

**Comportamento mecânico de painéis compósitos de
fuselagem sujeitos a ações de impacto:**

Influência do projétil, carregamento e taxa de deformação

Helder Filipe Rodrigues Martins

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeroespacial

Orientadores: Prof. Nuno Miguel Rosa Pereira Silvestre

Dr. António Pedro Carones Duarte

Júri

Presidente: Prof. Filipe Szolnoky Ramos Pinto Cunha

Orientador: Prof. Nuno Miguel Rosa Pereira Silvestre

Vogal: Prof. Miguel António Lopes de Matos Neves

Dezembro 2020

Declaração

Declaro que o presente documento é um trabalho original da minha autoria e que cumpre todos os requisitos do Código de Conduta e Boas Práticas da Universidade de Lisboa.

Agradecimentos

Em primeiro lugar, gostaria de agradecer aos meus orientadores, ao Professor Nuno Silvestre, pela orientação e observações, e ao Doutor António Duarte, não só pela ajuda no Abaqus, mas também pela sua disponibilidade e acompanhamento ao longo da dissertação.

Um agradecimento especial aos meus pais, João e Cecília Afonso, e à minha avó, Arminda Rodrigues, pelo apoio, educação e boas sugestões que fizeram de mim a pessoa que sou hoje.

Por fim, mas não menos importante, gostaria de agradecer a todos os meus amigos que estiveram ao meu lado durante esta jornada, obrigado a todos.

Resumo

Os materiais compósitos são cada vez mais utilizados em estruturas aeroespaciais devido às suas excelentes características mecânicas, como a rigidez e resistência. No entanto, este tipo de material apresenta suscetibilidade à delaminação, ao longo da espessura, o que o torna pouco resistente a ações localizadas, como impactos. Durante a sua vida útil, uma aeronave pode estar sujeita a diversos tipos de colisões, pelo que o estudo do impacto neste tipo de estruturas é de grande importância. Esta dissertação apresenta um estudo sobre o comportamento mecânico de painéis de fuselagem em compósito (de polímero reforçado com fibras de carbono) sujeitos a impacto, através de análises dinâmicas de elementos finitos utilizando o programa Abaqus/Explicit. Inicialmente, é apresentada uma breve introdução ao tema e feita uma revisão da literatura neste domínio. Posteriormente, são apresentados os resultados numéricos para o painel de referência (com reforços em T) impactado por dois materiais diferentes (aço e gelo). São testados dois níveis de pré-carregamentos (aplicados em compressão ou em tração) bem como a influência da pressurização. Relativamente às geometrias dos projéteis, são testadas 3 formas: esférica, cilíndrica e cônica. De seguida, é investigada a influência da geometria do reforço (I , C , J e Ω) na resistência do painel, replicando-se as pré-solicitações que induzem velocidades residuais mais elevadas no painel com reforços em T. Para todas as simulações é introduzido o efeito da taxa de deformação nas propriedades mecânicas do compósito, sendo ambos os projéteis modelados elasticamente. Por fim, apresentam-se as principais conclusões e possíveis desenvolvimentos futuros.

Palavras-chave: Impacto, painéis de CFRP, velocidade residual, taxa de deformação, pré-solicitações

Abstract

Composite materials are being increasingly used in aerospace structures because of their excellent mechanical properties, such as stiffness and strength. However, this material has comparatively weak mechanical properties, such as delamination in the through-thickness direction, which makes it more susceptible to localized loadings, such as impacts. During its useful life, an aircraft can be subjected to several types of collisions. Hence, it is very important to study impacts on these structures. This dissertation presents a numerical study on the mechanical behaviour of composite (carbon fibre reinforced polymer) fuselage panels subjected to impact through dynamic finite element analyses performed with Abaqus/Explicit. Initially, a brief introduction to the topic and a literature review is presented. Afterwards, the numerical results for the reference panel (with T-shaped stringers) impacted by two different materials (steel and ice) are presented. Two levels of preloads are considered, applied either in compression or in tension. Also, the influence of pressurization is investigated. Regarding the projectiles, three geometries are tested: spherical, cylindrical and conical. Then, the influence of the stringer geometry (I, C, J and Ω) on the strength of the panel is investigated, by replicating the preloads that induce higher residual velocities in the panel with T-shaped stringers. The strain rate effect on the mechanical properties of the composite is considered and an elastic behaviour is assumed for both projectiles. Finally, the main conclusions and possible future developments are presented.

