoramishad [216] na Figura 266 b), aliada ao método adoptado no documento de controlar o AR dos EF.

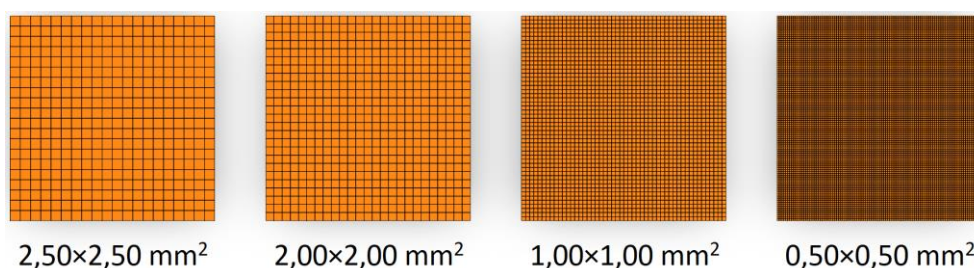


Figura 265: Discretização por EF's (adaptado de [111], desenhado no software SOLIDWORKS®)

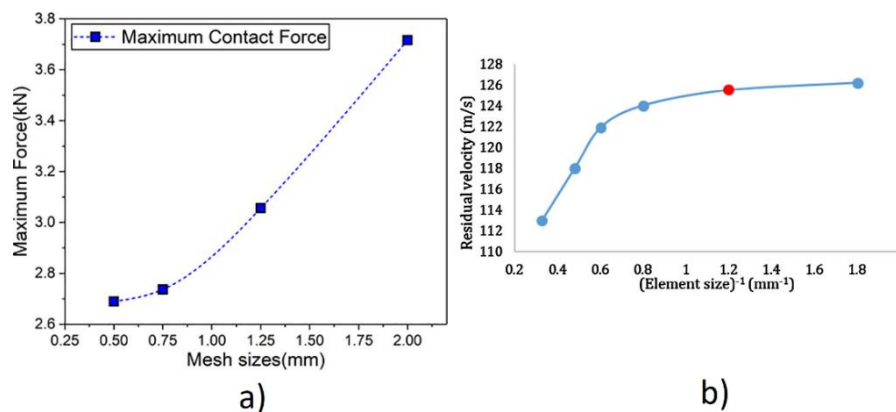


Figura 266: a) Valores de força de contacto máximo obtidos em função do tamanho de malha (adaptado de [111]), b) Estudo de convergência de malha para os valores de v_r em função do tamanho do elemento (adaptado de [216])

Na mesma abordagem seria de todo interessante passar do modelo em macroescala, como abordado no subcapítulo 3.8, para o modelo constituído por RVE's, em mesoescala, como é realizado em Zhao, et al. [109]. Passar-se-ia por discretizar a macrogeometria dos laminados de compósitos, dado que o Reverlink™ é um elemento isotrópico e a anisotropia do *honeycomb* é facilmente modelada pelo ABAQUS™, caracterizando o NOMEX® como material também ele elástico e isotrópico. Na análise

numérica, futuramente, pretender-se-ia avaliar a direcção das delaminações que ocorrem no laminado, como é estudado por Yashiro e Ogi [231], na Figura 267.

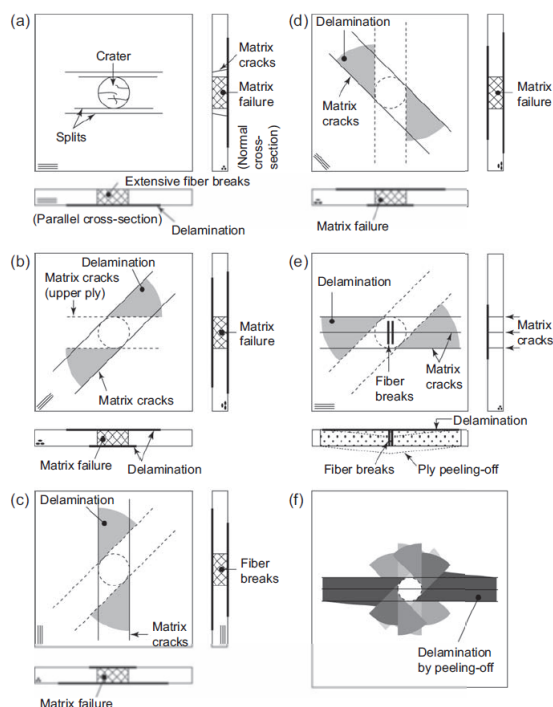


Figura 267: Diagrama esquemático do dano causado em ensaio de HVI para um laminado *quáasi*-isotrópico, a) TOP da camada $[0^\circ]$, b) camada $[+45^\circ]$, c) camada $[90^\circ]$, d) camada $[-45^\circ]$, e) BOTTOM da camada $[0^\circ]$, f) delaminação projectada [231]

4.2.4 Outras abordagens

No seguimento do projecto MOSHO, por constrangimentos orçamentais como já referido, passou-se a experimentar quatro provetes de HVI e cinco provetes de LVI. Um dos trabalhos que se previa realizar era a combinação laminado - laminado, ligada com Reverlink™ para efeitos comparativos com os provetes de HVI.

Outra futura abordagem, para comparações mais lineares com a literatura, consistiria em usar maior teor de Dyneema® no tecido, rácio 1:1 e *twill* 2:2, uma vez que esta configuração é mais abordada na literatura ([27, 28, 109, 232]) comparativamente à escolhida pelo INEGI.

Para estudos ao impacto não se descarta a possibilidade de utilizar FV com Reverlink™ em estruturas *sandwich* que incluam *honeycomb* de NOMEX®.

Por fim, refere-se a possibilidade de infusão VARIM com Reverlink™ no material compósito Dyneema® Carbon DDCFX005 para teste do laminado fabricado em HVI. Posteriormente comparar-se-ia com um dos laminados suplentes que resultam do excesso de material fabricado em autoclave, neste documento.

BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO

5 BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO

- [1] K. K. Chawla e N. Chawla, "1.1 Fibrous Reinforcements for Composites," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 1-12.
- [2] R. M. Jones, *Mechanics Of Composite Materials*, 2ª ed. Oxford, Reino Unido: Taylor & Francis, 2018, p. 538.
- [3] C. Soutis, "1 - Aerospace engineering requirements in building with composites," in *Polymer Composites in the Aerospace Industry (Second Edition)*, P. Irving and C. Soutis Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2020, pp. 3-22.
- [4] I. Shyha e D. Huo, *Advances in Machining of Composite Materials: Conventional and Non-conventional Processes*. Nova York, E.U.A.: Springer International Publishing, 2021.
- [5] G. C. G. Serra, "Resposta ao Impacto de Painéis Sanduíche," Mestrado em Engenharia Eletromecânica, Departamento de Engenharia Eletromecânica, Universidade Da Beira Interior, Covilhã, Portugal, 2013. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/10400.6/2453>
- [6] S. V. Hoa, "2.1 Manufacturing of Composites – An Overview," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 1-23.
- [7] S. D. Sharma, L. Sowntharya, e K. K. Kar, "Polymer-Based Composite Structures: Processing and Applications," in *Composite Materials: Processing, Applications, Characterizations*, K. K. Kar Ed. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2017, pp. 1-36.
- [8] B. M. A. Coelho, "Detecção de defeitos em materiais compósitos usando tecnologia de ultrassons," Mestrado Integrado em Engenharia de Polímeros, Escola de Engenharia, Universidade do Minho, Braga, Portugal, 2020. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/1822/65770>
- [9] R. Agrawal, J. K. Jain, V. S. Yadav, V. K. Manupati, e L. Varela, *Recent Advances in Smart Manufacturing and Materials: Select Proceedings of ICEM 2020*. Nova York, E.U.A.: Springer Singapore, 2021.
- [10] G. H. Staab, "6 - Laminate Analysis," in *Laminar Composites*, G. H. Staab Ed. Woburn, E.U.A.: Butterworth-Heinemann, 1999, pp. 191-282.
- [11] L. Z. Linganiso e R. D. Anandjiwala, "4 - Fibre-reinforced laminates in aerospace engineering," in *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering*, S. Rana and R. Figueiro Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 101-127.
- [12] S. Rana e R. Figueiro, "1 - Advanced composites in aerospace engineering," in *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering*, S. Rana and R. Figueiro Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 1-15.
- [13] F. C. Campbell, *Structural Composite Materials*. Ohio, E.U.A.: ASM International, 2010.

- [14] R.-M. Wang, S.-R. Zheng, e Y.-P. Zheng, "3 - Matrix materials," in *Polymer Matrix Composites and Technology*, R.-M. Wang, S.-R. Zheng, and Y.-P. Zheng Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2011, pp. 101-548.
- [15] R.-M. Wang, S.-R. Zheng, e Y.-P. Zheng, "8 - Elementary mechanical properties of composite materials," in *Polymer Matrix Composites and Technology*, R.-M. Wang, S.-R. Zheng, and Y.-P. Zheng Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2011, pp. 357-548.
- [16] I. K. Varma, V. B. Gupta, e N. K. Sini, "2.19 Thermosetting Resin – Properties," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 401-468.
- [17] M. F. S. F. de Moura, A. B. de Moraes, e A. G. de Magalhães, E. T. Publindústria, Ed. *Materiais Compósitos - Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*, 2ª ed. Porto, Portugal: Engebook, 2011.
- [18] R.-M. Wang, S.-R. Zheng, e Y.-P. Zheng, "2 - Reinforced materials," in *Polymer Matrix Composites and Technology*, R.-M. Wang, S.-R. Zheng, and Y.-P. Zheng Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2011, pp. 29-548.
- [19] T. Bergmann e S. Heimbs, "10 - Progressive bearing failure of composites for crash energy absorption," in *Dynamic Response and Failure of Composite Materials and Structures*, V. Lopresto, A. Langella, and S. Abrate Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2017, pp. 299-334.
- [20] A. Bhatnagar, "3.19 Lightweight Fiber-Reinforced Composites for Ballistic Applications," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 527-544.
- [21] T. Peijs, "1.5 High Performance Polyethylene Fibers," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 86-126.
- [22] S. Mazumdar, *Composites Manufacturing: Materials, Product, and Process Engineering*. CRC Press, 2001, p. 416.
- [23] J. P. Nunes e J. F. Silva, "5 - Sandwiched composites in aerospace engineering," in *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering*, S. Rana and R. Figueiro Eds.: Woodhead Publishing, 2016, pp. 129-174.
- [24] P. Balakrishnan, M. J. John, L. Pothen, M. S. Sreekala, e S. Thomas, "12 - Natural fibre and polymer matrix composites and their applications in aerospace engineering," in *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering*, S. Rana and R. Figueiro Eds.: Woodhead Publishing, 2016, pp. 365-383.
- [25] N. K. Naik, "15 - Ballistic impact behavior of composites: Analytical formulation," in *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*, V. V. Silberschmidt Ed.: Woodhead Publishing, 2016, pp. 425-470.
- [26] J. G. B. Bouwmeester, R. H. Marissen, e O. K. Bergsma, "CARBON / DYNEEMA® INTRALAMINAR HYBRIDS : NEW STRATEGY TO INCREASE IMPACT RESISTANCE OR DECREASE MASS OF CARBON FIBER COMPOSITES," 2008.
- [27] M. Cao, Y. Zhao, B. H. Gu, B. Z. Sun, e T. E. Tay, "Progressive failure of inter-woven carbon-Dyneema fabric reinforced hybrid composites," *Composite Structures*, vol. 211, pp. 175-186, 2019/03/01/ 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.12.024>.
- [28] Y. Zhao, M. Cao, W. P. Lum, V. B. C. Tan, e T. E. Tay, "Interlaminar fracture toughness of hybrid woven carbon-Dyneema composites," *Composites Part A*:

- Applied Science and Manufacturing*, vol. 114, pp. 377-387, 2018/11/01/ 2018, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2018.08.035>.
- [29] S. L. Ogin, P. Brøndsted, e J. Zangenberg, "1 - Composite materials: constituents, architecture, and generic damage," in *Modeling Damage, Fatigue and Failure of Composite Materials*, R. Talreja and J. Varna Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 3-23.
- [30] R.-M. Wang, S.-R. Zheng, e Y.-P. Zheng, "6 - Forming technology of polymer matrix composites," in *Polymer Matrix Composites and Technology*, R.-M. Wang, S.-R. Zheng, and Y.-P. Zheng Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2011, pp. 253-548.
- [31] Y. K. Hamidi e C. M. Altan, "2.5 Process-Induced Defects in Resin Transfer Molded Composites," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 95-106.
- [32] G. Fernlund, C. Mobuchon, e N. Zobeiry, "2.3 Autoclave Processing," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 42-62.
- [33] A. McIlhagger, E. Archer, e R. McIlhagger, "3 - Manufacturing processes for composite materials and components for aerospace applications," in *Polymer Composites in the Aerospace Industry (Second Edition)*, P. Irving and C. Soutis Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2020, pp. 59-81.
- [34] J. P. F. da Silva, "Estudo de processo de fabrico avançado para estruturas aeronáuticas compósitas," Mestrado em Engenharia Mecânica, Departamento de Engenharia Mecânica, Instituto Superior de Engenharia do Porto, Porto, Portugal, 2019. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/10400.22/14638>
- [35] O. N. G. Andrade, "Estudo de Delaminação em Compósitos de Matriz Polimérica," Mestrado em Engenharia Mecânica, Departamento de Engenharia Mecânica, Instituto Superior de Engenharia de Lisboa, Lisboa, Portugal, 2013. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/10400.22/6250>
- [36] P. Hubert, G. Fernlund, e A. Poursartip, "13 - Autoclave processing for composites," in *Manufacturing Techniques for Polymer Matrix Composites (PMCs)*, S. G. Advani and K.-T. Hsiao Eds.: Woodhead Publishing, 2012, pp. 414-434.
- [37] R. Talreja, "4 - Manufacturing defects in composites and their effects on performance," in *Polymer Composites in the Aerospace Industry (Second Edition)*, P. Irving and C. Soutis Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2020, pp. 83-97.
- [38] K. Potter, "2 - Manufacturing defects as a cause of failure in polymer matrix composites," in *Failure Mechanisms in Polymer Matrix Composites*, P. Robinson, E. Greenhalgh, and S. Pinho Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2012, pp. 26-52.
- [39] G. N. N. Elísio, "Estudo da degradação das propriedades mecânicas de materiais compósitos pelo efeito da esterilização por autoclave," Mestrado em Ciências Biomédicas, Departamento de Ciências Biomédicas, Universidade da Beira Interior, Covilhã, Portugal, 2013. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/10400.6/1622>
- [40] P. Mourão, *The Economics of Motorsports: The Case of Formula One*. Londres, Reino Unido: Palgrave Macmillan UK, 2017.

- [41] G. Ostermeijer, "Multiscale high-resolution mapping of fracture damage around seismogenic faults," Civil Engineer, University College London, Londres, Reino Unido, 2020.
- [42] S. Timoshenko e J. N. Goodier, *Theory of Elasticity*. Nova York, E.U.A.: McGraw-Hill, 1969.
- [43] V. Birman e G. M. Genin, "1.15 Linear and Nonlinear Elastic Behavior of Multidirectional Laminates," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 376-398.
- [44] G. Kretsis e A. F. Johnson, "8.2 Conceptual Design of Composite Structures," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford: Elsevier, 2018, pp. 26-46.
- [45] A. B. Strong, *Fundamentals of Composites Manufacturing, Second Edition: Materials, Methods and Applications*. Michigan, E.U.A.: Society of Manufacturing Engineers, 2008.
- [46] S. W. Tsai, *Composites Design*. Think Composites, 1988.
- [47] P. D. James C. Gerdeen, P.E. e P. D. Ronald A.L. Rorrer, P.E., *Engineering Design with Polymers and Composites*. Florida, E.U.A.: CRC Press, 2011.
- [48] C. V. Opelt, G. M. Cândido, e M. C. Rezende, "Compressive failure of fiber reinforced polymer composites – A fractographic study of the compression failure modes," *Materials Today Communications*, vol. 15, pp. 218-227, 2018/06/01/ 2018, doi: <https://doi.org/10.1016/j.mtcomm.2018.03.012>.
- [49] N. L. Hancox, "1 - An overview of the impact behaviour of fibre-reinforced composites," in *Impact Behaviour of Fibre-Reinforced Composite Materials and Structures*, S. R. Reid and G. Zhou Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2000, pp. 1-32.
- [50] M. J. Hinton, A. S. Kaddour, e P. D. Soden, "Chapter 1.1 - The world-wide failure exercise: Its origin, concept and content," in *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, M. J. Hinton, A. S. Kaddour, and P. D. Soden Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2004, pp. 2-28.
- [51] R. Talreja, "5 - Matrix and fiber-matrix interface cracking in composite materials," in *Modeling Damage, Fatigue and Failure of Composite Materials*, R. Talreja and J. Varna Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 87-96.
- [52] G. Davies e P. Irving, "11 - Impact, post-impact strength, and post-impact fatigue behavior of polymer composites," in *Polymer Composites in the Aerospace Industry (Second Edition)*, P. Irving and C. Soutis Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2020, pp. 303-330.
- [53] M. Hirsekorn, "13 - Multiscale modelling and experimental observation of transverse tow cracking and debonding in textile composites," in *Multi-Scale Continuum Mechanics Modelling of Fibre-Reinforced Polymer Composites*, W. Van Paepegem Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2021, pp. 379-404.
- [54] J. K. Kim, "2 - Recent developments in impact damage assessment of fibre composites," in *Impact Behaviour of Fibre-Reinforced Composite Materials and Structures*, S. R. Reid and G. Zhou Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2000, pp. 33-74.

- [55] F. R. Jones e R. J. Varley, "3 - Solid-state healing of resins and composites," in *Recent Advances in Smart Self-healing Polymers and Composites*, G. Li and H. Meng Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2015, pp. 53-99.
- [56] V. Giurgiutiu, "Chapter 5 - Damage and Failure of Aerospace Composites," in *Structural Health Monitoring of Aerospace Composites*, V. Giurgiutiu Ed. Oxford, Reino Unido: Academic Press, 2016, pp. 125-175.
- [57] L. J. Hart-Smith, "Chapter 3.6 - Predictions of a generalized maximum-shear-stress failure criterion for certain fibrous composite laminates," in *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, M. J. Hinton, A. S. Kaddour, and P. D. Soden Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2004, pp. 219-263.
- [58] C. T. Sun e J. Tao, "Chapter 3.9 - Prediction of failure envelopes and stress/strain behavior of composite laminates*," in *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, M. J. Hinton, A. S. Kaddour, and P. D. Soden Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2004, pp. 316-333.
- [59] A.-S. Kaddour e M. J. Hinton, "1.23 Failure Criteria for Composites," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 573-600.
- [60] M. N. Cavalli, "1.22 Strength of Unidirectional Lamina," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 558-572.
- [61] L. J. Hart-Smith, "Chapter 3.5 - Predictions of the original and truncated maximum-strain failure models for certain fibrous composite laminates," in *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, M. J. Hinton, A. S. Kaddour, and P. D. Soden Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2004, pp. 179-218.
- [62] H. Altenbach, M. Amabili, e Y. V. Mikhlin, *Nonlinear Mechanics of Complex Structures: From Theory to Engineering Applications*. Nova York, E.U.A.: Springer, 2021.
- [63] J. S. Mayes e A. C. Hansen, "Chapter 3.15 - Composite laminate failure analysis using multicontinuum theory," in *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, M. J. Hinton, A. S. Kaddour, and P. D. Soden Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2004, pp. 490-517.
- [64] A. Puck e H. Schürmann, "Chapter 3.7 - Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models*," in *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, M. J. Hinton, A. S. Kaddour, and P. D. Soden Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2004, pp. 264-297.
- [65] P. P. Camanho, C. G. Dávila, e C. A. Rose, "Failure Criteria for FRP Laminates," *Journal of Composite Materials*, vol. 39, no. 4, pp. 323-345, 2005, doi: 10.1177/0021998305046452.
- [66] Y. Shi, C. Pinna, e C. Soutis, "5 - Low-velocity impact of composite laminates: Damage evolution," in *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*, V. V. Silberschmidt Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 117-146.
- [67] S. David Müzel, E. Bonhin, N. Guimarães, e E. Guidi, "Application of the Finite Element Method in the Analysis of Composite Materials: A Review," *Polymers*, vol. 12, p. 818, 04/04 2020, doi: 10.3390/polym12040818.
- [68] A. S. Kaddour, M. J. Hinton, e P. D. Soden, "Chapter 4.1 - A comparative study of failure theories and predictions for fibre polymer composite laminates: Part (A),"

- in *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, M. J. Hinton, A. S. Kaddour, and P. D. Soden Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2004, pp. 644-701.
- [69] C. Bouvet, N. Hongkarnjanakul, S. Rivallant, e J.-J. Barrau, "Discrete Impact Modeling of Inter- and Intra-laminar Failure in Composites," in *Dynamic Failure of Composite and Sandwich Structures*, S. Abrate, B. Castanié, and Y. D. S. Rajapakse Eds. Dordrecht, Países Baixos: Springer Netherlands, 2013, pp. 339-392.
- [70] M. R. Kessler, "22 - Self-healing composites," in *Delamination Behaviour of Composites*, S. Sridharan Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2008, pp. 650-673.
- [71] M. Mobaraki, M. Ghaffari, e M. Mozafari, "2 - Basics of self-healing composite materials," in *Self-Healing Composite Materials*, A. Khan, M. Jawaid, S. N. Raveendran, and A. M. Ahmed Asiri Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2020, pp. 15-31.
- [72] G. Li e H. Meng, "1 - Overview of crack self-healing," in *Recent Advances in Smart Self-healing Polymers and Composites*, G. Li and H. Meng Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2015, pp. 1-19.
- [73] A. Shojaei, "2 - Modeling of self-healing smart composite materials," in *Recent Advances in Smart Self-healing Polymers and Composites*, G. Li and H. Meng Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2015, pp. 21-52.
- [74] M. Mobaraki, M. Ghaffari, e M. Mozafari, "3 - Self-healing polymers for composite structural applications," in *Self-Healing Composite Materials*, A. Khan, M. Jawaid, S. N. Raveendran, and A. M. Ahmed Asiri Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2020, pp. 33-51.
- [75] E. Archer e A. McIlhagger, "15 - Repair of damaged aerospace composite structures," in *Polymer Composites in the Aerospace Industry (Second Edition)*, P. Irving and C. Soutis Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2020, pp. 441-459.
- [76] R. Kumar, N. R. J. Hynes, P. Senthamaraiannan, A. Khan, S. M. Rangappa, S. Siengchin, S. R. S. Bharathi, A. M. Asiri, e I. Khan, "5 - Self-repairing fiber polymer composites: mechanisms and properties," in *Self-Healing Composite Materials*, A. Khan, M. Jawaid, S. N. Raveendran, and A. M. Ahmed Asiri Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2020, pp. 71-85.
- [77] S. J. Garcia, "Effect of polymer architecture on the intrinsic self-healing character of polymers," *European Polymer Journal*, vol. 53, pp. 118-125, 2014/04/01/2014, doi: <https://doi.org/10.1016/j.eurpolymj.2014.01.026>.
- [78] D. Y. Zhu, M. Z. Rong, e M. Q. Zhang, "4 - Microcapsule-based self-healing materials," in *Recent Advances in Smart Self-healing Polymers and Composites*, G. Li and H. Meng Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2015, pp. 101-127.
- [79] A. Jilani, S. Z. Hussain, A. A. P. Khan, A. Khan, M. H. D. Othman, e M. O. Ansari, "9 - Graphene-based material for self-healing: mechanism, synthesis, characteristics, and applications," in *Self-Healing Composite Materials*, A. Khan, M. Jawaid, S. N. Raveendran, and A. M. Ahmed Asiri Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2020, pp. 163-175.
- [80] R. Das, C. Melchior, e K. M. Karumbaiah, "11 - Self-healing composites for aerospace applications," in *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering*, S. Rana and R. Figueiredo Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 333-364.

- [81] M. M. V. C. G. Morais, "Quantification of the self-healing behaviour of a supramolecular elastomer by means of a peel testing procedure," Mestrado em Engenharia Aeroespacial, Departamento de Engenharia Aeroespacial, Instituto Superior Técnico, Lisboa, Portugal, 2014. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/10400.22/14638>
- [82] F. Sordo, S.-J. Mougner, N. Loureiro, F. Tournilhac, e V. Michaud, "Design of Self-Healing Supramolecular Rubbers with a Tunable Number of Chemical Cross-Links," *Macromolecules*, vol. 48, no. 13, pp. 4394-4402, 2015/07/14 2015, doi: 10.1021/acs.macromol.5b00747.
- [83] F. Sordo e V. Michaud, "Processing and damage recovery of intrinsic self-healing glass fiber reinforced composites," *Smart Materials and Structures*, vol. 25, no. 8, p. 084012, 2016/07/14 2016, doi: 10.1088/0964-1726/25/8/084012.
- [84] F. Sordo, L. Berret, B. Caglar, e V. Michaud, "Impact Recovery of Self-Healing Composites Based on a Supramolecular Polymer Matrix," 2017.
- [85] L. Pernigoni e A. M. Grande, "Development of a supramolecular polymer based self-healing multilayer system for inflatable structures," *Acta Astronautica*, vol. 177, pp. 697-706, 2020/12/01/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.08.025>.
- [86] I. Gadwal, "A Brief Overview on Preparation of Self-Healing Polymers and Coatings via Hydrogen Bonding Interactions," *Macromol*, vol. 1, no. 1, pp. 18-36, 2021. [Online]. Available: <https://www.mdpi.com/2673-6209/1/1/3>.
- [87] D. Montarnal, F. Tournilhac, M. Hidalgo, e L. Leibler, "Epoxy-based networks combining chemical and supramolecular hydrogen-bonding crosslinks," *Journal of Polymer Science Part A: Polymer Chemistry*, vol. 48, no. 5, pp. 1133-1141, 2010, doi: <https://doi.org/10.1002/pola.23870>.
- [88] A. G. Headquarters. *Brochura Reverlink™ - materiais supramoleculares e adesivos*, Colombes Cedex, France, 2015, p. 9.
- [89] A. G. Headquarters. *Handling Reverlink™ HR-NR and HM-NR, considerations about viscosities, pot life, curing kinetics*, Colombes Cedex, France, p. 7.
- [90] A. Société Anonyme, "Ficha de dados de segurança - Reverlink™ SC," Arkema® Group Headquarters, Colombes Cedex, France, 2012.
- [91] F. París e K. Jackson, "A Study of Failure Criteria of Fibrous Composite Materials," *NASA/CR- 2001-210661*, 1 de Março de 2001 2001. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20010035883>.
- [92] R. Olsson, "3 - Low- and medium-velocity impact as a cause of failure in polymer matrix composites," in *Failure Mechanisms in Polymer Matrix Composites*, P. Robinson, E. Greenhalgh, and S. Pinho Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2012, pp. 53-78.
- [93] P. Liu, "Chapter 10 - Damage models and explicit finite element analysis of thermoset composite laminates under low-velocity impact," in *Damage Modeling of Composite Structures*, P. Liu Ed. Amsterdão, Países Baixos: Elsevier, 2021, pp. 219-251.
- [94] V. A. Phadnis, A. Roy, e V. V. Silberschmidt, "8 - Dynamic damage in FRPs: From low to high velocity," in *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*, V. V. Silberschmidt Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 193-222.
- [95] M. F. Ismail, M. T. H. Sultan, A. Hamdan, A. U. M. Shah, e M. Jawaidd, "Low velocity impact behaviour and post-impact characteristics of kenaf/glass hybrid

- composites with various weight ratios," *Journal of Materials Research and Technology*, vol. 8, no. 3, pp. 2662-2673, 2019/05/01/ 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jmrt.2019.04.005>.
- [96] S. Abrate, "3 - Damage in laminates from low-velocity impacts," in *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*, V. V. Silberschmidt Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 35-69.
 - [97] G. Minak, M. Fotouhi, e M. Ahmadi, "6 - Low-velocity impact on laminates," in *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*, V. V. Silberschmidt Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 147-165.
 - [98] S. S. Rao, *Mechanical Vibrations*, 6th ed. Londres, Reino Unido: Pearson Education, 2017.
 - [99] B. Arachchige, H. Ghasemnejad, e M. Yasaee, "Effect of bird-strike on sandwich composite aircraft wing leading edge," *Advances in Engineering Software*, vol. 148, p. 102839, 2020/10/01/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.advengsoft.2020.102839>.
 - [100] T. K. Tsotsis, "8 - Considerations of failure mechanisms in polymer matrix composites in the design of aerospace structures," in *Failure Mechanisms in Polymer Matrix Composites*, P. Robinson, E. Greenhalgh, and S. Pinho Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2012, pp. 227-278.
 - [101] B. F. Sørensen, E. R. Jørgensen, C. Debel, H. M. Jensen, K. M. Halling, R. Møllevej, e E. F. J. Vej, "Improved design of large wind turbine blade of fibre composites based on studies of scale effects (Phase 1) - Summary Report," 2004.
 - [102] G. Davies, "Chapter 8 - Environmental and safety considerations," in *Materials for Automobile Bodies (Second Edition)*, G. Davies Ed. Oxford, Reino Unido: Butterworth-Heinemann, 2012, pp. 309-356.
 - [103] C. Bouvet e S. Rivallant, "2 - Damage tolerance of composite structures under low-velocity impact," in *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*, V. V. Silberschmidt Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 7-33.
 - [104] P. S. Leever, "Fracture of Polymeric Materials," in *Encyclopedia of Materials: Science and Technology*, K. H. J. Buschow et al. Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2001, pp. 3322-3329.
 - [105] J. Lamon, "3 - Reinforcement of ceramic matrix composites by ceramic continuous fibers," in *Composite Reinforcements for Optimum Performance (Second Edition)*, P. Boisse Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2021, pp. 55-93.
 - [106] M. Shao, G. Zhou, M. Chen, D. Xing, F. Huroject administration, N. Kuang, e D. a. Cai, "On mode I/II interlaminar fracture toughness of double-sided-loop 2D woven laminated composites," *Composite Structures*, p. 115311, 2022/01/29/ 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2022.115311>.
 - [107] S. Heimbs, T. Wagner, J. T. Viana Lozoya, B. Hoenisch, e F. Franke, "Comparison of impact behaviour of glass, carbon and Dyneema composites," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, vol. 233, no. 3, pp. 951-966, 2019, doi: 10.1177/0954406218764509.
 - [108] M. Zakeri, H. Mansoori, M. Sadeghian, e M. Guagliano, "Impact response of fiber metal laminates based on aluminum and UHMWPE composite: Numerical

- simulation," *Thin-Walled Structures*, vol. 172, p. 108796, 2022/03/01/ 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.tws.2021.108796>.
- [109] Y. Zhao, M. Cao, H. X. Tan, M. Ridha, e T. E. Tay, "Hybrid woven carbon-Dyneema composites under drop-weight and steel ball impact," *Composite Structures*, vol. 236, p. 111811, 2020/03/15/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.111811>.
- [110] C. Wang, D. Su, Z. Xie, H. Wang, P. J. Hazell, Z. Zhang, e M. Zhou, "Dynamic behaviour of Bio-inspired heterocyclic aramid Fibre-reinforced laminates subjected to Low-velocity Drop-weight impact," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 153, p. 106733, 2022/02/01/ 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2021.106733>.
- [111] X. Zhang, F. Xu, Y. Zang, e W. Feng, "Experimental and numerical investigation on damage behavior of honeycomb sandwich panel subjected to low-velocity impact," *Composite Structures*, vol. 236, p. 111882, 2020/03/15/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.111882>.
- [112] X. Ge, P. Zhang, F. Zhao, M. Liu, J. Liu, e Y. Cheng, "Experimental and numerical investigations on the dynamic response of woven carbon fiber reinforced thick composite laminates under low-velocity impact," *Composite Structures*, vol. 279, p. 114792, 2022/01/01/ 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.114792>.
- [113] H. Macdonald, D. Nash, e M. M. Stack, "Repeated impact of simulated hail ice on glass fibre composite materials," *Wear*, vol. 432-433, p. 102926, 2019/08/15/ 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.wear.2019.06.001>.
- [114] K. Yang, S. Wu, J. Guan, Z. Shao, e R. Ritchie, "Enhancing the Mechanical Toughness of Epoxy-Resin Composites Using Natural Silk Reinforcements OPEN," *Scientific Reports*, vol. 7, p. 11939, 09/20 2017, doi: 10.1038/s41598-017-11919-1.
- [115] J. P. Davim e A. G. d. Magalhães, E. T. Publindústria, Ed. *Ensaaios Mecânicos e Tecnológicos*, 3ª ed. Porto, Portugal: Engebook, 2010. 1992.
- [116] R.-M. Wang, S.-R. Zheng, e Y.-P. Zheng, "9 - Other mechanical properties of composite materials," in *Polymer Matrix Composites and Technology*, R.-M. Wang, S.-R. Zheng, and Y.-P. Zheng Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2011, pp. 455-548.
- [117] ASTM D 4762 - 16. *Standard Guide for Testing Polymer Matrix Composite Materials*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2016.
- [118] ASTM D 6110 - 10. *Standard Test Method for Determining the Charpy Impact Resistance of Notched Specimens of Plastics*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2010.
- [119] ASTM D 256 - 10e1. *Standard Test Methods for Determining the Izod Pendulum Impact Resistance of Plastics*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2015.
- [120] ASTM D 7136/D 7136M - 15. *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2015.
- [121] S. W. Lee, *Advances in Thick Section Composite and Sandwich Structures: An Anthology of ONR-sponsored Research*. Nova York, E.U.A.: Springer International Publishing, 2020.