Keywords: Impact loading, CFRP panels, residual velocity, strain rate, preloads

Índice

Declaração	iii
Agradecimentos.....	v
Resumo	vii
Abstract.....	ix
Índice	xi
Lista de Figuras	xiii
Lista de Tabelas.....	xvii
Lista de Acrónimos	xix
Simbologia	xix
1. Introdução	1
1.1. Âmbito e motivação	1
1.2. Objetivos.....	2
1.3. Estrutura do documento	2
2. Estado da arte.....	5
2.1. Fuselagem	5
2.1.1. Polímeros reforçados com fibras de carbono (CFRP)	6
2.1.2. Principais carregamentos durante o voo	7
2.2. Impactos em estruturas aeroespaciais.....	9
2.2.1. Classificação dos impactos	9
2.2.2. Influência do projétil.....	9
2.2.3. Influência do carregamento	13
2.2.4. Influência da taxa de deformação	14
2.3. Caracterização em regime dinâmico de materiais compósitos.....	15
2.3.1. Comportamento à tração no plano da lâmina	15
2.3.2. Comportamento à compressão no plano da lâmina.....	16
2.3.3. Comportamento ao corte no plano da lâmina	18
2.3.4. Relação constitutiva.....	18
3. Modelação numérica	21
3.1. Descrição do modelo de elementos finitos.....	21
3.1.1. Geometria	21
3.1.2. Malha de elementos finitos	23

3.1.3.	Propriedades dos materiais e modelos de dano	25
3.1.4.	Dependência das propriedades mecânicas com a taxa de deformação	29
3.1.5.	Condições de fronteira e carregamento	30
3.2.	Método de análise	31
3.3.	Validação do modelo	32
4.	Resultados e Discussão	37
4.1.	Painel com reforços em T.....	37
4.1.1.	Projéteis de aço	37
4.1.2.	Projéteis de gelo	46
4.2.	Influência da geometria do reforço.....	50
4.2.1.	Projéteis de aço	50
4.2.2.	Projéteis de gelo	54
5.	Conclusão	57
5.1.	Desenvolvimentos futuros	58
6.	Referências.....	61
Anexo A	65

Lista de Figuras

Figura 1.1: Dano causado por uma tempestade de gelo num Boeing 737 no a) nariz e b) asa/estabilizador horizontal [3].	1
Figura 2.1: Fuselagem do tipo <i>semimonocoque</i> [1].	5
Figura 2.2: Materiais utilizados no Boeing 787 e respetiva percentagem (adaptado de [8]).	6
Figura 2.3: Laminado multidirecional [1].	6
Figura 2.4: Curva força-encurtamento de um painel reforçado de CFRP (adaptado de [6]).	8
Figura 2.5: Tensões: (a) longitudinal e (b) circunferencial (<i>hoop stress</i>) numa casca cilíndrica sujeita a pressão interna (adaptado de [11]).	8
Figura 2.6: a) Comparação entre valores experimentais e numéricos; b) Velocidade residual vs. velocidade de impacto para diferentes valores de raio do projétil (adaptado de [7]).	10
Figura 2.7: (a) Velocidade residual vs. velocidade de impacto para os painéis em estudo; (b) Influência do projétil na velocidade residual do painel I (adaptado de [16]).	11
Figura 2.8: Dano causado por projéteis de aço em placas de CFRP (adaptado de [18]).	12
Figura 2.9: Dano causado por projéteis de gelo em placas de CFRP (adaptado de [18]).	12
Figura 2.10: Área de dano em função da energia de impacto para projéteis de aço e gelo [17].	13
Figura 2.11: Classificação das técnicas de ensaio de acordo com a taxa de deformação (adaptado de [22]).	15
Figura 2.12: Dependência dos a) módulos E_2 e G_{12} e b) resistências S_{t2} , S_{c2} e S_{s12} com a taxa de deformação (adaptado de [28]).	19
Figura 3.1: Modelo do painel de referência (com reforços em T).	21
Figura 3.2: Secção transversal e dimensões dos reforços em a) I, b) C, c) J e d) Ω .	22
Figura 3.3: Geometria dos projéteis: a) esféricos, b) cilíndricos e c) cónicos.	23
Figura 3.4: Malha de elementos finitos do painel de referência (com reforços em T).	24
Figura 3.5: a) Referencial local e b) empilhamento utilizado na casca do painel de referência.	26
Figura 3.6: a) Referencial local e b) empilhamento utilizado nos banzos do painel de referência.	26
Figura 3.7: a) Referencial local e b) empilhamento utilizado nas almas do painel de referência.	26
Figura 3.8: Método de análise utilizado no Abaqus.	30
Figura 3.9: Condições de fronteira utilizadas no modelo.	31

Figura 3.10: a) Estudo de convergência e b) malha com 3721 elementos finitos da réplica do trabalho de Pernas-Sánchez <i>et al.</i> [7].	33
Figura 3.11: Comparação dos resultados obtidos com os resultados experimentais de Pernas-Sánchez <i>et al.</i> [7].	34
Figura 3.12: Estudo de convergência do painel com reforços em T utilizando projéteis esféricos de aço.	35
Figura 4.1: Influência da geometria de projéteis de aço no painel com reforços em T.....	38
Figura 4.2: Energia total para o painel com reforços em T impactado por um projétil cônico de aço. .	39
Figura 4.3: Energia cinética para o painel com reforços em T impactado por um projétil cônico de aço.	40
Figura 4.4: Mecanismo de falha para o painel com reforços em T impactado por um projétil cônico de aço com uma velocidade de a) 75 m/s e b) 150 m/s.	41
Figura 4.5: Dissipação de energia por dano para o painel com reforços em T impactado por um projétil cônico de aço.	42
Figura 4.6: Dano nas fibras em a) compressão e em b) tração.....	43
Figura 4.7: Dano na matriz em a) compressão e em b) tração.....	43
Figura 4.8: Influência de pré-carregamentos à compressão no painel com reforços em T utilizando projéteis cónicos de aço.	44
Figura 4.9: Influência de pré-carregamentos à tração no painel com reforços em T utilizando projéteis cónicos de aço.....	45
Figura 4.10: Influência de pré-carregamentos à compressão no painel com reforços em T utilizando projéteis esféricos de gelo.....	47
Figura 4.11: Mecanismo de falha para o painel com reforços em T impactado por um projétil esférico de gelo com uma velocidade de a) 250 m/s e b) 400 m/s, sem pré-carregamentos.	47
Figura 4.12: Influência de pré-carregamentos à tração no painel com reforços em T utilizando projéteis esféricos de gelo.	48
Figura 4.13: Influência da pressurização no painel com reforços em T utilizando projéteis esféricos de gelo.	49
Figura 4.14: Malha de elementos finitos dos reforços em a) I, b) C, c) J e d) Ω	50
Figura 4.15: Influência da geometria do reforço utilizando projéteis cónicos de aço.	52
Figura 4.16: Mecanismo de falha para o painel com reforços em C impactado por um projétil cônico de aço com uma velocidade de 75 m/s.....	52
Figura 4.17: Mecanismo de falha para os painéis com reforços em a) Ω e b) J impactados por um projétil cônico de aço com uma velocidade de 75 m/s.	53

Figura 4.18: Influência da geometria do reforço utilizando projéteis esféricos de gelo.	55
Figura 4.19: Mecanismo de falha para os painéis com reforços em C a) e b) Ω impactados por um projétil esférico de gelo com uma velocidade de 400 e 250 m/s.	55
Figura A.1: Malha de elementos finitos do painel com reforços em I.	65
Figura A.2: Malha de elementos finitos do painel com reforços em C.	65
Figura A.3: Malha de elementos finitos do painel com reforços em J.	66
Figura A.4: Malha de elementos finitos do painel com reforços em Ω	66
Figura A.5: Malha de elementos finitos dos projéteis: a) esféricos b) cilíndricos e c) cónicos.	67

Lista de Tabelas

Tabela 2.1: Dependência das propriedades mecânicas de materiais compósitos laminados à tração com a taxa de deformação.....	16
Tabela 2.2: Dependência das propriedades mecânicas de materiais compósitos laminados à compressão com a taxa de deformação.....	17
Tabela 2.3: Dependência das propriedades mecânicas de materiais compósitos laminados ao corte com a taxa de deformação.....	18
Tabela 3.1: Geometria do painel de referência (com reforços em T) [31].....	22
Tabela 3.2: Número de elementos utilizados nos diferentes painéis.....	24
Tabela 3.3: Propriedades do material CFRP IM7/8552 [27, 31, 32].....	25
Tabela 3.4: Propriedades do material Redux 312 [2, 6, 34].....	28
Tabela 3.5: Propriedades elásticas do aço [7] e gelo [17].....	29
Tabela 4.1: Taxa de deformação média entre os projéteis esféricos, cilíndricos e cónicos.....	38
Tabela 4.2: Diferença média entre os pré-esforços considerados no painel com reforços em T utilizando projéteis cónicos de aço.....	45
Tabela 4.3: Taxa de deformação na casca, banzos e almas para os diversos pré-carregamentos utilizando projéteis cónicos de aço.....	46
Tabela 4.4: Diferença média entre os pré-esforços considerados no painel com reforços em T utilizando projéteis esféricos de gelo.....	49
Tabela 4.5: Taxa de deformação na casca, banzos e almas para os diversos pré-carregamentos utilizando projéteis esféricos de gelo.....	50
Tabela 4.6: Cargas de instabilidade dos painéis com reforços em I, C, J e Ω	51
Tabela 4.7: Diferença média entre os reforços I, C, J e Ω em relação ao reforço T utilizando projéteis cónicos de aço.....	53
Tabela 4.8: Taxa de deformação na casca, banzos e almas para os diversos reforços utilizando projéteis cónicos de aço.....	54
Tabela 4.9: Diferença média entre os reforços I, C, J e Ω em relação ao reforço T utilizando projéteis esféricos de gelo.....	56
Tabela 4.10: Taxa de deformação na casca, banzos e almas para os diversos reforços utilizando projéteis esféricos de gelo.....	56