- [122] M. Renault e C. Wielgosz, *Compression après impact d'une plaque stratifiée carbone époxyde – Etude expérimentale et modélisation éléments finis associée*. Nantes, França, 1994.
- [123] X. Dai, T. Yuan, Z. Zu, H. Ye, X. Cheng, e F. Yang, "Experimental investigation on the response and residual compressive property of honeycomb sandwich structures under single and repeated low velocity impacts," *Materials Today Communications*, vol. 25, p. 101309, 2020/12/01/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.mtcomm.2020.101309>.
- [124] C. Ruiz e J. Harding, "3 - Modelling impact of composite structures using small specimens," in *Impact Behaviour of Fibre-Reinforced Composite Materials and Structures*, S. R. Reid and G. Zhou Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2000, pp. 75-105.
- [125] C. Siviour e J. Jordan, "High Strain Rate Mechanics of Polymers: A Review," *Journal of Dynamic Behavior of Materials*, vol. 2, 01/25 2016, doi: 10.1007/s40870-016-0052-8.
- [126] I. M. Daniel, "Yield and failure criteria for composite materials under static and dynamic loading," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 81, pp. 18-25, 2016/02/01/ 2016, doi: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.003>.
- [127] I. M. Daniel, S. M. Daniel, e J. S. Fenner, "A new yield and failure theory for composite materials under static and dynamic loading," *International Journal of Solids and Structures*, vol. 148-149, pp. 79-93, 2018/09/01/ 2018, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2017.08.036>.
- [128] M. Gomes, A. Cabral, e N. Matos, "Test Plan: WP3 - Medium and High Energy Impact Protection Materials," ISQ - Instituto da Soldadura e Qualidade, 2018, AIR-O-B-3.3.9.2-2 (OT3.2).
- [129] INEGI, "Impact Tests," A. P. (ISEP), Ed., ed, 2021.
- [130] J. L. Curiel-Sosa, R. Brighenti, M. C. Serna Moreno, e E. Barbieri, "Computational techniques for simulation of damage and failure in composite materials," in *Structural Integrity and Durability of Advanced Composites*, P. W. R. Beaumont, C. Soutis, and A. Hodzic Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2015, pp. 199-219.
- [131] J. Reiner e R. Vaziri, "8.4 Structural Analysis of Composites With Finite Element Codes: An Overview of Commonly Used Computational Methods," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 61-84.
- [132] A. F. Johnson e N. Toso-Pentecôte, "19 - Determination of delamination damage in composites under impact loads," in *Delamination Behaviour of Composites*, S. Sridharan Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2008, pp. 561-585.
- [133] F. Marulo, M. Guida, L. Maio, e F. Ricci, "3 - Numerical simulations and experimental experiences of impact on composite structures," in *Dynamic Response and Failure of Composite Materials and Structures*, V. Lopresto, A. Langella, and S. Abrate Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2017, pp. 85-125.
- [134] F. Cepero-Mejías, J. L. Curiel-Sosa, A. Blázquez, T. T. Yu, K. Kerrigan, e V. A. Phadnis, "Review of recent developments and induced damage assessment in the modelling of the machining of long fibre reinforced polymer composites," *Composite Structures*, vol. 240, p. 112006, 2020/05/15/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.112006>.

- [135] P. Maimí, P. P. Camanho, J. A. Mayugo, e C. G. Dávila, "A continuum damage model for composite laminates: Part II – Computational implementation and validation," *Mechanics of Materials*, vol. 39, no. 10, pp. 909-919, 2007/10/01/ 2007, doi: <https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2007.03.006>.
- [136] E. Moas, J. O. Griffin, E. Moas, e J. O. Griffin, "Progressive failure analysis of laminated composite structures," in *38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Florida, E.U.A., 1997.
- [137] E. Oterkus, C. Diyaroglu, D. De Meo, e G. Allegri, "4 - Fracture modes, damage tolerance and failure mitigation in marine composites," in *Marine Applications of Advanced Fibre-Reinforced Composites*, J. Graham-Jones and J. Summerscales Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 79-102.
- [138] Y. Lin, "Role of matrix resin in delamination onset and growth in composite laminates," *Composites Science and Technology*, vol. 33, no. 4, pp. 257-277, 1988/01/01/ 1988, doi: [https://doi.org/10.1016/0266-3538\(88\)90043-7](https://doi.org/10.1016/0266-3538(88)90043-7).
- [139] A. Riccio, S. Saputo, A. Raimondo, e A. Sellitto, "4 - Modeling low velocity impact phenomena on composite structures," in *Dynamic Response and Failure of Composite Materials and Structures*, V. Lopresto, A. Langella, and S. Abrate Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2017, pp. 129-158.
- [140] R. Krueger, "The virtual crack closure technique for modeling interlaminar failure and delamination in advanced composite materials," in *Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials*, P. P. Camanho and S. R. Hallett Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2015, pp. 3-53.
- [141] B. F. Sørensen, "11 - Delamination fractures in composite materials," in *Modeling Damage, Fatigue and Failure of Composite Materials*, R. Talreja and J. Varna Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 213-240.
- [142] S. R. Hallett e P. W. Harper, "Modelling delamination with cohesive interface elements," in *Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials*, P. P. Camanho and S. R. Hallett Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2015, pp. 55-72.
- [143] I. Simonovski e L. Cizelj, "Cohesive zone modeling of intergranular cracking in polycrystalline aggregates," *Nuclear Engineering and Design*, vol. 283, pp. 139-147, 2015/03/01/ 2015, doi: <https://doi.org/10.1016/j.nucengdes.2014.09.041>.
- [144] J. R. Reeder, "3-D mixed mode delamination fracture criteria-An experimentalist's perspective," in *American Society for composites 21st annual technical conference*, 2006.
- [145] F. P. van der Meer, "A level set model for delamination in composite materials," in *Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials*, P. P. Camanho and S. R. Hallett Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2015, pp. 93-107.
- [146] A. Turon, P. P. Camanho, A. Soto, e E. V. González, "8.8 Analysis of Delamination Damage in Composite Structures Using Cohesive Elements," in *Comprehensive Composite Materials II*, P. W. R. Beaumont and C. H. Zweben Eds. Oxford, Reino Unido: Elsevier, 2018, pp. 136-156.
- [147] S. Sádaba, F. Martínez-Hergueta, C. S. Lopes, C. Gonzalez, e J. Llorca, "Virtual testing of impact in fiber reinforced laminates," in *Structural Integrity and Durability of Advanced Composites*, P. W. R. Beaumont, C. Soutis, and A. Hodzic Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2015, pp. 247-270.

- [148] R. Massabò, "4 - Multiscale modeling of delamination damage in laminated structures," in *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*, V. V. Silberschmidt Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 71-115.
- [149] S. B. Sapozhnikov, Y. Swolfs, e S. V. Lomov, "Mode I and II interlaminar critical energy release rates in all-carbon interlayer unidirectional fibre-hybrids based on ultrahigh-modulus and high-strength fibres," *Composite Structures*, vol. 236, p. 111886, 2020/03/15/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.111886>.
- [150] P. Liu, "Chapter 11 - Explicit finite element analysis of plastic composite laminates under low-velocity impact," in *Damage Modeling of Composite Structures*, P. Liu Ed. Amsterdão, Países Baixos: Elsevier, 2021, pp. 253-276.
- [151] D. G. Gómez, "15 - Virtual identification of macroscopic material laws from lower scales," in *Multi-Scale Continuum Mechanics Modelling of Fibre-Reinforced Polymer Composites*, W. Van Paepegem Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2021, pp. 429-461.
- [152] V. Lopresto e G. Caprino, "Damage Mechanisms and Energy Absorption in Composite Laminates Under Low Velocity Impact Loads," in *Dynamic Failure of Composite and Sandwich Structures*, S. Abrate, B. Castanié, and Y. D. S. Rajapakse Eds. Dordrecht, Países Baixos: Springer Netherlands, 2013, pp. 209-289.
- [153] P. Liu, "Chapter 14 - Explicit finite element analysis of micromechanical failure behaviors of thermoplastic composites under transverse tension and shear," in *Damage Modeling of Composite Structures*, P. Liu Ed. Amsterdão, Países Baixos: Elsevier, 2021, pp. 305-327.
- [154] M. Rezasefat, A. Gonzalez-Jimenez, M. Giglio, e A. Manes, "An evaluation of Cuntze and Puck inter fibre failure criteria in simulation of thin CFRP plates subjected to low velocity impact," *Composite Structures*, vol. 278, p. 114654, 2021/12/15/ 2021, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.114654>.
- [155] C. Song, W. Fan, T. Liu, S. Wang, W. Song, e X. Gao, "A review on three-dimensional stitched composites and their research perspectives," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 153, p. 106730, 2022/02/01/ 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2021.106730>.
- [156] A. Beharic, R. Rodriguez Egui, e L. Yang, "Drop-weight impact characteristics of additively manufactured sandwich structures with different cellular designs," *Materials & Design*, vol. 145, pp. 122-134, 2018/05/05/ 2018, doi: <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2018.02.066>.
- [157] L. Mencattelli e S. T. Pinho, "Herringbone-Bouligand CFRP structures: A new tailorable damage-tolerant solution for damage containment and reduced delaminations," *Composites Science and Technology*, vol. 190, p. 108047, 2020/04/12/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2020.108047>.
- [158] G. H. Staab, "3 - Lamina Analysis," in *Laminar Composites*, G. H. Staab Ed. Woburn, E.U.A.: Butterworth-Heinemann, 1999, pp. 37-101.
- [159] R. C. Martins, "Caracterização experimental e numérica dos campos de deformação de vigas sandwich em flexão," Mestrado em Engenharia Mecânica, Departamento de Engenharia Mecânica, Instituto Superior Técnico, Lisboa, Portugal, 2017.
- [160] C. DeArmitt e R. Rethon, "22 - Dispersants and Coupling Agents," in *Applied Plastics Engineering Handbook (Second Edition)*, M. Kutz Ed. Nova York, E.U.A.: William Andrew Publishing, 2017, pp. 501-516.

- [161] C. DeArmitt, "23 - Functional Fillers for Plastics," in *Applied Plastics Engineering Handbook (Second Edition)*, M. Kutz Ed. Nova York, E.U.A.: William Andrew Publishing, 2017, pp. 517-532.
- [162] Q. OuYang, X. Wang, e L. Liu, "High crack self-healing efficiency and enhanced free-edge delamination resistance of carbon fibrous composites with hierarchical interleaves," *Composites Science and Technology*, vol. 217, p. 109115, 2022/01/05/ 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2021.109115>.
- [163] ISO 1172:1996(E). *Textile-glass-reinforced plastics - Prepregs, moulding compounds and laminates - Determination of the textile-glass and mineral-filler content - Calcination methods*, ISO, Genebra, Suíça, 1996.
- [164] A. R. Ravindran, R. B. Ladani, A. J. Kinloch, C.-H. Wang, e A. P. Mouritz, "Improving the delamination resistance and impact damage tolerance of carbon fibre-epoxy composites using multi-scale fibre toughening," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 150, p. 106624, 2021/11/01/ 2021, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2021.106624>.
- [165] Y. Tie, Y. Hou, C. Li, L. Meng, T. Sapanathan, e M. Rachik, "Optimization for maximizing the impact-resistance of patch repaired CFRP laminates using a surrogate-based model," *International Journal of Mechanical Sciences*, vol. 172, p. 105407, 2020/04/15/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2019.105407>.
- [166] Produtech. "Portal das Tecnologias de Produção." <https://portal.produtech.org/company/inegi-instituto-de-ciencia-e-inovacao-em-engenharia-mecanica-e-engenharia-industrial> (accessed 18 de Março de 2022).
- [167] INEGI. "Projecto MOSHO: Soluções avançadas para materiais de impacto, reparação de aeroestruturas em compósito e a sua monitorização." <https://mosho-project.pt/> (accessed 14 de Setembro de 2022).
- [168] R. Higuchi, T. Okabe, A. Yoshimura, e T. E. Tay, "Progressive failure under high-velocity impact on composite laminates: Experiment and phenomenological mesomodelling," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 178, pp. 346-361, 2017/06/01/ 2017, doi: <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2017.03.019>.
- [169] D. Santos e C. Proença, "Project MOSHO – Inspection report of Sample 02-10J-1 – Deliverable 4.4 – Non-destructive testing results," Oeiras, Portugal, 5 de Agosto de 2021 2021.
- [170] D. Santos e C. Proença, "Project MOSHO – Inspection report of Sample 02-10J-2 – Deliverable 4.4 – Non-destructive testing results," Oeiras, Portugal, 5 de Agosto de 2021 2021.
- [171] D. Santos e C. Proença, "Project MOSHO – Inspection report of Sample 02-20J – Deliverable 4.4 – Non-destructive testing results," Oeiras, Portugal, 5 de Agosto de 2021 2021.
- [172] D. Santos e C. Proença, "Project MOSHO – Inspection report of Sample 02-30J – Deliverable 4.4 – Non-destructive testing results," Oeiras, Portugal, 5 de Agosto de 2021 2021.
- [173] D. Santos e C. Proença, "Project MOSHO – Inspection report of Sample 04 – Deliverable 4.4 – Non-destructive testing results," Oeiras, Portugal, 5 de Agosto de 2021 2021.

- [174] D. Santos e C. Proença, "Project MOSHO – Inspection report of Sample 05 – Deliverable 4.4 – Non-destructive testing results," Oeiras, Portugal, 5 de Agosto de 2021 2021.
- [175] D. Santos e C. Proença, "Project MOSHO – Inspection report of Sample 06 – Deliverable 4.4 – Non-destructive testing results," Oeiras, Portugal, 5 de Agosto de 2021 2021.
- [176] D. Santos e C. Proença, "Project MOSHO – Inspection report of Sample 07 – Deliverable 4.4 – Non-destructive testing results," Oeiras, Portugal, 5 de Agosto de 2021 2021.
- [177] M. F. Ashby, *Materials Selection in Mechanical Design*. Amsterdão, Países Baixos: Elsevier Science, 2016.
- [178] INEGI, "Production Dyneema Carbon Sandwich," A. P. (ISEP), Ed., ed, 2021.
- [179] *ASTM D 3039/D 3039M - 14. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2014.
- [180] *ASTM D 3518/D 3518M - 13. Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2013.
- [181] *ASTM D 6641/D 6641M - 16e1. Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2016.
- [182] *ASTM D 7291/D 7291M - 15. Standard Test Method for Through-Thickness "Flatwise" Tensile Strength and Elastic Modulus of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite Material*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2015.
- [183] *ASTM D 5379/D 5379 - 12. Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2012.
- [184] *ASTM D 5528 - 13. Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2013.
- [185] *ASTM D 7905/D 7905M - 14. Standard Test Method for Determination of the Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2014.
- [186] *ASTM D 3846 - 08 (2015). Standard Test Method for In-Plane Shear Strength of Reinforced Plastics*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2015.
- [187] *ISO 14130:1997(E). Fibre-reinforced plastic composites - Determination of apparent interlaminar shear strength by short-beam method*, ISO, Genebra, Suíça, 1997.
- [188] S. Malek e L. Gibson, "Effective elastic properties of periodic hexagonal honeycombs," *Mechanics of Materials*, vol. 91, pp. 226-240, 2015/12/01/ 2015, doi: <https://doi.org/10.1016/j.mechmat.2015.07.008>.
- [189] *ASTM D 4065 - 12. Standard Practice for Plastics: Dynamic Mechanical Properties: Determination and Report of Procedures*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2012.
- [190] *ASTM D 3418 - 15. Standard Test Method for Transition Temperatures and Enthalpies of Fusion and Crystallization of Polymers by Differential Scanning Calorimetry*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2015.

- [191] ASTM E 1356 - 08 (2014). *Standard Test Method for Assignment of the Glass Transition Temperatures by Differential Scanning Calorimetry*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2014.
- [192] DIN EN ISO 527-2:1996. *Determination of Tensile Properties of Plastics – Part 2: Test Conditions for Moulding and Extrusion Plastics*, DIN, Berlim, Alemanha, 1996.
- [193] ISO 527-1:2012(E). *Plastics - Determination of tensile properties - Part 1: General principles*, ISO, Genebra, Suíça, 2012.
- [194] ASTM D 4440 - 15. *Standard Test Method for Plastics: Dynamic Mechanical Properties Melt Rheology*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2015.
- [195] ASTM D 5279 - 13. *Standard Test Method for Plastics: Dynamic Mechanical Properties: In Torsion*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2013.
- [196] D. Budelmann, C. Schmidt, e D. Meiners, "Prepreg tack: A review of mechanisms, measurement, and manufacturing implication," *Polymer Composites*, vol. 41, no. 9, pp. 3440-3458, 2020, doi: <https://doi.org/10.1002/pc.25642>.
- [197] S. Composite Materials Ltd., "MTC510 - Epoxy Component Prepreg," SHD Composite Materials Ltd. - Advanced Composite Materials, Sleaford, Inglaterra, 01 de Fevereiro de 2018 2018.
- [198] L. M. Lozano-Sánchez, I. Bagudanch, A. O. Sustaita, J. Iturbe-Ek, L. E. Elizalde, M. L. Garcia-Romeu, e A. Elías-Zúñiga, "Single-Point Incremental Forming of Two Biocompatible Polymers: An Insight into Their Thermal and Structural Properties," *Polymers*, vol. 10, no. 4, p. 391, 2018. [Online]. Available: <https://www.mdpi.com/2073-4360/10/4/391>.
- [199] A. Société Anonyme, "Reverlink / HR-T00-6E140-SM29," R. R. I. Paulo Antunes (Stratosphe-tech), Ed., ed, 2020.
- [200] ASTM D 1652 - 11e1. *Standard Test Method for Epoxy Content of Epoxy Resins*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2011.
- [201] E.-Z. M. Ebeid e M. B. Zakaria, "Chapter 1 - State of the art and definitions of various thermal analysis techniques," in *Thermal Analysis*, E.-Z. M. Ebeid and M. B. Zakaria Eds. Amesterdão, Países Baixos: Elsevier, 2021, pp. 1-39.
- [202] W. Broughton, "6 - Testing the mechanical, thermal and chemical properties of adhesives for marine environments," in *Adhesives in Marine Engineering*, J. R. Weitzenböck Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2012, pp. 99-154.
- [203] J. Cui e A. d. Campo, "Multivalent H-bonds for self-healing hydrogels," *Chemical Communications*, 10.1039/C2CC34701F vol. 48, no. 74, pp. 9302-9304, 2012, doi: 10.1039/C2CC34701F.
- [204] B. Masters, "Development of a Ferroelectric Plasma Source Through Material Degradation Studies and Characterization of Volume and Surface Discharges," 2018.
- [205] W. Hemminger e S. M. Sarge, "Chapter 1 - Definitions, Nomenclature, Terms and Literature," in *Handbook of Thermal Analysis and Calorimetry*, vol. 1, M. E. Brown Ed. Amesterdão, Países Baixos: Elsevier Science B.V., 1998, pp. 1-73.
- [206] A. Miller, C. Brown, e G. Warner, "Guidance on the use of existing ASTM polymer testing standards for ABS parts fabricated using FFF," vol. 3, pp. 122-138, 12/17 2019, doi: 10.1520/SSMS20190051.
- [207] Y.-J. Lee, S.-M. Lim, S.-M. Yi, J.-H. Lee, S.-g. Kang, G.-M. Choi, H. N. Han, J.-Y. Sun, I.-S. Choi, e Y.-C. Joo, "Auxetic elastomers: Mechanically programmable meta-

- elastomers with an unusual Poisson's ratio overcome the gauge limit of a capacitive type strain sensor," *Extreme Mechanics Letters*, vol. 31, p. 100516, 2019/09/01/ 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.eml.2019.100516>.
- [208] INEGI, "Registo de impactos de canhão de ar comprimido e drop-weight 2022," A. P. (ISEP), Ed., ed, 2022.
- [209] INEGI, "Registo de impactos 20210421," A. P. (ISEP), Ed., ed, 2021.
- [210] U. T. F. Carvalho, "Modelação de juntas adesivas por modelos de dano coesivo utilizando o método direto," Mestrado em Engenharia Mecânica, Departamento de Engenharia Mecânica, Instituto Superior de Engenharia do Porto, Porto, Portugal, 2016. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/10400.22/14638>
- [211] INEGI, "Registo de impactos 20220624," A. P. (ISEP), Ed., ed, 2022.
- [212] A. Sohail, Z. Xitao, e S. M. Zakir, "High velocity impact response of 3D hybrid woven composites," *Procedia Structural Integrity*, vol. 13, pp. 450-455, 2018/01/01/ 2018, doi: <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2018.12.075>.
- [213] R. D. S. G. Campilho, *Método de Elementos Finitos - Ferramentas para Análise Estrutural*. Porto, Portugal: Publindústria, Produção de Comunicação Lda., 2012.
- [214] C. S. Lopes, S. Sádaba, C. González, J. Llorca, e P. P. Camanho, "Physically-sound simulation of low-velocity impact on fiber reinforced laminates," *International Journal of Impact Engineering*, vol. 92, pp. 3-17, 2016/06/01/ 2016, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2015.05.014>.
- [215] M. Schwab, M. Todt, J. Tauchner, D. Schlie, e H. E. Pettermann, "Modeling, simulation, and experiments of high velocity impact on laminated composites," *Composite Structures*, vol. 205, pp. 42-48, 2018/12/01/ 2018, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.08.047>.
- [216] M. V. Mousavi e H. Khoramishad, "The effect of hybridization on high-velocity impact response of carbon fiber-reinforced polymer composites using finite element modeling, Taguchi method and artificial neural network," *Aerospace Science and Technology*, vol. 94, p. 105393, 2019/11/01/ 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105393>.
- [217] W. Tan e B. G. Falzon, "Modelling the crush behaviour of thermoplastic composites," *Composites Science and Technology*, vol. 134, pp. 57-71, 2016/10/06/ 2016, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2016.07.015>.
- [218] M. Smith, *ABAQUS/CAE User's Manual, Version 2017*. Estados Unidos da América: ©Dassault Systèmes SIMULIA Corp. (in English), 2017.
- [219] M. Y. Matveev e A. C. Long, "Numerical modelling for predicting failure in textile composites," in *Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials*, P. P. Camanho and S. R. Hallett Eds. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2015, pp. 435-455.
- [220] B. Bartan e B. Gider, "The Effects of Mass Scale and Hourglass Control for Low Velocity Impact Simulations on ABAQUS," in *AIAA Scitech 2021 Forum*. Virgínia, E.U.A., 2021.
- [221] P. Camanho, J. A. Mayugo, P. Maimí, e C. Dávila, "A Micromechanics-Based Damage Model for the Strength Prediction of Composite Laminates," 01/01 2006, doi: 10.1007/1-4020-5370-3_223.
- [222] C. G. Dávila, P. P. Camanho, e A. Turón, "Effective simulation of delamination in aeronautical structures using shells and cohesive elements," *Journal of Aircraft*, vol. 45, pp. 663-672, 2008, doi: 10.2514/1.32832.

- [223] B. El Said e S. R. Hallett, "21 - Multiscale modelling of laminated composite structures with defects and features," in *Multi-Scale Continuum Mechanics Modelling of Fibre-Reinforced Polymer Composites*, W. Van Paepegem Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2021, pp. 637-668.
- [224] M. Heidari-Rarani e M. Sayedain, "Finite element modeling strategies for 2D and 3D delamination propagation in composite DCB specimens using VCCT, CZM and XFEM approaches," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol. 103, p. 102246, 2019/10/01/ 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.tafmec.2019.102246>.
- [225] P. Rozylo, K. Falkowicz, P. Wysmulski, H. Debski, J. Pasnik, e J. Kral, "Experimental-Numerical Failure Analysis of Thin-Walled Composite Columns Using Advanced Damage Models," *Materials*, vol. 14, no. 6, p. 1506, 2021. [Online]. Available: <https://www.mdpi.com/1996-1944/14/6/1506>.
- [226] P. P. Camanho e C. G. Dávila, "Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials," *NASA/TM-2002-211737*, 1 de Junho de 2002 2002. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20010035883>.
- [227] L. Wang, G. Nygren, R. L. Karkkainen, e Q. Yang, "A multiscale approach for virtual testing of highly aligned short carbon fiber composites," *Composite Structures*, vol. 230, p. 111462, 2019/12/15/ 2019, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.111462>.
- [228] J. Montesano e F. Sharifpour, "16 - Modelling damage evolution in multidirectional laminates: micro to macro," in *Multi-Scale Continuum Mechanics Modelling of Fibre-Reinforced Polymer Composites*, W. Van Paepegem Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2021, pp. 463-507.
- [229] *ASTM D 3433 - 99. Fracture Strength in Cleavage of Adhesives in Bonded Metal Joints*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 1999.
- [230] *ASTM D 5045 - 14. Plane-Strain Fracture Toughness and Strain Energy Release Rate of Plastic Materials*, A. International, Pensilvânia, E.U.A., 2014.
- [231] S. Yashiro e K. Ogi, "7 - High-velocity impact damage in CFRP laminates," in *Dynamic Deformation, Damage and Fracture in Composite Materials and Structures*, V. V. Silberschmidt Ed. Sawston, Reino Unido: Woodhead Publishing, 2016, pp. 169-191.
- [232] H. X. Zhou, S. P. Li, K. Xie, X. Lu, Y. Zhao, e T. E. Tay, "Mode II interlaminar fracture of hybrid woven carbon-Dyneema composites," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 131, p. 105785, 2020/04/01/ 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2020.105785>.

ANEXOS

6.1 FICHAS TÉCNICAS

6.2 TRATAMIENTO DE DADOS

6 ANEXOS

6.1 Fichas Técnicas

Apresentam-se neste capítulo os anexos utilizados à realização da dissertação.

6.1.1 Torayca® FT300-40B

T300 DATA SHEET

Baseline carbon fiber used in aerospace applications. Has 30 year production history and is known for its balanced composite properties, high quality, consistency, reliability and supplyability.

F I B E R P R O P E R T I E S

		<i>English</i>	<i>Metric</i>	<i>Test Method</i>
Tensile Strength		512 ksi	3,530 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus		33.4 Msi	230 GPa	TY-030B-01
Strain		1.5 %	1.5 %	TY-030B-01
Density		0.064 lbs/in ³	1.76 g/cm ³	TY-030B-02
Filament Diameter		2.8E-04 in.	7 μm	
Yield	1K	22,568 ft/lbs	66 g/1000m	TY-030B-03
	3K	7,523 ft/lbs	198 g/1000m	TY-030B-03
	6K	3,761 ft/lbs	396 g/1000m	TY-030B-03
	12K	1,862 ft/lbs	800 g/1000m	TY-030B-03
Sizing Type	40A, 40B		1.0 %	TY-030B-05
& Amount	40D		0.7 %	TY-030B-05
	50A, 50B		1.0 %	TY-030B-05
	Twist	Twisted, Untwisted, or Never twisted		

F U N C T I O N A L P R O P E R T I E S

CTE	-0.41 α·10 ⁻⁶ /°C
Specific Heat	0.19 Cal/g·°C
Thermal Conductivity	0.025 Cal/cm·s·°C
Electric Resistivity	1.7 x 10 ⁻³ Ω·cm
Chemical Composition: Carbon	93 %
Na + K	<50 ppm

C O M P O S I T E P R O P E R T I E S *

Tensile Strength	270 ksi	1,860 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	20.0 Msi	135 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	215 ksi	1,470 MPa	ASTM D-695
Flexural Strength	260 ksi	1,810 MPa	ASTM D-790
Flexural Modulus	18.0 Msi	125 GPa	ASTM D-790
ILSS	14 ksi	10 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.0 ksi	76 MPa	ASTM D-3039

* Toray 250°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

T300

COMPOSITE PROPERTIES **

Tensile Strength	255 ksi	1,760 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	19.5 Msi	130 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	230 ksi	1,570 MPa	ASTM D-695
Compressive Modulus	18.5 Msi	125 GPa	ASTM D-695
In-Plane Shear Strength	14 ksi	98 MPa	ASTM D-3518
ILSS	15.5 ksi	11 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.5 ksi	80 MPa	ASTM D-3039

** Toray Semi-Toughened 350°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

See Section 4 for Safety & Handling information. The above properties do not constitute any warranty or guarantee of values.

These values are for material selection purposes only. For applications requiring guaranteed values, contact our sales and technical team to establish a material specification document.

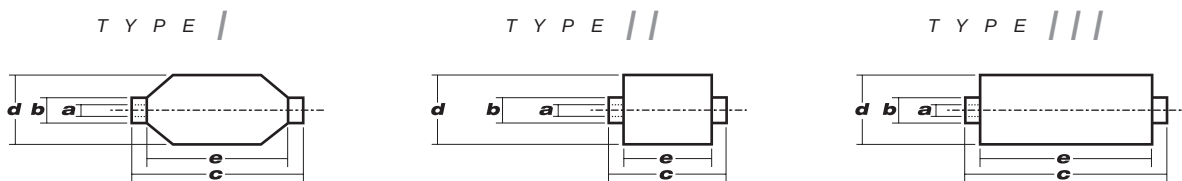
PACKAGING

The table below summarizes the tow sizes, twists, sizing types, and packaging available for standard material. Other bobbin sizes may be available on a limited basis.

Tow Sizes	Twist ¹	Sizing	Bobbin Net Weight (kg)	Bobbin Type ²	Bobbin Size (mm)					Spools per Case	Case Net Weight (kg)
					a	b	c	d	e		
1K	A	40A, 50A	1.0	I	94	99	320	135	260	15	15
	A	40A, 50A	1.0	II	76	82	192	132	156	16	16
	B	50B	1.0	II	76	82	192	132	156	16	16
3K	A	40A, 50A	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
	B	40B, 50B	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
6K	A	40D, 50A	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
	B	40D, 50B	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
12K	A	50A	4.0	II	76	82	192	204	156	6	24
	B	50B	4.0	II	76	82	192	204	156	6	24

¹ **Twist** A: Twisted yarn B: Untwisted yarn made from a twisted yarn through an untwisting process

² **Bobbin Type** See Diagram below



TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.

6 Hutton Centre Drive, Suite #1270, Santa Ana, CA 92707 TEL: (714) 431-2320 FAX: (714) 424-0750

Sales@Toraycfa.com Technical@Toraycfa.com www.torayusa.com

6.1.2 Dyneema® SK99



smart
performance
fibers

UHMWPE FIBER



Product data sheet



Dyneema®

DSM is the inventor and manufacturer of Ultra High Molecular Weight PolyEthylene (UHMwPE) fiber branded as Dyneema®, the world's strongest fiber™. Dyneema® offers maximum strength combined with minimum weight. It is up to 15 times stronger than quality steel and up to 40 percent stronger than aramid fibers, both on weight for weight basis. Dyneema® fiber floats on water and is extremely durable and resistant to moisture, UV light and chemicals. Dyneema® is used in many different applications where the combination of high strength and lightweight are required, such as Personal Protective Equipment, ballistic vests, cut resistant gloves, sportswear, ropes, slings and fishing line

Type	Titer dtex	Filaments	Tenacity			Modulus			Elongation at break %
			cN/dtex	g/den	GPa	cN/dtex	g/den	GPa	
BK75	1760	780	35,1	39,8	3,4	1160	1314	113	3,5
DM20*	1760	780	32,0	36,3	3,1	960	1088	94	3,6
DMX20 XBO	1760	780	28,1	32,0	2,6	-	-	-	3,6
SK60	440	390	30,5	34,6	3,0	1060	1200	103	3,5
SK60	880	780	31,4	35,6	3,1	1070	1212	104	3,9
SK62	440	195	31,0	35,1	3,0	1070	1212	104	3,5
SK62	1760	780	29,0	32,8	2,8	940	1065	32	3,5
SK62	2640	780	28,6	32,4	2,8	875	989	86	3,5
SK65	110	96	33,9	38,4	3,3	1090	1235	106	3,5
SK65	165	140	33,4	37,8	3,3	1065	1206	103	3,5
SK65	220	192	33,0	37,4	3,2	1090	1234	106	3,5
SK75	110	50	40,0	45,0	3,9	1370	1552	132	3,5
SK75	220	100	39,5	44,7	3,9	1375	1558	134	3,5
SK75	440	195	37,4	42,4	3,6	1325	1501	129	3,5
SK75	1760	780	35,1	39,8	3,4	1160	1314	113	3,5
SK75	2640	780	33,5	37,9	3,3	1118	1267	109	3,5
SK76	1500	780	36,5	41,3	3,5	1340	1518	130	3,5
SK78	1760	780	35,1	39,8	3,4	1160	1314	113	3,5
SK78 XBO*	1760	780	29,0	33,0	2,8	-	-	-	3,5
SK78	2640	780	33,5	37,9	3,3	1118	1267	109	3,5
SK99*	880	880	42,5	48,1	4,1	1590	1801	155	3,5
3G12*	220	65	16,5	18,7	1,6	-	-	-	3,5
3G12*	440	130	16,8	19,0	1,6	-	-	-	3,5
3G12*	725	195	16,6	18,8	1,6	-	-	-	3,5
3GX12*	1760	520	16,1	18,2	1,6	-	-	-	3,5

* These products are only available under a license from DSM Protective Materials

FibrXL is the distribution and innovation partner of world's largest producers of High Performance Fibers. With our fiber enhancing services and state-of-the-art coating technology, we help our customers to improve performance and reduce system costs.



FibrXL gives no warranties and assumes no liability in respect of application, processing, use or reliance on. Any information provided by FibrXL does not release the user from the obligation to perform its own analysis to determine the suitability of the product for the intended process or application.

FIBRXL PERFORMANCE

Dyneema® is a registered trademark of DSM.

Wethouder Sangersstraat 56
6191 NA Beek, The Netherlands
Phone +31 43 30 40 015

4590 Vawter Ave.
Richmond, VA 23222, USA
Phone +1 804 329-0491

performance@fibrxl.com

fibrxl.com

Ultra High Molecular Weight Polyethylene Fiber from DSM Dyneema

UHMWPE fiber combines excellent mechanical properties with low density, resulting in high performance-on-weight basis.

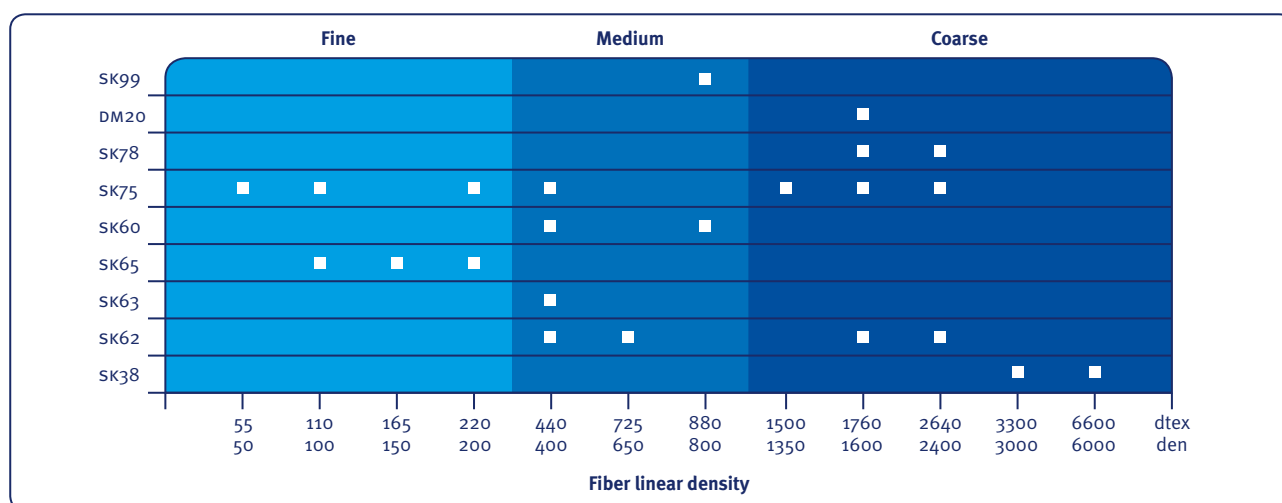
The UHMWPE fiber from DSM Dyneema is a gel-spun, multi-filament fiber produced from ultra high molecular weight polyethylene, with main characteristics: high strength, low weight, low elongation at break, and resistance to most chemicals. To stimulate developments, this sheet provides an overview of properties measured on UHMWPE fibers from DSM Dyneema.

Fiber range

UHMWPE fibers from DSM Dyneema are produced in three strength ranges and several linear densities with a characteristic very low filament diameter. The tensile properties are correlated with the fiber linear density. Detailed information per fiber type is available on request, as Product Data Sheets, Product Specification Sheets, Material Safety Data Sheets and Fact Sheets.

The disclosed data has been generated from test results of UHMWPE fibers from DSM Dyneema and can not be considered valid for other fibers from other UHMWPE suppliers.

UHMWPE Fiber Type	Tensile Strength			Tensile Modulus			Elongation to break %
	N/tex	g/den	GPa	N/tex	g/den	GPa	
SK99	4.3	48	4.1	159	1801	155	3 - 4
DM20*	3.2	36	3.1	96	1088	94	
SK75* SK78*	3.4 - 4.0	38 - 45	3.3 - 3.9	112 - 137	1267 - 1552	109 - 132	
SK60 SK62 SK63 SK65	2.3 - 3.4	28 - 38	2.4 - 3.3	67 - 102	759 - 1158	65 - 100	
SK38	1.7	19	1.6	35	396	34	6.5



*: grades also available as 'XBO grades; XBO is an overlay finish to enhance bending fatigue performance

Mechanical properties

UHMWPE fibers have a high strength and a high modulus (resistance against deformation) in the fiber direction. In combination with the low density this results in an extremely high strength on weight basis, making it one of the strongest man-made fibers.

The elongation at break is relatively low, but owing to the high strength, the energy to break is high. In contrast to other synthetic fibers, the mechanical properties are not influenced by the presence of water. Due to the anisotropic nature of high modulus polyethylene fibers, the modulus and strength in transverse direction are lower than in fiber direction.

Subjecting UHMWPE fiber to long-term static loads leads to a permanent elongation called creep. The UHMWPE fiber types from DSM Dyneema have a higher creep resistance than other UHMWPE fibers enabling their use in various static loading conditions.

MECHANICAL		
Free breaking length	378	km
Axial tensile strength	3.6	GPa
Axial tensile modulus	116	GPa
Axial compressive strength	0.1	GPa
Axial compressive modulus	116	GPa
Transverse tensile strength	0.03	GPa
Transverse modulus	3	GPa
Transverse compressive strength	0.1	GPa
Elongation at break	3 - 4	%
Work to break	45 - 70	MJ/m ³
Rope Creep at 30°C, 300 MPa (SK75)	0.02**	%/day
Rope Creep at 30°C, 300 MPa (SK78)	0.006**	%/day
Rope Creep at 30°C, 300 MPa (DM20)	0.00007**	%/day

** : only indicative values and as example as rope creep depends on type of fiber, linear weight, time, temperature and load; more detailed info available on request

Thermal properties

Like other synthetic fibers, the mechanical properties of UHMWPE fibers are influenced by temperature. The strength and modulus increase at sub-ambient temperatures and decrease at higher temperatures. For long duration exposure UHMWPE fiber from DSM Dyneema can be used from cryogenic conditions up to a temperature of 70°C.

THERMAL				
Relative to 23°C	-60°C	+23°C	+60°C	+100°C
Tensile strength	110%	100%	80%	55%
Tensile modulus	110%	100%	85%	60%
Elongation at break	90%	100%	100%	105%

THERMAL		
Melting range	144 - 152	°C
Decomposition temperature	> 300	°C
Advised lowest temperature	No limit	
Advised long duration temperature limit	70	°C
Advised short duration temperature limit (non-constrained fiber)	130	°C
Advised short duration temperature limit (constrained fiber)	145	°C
Coefficient of linear thermal expansion	-12 x 10 ⁻⁶	1/K
Specific heat capacity	1850	J/kg.K
Thermal conductivity (axial)	20	W/m.K
Thermal conductivity (transverse)	0.2	W/m.K

Chemical resistance

UHMWPE fiber is very resistant against chemicals. Because it is produced from ultra high molecular weight polyethylene, it does not contain any aromatic rings or any amide, hydroxylic or other chemical groups that are susceptible to attack by aggressive agents.

CHEMICAL RESISTANCE		
Resistance to acids		Excellent
Resistance to alkali		Excellent
Resistance to most chemicals		Excellent
Resistance to water		Excellent
Aviation Jet A fuel (ISO 1817 test liquid F)	RTCA DO160	Excellent
Hydraulic fluid (ISO 1817 test liquid 103)	RTCA DO160	Excellent
Lubricating oil (ISO 1817 test liquid 101)	RTCA DO160	Excellent
Solvents and cleaning fluid (Isopropyl alcohol)	RTCA DO160	Excellent
De-icing fluid (Ethylene glycol)	RTCA DO160	Excellent
Insecticide (Pyrethroid pesticide)	RTCA DO160	Excellent
Fire extinguishant (Protein, Fluoroprotein)	RTCA DO160	Excellent

Physical properties

UHMWPE fibers feel smooth due to their low friction coefficient. Its low density enables it to float on water. The water absorption in the fiber is negligible.

PHYSICAL		
Natural color	Opaque/white	
Density	970 - 980	kg/m ³
Crystallinity	< 85%	
Filament linear density	1 - 3	dpf
Filament diameter	12 - 21	µm
Filament cross section (other types)	Round	
Filament cross section (SK60, SK65)	Bone shape	
Equilibrium moisture regain	None	
Water pick-up	None	
Boiling water shrinkage	< 1%	
Hysteresis loss factor (23°C, 5HZ)	0.02	
Friction coefficient (yarn-on-yarn)	0.05 - 0.07	

Electrical properties

Polyethylene is an insulator and has no groups with dipole character. After scouring, the UHMWPE fiber is characterized by a high electrical resistance, low dielectric constant and a very low dielectric loss factor.

ELECTRICAL		
Resistance	> 10 ¹⁴	Ohm
Dielectric strength	900	kV/cm
Dielectric constant (22°C, 10 GHz)	2.25	
Dielectric loss factor	0.0002	

Acoustic properties

UHMWPE fiber has a high sonic velocity. In the fiber direction, the sonic velocity is higher than in the transverse direction.

The acoustic impedance, the product of density and transverse sonic velocity, is near that of water.

ACOUSTIC		
Sonic velocity (axial)	10000 - 12000	m/s
Sonic velocity (transverse)	2000	m/s

Optical properties

UHMWPE fibers are visually opaque. The fiber is invisible to an UV-light source due to the low UV absorption coefficient in combination with no fluorescence or phosphorescence. It is also invisible for thermal imaging devices because of its low IR absorption coefficient and high thermal conductivity. The low reflectivity of radar waves results in a reduced visibility for radar sources. The refractive index axial to the fiber axis differs from the transverse direction making the fiber perform birefringence.

OPTICAL	
Ultraviolet visibility (UV)	Transparent
Eye visibility (VIS)	Translucent
Near infrared visibility (NIR)	Highly transparent
Infrared visibility (IR)	Highly transparent
Radar visibility	Highly transparent
Refractive Index (axial)	1.59
Refractive Index (transverse)	1.53
Birefringence	0.06

Flammability

Fabrics and panels produced from UHMWPE fiber from DSM Dyneema have passed various standards on flammability. Like any other synthetic fiber, it will burn slowly if ignited in atmospheric conditions and it is qualified as being self-extinguishing upon removal of the flame.

FLAMMABILITY		
Limited oxygen index	< 20%	
Fabric, horizontal	FMVSS 302	Passed
Fabric, vertical	FAR 25.853b	Passed
Ballistic panel, vertical	DIN 4102	Passed

Fatigue resistance

Applications with UHMWPE fiber from DSM Dyneema have a higher resistance to repeated axial loading than other fiber types. The fibers combine high strength with high fatigue resistance, even if the loading is partly in compression as in repeated bending of rope applications. Despite its high modulus, the fibers are flexible and have a long flexural fatigue life. Because of the low friction coefficient and good abrasion resistance, internal abrasion of ropes is usually negligible.

FATIGUE RESISTANCE		
Abrasion resistance (yarn-on-yarn)	ASTM D6611	Excellent
Abrasion resistance (covered rope)		Excellent
Cutting resistance (covered rope)		Excellent
Flexural fatigue (fiber)		Excellent
Bending fatigue (rope)		Excellent
Tension fatigue (rope)		Excellent

Toxicity

Polyethylene is regarded as biologically inert. The UHMWPE fibers from DSM Dyneema are IARC classified 3 (not classifiable carcinogenic to human) based upon its length weighted geometric mean diameter. This diameter is too large to produce respirable fibers, meaning they will never reach the deeper part of the respiratory tract and fibrogenic or carcinogenic effects on the lung will not occur.

Fungal resistance

UHMWPE fiber from DSM Dyneema has excellent biological resistance. The fiber neither stimulates undesired growth nor is sensitive to any attack by microorganisms.

FUNGAL RESISTANCE		
Aspergillus niger	RTCA D0160	Excellent
Aspergillus flavus	RTCA D0160	Excellent
Aspergillus versicolor	RTCA D0160	Excellent
Penicillium funiculosum	RTCA D0160	Excellent
Chaetomium globosum	RTCA D0160	Excellent

Environmental properties

UHMWPE fiber is used in various outdoor applications under harsh weather conditions. In air the fiber is stable for many years. No special precautions are necessary during processing or storage. Only strong oxidizing media are able to attack the mechanical properties. Compared to other high tenacity fibers, long term exposure to UV shows the lowest decrease in strength and elongation at break.

ENVIRONMENTAL PROPERTIES		
Visible light exposure		Excellent
UV-exposure	ISO 4892	Very good
Weathering	ISO 12224	Excellent
Oxidation (28 days, 80°C, 50 bar)	ISO 13438	Passed

www.dyneema.com

Dyneema® and Dyneema®, the world's strongest fiber™ are trademarks of DSM. Use of these trademarks is prohibited unless strictly authorized.

Disclaimer

All information, data, recommendations, etc. relating to DSM Dyneema products (the Information) is supported by research. DSM Dyneema assumes no liability arising from (i) the application, processing or use made of the Information or products; (ii) infringement of the intellectual or industrial property rights of third parties by reason of the application, processing or use of the Information or products by the Buyer. Buyer shall (i) assume such liability; and (ii) verify the information and the products.

6.1.3 SHD Composites MTC510

Unit 4
The Reservation
Sleaford Enterprise Park
Sleaford
Lincolnshire
NG34 7BY

www.shdcomposites.com
Tel +44(0)1529 307629
Fax +44(0)1529 306990
sales@shdcomposites.com



MTC510

Epoxy Component Prepreg

Introduction

MTC510 is an epoxy resin system designed to cure between 80°C and 120°C allowing flexibility in component manufacture. It is a toughened epoxy resin system designed for component manufacturing that can be supplied on a variety of fabrics and in UD format to meet your cost and manufacturing requirements.

Typical applications: *General purpose – Visual*

Key Features & Benefits

- Cure temperature from **80°C** to **120°C**
- Service temperature up to **135°C** after post cure
- Low CTE and shrinkage
- Work life at 20°C: **30 days**
- Storage life at -18°C: **12 months**
- Very low VOC content – no added solvents during manufacture
- Excellent surface finish

Storage & Out Life

This material should be kept frozen at -18°C. It must be kept sealed in a polythene bag which must not be opened until fully thawed to room temperature. If the material is not fully used, then the material must be resealed in the polythene bag to prevent moisture absorption.

Issued 01st February 2018

Note: The information and assistance provided herein is for your consideration without legal responsibility. Users are required to perform verification and testing to confirm that the product meets with their requirements.



Mechanical Properties

Tests performed on **MTC510-C200T-T300-2X2T-3K-42%RW** laminates

Test	Results	Standard
Compression	Compressive strength 615 MPa	<i>BS EN ISO 14126 : 1999</i>
Tension	Tensile strength 645 MPa	<i>BS EN ISO 527-4 : 1997</i>
	Tensile modulus 55.2 GPa	
Flexure	Flexural strength 882 MPa	<i>BS EN ISO 14125 : 1998</i>
	Flexural modulus 60.1 GPa	
	Strain to failure 1.5 %	
Interlaminar Shear Strength	Interlaminar shear strength 69.8 MPa	<i>BS EN 2563 : 1997</i>
DMA	Tg – Storage Modulus Onset 140 °C	<i>AITM 1-0003 Issue 3</i>
	Tg – Tan δ Peak 148 °C	

Mechanical testing carried out at 23±2°C, 50±5% RH. All mechanical tests were completed independently by UKAS approved organisations. Complete tests reports can be supplied independently upon request. All figures are actual test results and haven't been normalised.

Cure Cycles & performances

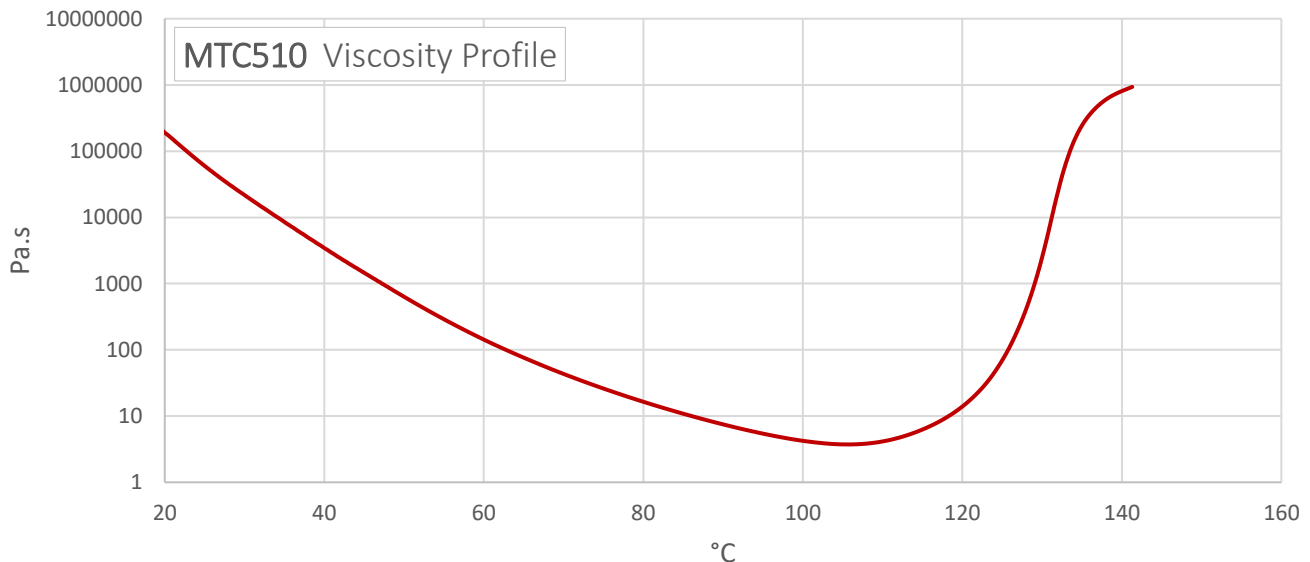
Cure	Initial Min Cure	Tg
80°C (minimum)	16 hours	90°C
90°C	8 hours	100°C
100°C	4 hours	110°C
120°C (maximum)	1 hour	120°C
130°C Post Cure	2 hours	140°C

- Curing Schedule is meant to be a guide only and is subject to local conditions.
- To avoid exotherm particular care must be taken with thick laminates.
Ramp rates must not exceed **3.0°C** per minute during **initial cure**.
Ramp rates must not exceed **0.3°C** per minute during **post cure** (free standing).



Viscosity Profile

Testing carried out at $23 \pm 2^\circ\text{C}$, $50 \pm 5\%$ RH. Ramp rate: $2^\circ\text{C}/\text{min}$.



Health and Safety

This material contains epoxy resin which can cause allergic reactions with skin contact and must avoid repeated and prolonged skin contact.

Please refer to the product Safety Data Sheet before using this material. The following precautions must be taken when using epoxy resin preregs:

- Overalls must be worn.
- Impervious gloves must be worn.
- Curing schedule is meant to be as a guide only and is subject to local conditions.
- To avoid exotherm, particular care must be taken with thick laminates.
- Ramp rates must not exceed $3.0^\circ\text{C}/\text{min}$ during initial cure and $0.3^\circ\text{C}/\text{min}$ during post cure.

SHD Composite Materials Ltd cannot accept any liability for injury or damage where the above precautions have not been taken or where the material is used for any purpose other than its intended use.

Issued 01st February 2018

Note: The information and assistance provided herein is for your consideration without legal responsibility. Users are required to perform verification and testing to confirm that the product meets with their requirements.

6.1.4 I.MA.TEC. srl NOMEX®

NIDO D'APE IN NOMEX®

Scheda Prodotto

Descrizione

Il Nomex® è un polimero aramidico con struttura molecolare particolarmente stabile.

La carta Nomax è ottenuta da due diverse forme di polimero aramidico: la fibre leganti dette FIBRID I e le fibre corte FIOCCO.

Per mezzo di operazioni di calandratura a caldo si ottiene una carta dalle caratteristiche meccaniche forti, flessibile e da elevate caratteristiche elettriche (isolante) anche ad alte temperature.

Il Nomex® ha una vita utile superiore a 20000 ore a 220°.

Caratteristiche

- Resistente alla temperatura
- Resistente alla compressione
- Isolante termico
- Ignifugo
- Eccelenti caratteristiche dielettriche

Applicazioni

Viene utilizzato soprattutto in campo aeronautico, ferroviario, navale e in tutte le competizioni motoristiche ad alti livelli.

Dimensioni

Le dimensioni standard sono mm1250x2500. Si possono realizzare anche dimensioni differenti a richiesta. Tolleranze generiche -50 / + 100mm

Spessore a scelta del cliente: minimo 1,5mm massimo 500mm a seconda dei tipi di cella.

Tolleranza sullo spessore +/-0,12mm standard (+/-0,05mm con extracosto)

Designazione

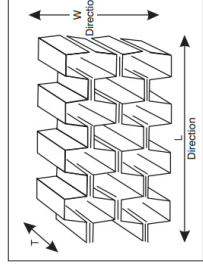
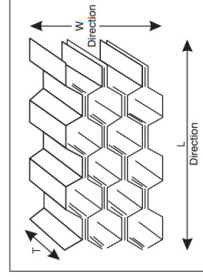
La descrizione completa del nido d'ape prevede:

Lega : designazione del tipo di lega commerciale (A10) o aeronautica (A1 o HRH10)

Densità: peso del materiale espresso in libbre/piedecubo o kg/m3

Cella: distanza fra due lati dell'esagono (mm o frazione di pollice) ; anche in versione OX = rettangolare

Tolleranze +/- 17% industriale tipo A10 - +/-10% aeronautico tipo A1 o HRH10



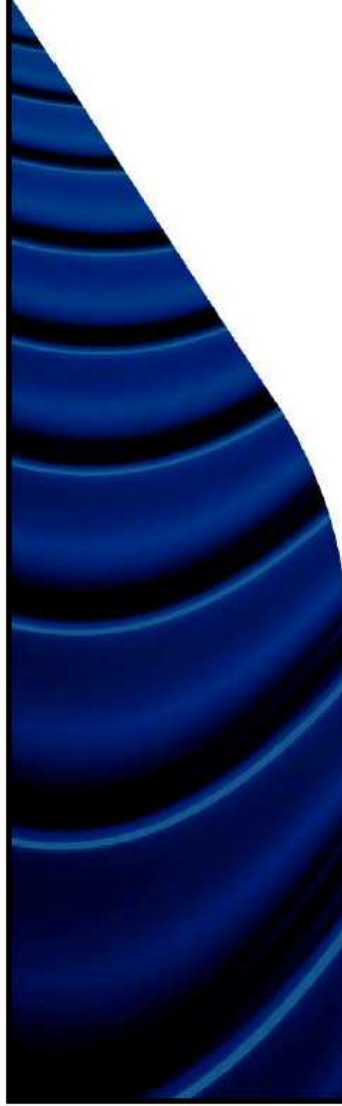
Esagonale

OX

Honeycomb Designation				Compressive						Plate Shear								
Material – CellSize – Density				Bare			Stabilized			L Direction			W Direction					
				Strength psi		Modulus ksi	Strength psi		Modulus ksi	Strength psi		Modulus ksi	Strength psi		Modulus ksi			
USA	EU	typ	min	typ	min		typ	min		typ	min		typ	min		typ	min	
Hexagonal	HRH-10 – 1/16 – 3.4	A1- 1.5 – 54	typ	195	160	typ	205	170	typ	20	typ	155	125	typ	85	65	typ	2.9
			min	85	115	95	8	90	75	3.8	50	40	1.5					
			typ	290	235	325	270	20	175	155	6.5	100	85	3.5				
			min	400	575	470	28	255	225	8.6	140	115	4.7					
			typ	520	560	770	620	37	325	275	10.2	175	150	5.4				
			min	560	770	620	37	325	275	10.2	175	150	5.4					
			typ	1050	850	1125	925	60	385	330	13.0	200	170	6.5				
			min	850	1125	925	60	385	330	13.0	200	170	6.5					
			typ	1675	1370	1830	1450	78	480	400	16.0	260	210	9.5				
			min	1370	1830	1450	78	480	400	16.0	260	210	9.5					
Hexagonal	HRH-10 – 1/8 – 8.0	A1- 3 – 128	typ	2000	1525	2100	1600	90	515	425	17.5	300	250	11.0				
			min	1525	2100	1600	90	515	425	17.5	300	250	11.0					
			typ	85	70	95	80	6	65	50	3.0	35	28	1.6				
			min	70	95	80	6	65	50	3.0	35	28	1.6					
			typ	120	95	130	105	8	90	75	3.8	50	40	1.9				
			min	95	130	105	8	90	75	3.8	50	40	1.9					
			typ	135	110	150	130	11	95	80	4.3	55	45	2.1				
			min	110	150	130	11	95	80	4.3	55	45	2.1					
			typ	275	235	325	270	20	175	140	6.5	100	85	3.4				
			min	235	325	270	20	175	140	6.5	100	85	3.4					
Hexagonal	HRH-10 – 3/16 – 4.0	A1- 5 – 64	typ	500	430	540	470	28	245	215	7.8	140	110	4.7				
			min	430	540	470	28	245	215	7.8	140	110	4.7					
			typ	935	780	1020	865	60	420	370	13.0	225	200	6.5				
			min	780	1020	865	60	420	370	13.0	225	200	6.5					
			typ	80	65	90	75	6	70	55	3.0	35	25	1.3				
			min	65	90	75	6	70	55	3.0	35	25	1.3					
			typ	120	100	130	105	11	95	80	4.2	45	36	2.0				
			min	100	130	105	11	95	80	4.2	45	36	2.0					
			typ	285	240	310	265	21	185	160	6.5	90	75	3.0				
			min	240	310	265	21	185	160	6.5	90	75	3.0					
Hexagonal	HRH-10 – 1/4 – 4.0	A1- 6 – 64	typ	440	360	480	390	28	250	205	8.0	125	100	3.5				
			min	360	480	390	28	250	205	8.0	125	100	3.5					
			typ	95	75	105	80	6	70	55	3.0	35	25	1.5				
			min	75	105	80	6	70	55	3.0	35	25	1.5					
			typ	140	115	155	125	11	90	72	3.7	55	36	2.4				
			min	115	155	125	11	90	72	3.7	55	36	2.4					
			typ	255	210	270	225	17	200	160	6.5	100	80	3.0				
			min	210	270	225	17	200	160	6.5	100	80	3.0					
			typ	70p	50p	80p	55p	7p	70p	55p	3.4p	35p	25p	1.7p				

Questi prodotti sono disponibili anche nella versione A10 (= grado industrial). Le performance sono simili a quelle del tipo A1 o HRH10 (= grado aeronautico), ma possono essere leggermente inferiori ai minimi in quanto soggette a specifiche meno restrittive.

6.1.5 Arkema® Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC)



Handling Reverlink® HR-NR and HM-NR, considerations about viscosities, pot life, curing kinetics

Reverlink® HR-NR and HM-NR

➤ Latent systems that contain reactants leading after curing to Reverlink HR and HM

➤ Storage recommendations :

- Store as cold as possible in order to avoid slow evolution with time. **Ideally 0 to - 20° C**

➤ Physical state : **look like glues at room temperature**

- Reverlink HR-NR : solid, does not flow at RT
- Reverlink HM-NR : Very visquous paste at RT

➤ **Odour, gas release**

- Products are almost odourless
- Curing reaction does not lead to any gas release

➤ **Safety remarks**

- **Very sticky products** : wear gloves, working clothes. Protect working area
- At high temperature, take care to avoid any projection on skin as adhesion plus heat may cause severe burns. Good practice must be compared to what is known in the hot melt industry

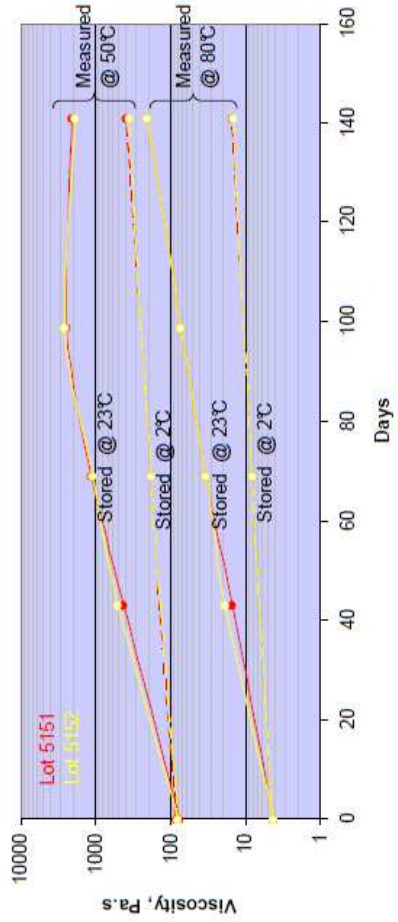
General processing routes

- **Warm the materials until the viscosity fits the application method**
- **Viscosity will firstly drop when temperature increases, and then progressively increase when curing occurs**
 - Several heating/cooling cycles may cause significant viscosity raise. It is better to avoid cycling, and use each time quantities that are just appropriate to the application method
- **The following methods (not exhaustive) can be used to prepare materials**
 - Casting in open horizontal mold (see picture). Use non adherent molds : silicone, teflon coatings, sulfur paper,...
 - Brush or coater application(fabrics)
 - Infusion (composites, fabrics impregnation)
 - Gravity casting in closed mold for 3D shapes
 - Potting
- **Hot melt application equipments are suitable to handle the materials**

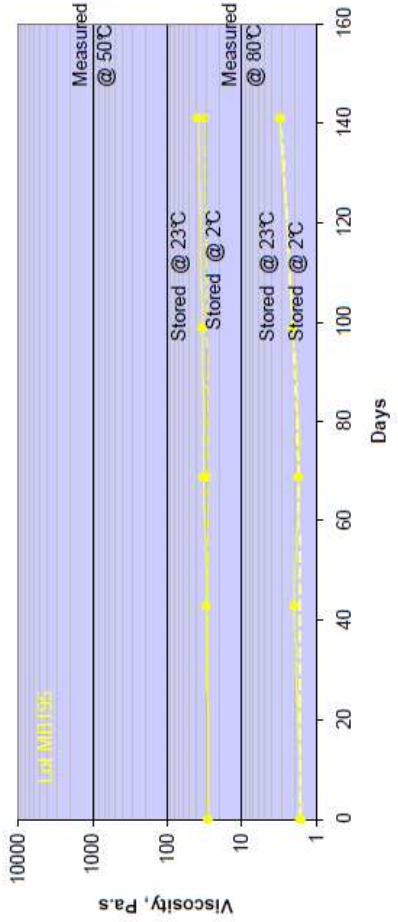


Viscosities and pot life considerations : influence of storage conditions

Influence of storage conditions on viscosity of Reverlink HR
(values at 10s-1)



Influence of storage conditions on viscosity of Reverlink HM
(values at 10s-1)



Log (visco) is almost time-linear
HM is more stable than HR
HM is more fluid than HR
T < 0°C recommended for HR

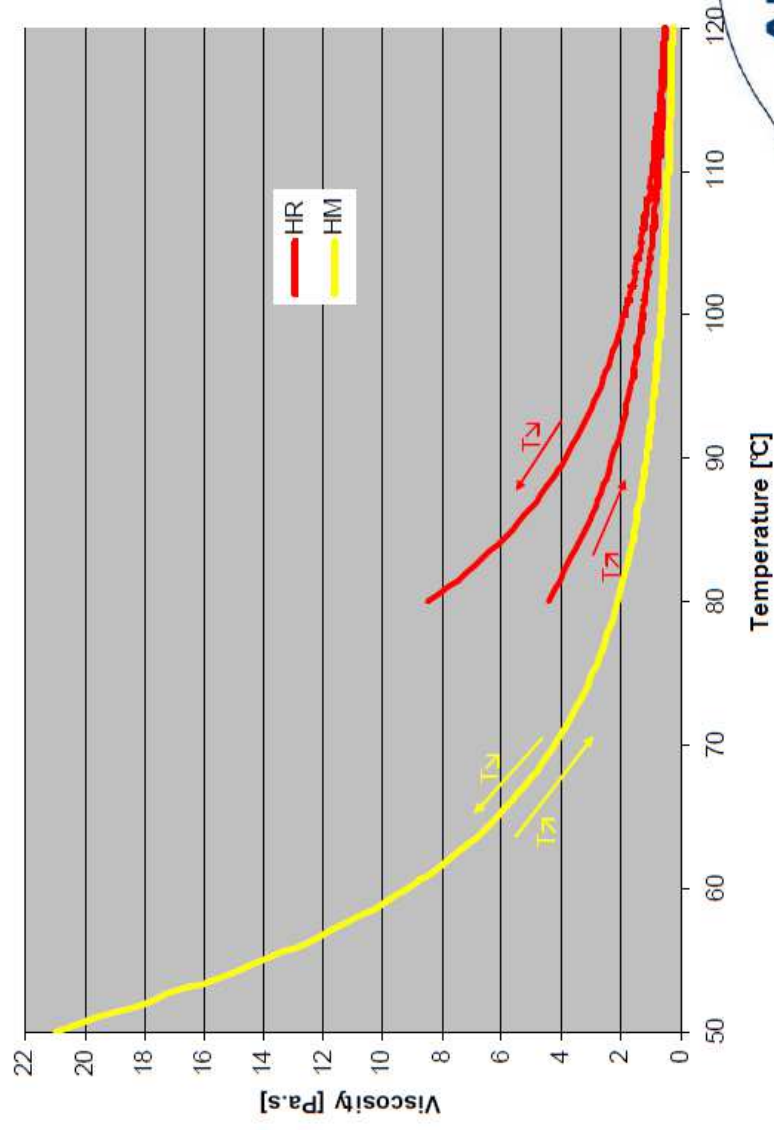
Viscosities and pot life considerations (plane-plane)

Viscosity of Reverlink HR and HM REVERLINK HR et HM

80 to 120°C for HR, 50 to 120°C for HM, hold 1 mn at 120, and return

1°C/min

Shear rate 50s⁻¹





Curing

Heat at 120° -130° C for curing

- Recommended curing time 24 hrs for HR, 48 hrs for HM
- Curing occurs without gaz release
- Products can be partly cured and then curing can be finished separately
- Catalysis is possible : contact Arkema
- It is possible to heat more for faster curing, and curing time also influences the final properties. Compromise can be set case by case
- Time also depends on thickness. Longer time needed for thick materials due to heat transfers.