Lista de Acrónimos

C3D8	Elemento sólido hexaédrico de oito nós
CFRP	Polímero reforçado com fibras de carbono (<i>Carbon fibre reinforced polymer</i>)
COH3D8	Elemento sólido coesivo de oito nós
DAMAGEFC	Variável de dano nas fibras em compressão
DAMAGEFT	Variável de dano nas fibras em tração
DAMAGEMC	Variável de dano na matriz em compressão
DAMAGEMT	Variável de dano na matriz em tração
GFRP	Polímero reforçado com fibras de vidro (<i>Glass fibre reinforced polymer</i>)
S4	Elemento de casca de quatro nós
SHPB	<i>Slip Hopkinson Pressure Bar</i>

Simbologia

Símbolos latinos

a	Comprimento do arco
b	Largura do banzo do reforço
C_d	Matriz de elasticidade com dano
D	Diâmetro do projétil
d	Deslocamento
d_f, d_m, d_s	Variáveis que refletem o estado do dano nas fibras, matriz e ao corte
d_r	Distância entre reforços
E	Módulo de Elasticidade
E_{ae}	Energia de deformação artificial
E_{dmd}	Energia dissipada por dano
E_{fd}	Energia dissipada por fricção
E_{ie}	Energia interna do sistema
$E_k, E_{kp}, E_{kpainel}$	Energia cinética do sistema, projétil e painel
E_{pw}	Trabalho realizado pelas forças exteriores

E_{se}	Energia de deformação
E_{total}	Energia total do sistema
E_{vd}	Energia dissipada por amortecimentos artificiais
ER	Módulo da taxa de deformação
F	Força aplicada na aresta esquerda do painel
$F_f^c, F_f^t, F_m^c, F_m^t$	Índices de rotura segundo o critério de Hashin
G	Módulo de distorção
G_c, G_t	Energia de fratura em compressão e tração
$G_{IC}, G_{IIC}, G_{IIIC}$	Taxa de libertação de energia crítica de fratura nos modos I, II e III
h	Altura da alma do reforço
I	Força interna
L	Comprimento do painel
M_d	Matriz de dano
M	Matriz de massas nodais
m_e, m_f	Constantes da relação constitutiva (subcapítulo 2.3.4)
m_p	Massa do projétil
P	Força externa
P_i	Pressão interna
P_{cr}	Carga de instabilidade (<i>buckling load</i>)
R	Raio
S_c, S_t, S_s	Resistência à compressão, tração e ao corte
t, t_c	Espessura das camadas de CFRP e da casca
t_n, t_s, t_t	Tensões atuantes na camada de adesivo
t_n^0, t_s^0, t_t^0	Resistências na camada de adesivo
u, \dot{u}, \ddot{u}	Deslocamento, velocidade e aceleração nodal
V_i, V_p, V_R	Velocidades de impacto, do projétil e residual

Símbolos gregos

α	Coeficiente do critério de Hashin
----------	-----------------------------------

Δt	Incremento de tempo
ε	Extensão (<i>strain</i>)
$\dot{\varepsilon}$	Taxa de deformação (<i>strain rate</i>)
$\dot{\varepsilon}_0$	Taxa de deformação de referência
θ	Rotação
ν	Coefficiente de Poisson
ξ	Fração do amortecimento crítico
ρ	Massa específica
σ	Tensão verdadeira (<i>true stress</i>)
σ_L	Tensão longitudinal
σ_H	Tensão circunferencial (<i>hoop stress</i>)
$\hat{\sigma}$	Tensão efetiva
ω_{\max}	Maior frequência do sistema

1. Introdução

1.1. Âmbito e motivação

Atualmente, a utilização de materiais compósitos no setor aeroespacial, em particular os polímeros reforçados com fibra de carbono (CFRP - *Carbon Fibre Reinforced Polymer*), têm ganho cada vez mais notoriedade [1]. Este tipo de material torna-se particularmente atrativo não apenas devido à sua elevada rigidez e resistência específica, mas também ao facto de possibilitar estruturas leves e pela resistência tanto à corrosão como à fadiga. No entanto, apesar das diversas vantagens, as estruturas em compósitos são mais suscetíveis a impactos transversais quando comparadas com os metais, uma vez que ao longo da espessura apresentam reduzidas propriedades mecânicas devido à influência do seu comportamento frágil e de delaminação.

Qualquer estrutura aeroespacial no decorrer da sua vida útil e até mesmo em exercícios de manutenção pode ser submetida a diversos tipos de impactos, como quedas de ferramentas (*tool-dropping*), impactos com pedras de granizo (*hailstones*) e detritos de diversos tamanhos [2]. Estes impactos podem provocar variados tipos de dano que consequentemente poderão comprometer o desempenho da estrutura. Na Figura 1.1 pode ser observado o dano causado por uma tempestade de granizo num Boeing 737 [3]. Assim, um importante critério no dimensionamento de uma estrutura em compósito é garantir que a mesma tem a capacidade de tolerar danos resultantes de impactos [2]. Como tal, a resposta ao impacto em estruturas compósitas tem sido alvo de investigação em diversos estudos experimentais e numéricos, ao longo dos últimos anos.