Illustrations

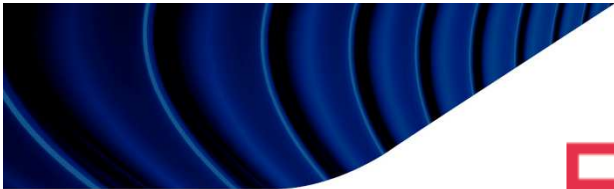
Application with a bar coater on non woven fabric



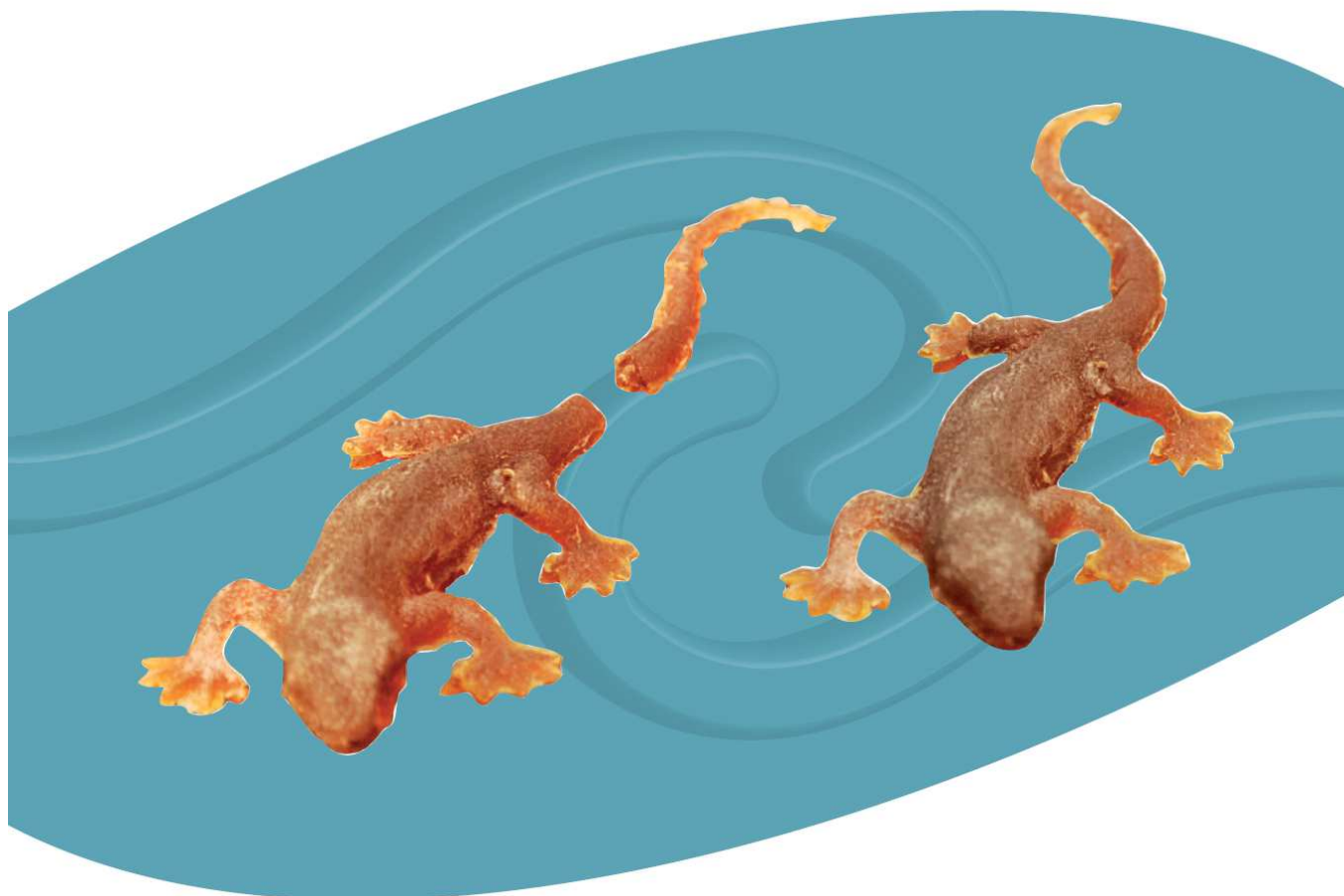
Metal coated with Reverlink
(needs perfect horizontal
position for curing)



6.1.6 Reverlink™ by Arkema® (Brochura)



REVERLINK[®]
BY **ARKEMA**



REVERLINK[®] SUPRA MOLECULAR MATERIALS AND STICKERS
CREATIVE CHEMISTRY THROUGH PHYSICAL ASSOCIATIONS - TECHNICAL INTRODUCTION

ARKEMA
INNOVATIVE CHEMISTRY



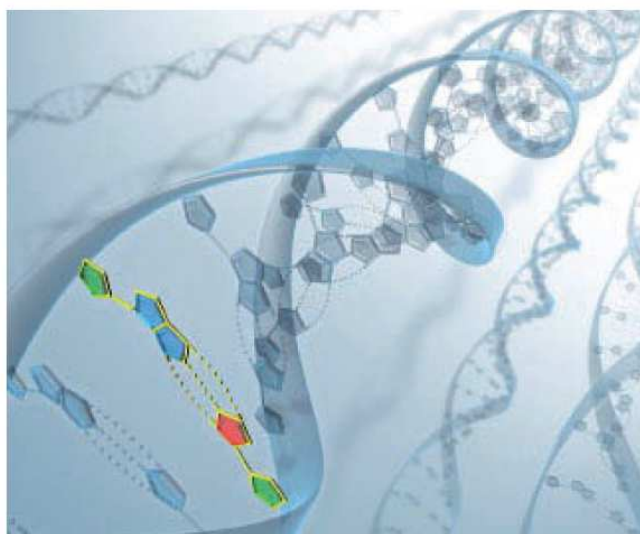
BACKGROUND

In collaboration with Professor Ludwik Leibler's team at the *École Supérieure de Physique et de Chimie Industrielle*, Paris (France), Arkema has designed new strong hydrogen donor/acceptor molecules, as well as associative oligomers. These products are commercial or in development under the registered name Reverlink®.

- **Small molecules providing multiple hydrogen bonds.** They can be used either as additives in various types of applications that are described below (paints, protective coatings, adhesives), or as reactive supramolecular stickers that can be reacted on the backbone of existing polymers.



- **Self-healing materials.** Mostly based on bio-sourced raw materials, they can be used as is or introduced in polymer or rubber alloys to impart self-healing characteristics and improve their mechanical properties.



A famous example of physical reversible interactions in natural life is the DNA molecule, where the cohesion of the double helicoidal structure between the two single macrochains of bases is due to hydrogen bonds between the bases.

REVERLINK®
BY ARKEMA

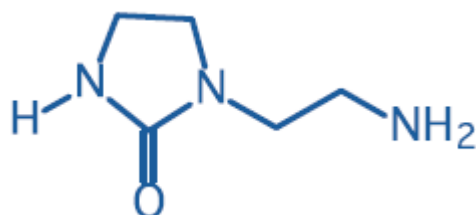


STICKERS

Reverlink U

Reverlink® U is a so-called sticker with the imidazolidone moiety that is found in all Reverlink® products. Reverlink® U can be used to modify existing polymers in order to enhance their original performance. The reactive site of Reverlink® U that can be used for grafting on existing polymers is a primary amine.

On demand, ARKEMA can provide modified versions of Reverlink® U that contain other reactive end groups (OH, SH, COOH...).



Pre-registered Reach

- very low acute toxicity (rat - DLO > 2000 mg/kg)
- slightly corrosive (no corrosive, Episkin)
- not mutagen (AMES - bacteria)
- not biocide
- not bio-accumulative (very soluble in water)
- not readily biodegradable

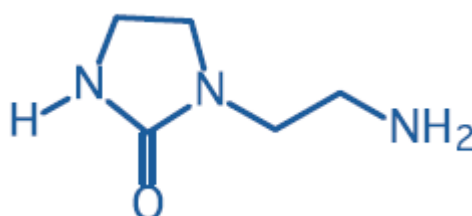
REVERLINK®
BY ARKEMA



STICKERS

Reverlink NoVOC

Reverlink® NoVOC is an additive for aqueous pigment dispersions (pigment concentrates, paints) or mineral suspensions (slurries, impregnation aqueous solutions). It is a non-VOC neutralizing agent according to EU regulatory criteria (Bp > 280°C for architectural paints and automotive refinishing, vapor pressure at room temperature < 10 Pa for industrial coatings). It provides better formulation stability through pH control and also through improved dispersion when compared to other non-VOC bases. Water sensitivity is reduced, better adhesion of the coating films is achieved, and corrosion protection is enhanced. Reverlink® NoVoc has a good toxicological profile (it has very low acute toxicity with DLO rat > 2 g/g, is not bioaccumulative, not biocidal, not biosynergistic, not mutagenic).



White pigment dispersion of a flat white paint with a non-VOC diol-amine (left) and Reverlink® NoVOC (right).



Corrosion of a steel plate covered with white paint and X scratched, then exposed for 120 h to a brine test. Paint using a popular VOC amine shows blistering even outside of the scratches (left), while paint based on Reverlink® NoVOC only shows corrosion at the scratches, with flow of rust over the paint (right).

OLIGOMERS

Reverlink HR & HM

Reverlink® HR and HM are “hybrid” grades : combination of supramolecular assemblies with chemical curing bringing additional cohesion. Raw materials are largely bio-sourced: vegetal carbon content is 70% for HR and 92% for HM.

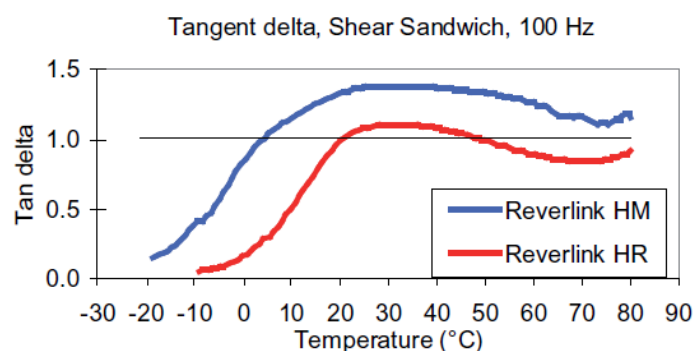
ARKEMA provides non-cured versions of the two materials, respectively Reverlink® HR-NR and HM-NR. They are then ideally processed through mold casting as they can be poured as a liquid paste at around 90°C. Curing requires several hours at temperatures from 120 to 150°C.

Reverlink® HR has a much higher modulus than Reverlink® HM, the latter being very soft and slightly tacky. Reverlink® HR can be plasticized with plasticizers such as those commonly used for polyamides.



Beyond self-healing and elastomeric behavior, an major characteristic of Reverlink® HR and HM is their high vibration and impact damping efficiency over a broader range of temperature than is typically observed, from -10 to 110°C.

This is illustrated by the high tangent delta shown in the figure below. These properties are useful in flooring applications, noise prevention in the automotive industry, and other dampening applications.



REVERLINK®
BY ARKEMA

OLIGOMERS

Reverlink HR & HM

	HR	HM
Type of intermolecular bounds	Physical / chemical	Physical / chemical
% biosourced carbon ^[1]	70	92
Aspect ^[2]	brown and translucent	brown and translucent
Density	1.09	1.06
Glass transition T _g ^[3] , °C	+5 to +15	-20 to -10
Shore A hardness	84	27
Stress at break ^[4] , MPa	3-4	0,5-0,8
Strain at break ^[4] , %	250-350	300-400
Tensile modulus ^[4] , MPa	90	2
Self-healing behaviour	Open time at room temperature: minutes to hours ^[5] Healing time: one day after mending ^[6]	
Stress at break after healing, MPa	2 – 3	0,4 – 0,6
Strain at break after healing, %	200-350	250-350
Stress recovery ^[7] , %	70-80	70-80
Strain recovery ^[7] , %	80-90	80-90

(1) ASTM D6866 method B

(2) Yellow colour is mostly due to the vegetal origin of the raw materials. Clearer products can be made on demand using refined raw materials

(3) DSC, 10°C/mn, 2nd scan midpoint Tensile test, ISO 527, 500 mm/mn, 21°C

(4) Tensile test, ISO 527, 500 mm/mn, 21°C

(5) Time during which cut or fractured surfaces can be mended, with still good recovery of mechanical properties of healed material

(6) Time needed for optimal healing

(7) Ratio stress or strain at break after healing / initial Stress or Strain at break

REVERLINK
BY ARKEMA



REVERLINK® SUPRA MOLECULAR MATERIALS AND STICKERS

CREATIVE CHEMISTRY THROUGH PHYSICAL ASSOCIATIONS - TECHNICAL INTRODUCTION

*A global chemical company and France's leading chemicals producer, **Arkema** is building the future of the chemical industry every day. Deploying a responsible, innovation-based approach, we produce state-of-the-art specialty chemicals that provide customers with practical solutions to such challenges as climate change, access to drinking water, the future of energy, fossil fuel preservation and the need for lighter materials. With operations in more than 40 countries, 14,000 employees and 8 research centers, Arkema generates annual revenue of €5.9 billion and holds leadership positions in all its markets with a portfolio of internationally recognized brands.*



The statements, technical information and recommendations contained herein are believed to be accurate as of the date hereof. Since the conditions and methods of use of the product and of the information referred to herein are beyond our control, Arkema expressly disclaims any and all liability as to any results obtained or arising from any use of the product or reliance on such information; NO WARRANTY OF FITNESS FOR ANY PARTICULAR PURPOSE, WARRANTY OF MERCHANTABILITY OR ANY OTHER WARRANTY, EXPRESS OR IMPLIED, IS MADE CONCERNING THE GOODS DESCRIBED OR THE INFORMATION PROVIDED HEREIN. The information provided herein relates only to the specific product designated and may not be applicable when such product is used in combination with other materials or in any process. The user should thoroughly test any application before commercialization. Nothing contained herein constitutes a license to practice under any patent and it should not be construed as an inducement to infringe any patent and the user is advised to take appropriate steps to be sure that any proposed use of the product will not result in patent infringement.

See MSDS for Health & Safety Considerations.

The information contained in this document is based on trials carried out by our Research Centres and data selected from the literature, but shall in no event be held to constitute or imply any warranty, undertaking, express or implied commitment from our part. Our formal specifications define the limit of our commitment.

No liability whatsoever can be accepted by Arkema with regard to the handling, processing or use of the product or products concerned which must in all cases be employed in accordance with all relevant laws and/or regulations in force in the country or countries concerned.

REVERLINK®
BY ARKEMA

SPECIALTY CHEMICALS, INNOVATIVE CHEMISTRY

TAKESHI KAWAOKA

arkema.com

ARKEMA
INNOVATIVE CHEMISTRY

POWERING PERFORMANCE

Lighter vehicles, powerful photovoltaic cells, highly resistant paints and coatings, plentiful drinking water, long-lasting batteries, winning sports equipment: these are important challenges for industries, today and in the future. These are also what drive Arkema, now a global chemical specialties company, to develop with our customers competitive and sustainable innovations.

Arkema, from chemistry to performance.

ADVANCED MATERIALS
CUTTING-EDGE TECHNOLOGIES
BIOSOURCED PRODUCTS

ARKEMA
INNOVATIVE CHEMISTRY

arkema.com

6.1.7 Ficha de dados de segurança - Reverlink™ SC

Produto:

Reverlink® SC

Página: 1 / 7

Nº FDS: 005220-001 (Versão 3.0)

Data 17.02.2012

1. IDENTIFICAÇÃO DA SUBSTÂNCIA/MISTURA E DA SOCIEDADE/EMPRESA

Ficha de Dados de Segurança genérica

Nome da substância: Reverlink® SC

Numero de inscrição REACH: O tempo de transição, de acordo com o Artigo 23.º do Regulamento REACH ainda não expirou.

TIPOS : Reverlink® SC1, Reverlink® SC6, Reverlink® SC8

Utilização da substância ou mistura : Agente de ligação, Aditivo polímero, Agente de modificação

Identificação da sociedade/empresa:

Fornecedor

Arkema
DRD Incubateur pour Produits Nouveaux
420 rue d'Estienne d'Orves
92705 Colombes Cedex, France
Téléphone : +33 (0)1 49 00 80 80
Télécopie : +33 (0)1 49 00 83 96
<http://www.arkema.com>
pars-drp-fds@arkema.com

Email endereço

Número de telefone de emergência

+33 1 49 00 77 77

European emergency phone number : 112

2. IDENTIFICAÇÃO DOS PERIGOS

Classificação (Regulamento (CE) N.º 1272/2008):

Oral: Toxicidade aguda, 4, H302

Irritação cutânea, 2, H315

Lesões oculares graves, 1, H318

Sensibilização da pele, 1B, H317

Classificação (Directiva 67/548/CEE):

Xn; R22

Xi; R36/38

Xi; R43

Indicações adicionais:

Para o texto completo sobre as frases R, H, EUH mencionadas nesta Secção, ver a Secção 16.

Elementos do rótulo (REGULAMENTO (CE) N.º 1272/2008):

Componentes determinantes de perigo para o rótulo:

No. CAS : 6281-42-1

Bis-amide resulting from the condensation between 1-(2-aminoethyl)imidazolidin-2-one and Fatty acids, C18, oligomer
1-(2-aminoetil)imidazolidina-2-ona

Pictogramas de perigo:



Palavra-sinal:

Perigo

Advertências de perigo:

H302 : Nocivo por ingestão.

H315 : Provoca irritação cutânea.

H318 : Provoca lesões oculares graves.

H317 : Pode provocar uma reacção alérgica cutânea.

Recomendações de prudência:

Prevenção:

P260 : Não respirar as poeiras/ fumos/ gases/ névoas/ vapores/ aerossóis.

P280 : Usar luvas de protecção/ vestuário de protecção/ protecção ocular/ protecção facial.

Resposta:

P302 + P352 : SE ENTRAR EM CONTACTO COM A PELE: lavar com sabonete e água abundantes.

P305 + P351 + P338 : SE ENTRAR EM CONTACTO COM OS OLHOS: enxaguar cuidadosamente com água durante vários minutos. Se usar lentes de contacto, retire-as, se tal lhe for possível. Continuar a enxaguar.

P310 : Contacte imediatamente um CENTRO DE INFORMAÇÃO ANTIVENENOS ou um médico.

Outros perigos:

Efeitos potenciais na saúde:

Irritação: Irritante para a pele. Risco de lesões oculares graves. Pode causar sensibilização em contacto com a pele.

Ingestão: Nocivo por ingestão.

Perigos físicos e químicos:

Decomposição térmica em produtos tóxicos

Produtos de decomposição: ver capítulo 10

Outras:

Este produto só é para usos experimentais. O produto não foi completamente analisado e todos os perigos não são conhecidos. É favor utilizar com cuidado durante a manipulação deste produto.

3. COMPOSIÇÃO/ INFORMAÇÃO SOBRE OS COMPONENTES

Nome químico da substância¹: Reverlink® SC

Nome Químico ¹	No. CE	No. CAS	Concentração	Classificação Directiva 67/548/CEE	Classificação Regulamento (CE) N.º 1272/2008
Bis-amide resulting from the condensation between 1-(2-aminoethyl)imidazolidin-2-one and Fatty acids, C18, oligomer	—		>= 95 %	Xn; R22 Xi; R36/38	Acute Tox. 4 (Oral); H302 Skin Irrit. 2; H315 Eye Irrit. 2A; H319

Impurezas perigosas :

Nome Químico ¹	No. CE	No. CAS	Concentração	Classificação Directiva 67/548/CEE	Classificação Regulamento (CE) N.º 1272/2008
1-(2-aminoetil)imidazolidina-2-ona	228-491-9	6281-42-1	1 - 3%	C; R34 Xi; R43	Skin Corr. 1B; H314 Eye Dam. 1; H318 Skin Sens. 1B; H317
Urea, N,N'-bis[2-(2-oxo-1-imidazolidinyl)ethyl]-	—	83333-35-1	< 1 %	Xn; R22 C; R34	Skin Corr. 1B; H314 Eye Dam. 1; H318 Acute Tox. 4 (Oral); H302

¹: Ver capítulo 14 para o nome apropriado da expedição

Para o texto completo sobre as frases R, H, EUH mencionadas nesta Secção, ver a Secção 16.

4. PRIMEIROS SOCORROS

Descrição das medidas de primeiro socorro necessárias, Principais sintomas/efeitos, agudo e retardado:

Recomendação geral:

Retirar imediatamente todo o vestuário contaminado.

Inalação:

Retirar o paciente para um local arejado. Oxigénio, ou respiração artificial, se necessário. Manter sob vigilância médica. Em caso de indisposições : Hospitalizar.

Contacto com a pele:

Lavagem imediata, abundante e prolongada com água e sabão. Em caso de contacto importante: Manter sob vigilância médica. Hospitalizar.

Contacto com os olhos:

Lavagem imediata, abundante e prolongada com água afastando bem as pálpebras. Consultar urgentemente um oftalmologista.

Ingestão:

NÃO provocar vômitos. Hospitalizar.

Protecção dos socorristas:

Fato de protecção Em caso de ventilação insuficiente, usar equipamento respiratório adequado.

5. MEDIDAS DE COMBATE A INCÊNDIOS

Produto extintor:

Meios adequados de extinção: Pulverização de água, Espuma, Dióxido de carbono (CO₂), Pó seco

Meios inadequados de extinção: Jacto de água de grande volume

Perigos especiais decorrentes da substância ou mistura:

Decomposição térmica em produtos tóxicos e corrosivos, Amónia, óxidos de azoto (NO_x), Óxidos de carbono

Recomendações para o pessoal de combate a incêndios:

Métodos específicos:

Prever um sistema de evacuação rápido dos contentores. Em caso de incêndio nas proximidades, afastar os contentores expostos ao fogo.

Ações protectoras especiais para bombeiros:

Utilizar equipamento respiratório individual e fato de protecção.

6. MEDIDAS A TOMAR EM CASO DE FUGAS ACIDENTAIS

Precauções individuais, equipamento de protecção e procedimentos de emergência:

Proibir o contacto com a pele e os olhos. Evitar o contacto com a pele.

Precauções a nível ambiental:

Não deve ser lançado para o meio ambiente. Não permitir a entrada do produto no sistema de esgotos.

Métodos e materiais de confinamento e limpeza:

Recuperação:

Recuperar o produto. Apanhar com pá ou varrer.

Eliminação:

Eliminar o produto por incineração (segundo as normas locais e nacionais).

7. MANUSEAMENTO E ARMAZENAGEM

Precauções para um manuseamento seguro:

Medidas técnicas/Precauções:

Instruções de armazenagem e de manuseamento aplicáveis aos produtos: Sólidos. Nocivos. Corrosivos. Sensibilizantes. Necessária uma adequada ventilação na maquinaria. Prever posto de água. Prever chuveiros e fontes oculares. Prever máscara respiratória individual acessível.

Recomendação para um manuseamento seguro:

Em todas as fases da execução, não ultrapassar a temperatura de decomposição em produtos tóxicos e corrosivos. Evitar o contacto com a pele. Manusear longe de qualquer chama.

Medidas de higiene:

Não comer, beber ou fumar durante a utilização. Evitar a exposição ao pó. Proibir o contacto com a pele e os olhos. Lavar as mãos depois da manipulação. Retirar o fato contaminado e o equipamento de protecção antes de entrar nas áreas alimentares.

Condições de armazenagem segura, incluindo eventuais incompatibilidades:

Armazenar ao abrigo da humidade e do calor para conservar as qualidades técnicas, do produto. Cortar todas as fontes de ignição. Prever ligação à terra e materiais eléctricos de segurança.

Não armazenar sobre: 60 °C

Material de embalagem:

Aconselhados: Polietileno de alta densidade (PEHD), Polipropileno, Aço protegido

Utilizações específicas (Utilização final): Nenhum(a).

8. CONTROLO DA EXPOSIÇÃO/ PROTECÇÃO INDIVIDUAL

PARÂMETROS DE CONTROLO:

Valores-limite de exposição Não contem substâncias com valores limites de exposição profissional.

Nível derivado de exposição sem efeitos (DNEL):

O tempo de transição, de acordo com o Artigo 23.º do Regulamento REACH ainda não expirou.

Concentração previsivelmente sem efeitos (PNEC):

O tempo de transição, de acordo com o Artigo 23.º do Regulamento REACH ainda não expirou.

CONTROLO DA EXPOSIÇÃO:

Medidas gerais de protecção: Prever um arejamento adequado e/ou ventilação nos locais de trabalho

Protecção individual:

Protecção respiratória: Em caso de ventilação insuficiente, usar equipamento respiratório adequado. Utilizar equipamento respiratório individual (se necessário)

Protecção das mãos: Luvas

Protecção ocular/ facial: Quando manejar substâncias quentes, utilizar luvas resistentes ao calor. Óculos de segurança. Utilizar máscara facial e equipamento de protecção em caso de problemas anormais de processamento.

Protecção do corpo e da pele: Fato de protecção

Controlo da exposição ambiental: Ver secção 6

9. PROPRIEDADES FÍSICAS E QUÍMICAS

Aspecto:

Estado físico (20°C): sólido

Cor: amarelo, castanho

Odor: inodoro

Limiar olfactivo: dados não disponíveis

pH: dados não disponíveis

Ponto/intervalo de fusão : 50 - 90 °C

Ponto de ebulição/intervalo de ebulição: dados não disponíveis

Ponto de inflamação: dados não disponíveis

Taxa de evaporação: dados não disponíveis

Inflamabilidade (sólido, gás):

Inflamabilidade: Produto não inflamável

Pressão de vapor: dados não disponíveis

Massa volúmica da vapores: dados não disponíveis

Densidade: 900 - 1.300 kg/m³

Hidrossolubilidade: insolúvel

Coefficiente de partição n-octanol/água: dados não disponíveis

Temperatura de auto-ignição: dados não disponíveis

Temperatura de decomposição: > 250 °C

Viscosidade: dados não disponíveis

Propriedades explosivas: dados não disponíveis

Propriedades comburentes: dados não disponíveis

Outras informações:

Solubilidade noutros dissolventes: Solúvel nos álcoois

10. ESTABILIDADE E REACTIVIDADE

Reactividade & Estabilidade química:

Produto estável em condições normais de armazenagem e manuseamento.

Condições a evitar:

Armazenar ao abrigo da humidade e do calor para conservar as qualidades técnicas. do produto. Cortar todas as fontes de ignição. Temperaturas superiores a 60 °C

Materiais incompatíveis:

Ácidos e bases fortes, Agentes oxidantes fortes

Decomposição térmica:

Temperatura de decomposição: > 250 °C

Produtos de decomposição perigosos:

Decomposição térmica em produtos tóxicos e corrosivos: Amoníaco, óxidos de azoto (NOx), Óxidos de carbono

11. INFORMAÇÃO TOXICOLÓGICA

Não existe nenhuns dados sobre este produto.

Informação toxicológica:

Toxicidade aguda:

Ingestão: Segundo a sua composição deve ser considerado como: Perigoso por ingestão.

Efeitos locais (Corrosão / Irritação / Lesões oculares graves):

Contacto com a pele: Segundo a sua composição deve ser considerado como: Irritante para a pele.

Contacto ocular: Segundo a sua composição deve ser considerado como: Provoca lesões oculares graves.

Sensibilização respiratória ou cutânea:

Inalação: dados não disponíveis

Contacto com a pele: Segundo a sua composição deve ser considerado como: Fracamente sensibilizante cutâneo

1-(2-AMINOETIL)IMIDAZOLIDINA-2-ONA :

• No animal : Fracos efeitos sensibilizantes por contacto com a pele. (Método : OCDE Linha directriz 429 LLNA, rato)

Efeitos CMR :

Mutagenicidade: dados não disponíveis

Carcinogenicidade: dados não disponíveis

Toxicidade reprodutiva: dados não disponíveis

Toxicidade para órgãos-alvo específicos :

Exposição única : dados não disponíveis

Exposição repetida: dados não disponíveis

Perigo de aspiração: dados não disponíveis

12. INFORMAÇÃO ECOLÓGICA

Toxicidade aguda

Microorganismos: dados não disponíveis

Persistência e degradabilidade: dados não disponíveis

Potencial de bioacumulação : dados não disponíveis

Mobilidade no solo : dados não disponíveis

Resultados da avaliação PBT e mPmB: dados não disponíveis

13. CONSIDERAÇÕES RELATIVAS À ELIMINAÇÃO

Tratamento do resíduo:

Resíduos de desperdícios/produto não utilizado: Eliminar o produto por incineração (segundo as normas locais e nacionais).

Embalagens contaminadas: Reciclar ou incinerar. Segundo as normas locais e nacionais.

14. INFORMAÇÕES RELATIVAS AO TRANSPORTE

Regulamentação	Número ONU	Designação oficial de transporte da ONU	Classe	Etiqueta	PG	Perigosos para o Meio	Outras informações
ADR	3263	SÓLIDO ORGÂNICO CORROSIVO, BÁSICO, N.S.A. (1-(2-AMINOETHYL)IMIDAZOLIDIN-2-ONE)	8	8	II	não	
RID	3263	SÓLIDO ORGÂNICO CORROSIVO, BÁSICO, N.S.A. (1-(2-AMINOETHYL)IMIDAZOLIDIN-2-ONE)	8	8	II	não	
IATA Cargo	3263	Corrosive solid, basic, organic, n.o.s. (1-(2-aminoethyl)imidazolidin-2-one)	8	8	II	não	
IATA Passenger	3263	Corrosive solid, basic, organic, n.o.s. (1-(2-aminoethyl)imidazolidin-2-one)	8	8	II	não	
IMDG	3263	CORROSIVE SOLID, BASIC, ORGANIC, N.O.S. (1-(2-AMINOETHYL)IMIDAZOLIDIN-2-ONE)	8	8	II	não	EmS Number: F-A, S-B

15. INFORMAÇÃO SOBRE REGULAMENTAÇÃO

Ficha de dados de segurança: de acordo com a Regulamento (CE) No. 1907/2006

INVENTÁRIOS:

EINECS:	Consultar ARKEMA
TSCA:	Consultar ARKEMA
AICS:	Consultar ARKEMA
DSL:	Consultar ARKEMA
ENCS (JP):	Consultar ARKEMA
KECI (KR):	Consultar ARKEMA
PICCS (PH):	Consultar ARKEMA
IECSC (CN):	Consultar ARKEMA
NZIOC:	Consultar ARKEMA

16. OUTRAS INFORMAÇÕES

Texto integral das frases R, H, EUH referidas nos pontos 2 e 3

R22	Nocivo por ingestão.
R34	Provoca queimaduras.
R36/38	Irritante para os olhos e pele.
R43	Pode causar sensibilização em contacto com a pele.
H302	Nocivo por ingestão.
H314	Provoca queimaduras na pele e lesões oculares graves.
H315	Provoca irritação cutânea.
H317	Pode provocar uma reacção alérgica cutânea.
H318	Provoca lesões oculares graves.
H319	Provoca irritação ocular grave.

Posta em dia:

Secções das folhas de dados de segurança que foram actualizadas:		Tipo:
2	Classificação e rotulagem	Revisões
3	Componentes	Revisões
11	Contacto com a pele, Contacto ocular, Sensibilização	Revisões

Thesaurus:

NOAEL : Dose sem efeitos adversos observados (NOAEL)
LOAEL : Dose mínima com efeitos adversos observados (LOAEL)
bw : Peso
food : ingestão
dw : Peso seco
vPvB : muito Persistente e muito Bioacumulável
PBT : Persistente, Bioacumulável e Tóxico

Este documento é válido para o produto TAL QUAL, de acordo com as especificações fornecidas pela ARKEMA. Em caso de misturas, verificar a não ocorrência de algum risco não mencionado. As informações contidas nesta ficha são fornecidas de boa fé e baseadas nos mais recentes conhecimentos relacionados com o produto. Chamamos a atenção dos utilizadores para os riscos em que eventualmente incorrem quando um produto é utilizado em aplicações distintas daquelas para que é destinado. Esta ficha não deve ser utilizada nem reproduzida senão para fins de prevenção e segurança. A enumeração dos textos legislativos, regulamentares e administrativos não pode ser considerada exaustiva. É obrigação do destinatário do produto informar-se sobre o conjunto dos textos oficiais relativos à utilização, armazenagem e manipulação. O utilizador do produto deve igualmente dar conhecimento às pessoas que possam entrar em contacto com o produto (utilização, armazenagem, limpeza dos recipientes,

manipulações diversas) de todas as informações necessárias à segurança no trabalho e à protecção da saúde e do meio ambiente, fornecendo-lhes esta ficha de segurança.

NB: Neste documento o separador numérico para os milhares é o "." (ponto), o separador decimal é a "," (vírgula).

6.1.8 Sigma-Aldrich D.E.R.™ 332

FICHA DE DADOS DE SEGURANÇA

de acordo com o Regulamento (CE) No. 1907/2006

Versão 6.0

Data de revisão 22.09.2019

Data de impressão 17.05.2022

SECÇÃO 1: Identificação da substância/mistura e da sociedade/empresa**1.1 Identificadores do produto**

Nome do produto : D.E.R.™ 332

Referência do Produto : 31185

Marca : Sigma

No. de Index : 603-073-00-2

No. REACH : Um número de registo não está disponível para esta substância, já que a substância ou os seus usos estão isentos do registo, a tonelagem anual não requiere registo ou este registo está previsto para uma data posterior

No. CAS : 1675-54-3

1.2 Utilizações identificadas relevantes da substância ou mistura e utilizações desaconselhadas

Utilizações identificadas : Produtos químicos de laboratório, Fabrico de substâncias

1.3 Identificação do fornecedor da ficha de dados de segurançaCompanhia : Merck Life Science S.L.
Sucursal em Portugal
Alameda Fernão Lopes 12-4ºB
P-1495-190 ALGÉS

Telefone : +351 21 924 2555

Número de Fax : +351 21 924 2610

Email endereço : serviciotecnico@merckgroup.com

1.4 Número de telefone de emergência

Número de Telefone de Emergência : +(351) 308 801 773 (CHEMTREC) 800 250 250 (CIAV)

SECÇÃO 2: Identificação dos perigos**2.1 Classificação da substância ou mistura****Classificação de acordo com el Regulamento (CE) 1272/2008**

Irritação cutânea (Categoria 2), H315

Irritação ocular (Categoria 2), H319

Sensibilização da pele (Categoria 1), H317

Para o pleno texto das DECLARAÇÕES H mencionadas nesta Secção, ver a Secção 16.

2.2 Elementos do rótulo**Rotulagem de acordo com o Regulamento (CE) 1272/2008**

Pictograma



Palavra-sinal

Atenção

Declaração de perigo

H315

Provoca irritação cutânea.

H317

Pode provocar uma reacção alérgica cutânea.

H319

Provoca irritação ocular grave.

declaração de precaução

P280

Usar luvas de proteção.

P305 + P351 + P338

SE ENTRAR EM CONTACTO COM OS OLHOS: Enxaguar cuidadosamente com água durante vários minutos. Se usar lentes de contacto, retire-as, se tal lhe for possível. Continue a enxaguar.

Declarações de Perigo
Adicionais

nenhum(a)

2.3 Outros Perigos

A substância/mistura não contém componentes considerados persistentes, bioacumuláveis e tóxicos (PBT) ou muito persistentes e muito bioacumuláveis (vPvB) a níveis de 0.1% ou superior.

SECÇÃO 3: Composição/informação sobre os componentes

3.1 Substâncias

Sinónimos : Epoxy-Resin
2,2-Bis[4-(glycidyloxy)phenyl]propane
4,4'-Isopropylidenediphenol diglycidyl ether
BADGE
Bisphenol A diglycidyl ether

Peso molecular : 340,4 g/mol
No. CAS : 1675-54-3
No. CE : 216-823-5
No. de Index : 603-073-00-2

Componente	Classificação	Concentração
2,2'-[(1-Methylethylidene)bis(4,1-phenyleneoxymethylene)]bisoxirane		
	Skin Irrit. 2; Eye Irrit. 2; Skin Sens. 1; H315, H319, H317 Limites de concentração: >= 5 %: Eye Irrit. 2, H319; >= 5 %: Skin Irrit. 2, H315;	<= 100 %

Para o pleno texto das DECLARAÇÕES H mencionadas nesta Secção, ver a Secção 16.

SECÇÃO 4: Medidas de primeiros socorros

4.1 Descrição das medidas de primeiros socorros

Recomendação geral

Consultar um médico. Mostrar esta ficha de segurança ao médico de serviço.

Em caso de inalação

Se for respirado, levar a pessoa para o ar fresco. Se não respirar, dar respiração artificial. Consultar um médico.

Em caso de contacto com a pele

Lavar com sabão e muita água. Consultar um médico.

Se entrar em contacto com os olhos

Lavar cuidadosamente com muita água, durante pelo menos quinze minutos, e consultar o médico.

Em caso de ingestão

Nunca dar nada pela boca a uma pessoa inconsciente. Enxaguar a boca com água. Consultar um médico.

4.2 Sintomas e efeitos mais importantes, tanto agudos como retardados

Os sintomas e efeitos mais importantes conhecidos descrevem-se na etiqueta (ver secção 2.2) e / ou na secção 11

4.3 Indicações sobre cuidados médicos urgentes e tratamentos especiais necessários

Dados não disponíveis

SECÇÃO 5: Medidas de combate a incêndios**5.1 Meios de extinção****Meios adequados de extinção**

Utilizar água pulverizada, espuma resistente ao álcool, pó químico seco ou dióxido de carbono.

5.2 Perigos especiais decorrentes da substância ou mistura

Óxidos de carbono

5.3 Recomendações para o pessoal de combate a incêndios

Usar equipamento de respiração autónomo para combate a incêndios, se necessário.

5.4 Informações adicionais

Dados não disponíveis

SECÇÃO 6: Medidas a tomar em caso de fugas acidentais**6.1 Precauções individuais, equipamento de proteção e procedimentos de emergência**

Usar equipamento de proteção individual. Evitar a respiração do vapor/névoa/gas. Assegurar ventilação adequada. Para a proteção individual ver a secção 8.

6.2 Precauções a nível ambiental

Não permitir a entrada do produto no sistema de esgotos.

6.3 Métodos e materiais de confinamento e limpeza

Embeber em material inerte e absorvente e tratar como desperdício especial. Manter em recipientes fechados adequados, para eliminação.

6.4 Remissão para outras secções

Para eliminação de resíduos ver secção 13.

SECÇÃO 7: Manuseamento e armazenagem

7.1 Precauções para um manuseamento seguro

Evitar o contacto com a pele e os olhos. Evitar a inalação do vapor ou da névoa.
Ver precauções na secção 2.2

7.2 Condições de armazenagem segura, incluindo eventuais incompatibilidades

Armazenar em local fresco. Guardar o recipiente herméticamente fechado em lugar seco e bem ventilado.

7.3 Utilização(ões) final(is) específica(s)

Aparte dos usos mencionados na secção 1.2 não se estipulam outros usos específicos

SECÇÃO 8: Controlo da exposição/ Proteção individual

8.1 Parâmetros de controlo

Componentes a controlar com relação ao local de trabalho

Não contem substâncias com valores limites de exposição profissional.

8.2 Controlo da exposição

Controlos técnicos adequados

Manusear de acordo com as boas práticas industriais de higiene e segurança. Lavar as mãos antes dos intervalos e no final do dia de trabalho.

Proteção individual

Protecção ocular/ facial

Mascaras de protecção e óculos de segurança. Use equipamento de protecção ocular testado e aprovado de acordo com as normas governamentais adequadas, tais como NIOSH (US) ou EN 166 (EU).

Protecção da pele

Manusear com luvas. As luvas devem ser inspeccionadas antes da utilização. Use uma técnica adequada para a remoção das luvas (sem tocar a superfície exterior da luva) para evitar o contacto da pele com o produto. Descarte as luvas contaminadas após o uso, em conformidade com as leis e boas práticas de laboratório . Lavar e secar as mãos.

As luvas de protecção seleccionadas têm de estar de acordo com as especificações da Diretiva da UE 2016/425 e da norma EN 374 dela derivada.

Protecção do corpo

Fato completo de protecção para produtos químicos, O tipo de equipamento de protecção deve ser escolhido de acordo com a concentração e a quantidade da substância perigosa no local de trabalho.

Protecção respiratória

Nos casos em que a avaliação de risco mostrar que os respiradores purificadores do ar são apropriados, use um respirador de cobertura facial total com cartuchos de combinação multi-objectivos (E.U.A.) ou do tipo ABEK (EN 14387) como apoio a controlos de engenharia. Se o respirador for o único meio de protecção, usa um respirador de ar de cobertura facial total. Use respiradores e componentes testados e aprovados por normas governamentais apropriadas, tais como as NIOSH (E.U.A.) ou CEN (UE).

Controlo da exposição ambiental

Não permitir a entrada do produto no sistema de esgotos.

SECÇÃO 9: Propriedades físico-químicas

9.1 Informações sobre propriedades físicas e químicas de base

a) Aspeto	Forma: líquido
b) Odor	Dados não disponíveis
c) Limiar olfativo	Dados não disponíveis
d) pH	Dados não disponíveis
e) Ponto de fusão/ponto de congelação	Ponto/intervalo de fusão: 40 °C
f) Ponto de ebulição inicial e intervalo de ebulição	Dados não disponíveis
g) Ponto de inflamação	Dados não disponíveis
h) Taxa de evaporação	Dados não disponíveis
i) Inflamabilidade (sólido, gás)	Pode formar concentrações de poeiras combustíveis no ar.
j) limites de inflamabilidade superior / inferior ou explosivas	Dados não disponíveis
k) Pressão de vapor	Dados não disponíveis
l) Densidade de vapor	Dados não disponíveis
m) Densidade relativa	Dados não disponíveis
n) Hidrossolubilidade	Dados não disponíveis
o) Coeficiente de partição: n-octanol/água	Dados não disponíveis
p) Temperatura de auto-ignição	Dados não disponíveis
q) Temperatura de decomposição	Dados não disponíveis
r) Viscosidade	Dados não disponíveis
s) Propriedades explosivas	Dados não disponíveis
t) Propriedades comburentes	Dados não disponíveis

9.2 Outra informação de segurança

Dados não disponíveis

SECÇÃO 10: Estabilidade e reatividade

10.1 Reatividade

Dados não disponíveis

10.2 Estabilidade química

Estável sob as condições recomendadas de armazenamento.

10.3 Possibilidade de reações perigosas

Dados não disponíveis

10.4 Condições a evitar

Dados não disponíveis

10.5 Materiais incompatíveis

Agentes oxidantes fortes

10.6 Produtos de decomposição perigosos

Produtos perigosos de decomposição formados durante os incêndios. - Óxidos de carbono

Outros produtos de decomposição perigosos - Dados não disponíveis

Em caso de incêndio: veja-se secção 5

SECÇÃO 11: Informação toxicológica

11.1 Informações sobre os efeitos toxicológicos

Toxicidade aguda

DL50 Oral - Ratazana - > 4.000 mg/kg

DL50 Dérmico - Coelho - 20.000 mg/kg

Observações: Comportamento: Sonolência (diminuição da actividade geral) Diarreia

Nutrição e Metabolismo geral: Alterações: Perda de peso ou diminuição do seu aumento.

Corrosão/irritação cutânea

Dados não disponíveis

Lesões oculares graves/irritação ocular

Dados não disponíveis

Sensibilização respiratória ou cutânea

Dados não disponíveis

Mutagenicidade em células germinativas

Rato

Danificação do DNA

Carcinogenicidade

IARC: Nenhum componente deste produto presente a níveis maiores ou iguais a 0.1% é identificado como carcinógeno provável, possível ou confirmado pelo IARC.

Toxicidade reprodutiva

Dados não disponíveis

Toxicidade para órgãos-alvo específicos - exposição única

Dados não disponíveis

Toxicidade para órgãos-alvo específicos - exposição repetida

Dados não disponíveis

Perigo de aspiração

Dados não disponíveis

Informação adicional

RTECS: dados não disponíveis

Até onde sabemos, as propriedades químicas, físicas e toxicológicas não foram minuciosamente investigadas.

SECÇÃO 12: Informação ecológica

12.1 Toxicidade

Dados não disponíveis

12.2 Persistência e degradabilidade

Dados não disponíveis

12.3 Potencial de bioacumulação

Dados não disponíveis

12.4 Mobilidade no solo

Dados não disponíveis

12.5 Resultados da avaliação PBT e mPmB

A substância/mistura não contém componentes considerados persistentes, bioacumuláveis e tóxicos (PBT) ou muito persistentes e muito bioacumuláveis (vPvB) a níveis de 0.1% ou superior.

12.6 Outros efeitos adversos

Dados não disponíveis

SECÇÃO 13: Considerações relativas à eliminação

13.1 Métodos de tratamento de resíduos

Produto

Propor a entrega de soluções excedentes e não recicláveis a uma empresa idónea de tratamento de resíduos.

Embalagens contaminadas

Eliminar como produto Não utilizado.

SECÇÃO 14: Informações relativas ao transporte

14.1 Número ONU

ADR/RID: -

IMDG: -

IATA: -

14.2 Designação oficial de transporte da ONU

ADR/RID: Mercadorias não perigosas

IMDG: Not dangerous goods

IATA: Not dangerous goods

14.3 Classes de perigo para efeitos de transporte

ADR/RID: -

IMDG: -

IATA: -

14.4 Grupo de embalagem

ADR/RID: -

IMDG: -

IATA: -

14.5 Perigos para o ambiente

ADR/RID: não

IMDG Poluente marinho: não

IATA: não

14.6 Precauções especiais para o utilizador

Dados não disponíveis

SECÇÃO 15: Informação sobre regulamentação

15.1 Regulamentação/legislação específica para a substância ou mistura em matéria de saúde, segurança e ambiente

Esta folha de dados de segurança obedece aos requerimentos da Regulamento (CE) No. 1907/2006.

15.2 Avaliação da segurança química

Para este produto não se realizou uma avaliação de segurança química

SECÇÃO 16: Outras informações

Texto integral das declarações H referidas nos parágrafos 2 e 3.

H315	Provoca irritação cutânea.
H317	Pode provocar uma reacção alérgica cutânea.
H319	Provoca irritação ocular grave.

Informações adicionais

Direitos exclusivos, 2018, da Sigma-Aldrich Co. LLC. Permissão concedida para fazer número ilimitado de cópias em papel, somente para uso interno.

Acredita-se que as informações acima estejam correctas, embora não pretendam ser totalmente abrangentes, devendo ser usadas apenas como um guia. A informação contida neste documento esta baseada no presente estado do nosso conhecimento e é aplicável às precauções de segurança apropriadas para o produto. Não representa nenhuma garantia das propriedades do produto. A Corporação Sigma-Aldrich e as suas companhias afiliadas, não responderão por nenhum dano resultante do manuseio ou do contato com o produto acima. Consultar www.sigma-aldrich.com e/ou o verso da factura ou nota que acompanha o produto para tomar conhecimento dos termos adicionais e condições de venda.

A marca no cabeçalho e/ou rodapé deste documento pode não corresponder temporariamente ao produto adquirido, uma vez que alteramos a nossa marca. No entanto, todas as informações no documento referentes ao produto não sofreram alterações e correspondem ao produto encomendado. Para obter mais informações, envie um e-mail para mlsbranding@sial.com.

6.1.9 Loctite® Frekote 770-NC™

LOCTITE® FREKOTE 770-NC™

Known as 770-NC™
August 2014

PRODUCT DESCRIPTION

LOCTITE® FREKOTE 770-NC™ provides the following product characteristics:

Technology	Mold Release
Appearance	Clear, colorless ^{LMS}
Chemical Type	Solvent Based Polymer
Odor	Solvent
Cure	Room temperature cure
Cured Thermal Stability	≤400 °C
Application	Release Coatings
Application Temperature	15 to 60 °C
Specific Benefit	• No contaminating transfer • High gloss finish • High slip • No mold build-up • Low odor

LOCTITE® FREKOTE 770-NC™ offers excellent release for various molding applications. LOCTITE® FREKOTE 770-NC™ can be used for the release of epoxies, polyester resins, vinyl ester resins, thermoplastics, adhesives, and rotationally molded plastics. This product is particularly well suited for tougher to release processes such as filament winding and non gel coated polyester and fiberglass molding.

TYPICAL PROPERTIES OF UNCURED MATERIAL

Specific Gravity @ 25 °C 0.715 to 0.725^{LMS}

Flash Point - See SDS

GENERAL INFORMATION

This product is not recommended for use in pure oxygen and/or oxygen rich systems and should not be selected as a sealant for chlorine or other strong oxidizing materials.

For safe handling information on this product, consult the Safety Data Sheet (SDS).

Mold Preparation

Cleaning:

Mold surfaces must be thoroughly cleaned and dried. All traces of prior release must be removed. This may be accomplished by using Frekote® PMC or other suitable cleaner. Frekote® 915WB™ or light abrasives can be used for heavy build-up.

Sealing

New/Repaired

Molds:

Occasionally, green or freshly repaired molds are rushed into service prior to complete cure causing an increased amount of free styrene on the mold surface. Fresh or "production line" repairs, new fiberglass and epoxy molds should be cured per manufacturer's instructions, usually a minimum of 2 -3 weeks at 22°C before starting full-scale production. Fully cured previously unused molds should be sealed before use. This can be accomplished by applying one to two coats of an appropriate Frekote® mold sealer, following the directions for use instructions. Allow full cure of the appropriate Frekote® mold sealer before you apply the first coat of LOCTITE® FREKOTE 770-NC™ as outlined in the directions of use.

Directions for use:

1. LOCTITE® FREKOTE 770-NC™ can be applied to mold surfaces at room temperature up to 60°C by spraying, brushing or wiping with a clean lint-free, cloth. When spraying ensure a dry air source is used or use an airless spray system. Always use in a well ventilated area.
2. Wipe or spray on a smooth, thin, continuous, wet film. Avoid wiping or spraying over the same area that was just coated until the solvent has evaporated. If spraying, hold nozzle 20 to 30cm from mold surface. It is suggested that small areas be coated, working progressively from one side of the mold to the other.
3. Initially, apply 2 to 3 base coats allowing 5 to 10 minutes between coats for solvent evaporation .
4. Allow the final coat to cure for 5 to 10 minutes at 22°C.
5. Maximum releases will be obtained as the mold surface becomes conditioned to LOCTITE® FREKOTE 770-NC™ . Performance can be enhanced by re-coating once, after the first few initial pulls.
6. When any release difficulty is experienced, the area in question can be "touched-up" by re-coating the entire mold surface or just those areas where release difficulty is occurring.
7. **NOTE:** LOCTITE® FREKOTE 770-NC™ is moisture sensitive, keep container tightly closed when not in use. The product should always be used in a well ventilated area.
8. **Precaution:** Users of closed mold systems (rotomolding) must be certain that solvent evaporation is complete and that all solvent vapors have been ventilated from the mold cavity prior to closing the mold. An oil-free compressed air source can be used to assist in evaporation of solvents and ventilation of the mold cavity.

Mold Touch up

Touch up coats should only be applied to areas where poor release is noticed and should be applied using the same

method as base coats. This will reduce the possibility of release agent or polymer build-up. The frequency of touch ups will depend on the polymer type, mold configuration, and abrasion parameters.

Loctite Material Specification^{LMS}

LMS dated May 29, 2007. Test reports for each batch are available for the indicated properties. LMS test reports include selected QC test parameters considered appropriate to specifications for customer use. Additionally, comprehensive controls are in place to assure product quality and consistency. Special customer specification requirements may be coordinated through Henkel Quality.

Storage

The product is classified as flammable and must be stored in an appropriate manner in compliance with relevant regulations. Do not store near oxidizing agents or combustible materials. Store product in the unopened container in a dry location. Storage information may also be indicated on the product container labelling.

Optimal Storage: 8 °C to 21 °C. Storage below 8 °C or greater than 28 °C can adversely affect product properties.

Material removed from containers may be contaminated during use. Do not return product to the original container. Henkel cannot assume responsibility for product which has been contaminated or stored under conditions other than those previously indicated. If additional information is required, please contact your local Technical Service Center or Customer Service Representative.

Conversions

$(^{\circ}\text{C} \times 1.8) + 32 = ^{\circ}\text{F}$
 $\text{kV/mm} \times 25.4 = \text{V/mm}$
 $\text{mm} / 25.4 = \text{inches}$
 $\mu\text{m} / 25.4 = \text{mil}$
 $\text{N} \times 0.225 = \text{lb}$
 $\text{N/mm} \times 5.71 = \text{lb/in}$
 $\text{N/mm}^2 \times 145 = \text{psi}$
 $\text{MPa} \times 145 = \text{psi}$
 $\text{N}\cdot\text{m} \times 8.851 = \text{lb}\cdot\text{in}$
 $\text{N}\cdot\text{m} \times 0.738 = \text{lb}\cdot\text{ft}$
 $\text{N}\cdot\text{mm} \times 0.142 = \text{oz}\cdot\text{in}$
 $\text{mPa}\cdot\text{s} = \text{cP}$

Note:

The information provided in this Technical Data Sheet (TDS) including the recommendations for use and application of the product are based on our knowledge and experience of the product as at the date of this TDS. The product can have a variety of different applications as well as differing application and working conditions in your environment that are beyond our control. Henkel is, therefore, not liable for the suitability of our product for the production processes and conditions in respect of which you use them, as well as the intended applications and results. We strongly recommend that you carry out your own prior trials to confirm such suitability of our product.

Any liability in respect of the information in the Technical Data Sheet or any other written or oral recommendation(s) regarding the concerned product is excluded, except if otherwise explicitly agreed and except in relation to death or personal injury caused by our negligence and any liability under any applicable mandatory product liability law.

In case products are delivered by Henkel Belgium NV, Henkel Electronic Materials NV, Henkel Nederland BV, Henkel Technologies France SAS and Henkel France SA please additionally note the following:

In case Henkel would be nevertheless held liable, on whatever legal ground, Henkel's liability will in no event exceed the amount of the concerned delivery.

In case products are delivered by Henkel Colombiana, S.A.S. the following disclaimer is applicable:

The information provided in this Technical Data Sheet (TDS) including the recommendations for use and application of the product are based on our

knowledge and experience of the product as at the date of this TDS. Henkel is, therefore, not liable for the suitability of our product for the production processes and conditions in respect of which you use them, as well as the intended applications and results. We strongly recommend that you carry out your own prior trials to confirm such suitability of our product.

Any liability in respect of the information in the Technical Data Sheet or any other written or oral recommendation(s) regarding the concerned product is excluded, except if otherwise explicitly agreed and except in relation to death or personal injury caused by our negligence and any liability under any applicable mandatory product liability law.

In case products are delivered by Henkel Corporation, Resin Technology Group, Inc., or Henkel Canada Corporation, the following disclaimer is applicable:

The data contained herein are furnished for information only and are believed to be reliable. We cannot assume responsibility for the results obtained by others over whose methods we have no control. It is the user's responsibility to determine suitability for the user's purpose of any production methods mentioned herein and to adopt such precautions as may be advisable for the protection of property and of persons against any hazards that may be involved in the handling and use thereof. In light of the foregoing, **Henkel Corporation specifically disclaims all warranties expressed or implied, including warranties of merchantability or fitness for a particular purpose, arising from sale or use of Henkel Corporation's products. Henkel Corporation specifically disclaims any liability for consequential or incidental damages of any kind, including lost profits.** The discussion herein of various processes or compositions is not to be interpreted as representation that they are free from domination of patents owned by others or as a license under any Henkel Corporation patents that may cover such processes or compositions. We recommend that each prospective user test his proposed application before repetitive use, using this data as a guide. This product may be covered by one or more United States or foreign patents or patent applications.

Trademark usage

Except as otherwise noted, all trademarks in this document are trademarks of Henkel Corporation in the U.S. and elsewhere. ® denotes a trademark registered in the U.S. Patent and Trademark Office.

Reference 0.1

6.1.10 Araldite® 2015

Araldite® 2015 Adhesive

Product Description

Araldite® 2015 structural adhesive is a two component, room temperature curing paste adhesive giving a resilient bond. It is thixotropic and non-sagging up to 0.394 (10 mm) thickness. It is particularly suitable for SMC and GRP bonding.

Features

- Toughened paste
- Ideal for bonding GRP, SMC and dissimilar substrates
- Low shrinkage
- Gap filling, non-sagging up to 0.394 in (10 mm) thickness
- High shear and peel strength

Typical Properties*

Property	Araldite® 2015 A	Araldite® 2015 B	Mixed System
Appearance	Neutral paste	Neutral paste	Neutral paste
Density, g/cm ³	~1.4	~1.4	~1.4
Viscosity at 25°C, cP	Thixotropic	Thixotropic	Thixotropic
Pot life at 25°C, 100 g, min	--	--	~30 - 40

*Properties are based on Huntsman test methods. Copies are available upon request

Processing

Mix Ratio

Product	Parts by weight	Parts by volume
Araldite® 2015 A	100	100
Araldite® 2015 B	100	100

Pretreatment

The strength and durability of a bonded joint are dependent on proper treatment of the surfaces to be bonded. At the very least, joint surfaces should be cleaned with a good degreasing agent such as acetone, isopropanol (for plastics) or other proprietary degreasing agents in order to remove all traces of oil, grease and dirt. Low-grade alcohol, gasoline, or paint thinners should never be used. The strongest and most durable joints are obtained by either mechanically abrading or chemically etching ("pickling") the degreased surfaces. Abrading should be followed by a second degreasing treatment.

Araldite® 2015 structural adhesive is available in cartridges incorporating mixers and can be applied as ready to use adhesive with the aid of the tool recommended by Huntsman Advanced Materials.

Application of adhesive

The resin/hardener mix may be applied manually or robotically to the pretreated and dry joint surfaces. Huntsman's technical support group can assist the user in the selection of a suitable application method as well as suggest a variety of reputable companies that manufacture and service adhesive dispensing equipment. A layer of adhesive 0.002 to 0.004 in (0.05 to 0.10 mm) thick will normally impart the greatest lap shear strength to the joint. Huntsman stresses that proper adhesive joint design is also critical for a durable bond. The joint components should be assembled and secured in a fixed position as soon as the adhesive has been applied. For more detailed explanations regarding surface preparation and pretreatment, adhesive joint design, and the dual syringe dispensing system, visit www.araldite2000plus.com.

Equipment Maintenance

All tools should be cleaned with hot water and soap before adhesives residues have had time to cure. The removal of cured residues is a difficult and time-consuming operation. If solvents such as acetone are used for cleaning, operatives should take the appropriate precautions and, in addition, avoid skin and eye contact.

Cure times to reach minimum shear strength

Temperature, °F	50	59	73	104	140	212
Cure time to reach LSS* > 145 psi (1 MPa), hours minutes	12 -	7.5 -	4 -	1 -	- 17	- 6
Cure time to reach LSS > 1450 psi (10 MPa), hours minutes	21 -	13 -	6 -	2 -	- 35	- 7

*LSS = Lap shear strength

Typical Physical Properties

Unless otherwise stated, the data were determined with typical production batches using standard test methods. They are typical values only, and do not constitute a product specification.

Unless a different specification is given, the figures below were all determined by testing standard specimens made by lap-jointing 4.5 x 1 x 0.063 in (114 x 25 x 1.6 mm) strips of aluminum alloy. The joint area was 0.5 x 1 in (12.5 x 25 mm) in each case. Samples were cured at 104°F (40°C) for 16 hours and tested at 23°C, unless otherwise noted.

Property	Value			Test Method
Average lap shear strength, metal-metal joints, sand blasting pre-treatment, psi				ISO 4587
Aluminum	2,408			
Steel 37/11	2,886			
Stainless steel V4A	2,640			
Galvanized steel	1,566			
Copper	2,872			
Brass	3,075			
Average lap shear strength, plastic-plastic joints, lightly abrade and alcohol degrease pre, psi				ISO 4587
GRP	1,334			
CFRP	2,074			
SMC	1,015			
ABS	580			
PVC	580			
PMMA	334			
Polycarbonate	435			
Polyamides	276			
Lap shear strength, after immersion in 23°C media, psi	30 days	60 days	90 days	ISO 4587
As-made value	--	--	2,408	
IMS	--	--	2,002	
Gasoline	--	--	2,509	
Ethyl acetate	--	--	1,784	
Acetic acid, 10%	--	827	--	
Xylene	--	--	2,045	
Lubricating oil	--	--	3,002	
Paraffin	--	--	2,683	
Water at 73°F	--	--	1,450	
Water at 140°F	--	--	1,900	
Water at 194°F	1624	--	1,523	
Lap shear strength, exposure to tropical weather,* psi				ISO 4587 / DIN 50015
As-made value	2,408			
30 days	1,871			
60 days	1,871			
90 days	2,263			

Advanced Materials

Technical Datasheet

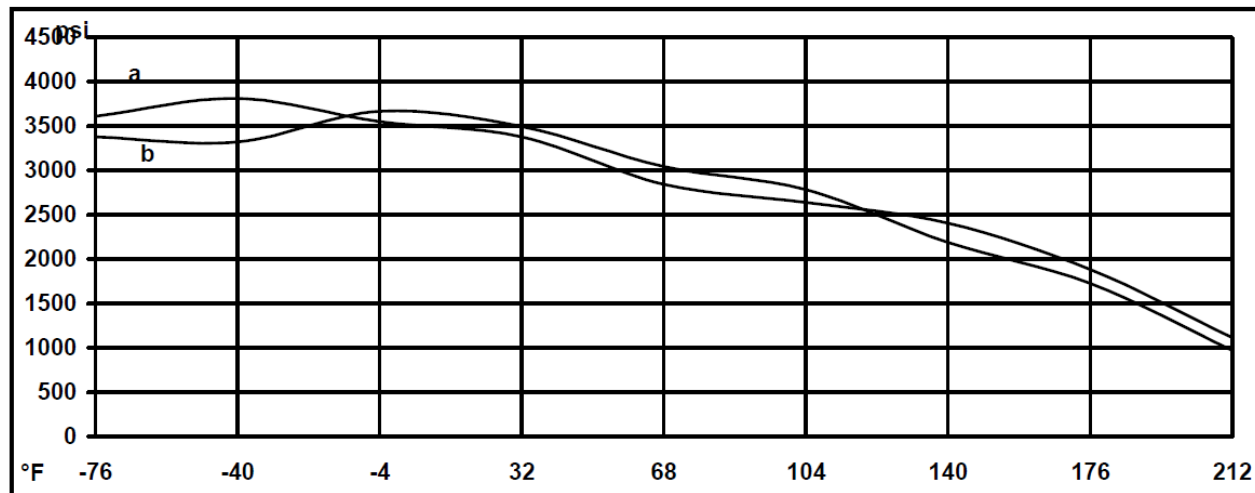
Lap shear strength, heat aging at 158°F, psi As-made value 30 days 60 days 90 days Thermal cycling [†]	2,408 2,814 3,321 3,292 3,002	ISO 4587
Roller peel test, pli (N/mm)	23 (4.0)	ISO 4578
Glass transition temperature, T _g , °F (°C) Cure: 16 h at 104°F (40°C) 1 h at 176°F (80°C)	153 (67) by DSC 189 (87) by shear modulus	Huntsman DIN 53445
Dielectric constant (500v at 25°C), at 1 kHz	5.6	
Flexural strength, psi (MPa)	6,193 (42.7)	ISO 178
Flexural modulus, psi (MPa)	263,040 (1813.6)	ISO 178
Tensile strength, psi (MPa)	4351 (30)	ISO 527
Tensile modulus, psi (MPa)	290,075 (2)	ISO 527
Elongation at tensile break, %	4.4	ISO 527
Shear modulus, cure 1 h at 176°F, psi (GPa) 32°F G' Λ 77°F G' Λ 122°F G' Λ 167°F G' Λ 212°F G' Λ	145,038 (1.0) 0.25 130,534 (0.9) 0.25 116,030 (0.8) 0.35 29,008 (0.2) 1.9 290 (0.002) 0.5	DIN 53445
Resistance to fatigue, 40 Hz at 23°C Maximum applied load: 20% of static failing load Sandblasted aluminum Chromate pickled aluminum 25% of static failing load Sandblasted aluminum Chromate pickled aluminum 30% of static failing load Sandblasted aluminum Chromate pickled aluminum	Cycles to failure >10 ⁷ >10 ⁷ >10 ⁷ >10 ⁷ 3 x 10 ⁶ 8 x 10 ⁵	Static failing load: 2321 psi (16 MPa)

*40/92, DIN 50015; typical average values; test at 23°C.