Figura 1.1: Dano causado por uma tempestade de gelo num Boeing 737 no a) nariz e b) asa/estabilizador horizontal [3].

Esta dissertação constitui um trabalho realizado na continuação das investigações desenvolvidas por Pereira [4] e Silva [5] no IST. Inicialmente, utilizando o mesmo painel compósito curvo (com reforços em T), analisado durante o projeto COCOMAT (*Improved Material Exploitation at Safe Design of Composite Airframe Structures by Accurate Simulation of Collapse*) [6], Pereira [4] investigou o

comportamento de pós-encurvadura (*postbuckling*) implementando modelos de dano alternativos, tanto no material compósito como no adesivo. Para além disso, foram ainda desenvolvidos quatro novos painéis (com reforços em I, C, J e Ω) onde se estudou o comportamento à compressão e à flexão. Esta investigação foi depois prosseguida por Silva [5], que utilizou os mesmos painéis que Pereira [4] e investigou a resposta dos painéis ao impacto transversal de projéteis a alta velocidade. Nesse trabalho foi utilizado o critério de Hashin para determinar o início do dano do material compósito, a sua evolução foi também simulada e os projéteis utilizados foram modelados como objetos infinitamente rígidos (sem deformação). Para simular a resposta dos painéis ao impacto foram utilizadas análises explícitas de elementos finitos recorrendo ao *solver* Abaqus/Explicit. No entanto, Silva [5] não inclui na sua investigação a influência da taxa de deformação no comportamento mecânico do painel nem o efeito de pré-esforços na velocidade residual do projétil. Assim, nesta dissertação pretende-se estudar a influência desses mesmos fatores, considerando ainda uma relação constitutiva e diferentes geometrias para os projéteis.

1.2. Objetivos

Nesta dissertação pretende-se numa primeira fase, utilizando o *software* Abaqus, avaliar a influência de pré-carregamentos (à tração e compressão) e da pressurização na velocidade residual do projétil em painéis representativos da fuselagem de uma aeronave (com reforços em T). Adicionalmente é avaliado o efeito da relação constitutiva do projétil e da taxa de deformação do material compósito no dano do painel. Numa segunda fase, novamente através de simulações numéricas, pretende-se identificar qual o tipo de reforço (I, C, J ou Ω) que maximiza a resistência do painel para as condições mais exigentes anteriormente identificadas para o painel com reforços em T.

1.3. Estrutura do documento

Este documento encontra-se organizado em 5 capítulos. No presente capítulo, faz-se uma breve introdução aos tópicos estudados e apresentam-se os principais objetivos da dissertação. No capítulo 2, é realizada uma revisão da literatura onde inicialmente se descreve a estrutura de uma fuselagem em CFRP, bem como os principais carregamentos que lhe estão associados durante o voo. De seguida, é apresentada uma classificação das colisões em função da velocidade de impacto, sendo depois apresentada a influência do tipo de projétil, carregamento e taxa de deformação na resposta ao impacto de estruturas compósitas. Por fim, após uma caracterização de materiais compósitos em regime dinâmico é introduzida uma relação constitutiva para laminados de carbono/epóxi (IM7/8552) de modo a caracterizar a dependência da rigidez e resistência com a taxa de deformação. No capítulo 3, apresenta-se a descrição dos modelos numéricos dos painéis em compósitos sujeitos a impacto, utilizando o *software* Abaqus. Para além disso, é também feita a validação do modelo através da comparação dos resultados alcançados com os obtidos por Pernas-Sánchez *et al.* [7]. No capítulo 4, são apresentados e discutidos os resultados adquiridos numericamente. Inicialmente são identificadas as condições mais severas para o painel com reforços em T impactado por dois materiais diferentes

(aço e gelo). De seguida, é investigada a influência da geometria do reforço (I , C , J e Ω) replicando-se as pré-solicitações que induzem velocidades residuais mais elevadas no painel com reforços em T . Finalmente, no capítulo 5, são apresentadas as principais conclusões do trabalho bem como algumas recomendações para trabalhos futuros.

2. Estado da arte

Neste capítulo é apresentada a revisão bibliográfica dos principais tópicos estudados ao longo do presente documento. Inicialmente, é descrita a estrutura de uma fuselagem, em CFRP bem como os principais carregamentos que lhe estão associados durante o voo. De seguida, é introduzida uma classificação das colisões em função da velocidade de impacto, a influência do tipo de projétil, carregamento e taxa de deformação na resposta ao impacto de estruturas compósitas. Finalmente, após a caracterização de materiais compósitos em regime dinâmico é introduzida uma relação constitutiva para laminados de carbono/epóxi (IM7/8552) de modo a caracterizar a dependência da rigidez e resistência com a taxa de deformação.