[†]25 cycles -22°F to 158°F (-30°C to + 70°C).

Figure 1. Lap shear strength versus temperature (ISO 4587) (typical average values)

Cure: (a) = 7 days at 73°F (23°C); (b) = 24 hours at 73°F (23°C) + 30 min / 176°F (80°C)



Storage

Araldite® 2015 Adhesive should be stored in a dry place, in the original sealed containers, at temperatures between 2°C and 40°C (36°F and 104°F). Under these storage conditions, the product has a shelf life of **3 years** (from date of manufacture). The product should not be exposed to direct sunlight.

If stored below 60°F, the adhesive should be brought to 60°F - 77°F and conditioned at this temperature for some time prior to use.

Precautionary Statement

Huntsman Advanced Materials Americas LLC maintains up-to-date Safety Data Sheets (SDS) on all of its products. These sheets contain pertinent information that you may need to protect your employees and customers against any known health or safety hazards associated with our products. Users should review the latest MSDS to determine possible health hazards and appropriate precautions to implement prior to using this material.

First Aid!

Refer to SDS as mentioned above.

KEEP OUT OF REACH OF CHILDREN

FOR PROFESSIONAL AND INDUSTRIAL USE ONLY

Important Legal Notice

Sales of the product described herein ("Product") are subject to the general terms and conditions of sale of either Huntsman Advanced Materials LLC, or its appropriate affiliate including without limitation Huntsman Advanced Materials (Europe) BVBA, Huntsman Advanced Materials Americas Inc., or Huntsman Advanced Materials (Hong Kong) Ltd. ("Huntsman"). The following supercedes Buyer's documents.

Huntsman warrants that at the time and place of delivery all Products sold to Buyer shall conform to the specifications provided to Buyer by Huntsman.

While the information and recommendations included in this publication are, to the best of Huntsman's knowledge, accurate as of the date of publication, NOTHING CONTAINED HEREIN (EXCEPT AS SET FORTH ABOVE REGARDING CONFORMANCE WITH SPECIFICATIONS PROVIDED TO BUYER BY HUNTSMAN) IS TO BE CONSTRUED AS A REPRESENTATION OR WARRANTY OF ANY KIND, EXPRESS OR IMPLIED, INCLUDING BUT NOT LIMITED TO ANY WARRANTY OF MERCHANTABILITY OR FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE, NONINFRINGEMENT OF ANY INTELLECTUAL PROPERTY RIGHTS, OR WARRANTIES AS TO QUALITY OR CORRESPONDENCE WITH PRIOR DESCRIPTION OR SAMPLE, AND THE BUYER ASSUMES ALL RISK AND LIABILITY WHATSOEVER RESULTING FROM THE USE OF SUCH PRODUCT, WHETHER USED SINGLY OR IN COMBINATION WITH OTHER SUBSTANCES.

No statements or recommendations made herein are to be construed as a representation about the suitability of any Product for the particular application of Buyer or user or as an inducement to infringe any patent or other intellectual property right. Buyer is responsible to determine the applicability of such information and recommendations and the suitability of any Product for its own particular purpose, and to ensure that its intended use of the Product does not infringe any intellectual property rights.

The Product may be or become hazardous. The Buyer should obtain Material Safety Data Sheets and Technical Data Sheets from Huntsman containing detailed information on Product hazards and toxicity, together with proper shipping, handling and storage procedures for the Product, and should comply with all applicable governmental laws, regulations and standards relating to the handling, use, storage, distribution and disposal of, and exposure to the Product. Buyer shall also take all steps necessary to adequately inform, warn and familiarize its employees, agents, direct and indirect customers and contractors who may handle or be exposed to the Product of all hazards pertaining to and proper procedures for safe handling, use, storage, transportation and disposal of and exposure to the Product, and the containers or equipment in which the Product may be handled, shipped or stored.

Araldite is a registered trademark of Huntsman LLC or an affiliate thereof in one or more, but not all countries.

© 2015 Huntsman Advanced Materials Inc.

Main Offices:

Huntsman Corporation
10003 Woodloch Forest Dr
The Woodlands, TX 77380
888-564-9318

Huntsman Advanced Technology Center
8600 Gosling Rd.
The Woodlands, TX 77381
281-719-7400

6.2 Tratamento de dados

6.2.1 Medições dos Laminados 300×300 mm²

Legenda:	
	Usado para <i>sandwich</i>
	Não usar
	Indisponível
	Spare parts

Laminado 1					Laminado 2				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,22	1,226	-0,006	0,026	2,091	1,23	1,237	-0,007	0,023	1,870
1,23		0,004			1,24		0,003		
1,24		0,014			1,26		0,023		
1,24		0,014			1,23		-0,007		
1,24		0,014			1,24		0,003		
1,20		-0,026			1,22		-0,017		
1,22		-0,006			1,24		0,003		
1,21		-0,016			1,23		-0,007		
1,21		-0,016			1,26		0,023		
1,22		-0,006			1,23		-0,007		
1,22		-0,006			1,24		0,003		
1,21		-0,016			1,24		0,003		
1,22		-0,006			1,22		-0,017		
1,25		0,024			1,25		0,013		
1,25		0,024			1,22		-0,017		
1,23		0,004			1,24		0,003		

Laminado 3					Laminado 4				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,25	1,252	-0,002	0,028	2,247	1,220	1,223	-0,002	0,028	2,249
1,24		-0,012			1,220		-0,002		
1,26		0,008			1,220		-0,002		
1,26		0,008			1,220		-0,002		
1,28		0,028			1,210		-0,013		
1,28		0,028			1,220		-0,002		
1,26		0,008			1,200		-0,023		
1,26		0,008			1,200		-0,023		
1,25		-0,002			1,210		-0,013		
1,27		0,018			1,200		-0,023		
1,24		-0,012			1,240		0,018		
1,23		-0,022			1,220		-0,002		
1,23		-0,022			1,230		0,008		
1,24		-0,012			1,250		0,028		
1,25		-0,002			1,250		0,028		
1,23		-0,022			1,250		0,028		

Laminado 5					Laminado 6				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,20	1,223	-0,023	0,023	1,891	1,25	1,236	0,014	0,016	1,314
1,21		-0,013			1,25		0,014		
1,22		-0,003			1,24		0,004		
1,23		0,007			1,24		0,004		
1,22		-0,003			1,24		0,004		
1,22		-0,003			1,23		-0,006		
1,22		-0,003			1,23		-0,006		
1,22		-0,003			1,23		-0,006		
1,22		-0,003			1,23		-0,006		
1,23		0,007			1,24		0,004		
1,24		0,017			1,24		0,004		
1,24		0,017			1,22		-0,016		
1,24		0,017			1,23		-0,006		
1,23		0,007			1,24		0,004		
1,22		-0,003			1,23		-0,006		
1,21		-0,013			1,24		0,004		

Laminado 7					Laminado 8				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,23	1,236	-0,006	0,026	2,123	1,22	1,223	-0,003	0,033	2,708
1,23		-0,006			1,23		0,007		
1,25		0,014			1,24		0,017		
1,24		0,004			1,23		0,007		
1,25		0,014			1,23		0,007		
1,25		0,014			1,24		0,017		
1,22		-0,016			1,21		-0,013		
1,23		-0,006			1,22		-0,003		
1,24		0,004			1,19		-0,033		
1,22		-0,016			1,22		-0,003		
1,25		0,014			1,22		-0,003		
1,21		-0,026			1,21		-0,013		
1,22		-0,016			1,23		0,007		
1,26		0,024			1,23		0,007		
1,25		0,014			1,24		0,017		
1,23		-0,006			1,21		-0,013		

Laminado 9					Laminado 10				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,23	1,233	-0,002	0,038	3,043	1,23	1,234	-0,004	0,036	2,886
1,22		-0,013			1,21		-0,024		
1,24		0,008			1,24		0,006		
1,23		-0,002			1,27		0,036		
1,22		-0,013			1,23		-0,004		
1,23		-0,002			1,26		0,026		
1,25		0,018			1,23		-0,004		
1,24		0,008			1,22		-0,014		
1,22		-0,013			1,22		-0,014		
1,23		-0,002			1,25		0,016		
1,23		-0,002			1,25		0,016		
1,21		-0,023			1,27		0,036		
1,22		-0,013			1,24		0,006		
1,25		0,018			1,21		-0,024		
1,23		-0,002			1,22		-0,014		
1,27		0,038			1,20		-0,034		

Laminado 11					Laminado 12				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
1,18	1,184	-0,004	0,116	9,820	1,21	1,231	-0,021	0,021	1,726
1,20		0,016			1,23		-0,001		
1,20		0,016			1,21		-0,021		
1,19		0,006			1,22		-0,011		
1,15		-0,034			1,24		0,009		
1,17		-0,014			1,24		0,009		
1,30		0,116			1,24		0,009		
1,16		-0,024			1,24		0,009		
1,20		0,016			1,25		0,019		
1,19		0,006			1,25		0,019		
1,19		0,006			1,23		-0,001		
1,17		-0,014			1,23		-0,001		
1,15		-0,034			1,21		-0,021		
1,17		-0,014			1,24		0,009		
1,16		-0,024			1,24		0,009		
1,16		-0,024			1,22		-0,011		

Laminado 13					Laminado 14				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
1,23	1,226	0,004	0,024	1,989	1,31	1,291	0,019	0,031	2,373
1,23		0,004			1,26		-0,031		
1,25		0,024			1,28		-0,011		
1,21		-0,016			1,28		-0,011		
1,22		-0,006			1,28		-0,011		
1,25		0,024			1,28		-0,011		
1,23		0,004			1,28		-0,011		
1,23		0,004			1,29		-0,001		
1,23		0,004			1,32		0,029		
1,22		-0,006			1,32		0,029		
1,24		0,014			1,27		-0,021		
1,22		-0,006			1,32		0,029		
1,21		-0,016			1,28		-0,011		
1,22		-0,006			1,29		-0,001		
1,21		-0,016			1,30		0,009		
1,21		-0,016			1,29		-0,001		

Laminado 15					Laminado 16				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,28	1,282	-0,002	0,028	2,194	1,31	1,286	0,024	0,036	2,818
1,28		-0,002			1,30		0,014		
1,28		-0,002			1,30		0,014		
1,27		-0,012			1,30		0,014		
1,30		0,018			1,30		0,014		
1,26		-0,022			1,31		0,024		
1,30		0,018			1,31		0,024		
1,28		-0,002			1,27		-0,016		
1,28		-0,002			1,27		-0,016		
1,29		0,008			1,25		-0,036		
1,28		-0,002			1,28		-0,006		
1,30		0,018			1,26		-0,026		
1,31		0,028			1,28		-0,006		
1,28		-0,002			1,28		-0,006		
1,26		-0,022			1,28		-0,006		
1,26		-0,022			1,28		-0,006		

Laminado 17					Laminado 18				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,26	1,265	-0,005	0,025	1,976	1,28	1,271	0,009	0,021	1,623
1,27		0,005			1,27		-0,001		
1,25		-0,015			1,27		-0,001		
1,27		0,005			1,26		-0,011		
1,27		0,005			1,27		-0,001		
1,26		-0,005			1,29		0,019		
1,27		0,005			1,28		0,009		
1,27		0,005			1,27		-0,001		
1,28		0,015			1,27		-0,001		
1,28		0,015			1,27		-0,001		
1,26		-0,005			1,25		-0,021		
1,26		-0,005			1,26		-0,011		
1,28		0,015			1,27		-0,001		
1,26		-0,005			1,28		0,009		
1,26		-0,005			1,28		0,009		
1,24		-0,025			1,26		-0,011		

Laminado 19					Laminado 20				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,29	1,273	0,018	0,028	2,161	1,27	1,269	0,001	0,039	3,054
1,30		0,028			1,29		0,021		
1,27		-0,002			1,28		0,011		
1,25		-0,022			1,28		0,011		
1,26		-0,012			1,27		0,001		
1,27		-0,002			1,27		0,001		
1,28		0,008			1,28		0,011		
1,27		-0,002			1,28		0,011		
1,26		-0,012			1,28		0,011		
1,28		0,008			1,25		-0,019		
1,25		-0,022			1,28		0,011		
1,27		-0,002			1,26		-0,009		
1,27		-0,002			1,23		-0,039		
1,28		0,008			1,25		-0,019		
1,27		-0,002			1,26		-0,009		
1,29		0,018			1,27		0,001		

Laminado 21					Laminado 22				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,29	1,286	0,004	0,044	3,401	1,26	1,241	0,019	0,031	2,469
1,28		-0,006			1,25		0,009		
1,30		0,014			1,26		0,019		
1,28		-0,006			1,26		0,019		
1,29		0,004			1,23		-0,011		
1,31		0,024			1,25		0,009		
1,30		0,014			1,24		-0,001		
1,26		-0,026			1,21		-0,031		
1,33		0,044			1,22		-0,021		
1,29		0,004			1,24		-0,001		
1,31		0,024			1,22		-0,021		
1,27		-0,016			1,24		-0,001		
1,27		-0,016			1,24		-0,001		
1,29		0,004			1,24		-0,001		
1,26		-0,026			1,25		0,009		
1,25		-0,036			1,24		-0,001		

Laminado 23 (contaminado)					Laminado 24 (Espelhado dos dois lados)				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,25	1,258	-0,008	0,053	4,175	1,35	1,396	-0,046	0,114	8,147
1,25		-0,008			1,39		-0,006		
1,23		-0,028			1,39		-0,006		
1,23		-0,028			1,36		-0,036		
1,27		0,013			1,38		-0,016		
1,25		-0,008			1,44		0,044		
1,25		-0,008			1,44		0,044		
1,26		0,002			1,34		-0,056		
1,27		0,013			1,41		0,014		
1,27		0,013			1,51		0,114		
1,26		0,002			1,41		0,014		
1,31		0,053			1,40		0,004		
1,22		-0,038			1,36		-0,036		
1,26		0,002			1,41		0,014		
1,27		0,013			1,39		-0,006		
1,27		0,013			1,36		-0,036		

6.2.2 Medições dos Laminados 150×100 mm²

Legenda:	
	Usado para <i>sandwich</i>
	Não usar
	Indisponível
	Spare parts

Laminado 1					Laminado 2				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,19	1,214	-0,024	0,024	1,990	1,22	1,212	0,008	0,022	1,788
1,22		0,006			1,21		-0,002		
1,22		0,006			1,22		0,008		
1,22		0,006			1,22		0,008		
1,21		-0,004			1,22		0,008		
1,21		-0,004			1,22		0,008		
1,21		-0,004			1,20		-0,012		
1,23		0,016			1,21		-0,002		
1,21		-0,004			1,19		-0,022		
1,22		0,006			1,21		-0,002		
1,22		0,006			1,23		0,018		
1,21		-0,004			1,19		-0,022		

Laminado 3					Laminado 4				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,21	1,215	-0,005	0,025	2,058	1,20	1,211	-0,011	0,049	4,061
1,22		0,005			1,21		-0,001		
1,20		-0,015			1,21		-0,001		
1,21		-0,005			1,23		0,019		
1,24		0,025			1,26		0,049		
1,22		0,005			1,21		-0,001		
1,21		-0,005			1,21		-0,001		
1,21		-0,005			1,19		-0,021		
1,21		-0,005			1,20		-0,011		
1,21		-0,005			1,21		-0,001		
1,22		0,005			1,20		-0,011		
1,22		0,005			1,20		-0,011		

Laminado 5					Laminado 6				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,18	1,202	-0,022	0,022	1,803	1,21	1,210	0,000	0,020	1,653
1,20		-0,002			1,20		-0,010		
1,20		-0,002			1,20		-0,010		
1,20		-0,002			1,20		-0,010		
1,22		0,018			1,23		0,020		
1,19		-0,012			1,21		0,000		
1,21		0,008			1,20		-0,010		
1,20		-0,002			1,20		-0,010		
1,20		-0,002			1,22		0,010		
1,20		-0,002			1,22		0,010		
1,21		0,008			1,23		0,020		
1,21		0,008			1,20		-0,010		

Laminado 7					Laminado 8				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,20	1,204	-0,004	0,024	2,007	1,21	1,201	0,009	0,029	2,429
1,22		0,016			1,20		-0,001		
1,20		-0,004			1,18		-0,021		
1,20		-0,004			1,19		-0,011		
1,19		-0,014			1,20		-0,001		
1,18		-0,024			1,18		-0,021		
1,20		-0,004			1,20		-0,001		
1,21		0,006			1,20		-0,001		
1,21		0,006			1,19		-0,011		
1,22		0,016			1,23		0,029		
1,22		0,016			1,21		0,009		
1,20		-0,004			1,22		0,019		

Laminado 9					Laminado 10				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	I_a (mm)	I_r (%)
1,23	1,229	0,001	0,041	3,322	1,20	1,208	-0,007	0,033	2,692
1,23		0,001			1,22		0,013		
1,27		0,041			1,19		-0,017		
1,27		0,041			1,20		-0,007		
1,22		-0,009			1,22		0,013		
1,22		-0,009			1,19		-0,017		
1,23		0,001			1,20		-0,007		
1,23		0,001			1,20		-0,007		
1,20		-0,029			1,22		0,013		
1,21		-0,019			1,22		0,013		
1,23		0,001			1,24		0,033		
1,21		-0,019			1,19		-0,017		

6.2.3 Experiências e processamento de Reverlink™

SC6 + DGEBA									
07/05/2015		Ref : HR-T00-6E140-SM29							
DER 330				SC6 ou HR-NR (HN-50-NC)				Total	
IE	EEW	n_{fonction} (mol)	m (g)	IA	EAW	n_{fonction} (mol)	m (g)	m (g)	
299	187,6	0,0544	10,2	73,5	763	0,0544	41,5	51,7	

1ª Experiência de Fabrico de Provetes Reverlink			
Medições		Massa de SC6+HR-NR Produzida	
Sem Desperdícios			
Copo Vazio	16,3710 g	m_DER330	4,0800 g
Espátula grande	9,2420 g	m_HN-50-NC	16,5940 g
4 Espátulas pequenas	4,6860 g	m_produzida_total	41,3481 g
Com Desperdícios			
		%_desperdício	12,0102 %
Copo com DER 330	16,7900 g		
Copo com DER 330+SC6	20,0880 g		
Espátula grande	9,7030 g		
4 Espátulas pequenas	5,4740 g		
m_desperdiçada_DER330	0,4190 g		
m_desperdiçada_HN-50-NC	3,2980 g		
m_desperdiçada_total	4,9660 g		

2ª Experiência de Fabrico de Provetes Reverlink			
Medições		Massa de SC6+HR-NR Produzida	
Sem Despedícios			
Copo Vazio	16,3710	g m_DER330	6,1200 g
Espátula grande	9,2420	g m_HN-50-NC	24,8910 g
4 Espátulas pequenas	4,6860	g m_produzida_total	31,0110 g
Molde 1	168,2022	g	
Molde 2	172,2880	g %_desperdício	19,4390 %
Com Desperdícios			
Copo com DER 330	16,9720	g	
Molde 1 com mistura	182,9920	g	
Molde 2 com mistura	182,4810	g	
m_desperdiçada_DER330	0,6010	g	
m desperdiçada total	6,0282	g	

3ª Experiência de Fabrico de Provetes Reverlink			
Medições		Massa de SC6+HR-NR Produzida	
Sem Despedícios			
Copo Vazio	g	m_DER330	16,5700 g
Espátula grande	g	m_HN-50-NC	67,4200 g
4 Espátulas pequenas	g	m_produzida_total	83,9900 g
Molde 1	g		
Molde 2	g	%_desperdício	100,0000 %
Com Desperdícios			
Copo com DER 330	g		
Molde 1 com mistura	g		
Molde 2 com mistura	g		
m_desperdiçada_DER330	g		
m_desperdiçada_total	g		

4ª Experiência - Fabrico <i>Sandwiches</i> (quer-se 1mm de espessura como a tese do técnico)			
Massa de SC6+HR-NR Produzida 300x300		Massa de SC6+HR-NR Produzida 150x100	
m_DER330	27,7522 g	m_DER330	4,6254 g
m_HN-50-NC	112,8728 g	m_HN-50-NC	18,8121 g
m_produzida_total	140,6250 g	m_produzida_total	23,4375 g
A_laminado	90000,0000 mm ²	A_laminado	15000,0000 mm ²
A_ist	6400,0000 mm ²		
m_ist	10,0000 g		
Para 5 <i>sandwiches</i> 300x300		Para 5 <i>sandwiches</i> 150x100	
m_total	1406,2500 g	m_total	234,3750 g

6.2.4 Medições e resultados dos ensaios de tracção de FC/Dyneema® 250×25 mm²

Legenda:	
	Ensaio Validado
	Ensaio Inválido - Partiu na amarra
	Resultados obtidos não coerentes
	Spare parts

Provete 1					Provete 2				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
1,24	1,254	-0,014	0,036	2,871	1,16	1,188	-0,028	0,028	2,357
1,27		0,016			1,19		0,002		
1,23		-0,024			1,21		0,022		
1,29		0,036			1,20		0,012		
1,24		-0,014			1,18		-0,008		

Provete 3					Provete 4				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
1,15	1,194	-0,044	0,044	3,685	1,20	1,198	0,002	0,008	0,670
1,19		-0,004			1,20		0,002		
1,23		0,036			1,20		0,002		
1,20		0,006			1,20		0,002		
1,20		0,006			1,19		-0,008		

Provete 5					Provete 6				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
1,25	1,250	0	0,020	1,675	1,16	1,186	-0,026	0,026	2,192
1,25		0			1,17		-0,016		
1,25		0			1,21		0,024		
1,27		0,02			1,19		0,004		
1,23		-0,02			1,20		0,014		

Provete 7					Provete 8				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
1,25	1,256	-0,006	0,014	1,115	1,27	1,258	0,012	0,028	2,226
1,25		-0,006			1,27		0,012		
1,27		0,014			1,27		0,012		
1,26		0,004			1,23		-0,028		
1,25		-0,006			1,25		-0,008		

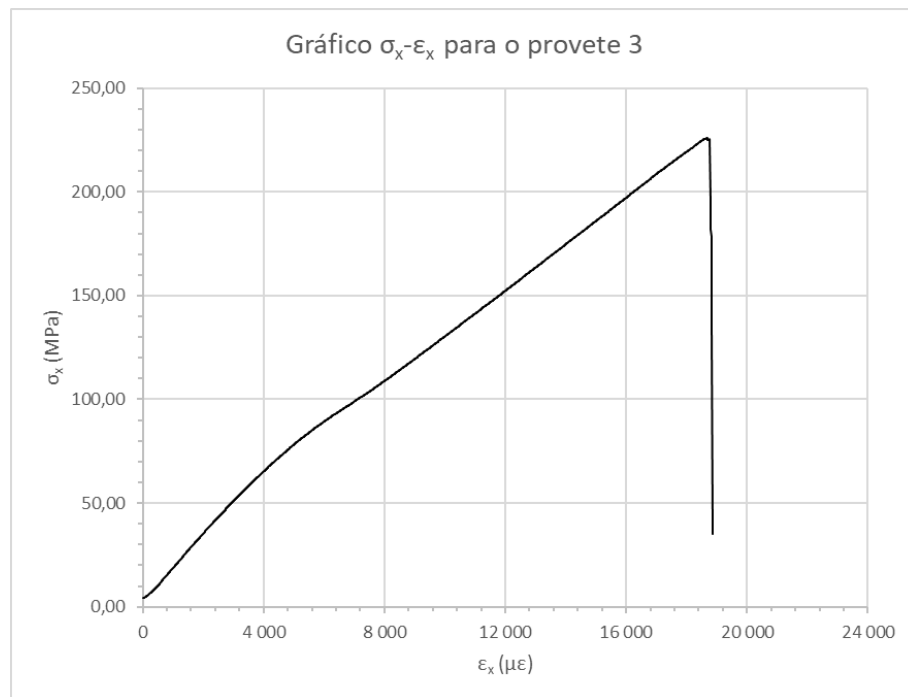
Provete 9					Provete 10				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
1,15	1,168	-0,018	0,042	3,339	1,16	1,164	-0,004	0,016	1,272
1,15		-0,018			1,16		-0,004		
1,21		0,042			1,18		0,016		
1,15		-0,018			1,17		0,006		
1,18		0,012			1,15		-0,014		

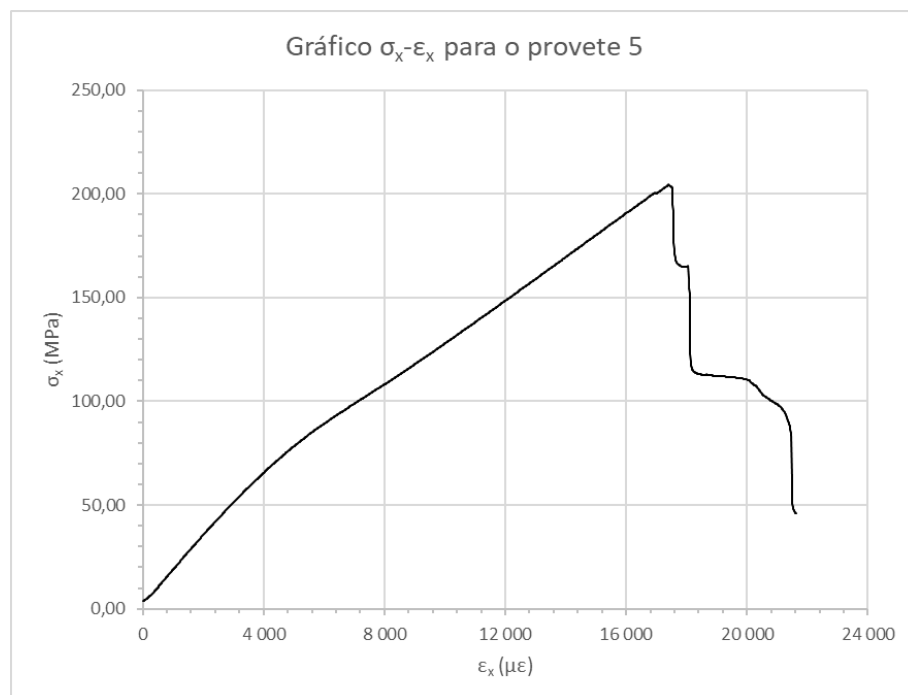
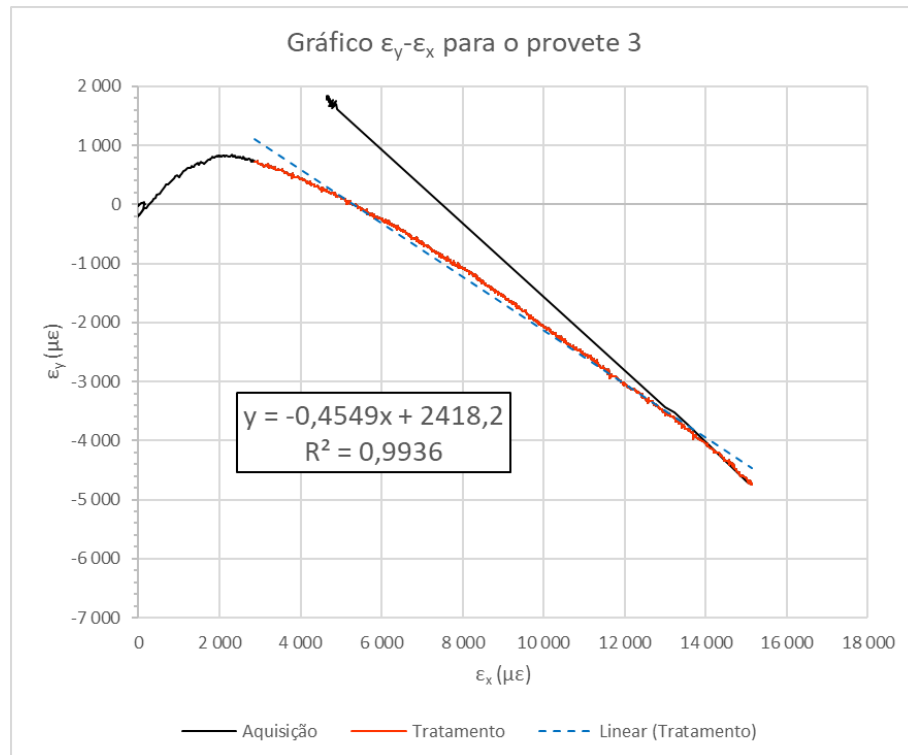
Provete 11					Provete 12				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
1,30	1,222	0,078	0,078	6,383	1,25	1,244	0,006	0,024	1,929
1,26		0,038			1,25		0,006		
1,21		-0,012			1,25		0,006		
1,17		-0,052			1,25		0,006		
1,17		-0,052			1,22		-0,024		

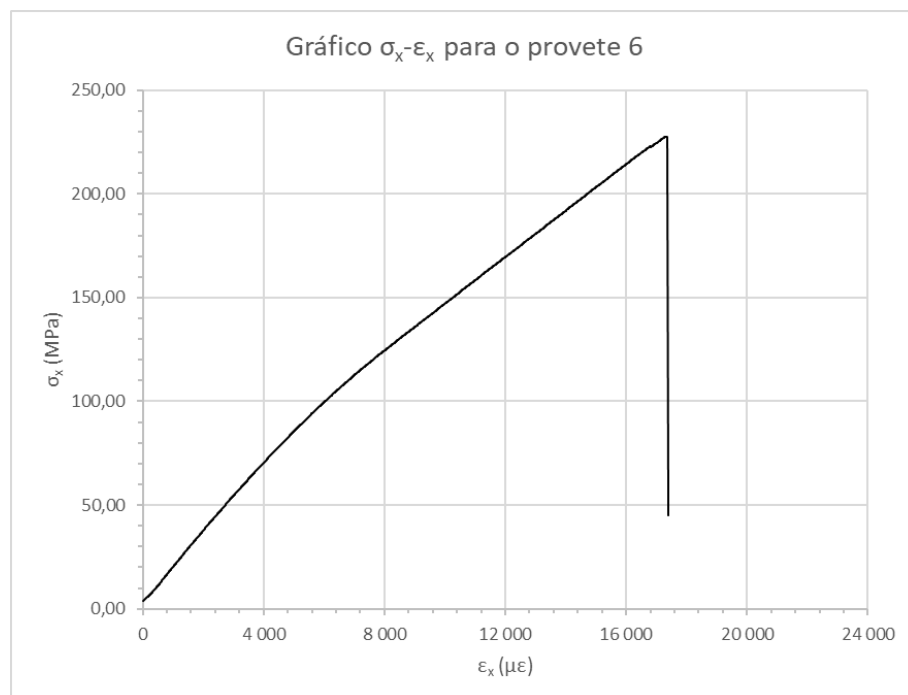
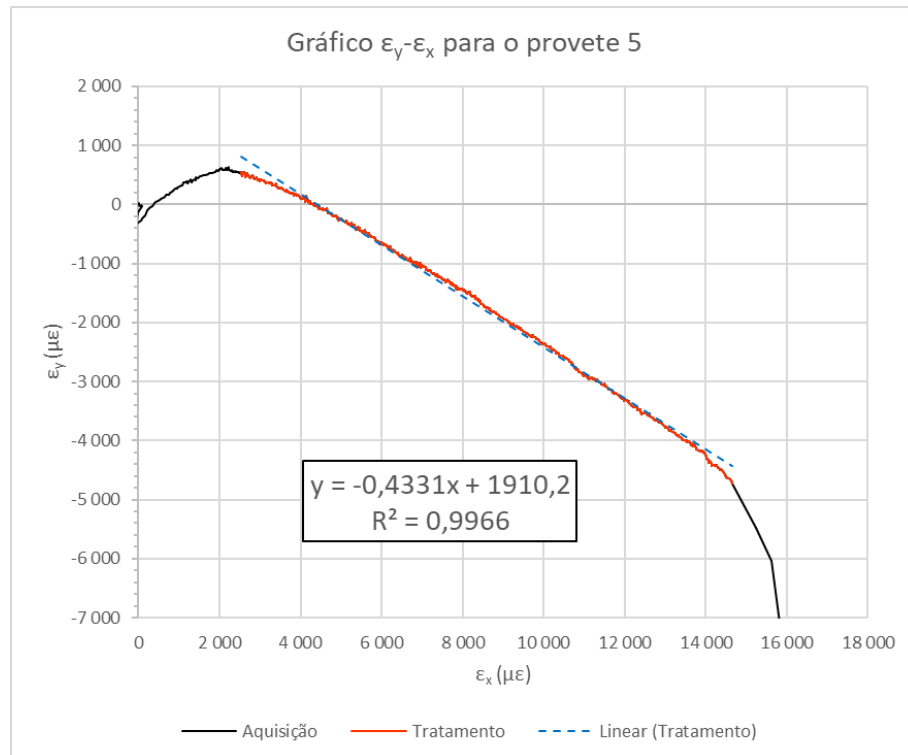
Provete 13					Provete 14				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
1,26	1,244	0,016	0,034	2,733	1,22	1,238	-0,018	0,022	1,768
1,26		0,016			1,24		0,002		
1,26		0,016			1,24		0,002		
1,23		-0,014			1,26		0,022		
1,21		-0,034			1,23		-0,008		