2.1. Fuselagem

Diversas secções de uma aeronave, como a fuselagem e asas, são constituídas por estruturas do tipo *semimonocoque* [1]. Estas são normalmente formadas por uma casca fina (*thin shell*) reforçada segundo as direções longitudinal (por *stringers*) e radial (por *frames* transversais). No caso de uma fuselagem deste tipo (Figura 2.1), a casca é responsável por suportar tanto a pressão interna da cabine como as tensões de corte. Relativamente aos *stringers*, estes suportam os carregamentos longitudinais, tanto à compressão como à tração, sendo que os *frames* transversais mantêm a forma da fuselagem e redistribuem as cargas na estrutura.



Figura 2.1: Fuselagem do tipo *semimonocoque* [1].

Os materiais utilizados na fuselagem devem ter um elevado módulo de elasticidade, ser resistentes tanto à fadiga como corrosão, entre outros fatores. Assim, os materiais mais utilizados nas fuselagens são alumínio de elevada resistência e materiais compósitos, em particular os polímeros reforçados com fibras de carbono, CFRP [1]. Atualmente, a utilização de materiais compósitos tem ganho cada vez mais preponderância, sendo um exemplo disso mesmo o Boeing 787, onde cerca de metade da sua estrutura é constituída por compósitos (Figura 2.2) [8]. Nesse caso, para além da redução em cerca de 20% do peso quando comparado com aeronaves convencionais em alumínio, a utilização de CFRP permite também uma redução no tempo de manutenção pois o risco de corrosão e fadiga é

consideravelmente mais baixo. No entanto, este material, ao contrário do alumínio que é dúctil, apresenta um comportamento frágil e, portanto, menos resistente do ponto de vista do impacto. Por isso, as estruturas em CFRP são investigadas neste documento.

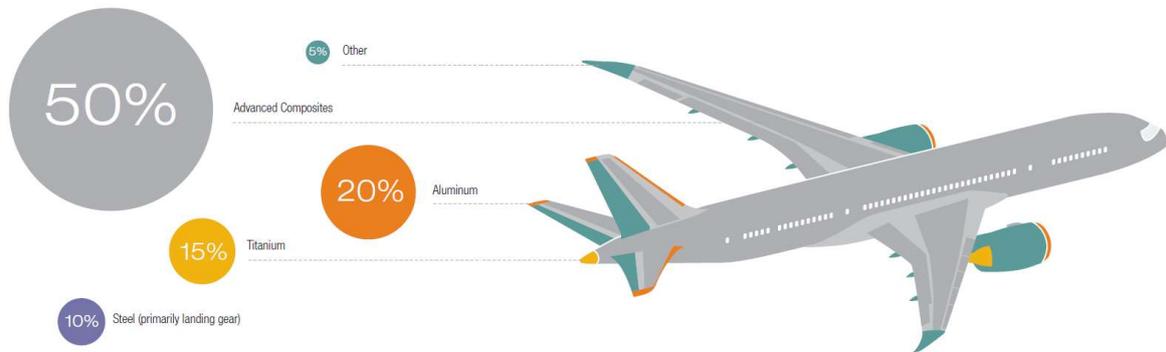


Figura 2.2: Materiais utilizados no Boeing 787 e respetiva percentagem (adaptado de [8]).

2.1.1. Polímeros reforçados com fibras de carbono (CFRP)

Os materiais compósitos resultam da combinação de dois ou mais materiais, por forma a obter um novo material com determinadas características [1]. No caso do setor aeroespacial, os materiais compósitos laminados, em particular os polímeros reforçados com fibras de carbono, CFRP, são um dos tipos de materiais mais utilizados. Estes, consistem no empilhamento de múltiplas camadas (lâminas) de fibras de carbono dispostas numa matriz (por exemplo, de epóxi). Neste tipo de materiais, as fibras suportam a maior parte dos carregamentos sendo a matriz responsável por proteger e distribuir as cargas entre as fibras. Assim, por forma a garantir que o laminado é capaz de suportar carregamentos multidirecionais, as fibras são normalmente orientadas em diferentes ângulos como se pode observar na Figura 2.3.

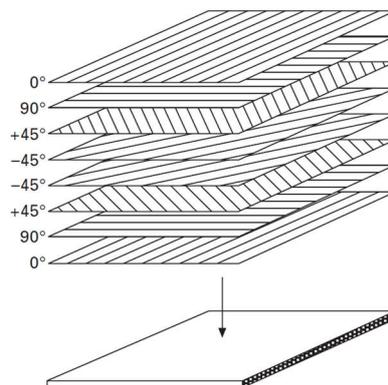


Figura 2.3: Laminado multidirecional [1].

A utilização de materiais compósitos na indústria aeroespacial apresenta uma série de vantagens e inconvenientes. As vantagens são a elevada rigidez e resistência específica, o facto de possibilitarem estruturas leves e a resistência à corrosão e à fadiga [1]. Os inconvenientes são as reduzidas

propriedades mecânicas ao longo da espessura (resultado da ausência de fibras segundo essa direção), o que faz com que este tipo de material se torne mais suscetível a impactos quando comparado com os metais. Para além disso, o controlo e a previsão do crescimento do dano no material são difíceis, o que leva a que as estruturas em compósito sejam sobredimensionadas, de modo a assegurar uma tolerância adequada, resultando num aumento da massa e custo.