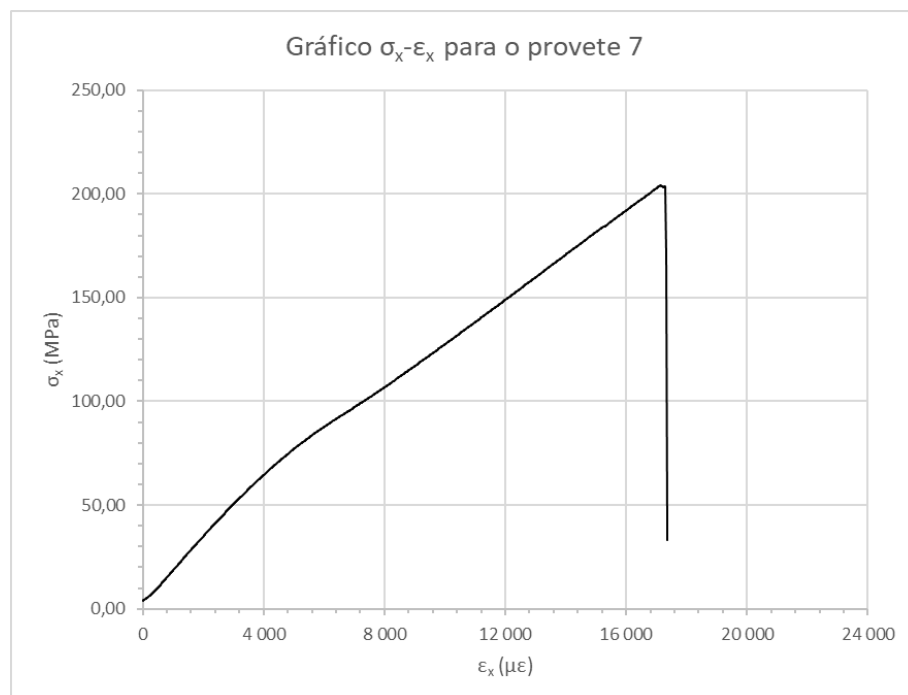
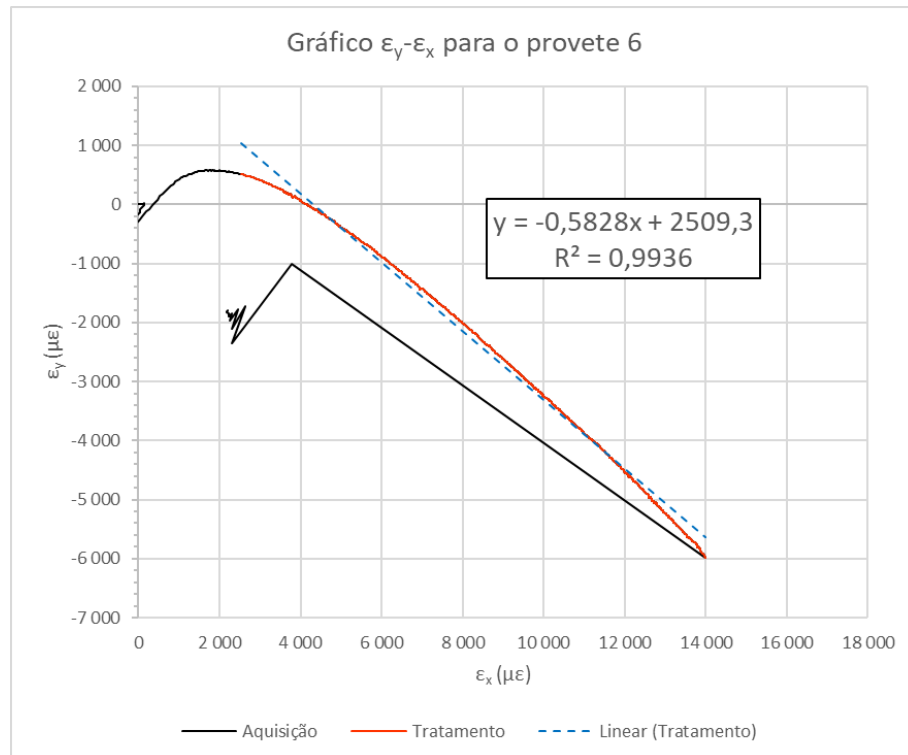
Provete 15				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
1,20	1,250	-0,050	0,050	4,019
1,25		0,000		
1,26		0,010		
1,27		0,020		
1,27		0,020		

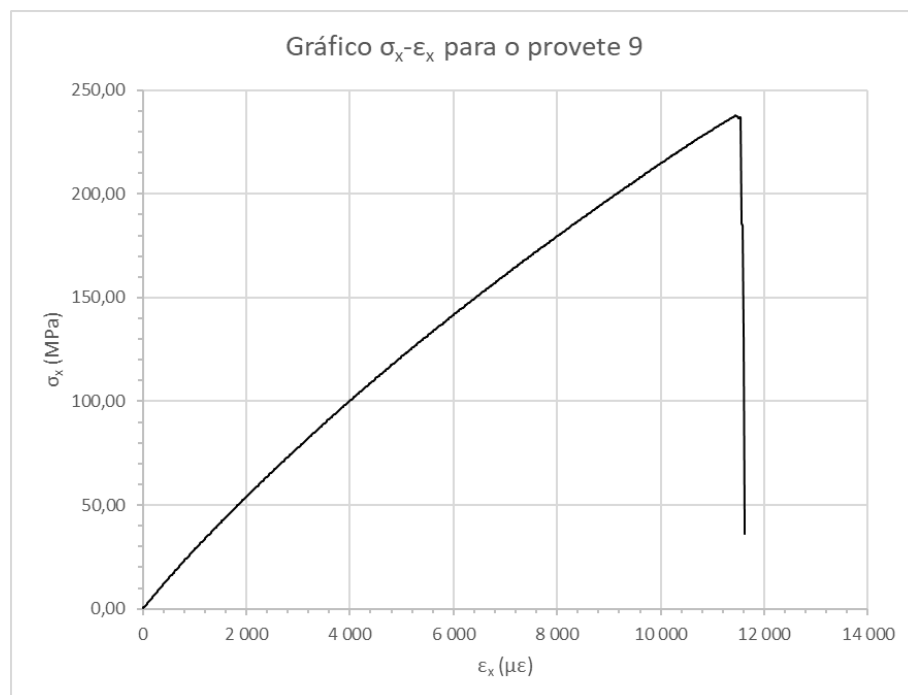
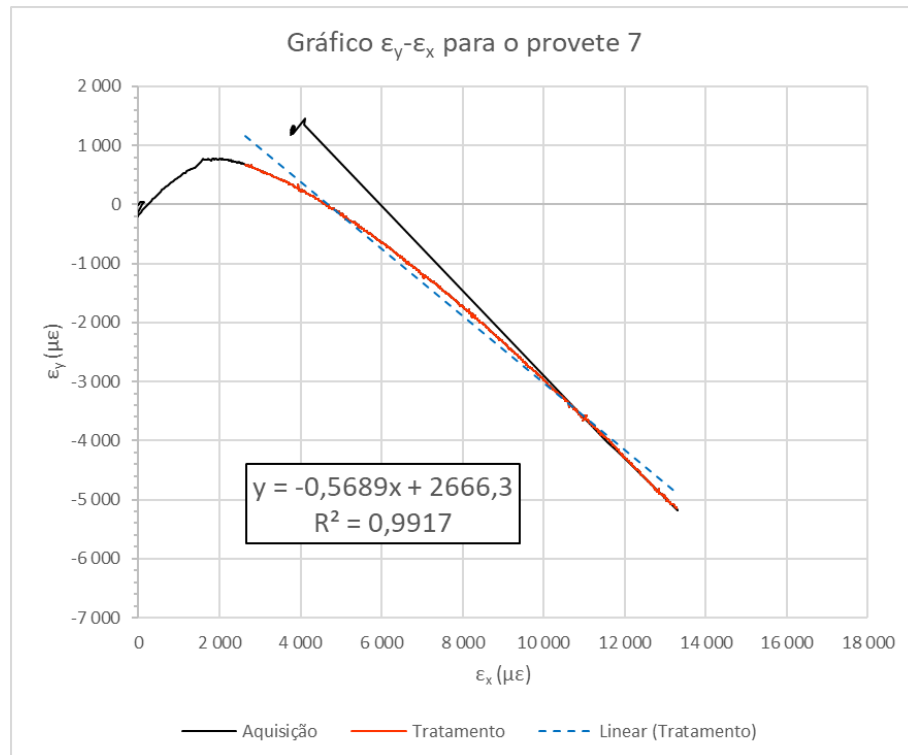
	$\bar{\chi}_t$ (mm)	ρ_{FC} (kg/m ³)	ρ_{Dyn} (kg/m ³)	ρ_{layer} (kg/m ³)	% m_{Dyn}	ρ_m (kg/m ³)	w_f (%)	v_f (%)
1	1,254	1760,000	980,000	1619,600	0,180	1200,000	0,555	0,480
2	1,188						0,581	0,507
3	1,194						0,578	0,504
4	1,198						0,577	0,503
5	1,250						0,556	0,482
6	1,186						0,582	0,508
7	1,256						0,554	0,479
8	1,258						0,553	0,479
9	1,168						0,589	0,515
10	1,164						0,591	0,517
11	1,222						0,567	0,493
12	1,244						0,559	0,484
13	1,244						0,559	0,484
14	1,238						0,561	0,486
15	1,250						0,556	0,482

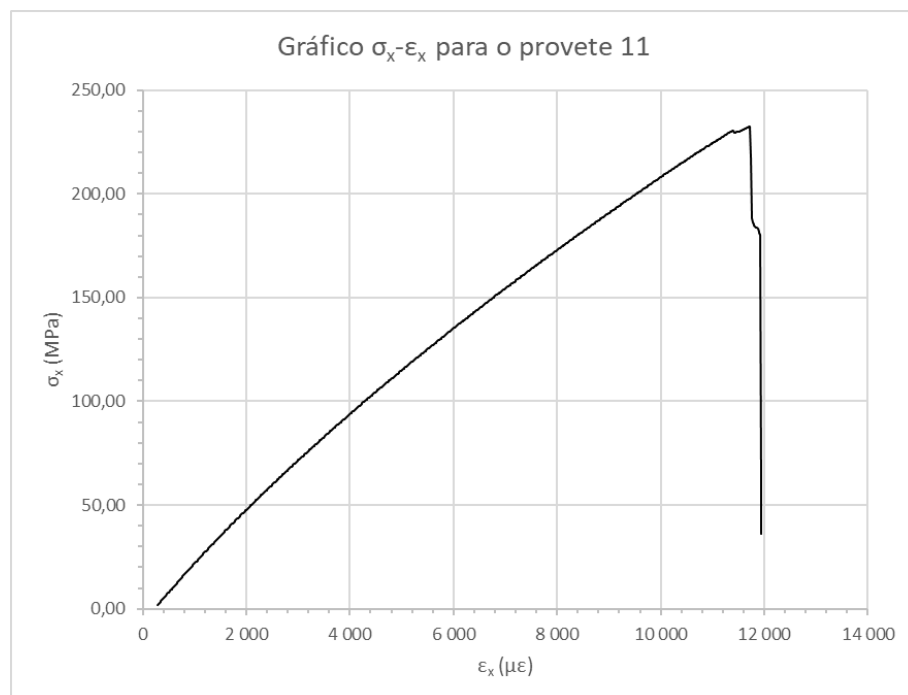
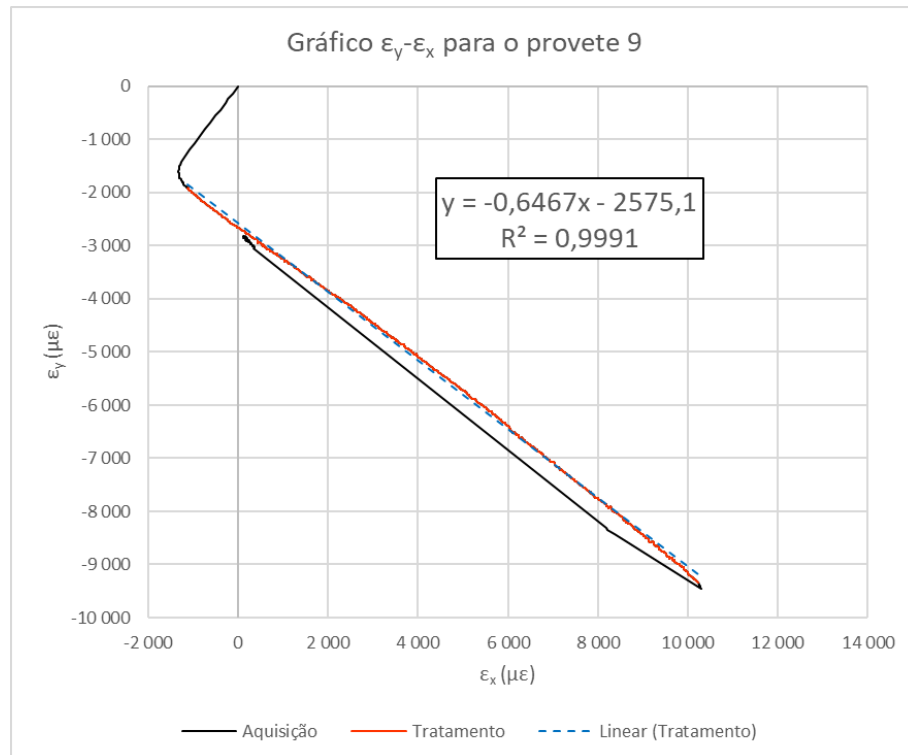


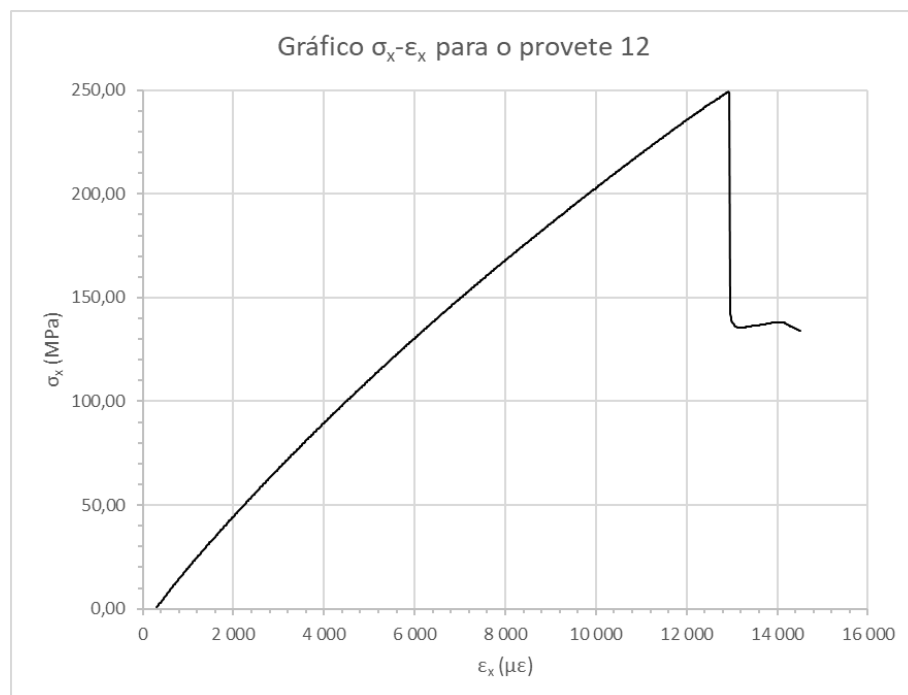
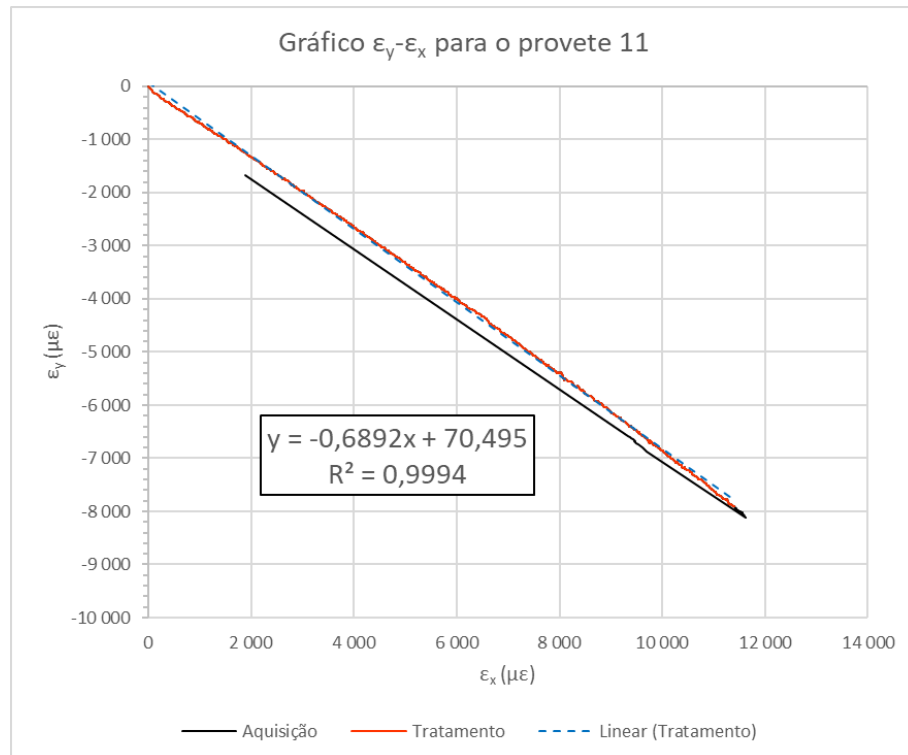


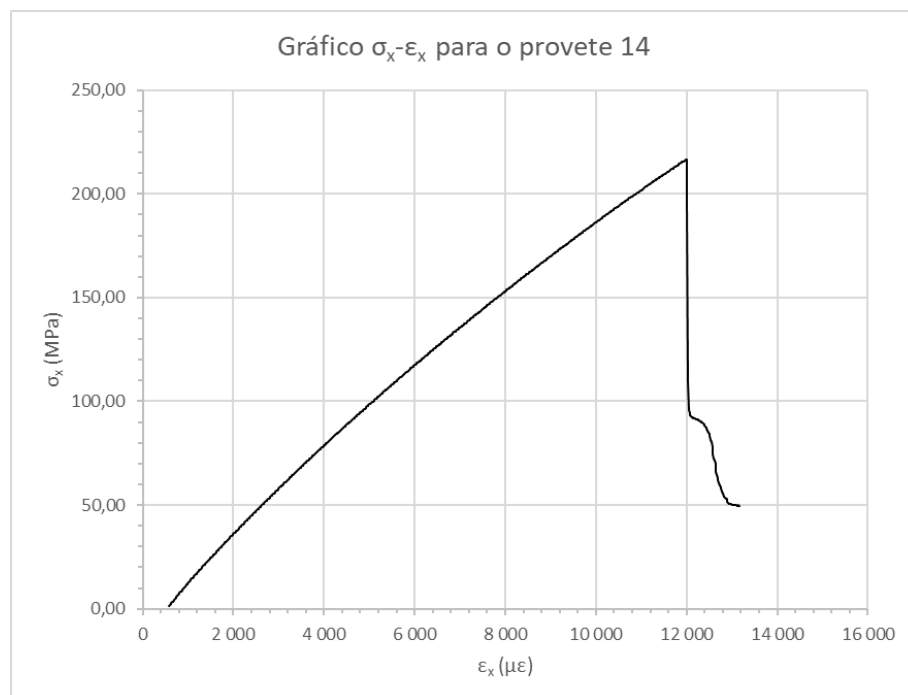
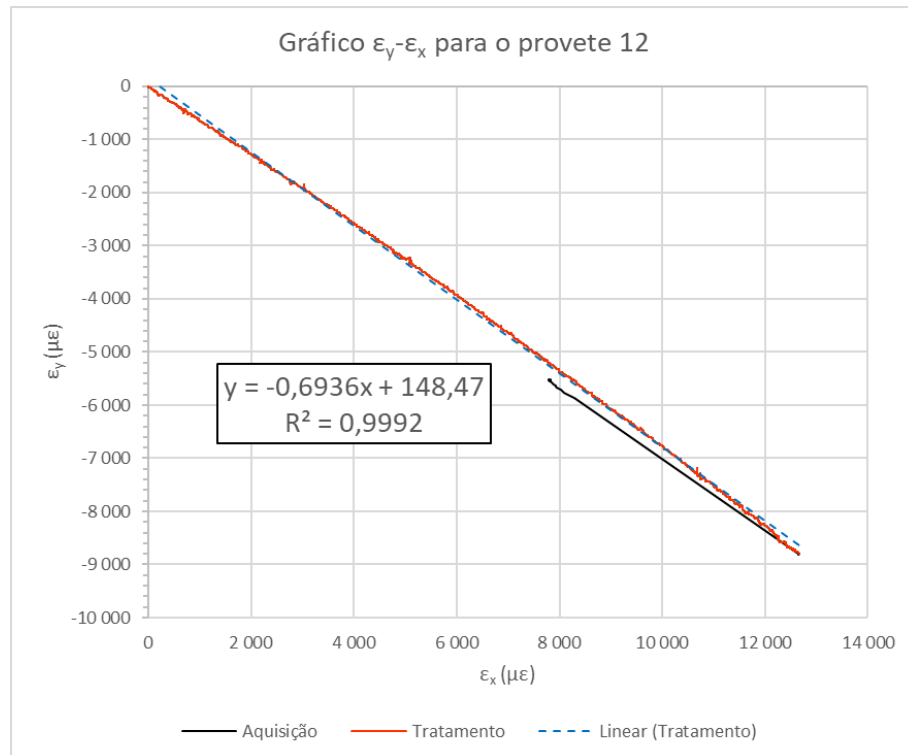


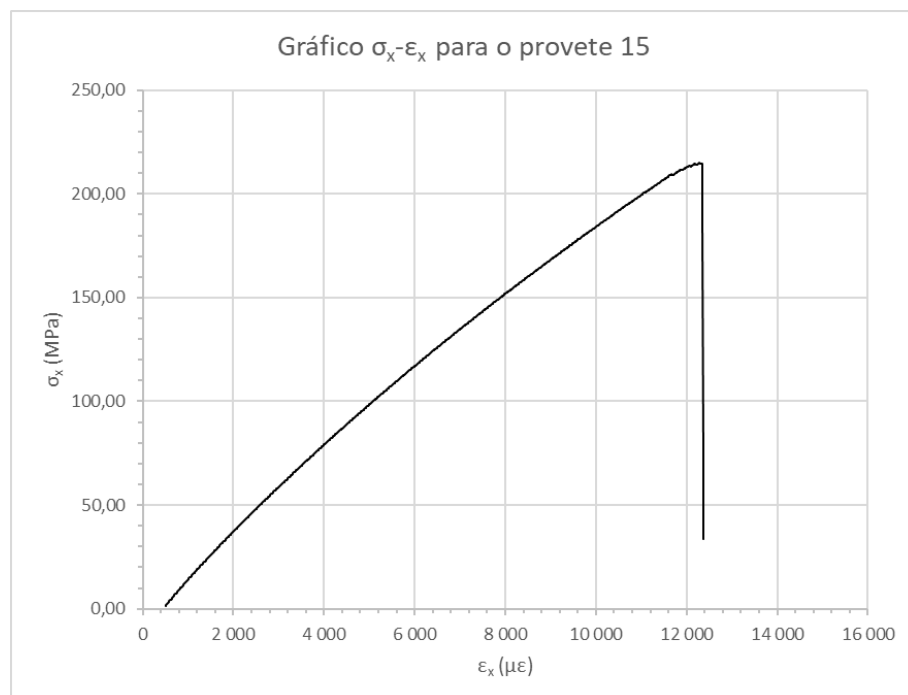
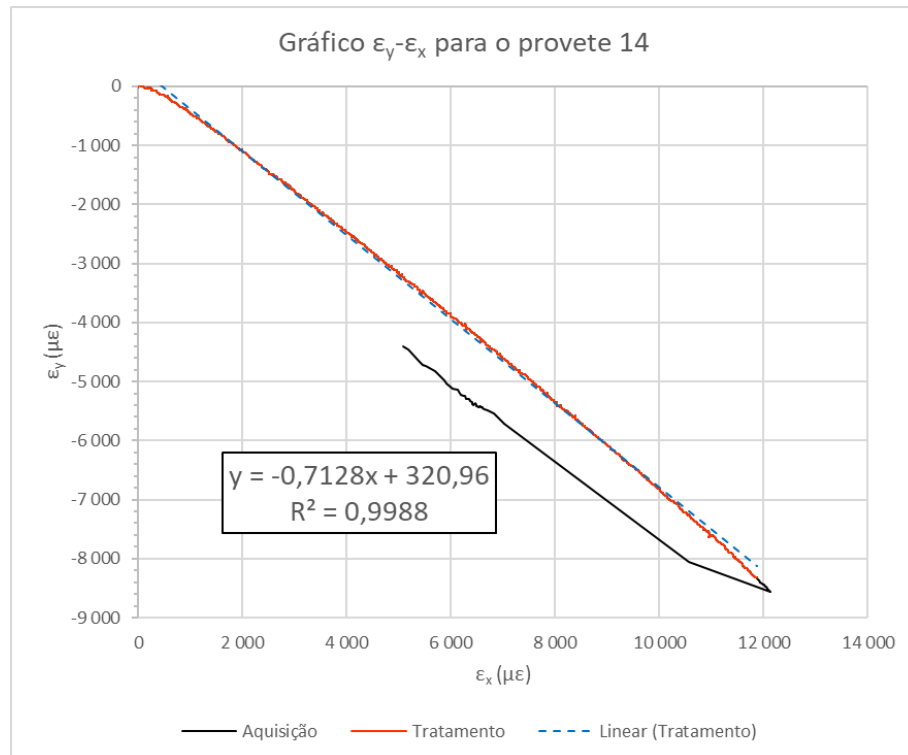


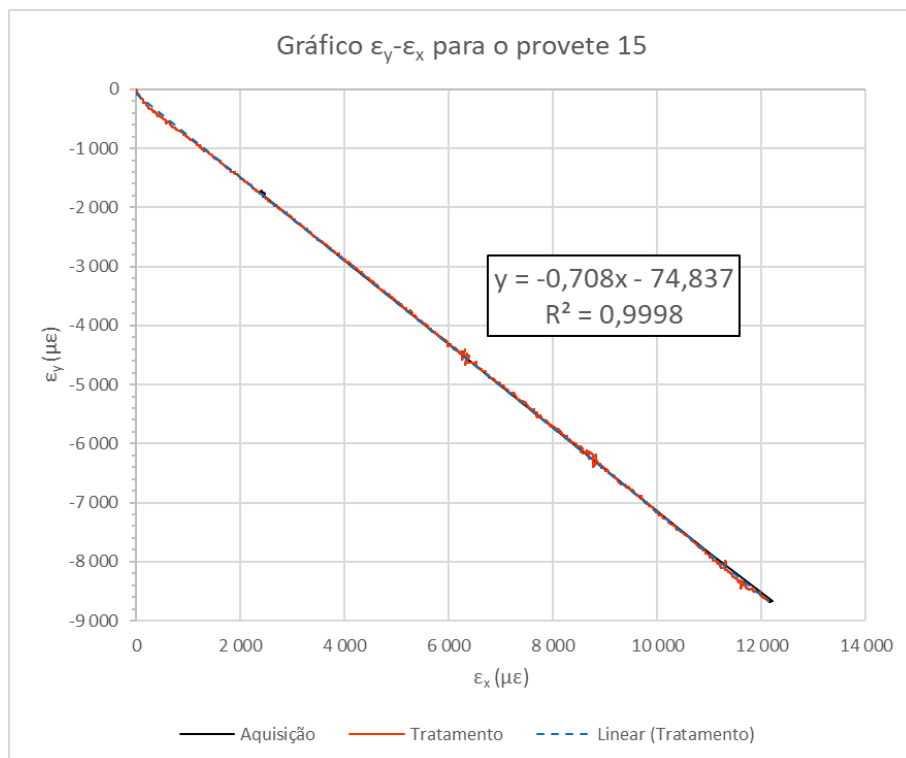












6.2.5 Medições dos provetes e resultados dos ensaios de tracção de Reverlink™

Legenda:	
	Ensaio validado
	Ensaio inválido - Partiu na amarra
	Ensaio validado, mas os resultados obtidos não são coerentes
	<i>Spare parts</i>
	Destruido por problemas antes do ensaio

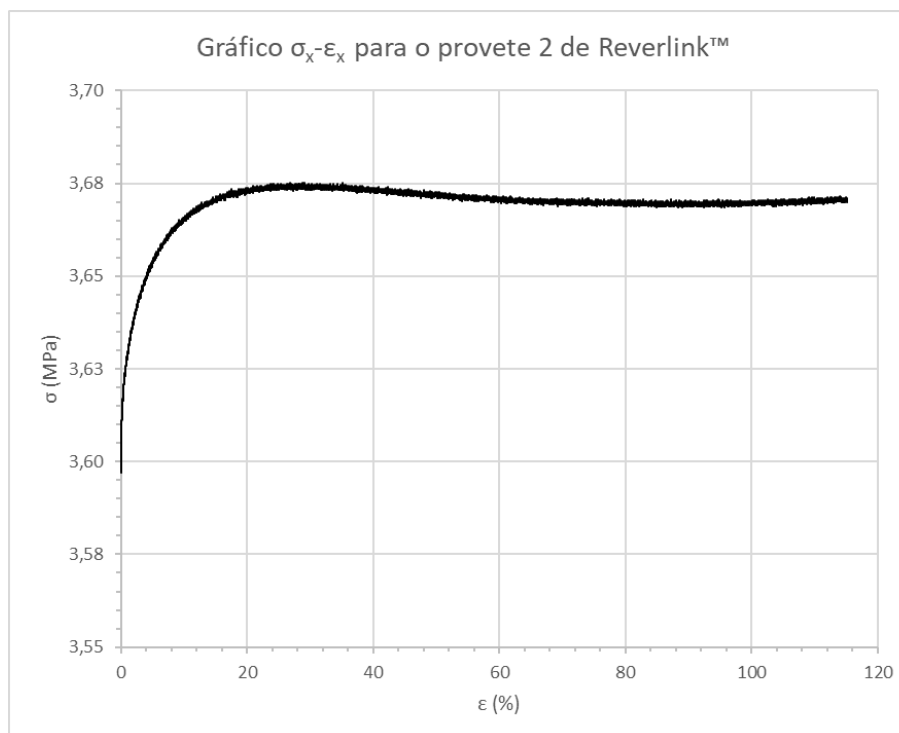
Provete 1					Provete 1				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$L \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_L$ (mm)	$L - \bar{X}_L$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
3,12		0,000			10,59		0,000		
NA	3,120	NA	NA	NA	NA	10,590	NA	NA	NA
NA		NA			NA		NA		