Relativamente aos modos de rotura, distinguem-se as falhas do tipo intralaminar e interlaminar [4]. Relativamente às falhas do tipo intralaminar, estas referem-se a falhas na própria lâmina destacando-se quatro modos: rotura por tração das fibras (*fibre tension*), rotura por compressão das fibras (*fibre compression*), rotura por tração da matriz (*matrix tension*) e rotura por compressão da matriz (*matrix compression*). Em relação às falhas do tipo interlaminar, estas referem-se à separação entre as camadas adjacentes sendo este modo de rotura designado por delaminação (*delamination*). No caso de painéis reforçados, a ligação da casca com os reforços é assegurada por uma fina camada de adesivo e, portanto, nesse caso ainda se considera o descolamento dos reforços do painel (*skin-stringer debonding*).

2.1.2. Principais carregamentos durante o voo

Durante o voo, resultado das forças de sustentação na asa (*wing*) e estabilizador horizontal (*horizontal stabilizer*), a fuselagem é solicitada à flexão [1]. Este tipo de solicitação induz, por sua vez, carregamentos axiais à compressão que podem levar à instabilidade (*buckling*), à pós-encurvadura (*postbuckling*) ou até ao próprio colapso da estrutura [9]. Assim, por forma a estudar o comportamento de estabilidade e pós-encurvadura foram publicados diversos trabalhos em painéis metálicos e compósitos. No caso dos materiais compósitos, dois projetos de destaque foram o POSICOSS (*Improved Postbuckling Simulation for Design of Fibre Composite Stiffened Fuselage Structure*) e posteriormente o COCOMAT (*Improved Material Exploitation at Safe Design of Composite Airframe Structures by Accurate Simulation of Collapse*) [6]. O objetivo de ambos foi o estudo do comportamento de pós-encurvadura em painéis cilíndricos reforçados em CFRP representativos da fuselagem de uma aeronave. Com a realização do COCOMAT concluiu-se que eram necessários novos modelos de modo a obter uma previsão mais realista do dano nos painéis.

O comportamento de um painel reforçado de CFRP quando solicitado axialmente à compressão apresenta três níveis distintos de carregamento, como se pode observar na Figura 2.4 [6]. O primeiro nível, corresponde a uma instabilidade local, no qual a casca (*skin*) instabiliza entre os reforços (*stringers*). O segundo, corresponde a uma instabilização global, isto é, os reforços (*stringers*) instabilizam resultando numa elevada perda de rigidez do painel. O último nível, onde a curva força-encurtamento na Figura 2.4 apresenta uma queda abrupta, representa o colapso da estrutura.

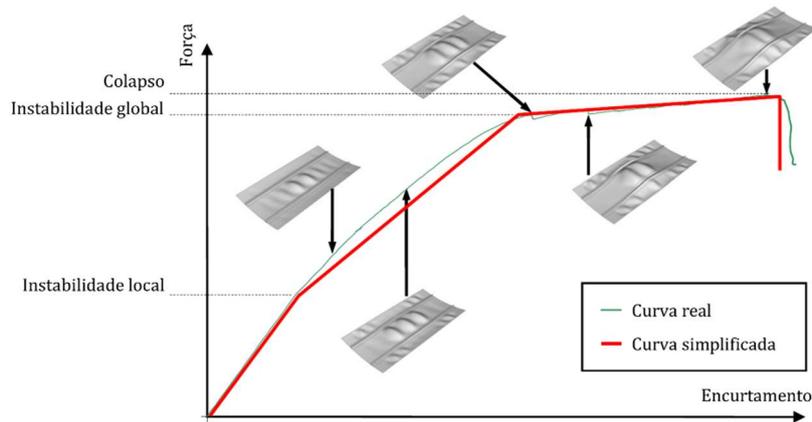


Figura 2.4: Curva força-encurtamento de um painel reforçado de CFRP (adaptado de [6]).

No seguimento do projeto COCOMAT [6], Pereira [4] estudou o comportamento de pós-encurvadura do mesmo painel (com reforços em T), mas implementando modelos de dano alternativos. Para além disso, por forma a estudar a influência da geometria dos reforços no comportamento do painel à compressão e flexão foram testadas ainda diferentes configurações (J, C, I e Ω). Foi identificado que o painel com secção transversal em forma de Ω origina maior resistência e um colapso menos frágil.

Durante a fase de cruzeiro, a diferença de pressão entre o interior e o exterior da fuselagem varia entre 40 e 50 kPa [10], resultando numa tensão longitudinal e circunferencial (*hoop stress*) na casca. No caso de uma fuselagem cilíndrica a tensão longitudinal (σ_L) e circunferencial (σ_H), representadas na Figura 2.5, obtêm-se através das seguintes expressões [11]:

$$\sigma_L = \frac{P_i R}{2t_c} \quad (2.1)$$

$$\sigma_H = \frac{P_i R}{t_c} \quad (2.2)$$

onde P_i representa a pressão interna, R o raio da fuselagem e t_c a espessura da casca.