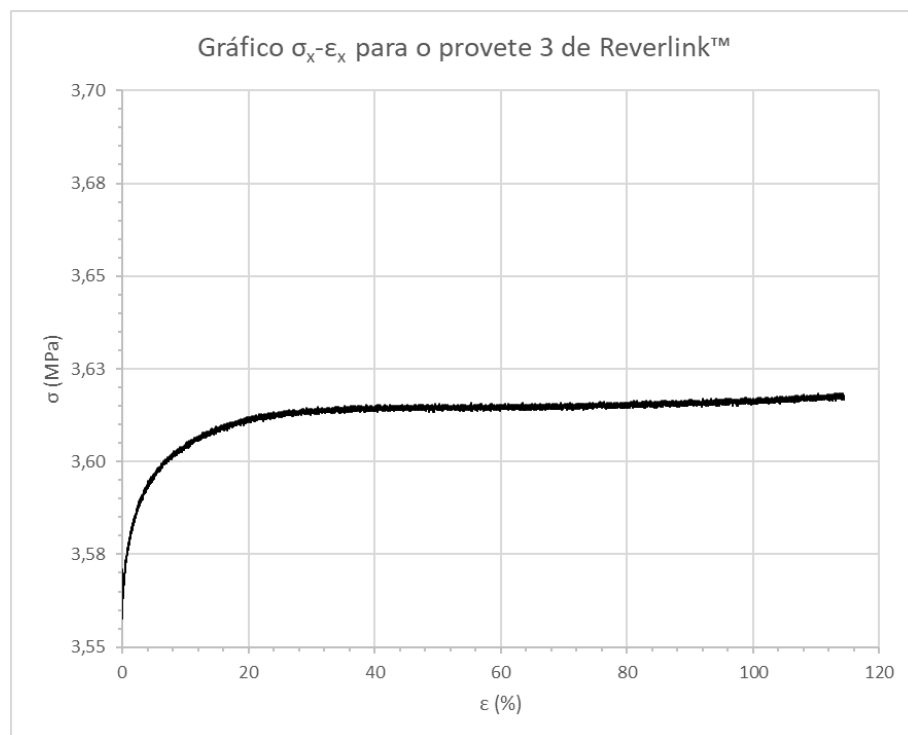
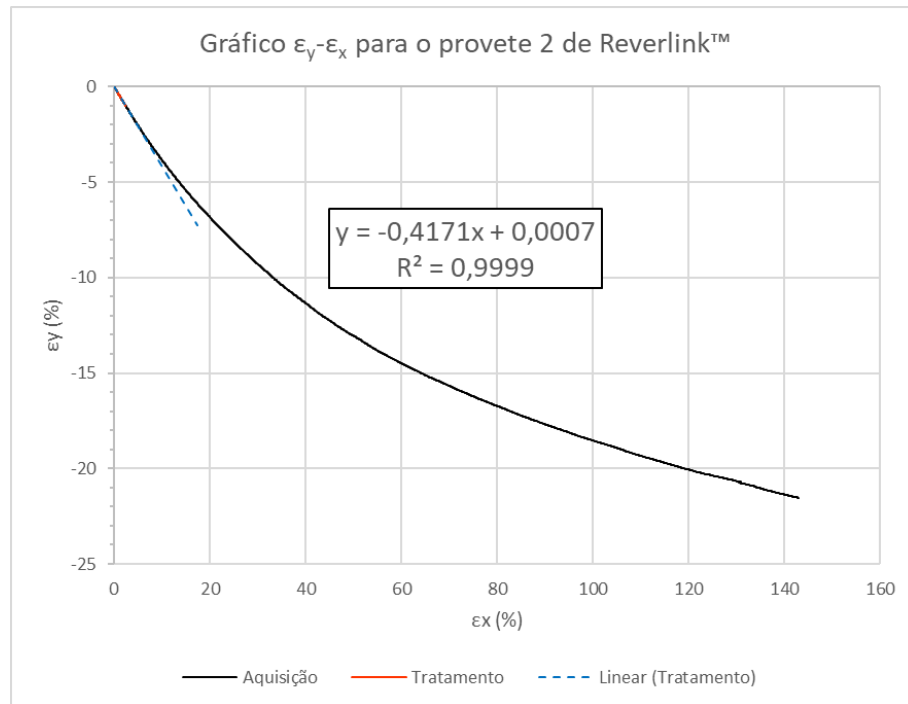
Provete 2					Provete 2				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$L \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_L$ (mm)	$L - \bar{X}_L$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
3,53		3,53		3,53	10,40		0,077		
3,42	3,457	3,42	3,457	3,42	10,17	10,323	-0,153	0,153	1,485
3,42		3,42		3,42	10,40		0,077		

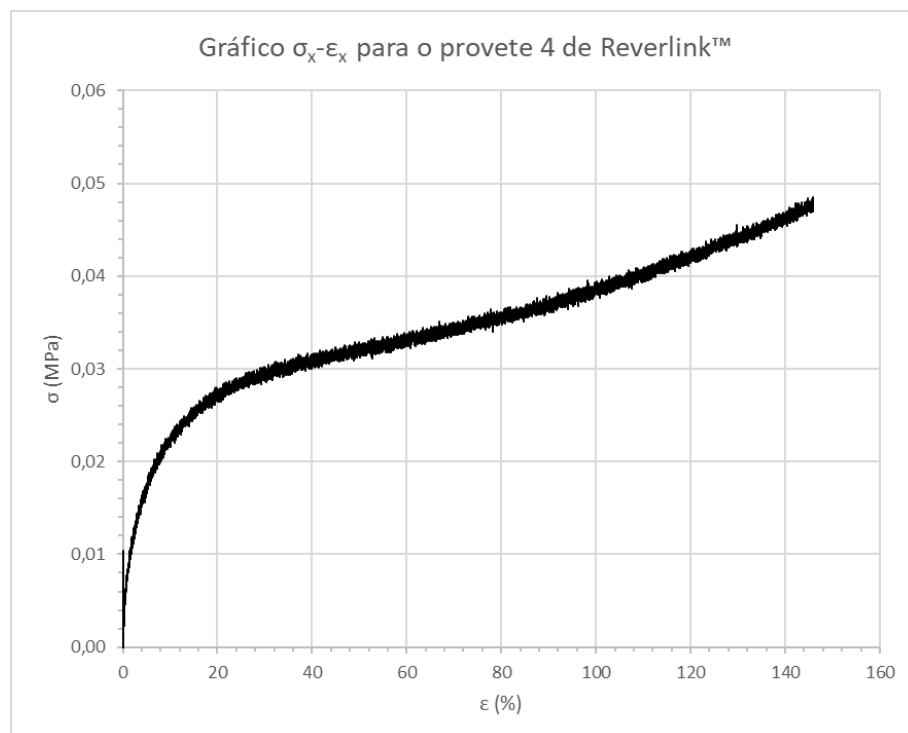
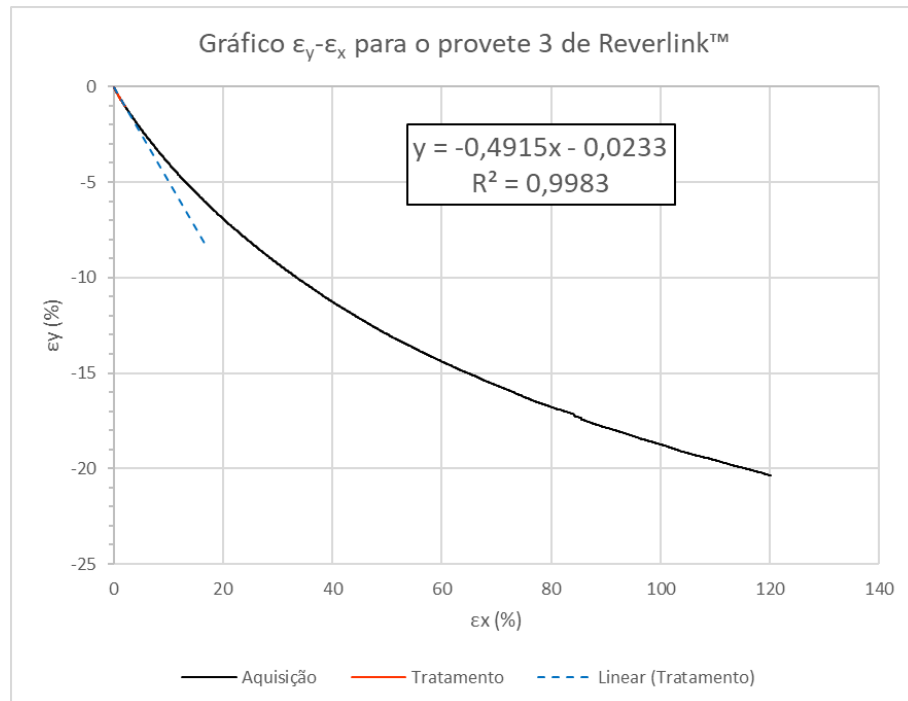
Provete 3					Provete 3				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$L \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_L$ (mm)	$L - \bar{X}_L$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
3,81	3,513	0,297	0,297	8,444	10,18	10,273	-0,093	0,147	1,428
3,50		-0,013			10,22		-0,053		
3,23		-0,283			10,42		0,147		

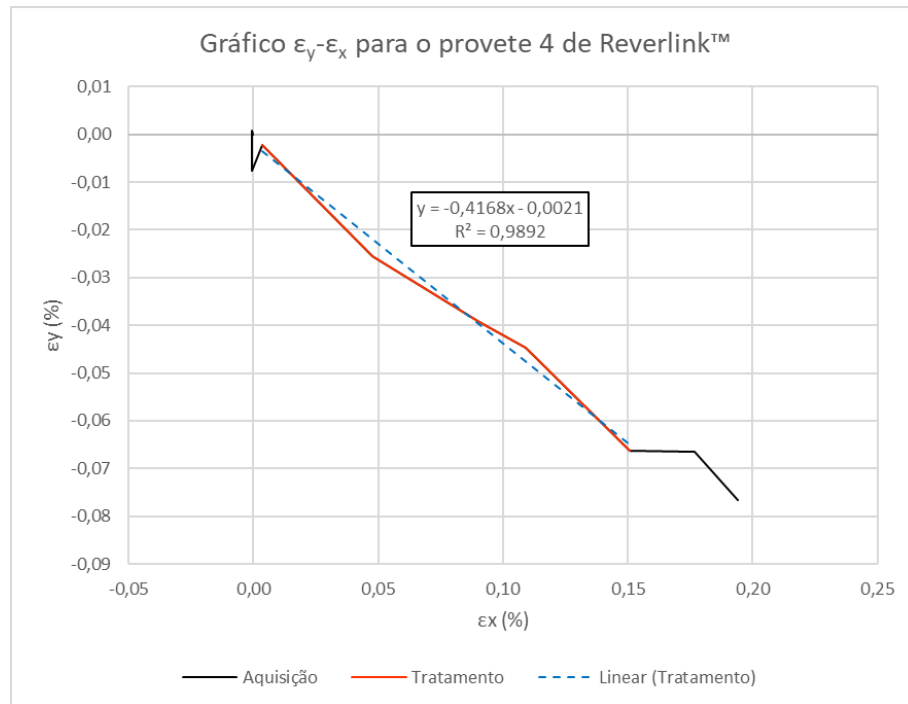
Provete 4					Provete 4				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$L \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_L$ (mm)	$L - \bar{X}_L$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
3,88	3,607	0,273	0,367	10,436	10,34	10,523	-0,183	0,267	2,596
3,70		0,093			10,79		0,267		
3,24		-0,367			10,44		-0,083		

Provete 5					Provete 5				
$t \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_t$ (mm)	$t - \bar{X}_t$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)	$L \pm 0,01$ (mm)	$\bar{X}_L$ (mm)	$L - \bar{X}_L$ (mm)	l_a (mm)	l_r (%)
3,66	3,507	0,153	0,207	5,882	10,36	10,333	0,027	0,033	0,323
3,56		0,053			10,34		0,007		
3,30		-0,207			10,30		-0,033		









6.2.6 Estimativa das propriedades mecânicas dos laminados (TCL)

restart

Anexo 6.2.6 - Estimativa dos valores materiais para análise numérica

O presente anexo serve puramente como um auxiliar ao cálculos a fazer para determinar as propriedades mecânicas da camada.

```
> with(LinearAlgebra) :  
with(Optimization) :  
with(linalg) :  
with(Plot) :
```

```
> #Propriedades Mecânicas e Considerações :
```

```
E1 := 47.61e9; #Pa
```

```
E2 := 47.61e9; #Pa
```

```
G12 := 3.55e9; #Pa
```

```
v12 := 0.04;
```

```
 $\sigma_{u1} := 523.26 \cdot 10^6; \#Pa$ 
```

```
 $\sigma_{u2} := 523.26 \cdot 10^6; \#Pa$ 
```

```
 $\tau_{u12} := 83.33 \cdot 10^6; \#Pa$ 
```

```
#como se trata de um tecido,  $\eta=0.5$ ,
```

```
v21 := v12;
```

$$E1 := 4.761 \times 10^{10}$$

$$E2 := 4.761 \times 10^{10}$$

$$G12 := 3.55 \times 10^9$$

$$v12 := 0.04$$

$$\sigma_{u1} := 5.232600000 \times 10^8$$

$$\sigma_{u2} := 5.232600000 \times 10^8$$

$$\tau_{u12} := 8.333000000 \times 10^7$$

$$v21 := 0.04$$

(1)

```
> #Enunciação da Matriz de Flexibilidade local, S:
```

$$S11 := \frac{1}{E1};$$

$$S12 := \frac{-v21}{E2};$$

$$S21 := \frac{-v12}{E1};$$

$$S22 := \frac{1}{E2};$$

$$S66 := \frac{1}{G12};$$

$$S := \begin{bmatrix} S11 & S12 & 0 \\ S21 & S22 & 0 \\ 0 & 0 & S66 \end{bmatrix};$$

$$S11 := 2.100399076 \times 10^{-11}$$

$$S12 := -8.401596303 \times 10^{-13}$$

$$S21 := -8.401596303 \times 10^{-13}$$

$$S22 := 2.100399076 \times 10^{-11}$$

$$S66 := 2.816901408 \times 10^{-10}$$

$$S := \begin{bmatrix} 2.100399076 \times 10^{-11} & -8.401596303 \times 10^{-13} & 0 \\ -8.401596303 \times 10^{-13} & 2.100399076 \times 10^{-11} & 0 \\ 0 & 0 & 2.816901408 \times 10^{-10} \end{bmatrix}$$

(2)

> #Enunção das matrizes transformação para 0 graus e 45 graus:

$$\alpha1 := \frac{\pi}{4};$$

$$\alpha2 := 0;$$

$$te45 := \begin{bmatrix} \cos^2(\alpha1) & \sin^2(\alpha1) & \cos(\alpha1) \cdot \sin(\alpha1) \\ \sin^2(\alpha1) & \cos^2(\alpha1) & -\cos(\alpha1) \cdot \sin(\alpha1) \\ -2 \cdot \cos(\alpha1) \cdot \sin(\alpha1) & 2 \cdot \cos(\alpha1) \cdot \sin(\alpha1) & \cos^2(\alpha1) - \sin^2(\alpha1) \end{bmatrix};$$

$$ts45 := \begin{bmatrix} \cos^2(\alpha1) & \sin^2(\alpha1) & 2 \cdot \cos(\alpha1) \cdot \sin(\alpha1) \\ \sin^2(\alpha1) & \cos^2(\alpha1) & -2 \cdot \cos(\alpha1) \cdot \sin(\alpha1) \\ -\cos(\alpha1) \cdot \sin(\alpha1) & \cos(\alpha1) \cdot \sin(\alpha1) & \cos^2(\alpha1) - \sin^2(\alpha1) \end{bmatrix};$$

$$te0 := \begin{bmatrix} \cos^2(\alpha2) & \sin^2(\alpha2) & \cos(\alpha2) \cdot \sin(\alpha2) \\ \sin^2(\alpha2) & \cos^2(\alpha2) & -\cos(\alpha2) \cdot \sin(\alpha2) \\ -2 \cdot \cos(\alpha2) \cdot \sin(\alpha2) & 2 \cdot \cos(\alpha2) \cdot \sin(0) & \cos^2(\alpha2) - \sin^2(\alpha2) \end{bmatrix};$$

$$ts0 := \begin{bmatrix} \cos^2(\alpha2) & \sin^2(\alpha2) & 2 \cdot \cos(\alpha2) \cdot \sin(\alpha2) \\ \sin^2(\alpha2) & \cos^2(\alpha2) & -2 \cdot \cos(\alpha2) \cdot \sin(\alpha2) \\ -\cos(\alpha2) \cdot \sin(\alpha2) & \cos(\alpha2) \cdot \sin(\alpha2) & \cos^2(\alpha2) - \sin^2(\alpha2) \end{bmatrix};$$

$$\alpha1 := \frac{\pi}{4}$$

$$\alpha2 := 0$$

$$te45 := \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & -\frac{1}{2} \\ -1 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$ts45 := \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & 1 \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & -1 \\ -\frac{1}{2} & \frac{1}{2} & 0 \end{bmatrix}$$

$$te0 := \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$ts0 := \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

(3)

> #Matriz Flexibilidade global, S', 45 e 0 graus:

Slinha45 := *MatrixInverse*(*te45*) • *S* • *ts45*;

Slinha0 := *MatrixInverse*(*te0*) • *S* • *ts0*;

Slinha45 :=

[[8.05044507648500 × 10⁻¹¹, -6.03406196351500 × 10⁻¹¹, 0.],
 [-6.03406196351500 × 10⁻¹¹, 8.05044507648500 × 10⁻¹¹, 0.],
 [0., 0., 4.36883007806000 × 10⁻¹¹]]

Slinha0 :=

[[2.10039907600000 × 10⁻¹¹, -8.40159630300000 × 10⁻¹³, 0.],
 [-8.40159630300000 × 10⁻¹³, 2.10039907600000 × 10⁻¹¹, 0.],
 [0., 0., 2.81690140800000 × 10⁻¹⁰]]

(4)

> #Matriz Rigidez global, Q', 45 e 0 graus:

Qlinha45 := *simplify*(*Slinha45*⁻¹);

Qlinha0 := *simplify*(*Slinha0*⁻¹);

Qlinha45 := $\begin{bmatrix} 2.834687500 \times 10^{10} & 2.124687500 \times 10^{10} & 0. \\ 2.124687500 \times 10^{10} & 2.834687500 \times 10^{10} & 0. \\ 0. & 0. & 2.288942308 \times 10^{10} \end{bmatrix}$

$$Qlinha0 := \begin{bmatrix} 4.768629807 \times 10^{10} & 1.907451923 \times 10^9 & 0. \\ 1.907451923 \times 10^9 & 4.768629807 \times 10^{10} & 0. \\ 0. & 0. & 3.550000001 \times 10^9 \end{bmatrix} \quad (5)$$

> #Matriz de Rigidez de Membrana, A:

#Primeiro calculam-se os coeficientes z que discretizam o laminado em relação ao plano de simetria:

$t := 0.0012209; \#m$

$tlayer := \frac{t}{5}; \#m$

$z0 := -\frac{5}{2} \cdot tlayer;$

$z1 := -\frac{3}{2} \cdot tlayer;$

$z2 := -\frac{1}{2} \cdot tlayer;$

$z3 := \frac{1}{2} \cdot tlayer;$

$z4 := \frac{3}{2} \cdot tlayer;$

$z5 := \frac{5}{2} \cdot tlayer;$

$A := simplify((z1 - z0) \cdot Qlinha45 + (z2 - z1) \cdot Qlinha45 + (z3 - z2) \cdot Qlinha0 + (z4 - z3) \cdot Qlinha45 + (z5 - z4) \cdot Qlinha45);$

$t := 0.0012209$

$tlayer := 0.0002441800000$

$z0 := -0.0006104500000$

$z1 := -0.0003662700000$

$z2 := -0.0001220900000$

$z3 := 0.0001220900000$

$z4 := 0.0003662700000$

$z5 := 0.0006104500000$

$$A := \begin{bmatrix} 3.933100001 \times 10^7 & 2.121800936 \times 10^7 & 0. \\ 2.121800936 \times 10^7 & 3.933100001 \times 10^7 & 0. \\ 0. & 0. & 2.322339631 \times 10^7 \end{bmatrix} \quad (6)$$

> #Inversão da Matriz A:

$a := MatrixInverse(A);$

$$a := \begin{bmatrix} 3.58622706345603 \times 10^{-8} & -1.93467238006022 \times 10^{-8} & -0. \\ -1.93467238006022 \times 10^{-8} & 3.58622706345603 \times 10^{-8} & -0. \\ 0. & 0. & 4.30600238936369 \times 10^{-8} \end{bmatrix} \quad (7)$$

> #Constantes de Engenharia:
 #Como o empilhamento é balanceado e simétrico, automaticamente não existe acoplamento nos índices a16, a26, pelo que tomam o valor 0:

$$\begin{aligned} E_x &:= \frac{1}{a[1,1] \cdot t}; \\ E_y &:= \frac{1}{a[2,2] \cdot t}; \\ G_{xy} &:= \frac{1}{a[3,3] \cdot t}; \\ v_{xy} &:= -\frac{a[1,2]}{a[1,1]}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} E_x &:= 2.28392649499343 \times 10^{10} \\ E_y &:= 2.28392649499343 \times 10^{10} \\ G_{xy} &:= 1.90215384634286 \times 10^{10} \\ v_{xy} &:= 0.539472918425803 \end{aligned} \quad (8)$$

> #Cálculo do Critério de Tsai—Hill para as peles:
 #Extensões a partir dos esforços de membrana:
 L := 0.025; #m

$$N := \begin{bmatrix} \frac{F_x}{L} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \# \frac{N}{m}$$

$\varepsilon_0 := \text{MatrixVectorMultiply}(a, N);$ #vector de extensões para o laminado

$$L := 0.025$$

$$N := \begin{bmatrix} 40.00000000 F_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

(9)

$$\varepsilon_0 := \begin{bmatrix} 1.43449082538241 \times 10^{-6} F_x \\ -7.73868952024089 \times 10^{-7} F_x \\ 0. \end{bmatrix} \quad (9)$$

> #Vetores de tensões globais sentidas para as camadas de 0 e 45 graus:

$\sigma_{0global} := \text{MatrixVectorMultiply}(Q_{linha0}, \varepsilon_0);$

$\sigma_{45global} := \text{MatrixVectorMultiply}(Q_{linha45}, \varepsilon_0);$

$$\sigma_{0global} := \begin{bmatrix} 66929.4392571776 F_x \\ -34166.7232299377 F_x \\ 0. \end{bmatrix}$$

$$\sigma_{45global} := \begin{bmatrix} 24221.0352257252 F_x \\ 8541.68080613907 F_x \\ 0. \end{bmatrix} \quad (10)$$

> #Vetores de tensões locais sentidas para as camadas de 0 e 45 graus:

$\sigma_{0local} := \text{MatrixVectorMultiply}(ts_0, \sigma_{0global});$

$\sigma_{45local} := \text{MatrixVectorMultiply}(ts_{45}, \sigma_{45global});$

$$\sigma_{0local} := \begin{bmatrix} 66929.4392571776 F_x \\ -34166.7232299377 F_x \\ 0. \end{bmatrix}$$

$$\sigma_{45local} := \begin{bmatrix} 16381.3580159321 F_x \\ 16381.3580159321 F_x \\ -7839.67720979307 F_x \end{bmatrix} \quad (11)$$

> #Cálculo do Critério de Tsai-Hill:

$$TH_0 := \frac{(\sigma_{0local}[1])^2}{\sigma_{u1}^2} - \frac{(\sigma_{0local}[1] \cdot \sigma_{0local}[2])}{\sigma_{u1}^2} + \frac{(\sigma_{0local}[2])^2}{\sigma_{u2}^2} + \frac{(\sigma_{0local}[3])^2}{\tau_{u12}^2} = 1;$$

$$TH_{45} := \frac{(\sigma_{45local}[1])^2}{\sigma_{u1}^2} - \frac{(\sigma_{45local}[1] \cdot \sigma_{45local}[2])}{\sigma_{u1}^2} + \frac{(\sigma_{45local}[2])^2}{\sigma_{u2}^2} + \frac{(\sigma_{45local}[3])^2}{\tau_{u12}^2} = 1;$$

$Fx_0 := \text{solve}(TH_0, Fx, \text{useassumptions}) \text{ assuming } Fx :: \text{positive};$

$Fx_{45} := \text{solve}(TH_{45}, Fx, \text{useassumptions}) \text{ assuming } Fx :: \text{positive};$

$$\begin{aligned}
TH0 &:= 2.89760579502891 \times 10^{-8} Fx^2 = 1 \\
TH45 &:= 9.83111287746042 \times 10^{-9} Fx^2 = 1 \\
Fx0 &:= 5874.627707 \\
Fx45 &:= 10085.52845
\end{aligned}$$

(12)

> #Reescrever os vectores de tensões locais sentidas para as camadas de 0 e 45 graus:

$$\sigma_{0local} := \text{subs}(Fx = Fx0, \sigma_{0local});$$

$$\sigma_{45local} := \text{subs}(Fx = Fx45, \sigma_{45local});$$

$$\begin{aligned}
\sigma_{0local} &:= \begin{bmatrix} 3.93185538274189 \times 10^8 \\ -2.00716778943992 \times 10^8 \\ 0. \end{bmatrix} \\
\sigma_{45local} &:= \begin{bmatrix} 1.65214652319319 \times 10^8 \\ 1.65214652319319 \times 10^8 \\ -7.90672875381847 \times 10^7 \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

(13)

> #Reescrever os vectores de tensões globais sentidas para as camadas de 0 e 45 graus:

$$\sigma_{0global} := \text{subs}(Fx = Fx0, \sigma_{0global});$$

$$\sigma_{45global} := \text{subs}(Fx = Fx45, \sigma_{45global});$$

$$\begin{aligned}
\sigma_{0global} &:= \begin{bmatrix} 3.93185538274189 \times 10^8 \\ -2.00716778943992 \times 10^8 \\ 0. \end{bmatrix} \\
\sigma_{45global} &:= \begin{bmatrix} 2.44281939857504 \times 10^8 \\ 8.61473647811345 \times 10^7 \\ 0. \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

(14)

6.2.7 Resultados dos ensaios de LVI

Araldite® 2015					
Provete	Condições de impacto				
	$\varnothing_{\text{esf}}$ (mm)	m (kg)	h (m)	v_i (m/s)	E_i (J)
02-10J-1	12,50	11,46	0,089	1,32	10,00
02-10J-2			0,089	1,32	10,00
02-20J			0,178	1,87	20,00
02-30J			0,267	2,29	30,00

Araldite® 2015						
Provete	Dano após 1º impacto					
	Perfuração	A_{dano} (mm ²)	$\varnothing_{\text{eq_dano}}$ (mm)	ΔA_{dano} (mm ²)	$\bar{J}_{\text{dano}}$ (mm)	$\Delta \bar{J}_{\text{dano}}$ (mm)
1	Não	78,54	10,00	NA	NA	NA
2	Não	78,54	10,00	NA	NA	NA
3	Sim	314,16	20,00	NA	NA	NA
4	Sim	314,16	20,00	NA	NA	NA

Araldite® 2015	
Provete	OBS
1	
2	Fissuras no laminado
3	
4	Fissuras na skin traseira <10mm

Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC)					
Provete	Condições de Impacto				
	$\varnothing_{\text{esf}}$ (mm)	m (kg)	h (m)	v_i (m/s)	E_i (J)
1	12,50	11,46	0,178	1,87	20,00
2					
3					
4					
5					

Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC)						
Provete	Dano após 1º impacto					
	Perfuração	A_{dano} (mm ²)	$\varnothing_{\text{eq_dano}}$ (mm)	ΔA_{dano} (mm ²)	$\bar{J}_{\text{dano}}$ (mm)	$\Delta \bar{J}_{\text{dano}}$ (mm)
1	Sim	243,30	17,60	-70,86	7,72	NA
2		238,70	17,43	-75,46	8,19	NA
3		223,20	16,86	-90,96	4,11	NA
4		261,00	18,23	-53,16	8,06	NA
5		244,40	17,64	-69,76	6,29	NA
	$\bar{X}$	242,12	17,55	-72,04	6,87	
	σ	13,53	0,49	13,53	1,72	
	$\sigma/\bar{X}$	5,59%	2,80%	-18,79%	25,02%	

Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC)	
Provete	OBS após 1º impacto
1	Sem Observações
2	
3	
4	
5	

Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC)							
Provete	Dano após 2º impacto						
	Perfuração	A_{dano} (mm ²)	$\varnothing_{\text{eq_dano}}$ (mm)	ΔA_{dano} (mm ²)	$\bar{J}_{\text{dano}}$ (mm)	$\Delta \bar{J}_{\text{dano}}$ (mm)	$\Delta \bar{J}_{\text{dano}}$ (%)
1	Sim	243,30	17,60	NA	9,88	2,16	27,98%
2		238,70	17,43	NA	10,06	1,87	24,22%
3		223,20	16,86	NA	11,18	7,07	91,58%
4		261,00	18,23	NA	10,30	2,24	29,02%
5		244,40	17,64	NA	9,86	3,57	46,24%
	$\bar{X}$	242,12	17,55		10,26	3,38	
	σ	13,53	0,49		0,55	2,16	
	$\sigma/\bar{X}$	5,59%	2,80%		5,32%	63,97%	

Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC)	
Provete	OBS após 2º impacto
1	
2	
3	
4	A skin traseira arrancada no 2º impacto
5	

6.2.8 Resultados dos ensaios de HVI

Araldite® 2015						
Provete	v_i (m/s)	v_r (m/s)	m (g)	E_i (J)	E_r (J)	E_a (J)
4	144,00	120,00	7,05	73,09	50,76	22,33
5	154,00	126,00		83,60	55,96	27,64
$\bar{X}$	149,00	123,00		78,35	53,36	24,99
σ	7,07	4,24		7,43	3,68	3,75
$\sigma/\bar{X}$	4,75%	3,45%		9,48%	6,89%	15,00%

Araldite® 2015							
	A_{dano} (mm ²)		$\varnothing_{\text{eq_dano}}$ (mm)				
Provete	Frontal	Traseira	Frontal	Traseira	E_i/m (J/g)	E_r/m (J/g)	E_a/m (J/g)
4	176,71	490,87	15,00	25,00	10,37	7,20	3,17
5	113,10	314,16	12,00	20,00	11,86	7,94	3,92
$\bar{X}$	144,91	402,52	13,50	22,50	11,11	7,57	3,54
σ	44,98	124,96	2,12	3,54	1,05	0,52	0,53
$\sigma/\bar{X}$	31,04%	31,04%	15,71%	15,71%	9,48%	6,89%	15,00%

Araldite® 2015						
Provete	v_i (m/s)	v_r (m/s)	m (g)	E_i (J)	E_r (J)	E_a (J)
6	110,00	66,00	7,05	42,65	15,35	27,30
7	101,00	NA		35,96	NA	NA
$\bar{X}$	105,50	66,00		39,31	15,35	27,30
σ	6,36	NA		4,73	NA	NA
$\sigma/\bar{X}$	6,03%	NA		12,04%	NA	NA

Araldite® 2015							
	A_{dano} (mm ²)		$\varnothing_{\text{eq_dano}}$ (mm)				
Provete	Frontal	Traseira	Frontal	Traseira	E_i/m (J/g)	E_r/m (J/g)	E_a/m (J/g)
4	78,54	314,16	10,00	20,00	6,05	2,18	3,87
5	78,54	314,16	10,00	20,00	5,10	NA	NA
$\bar{X}$	78,54	314,16	10,00	20,00	5,58	2,18	3,87
σ	0,00	0,00	0,00	0,00	0,67	NA	NA
$\sigma/\bar{X}$	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	12,04%	NA	NA

Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC)						
Provete	v_i (m/s)	v_r (m/s)	m (g)	E_i (J)	E_r (J)	E_a (J)
1R	139,48	129,1	28,2	274,31	235,00	39,31
2R	139,22	128,5		273,29	232,82	40,47
$\bar{X}$	139,35	128,80		273,80	233,91	39,89
σ	0,18	0,42		0,72	1,54	0,82
$\sigma/\bar{X}$	0,13%	0,33%		0,26%	0,66%	2,05%

Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC)							
	A_{dano} (mm ²)		$\varnothing_{\text{eq_dano}}$ (mm)				
Provete	Frontal	Traseira	Frontal	Traseira	E_i/m (J/g)	E_r/m (J/g)	E_a/m (J/g)
3R	341,70	531,60	20,86	26,02	9,73	8,33	1,39
4R	292,00	700,80	19,28	29,87	9,69	8,26	1,43
$\bar{X}$	316,85	616,20	20,07	27,94	9,71	8,29	1,41
σ	35,14	119,64	1,11	2,73	0,03	0,05	0,03
$\sigma/\bar{X}$	11,09%	19,42%	5,55%	9,75%	0,26%	0,66%	2,05%

Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC)						
Provete	v_i (m/s)	v_r (m/s)	m (g)	E_i (J)	E_r (J)	E_a (J)
3R	94,63	69,8	28,2	126,26	68,70	57,57
4R	92,41	67,7		120,41	64,62	55,78
$\bar{X}$	93,52	68,75		123,34	66,66	56,68
σ	1,57	1,48		4,14	2,88	1,26
$\sigma/\bar{X}$	1,68%	2,16%		3,36%	4,32%	2,22%

Reverlink™ SC6 HR-NR (HN-50-NC)							
	A_{dano} (mm ²)		$\varnothing_{\text{eq_dano}}$ (mm)				
Provete	Frontal	Traseira	Frontal	Traseira	E_i/m (J/g)	E_r/m (J/g)	E_a/m (J/g)
3R	336,90	430,40	20,71	23,41	4,48	2,44	2,04
4R	291,10	655,80	19,25	28,90	4,27	2,29	1,98
$\bar{X}$	314,00	543,10	19,98	26,15	4,37	2,36	2,01
σ	32,39	159,38	1,03	3,88	0,15	0,10	0,04
$\sigma/\bar{X}$	10,31%	29,35%	5,16%	14,83%	3,36%	4,32%	2,22%