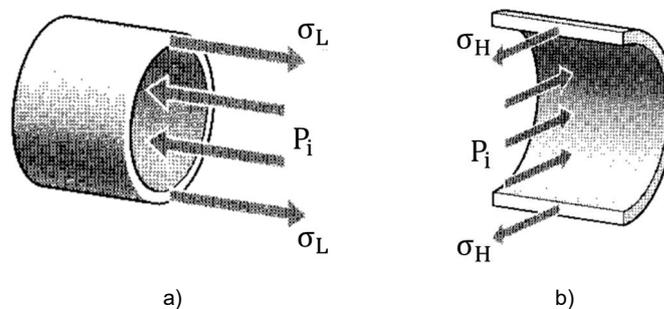


Figura 2.5: Tensões: (a) longitudinal e (b) circunferencial (*hoop stress*) numa casca cilíndrica sujeita a pressão interna (adaptado de [11]).

2.2. Impactos em estruturas aeroespaciais

Qualquer tipo de estrutura pode encontrar no decorrer da sua operação e até mesmo em serviços de manutenção diversos tipos de impactos, que podem induzir danos estruturais, comprometendo assim a integridade da própria estrutura. Como tal, a resposta ao impacto em estruturas aeroespaciais tem sido alvo de pesquisa em diversos trabalhos, tanto experimentais como numéricos. Assim, neste subcapítulo, é inicialmente feita uma classificação das colisões em função da velocidade de impacto sendo de seguida descritos alguns trabalhos sobre a influência do projétil, do carregamento e da taxa de deformação na resposta de painéis compósitos ao impacto.

2.2.1. Classificação dos impactos

Devido aos diversos tipos de colisões a que as estruturas aeroespaciais podem ser sujeitas, uma classificação objetiva em relação a esses impactos torna-se necessária. No contexto deste documento é referida a proposta de Vaidya [12]. Este autor propôs uma divisão de 4 categorias em função da velocidade inicial (V_i) do projétil: impacto a baixa velocidade ($V_i < 10$ m/s), impacto a velocidade intermédia (10 m/s $< V_i < 50$ m/s), impacto a alta velocidade (50 m/s $< V_i < 1000$ m/s) e impacto a hipervelocidade (2000 m/s $< V_i < 5000$ m/s) [12].

Os impactos de baixa velocidade são por norma associados a objetos de elevada massa, por exemplo a quedas de ferramentas (*tool-dropping*) aquando de intervenções de manutenção [12]. Relativamente ao caso intermédio, incluem-se, por exemplo, impactos por detritos resultantes de explosões, tornados ou objetos presentes na pista. No que toca aos impactos de alta velocidade, também conhecidos como impactos balísticos, caracterizam-se por um dano localizado no alvo. Em relação aos impactos em hipervelocidade, estes são caracterizados pelo facto de o alvo se comportar como um fluido.

2.2.2. Influência do projétil

Uma vez que diversos materiais com diferentes formas e dimensões podem impactar uma aeronave, torna-se fundamental uma caracterização realista dos possíveis danos que diferentes projéteis podem originar na estrutura do avião. Como tal, a sua influência no comportamento de painéis compósitos tem sido alvo de vários estudos.

Por forma a introduzir alguns estudos feitos ao longo da última década, definem-se inicialmente os conceitos de velocidade residual e limite balístico. No caso da velocidade residual, esta define-se como sendo a velocidade do projétil após perfuração do alvo [13]. Relativamente ao limite balístico existem atualmente duas definições na literatura: por um lado, Pernas-Sánchez *et al.* [14] definem o conceito como a velocidade mínima necessária para perfurar o alvo, mas, por outro, Silva *et al.* [15] consideram que é a velocidade a que o projétil se deve deslocar para que, ao atingir o alvo, tenha uma probabilidade de 50% de o perfurar.

Pernas-Sánchez *et al.* [7] desenvolveram um modelo numérico, utilizando o *software* comercial de elementos finitos LS-DYNA v.R7, com objetivo de estudar a influência das dimensões de projéteis esféricos de aço em impactos de alta velocidade utilizando painéis em laminados de carbono/epóxi. Para tal, realizaram inicialmente, de forma experimental, uma série de impactos numa gama de velocidades de 60 a 500 m/s com esferas de aço para validar o modelo numérico. O modelo desenvolvido, como se pode observar na Figura 2.6 a), faz uma boa previsão da velocidade residual do projétil para as várias velocidades iniciais consideradas. Após a validação do modelo foram ainda realizadas várias simulações para diferentes projéteis, variando o raio da esfera, verificando-se que a velocidade residual aumenta com o aumento do raio (Figura 2.6 b)).

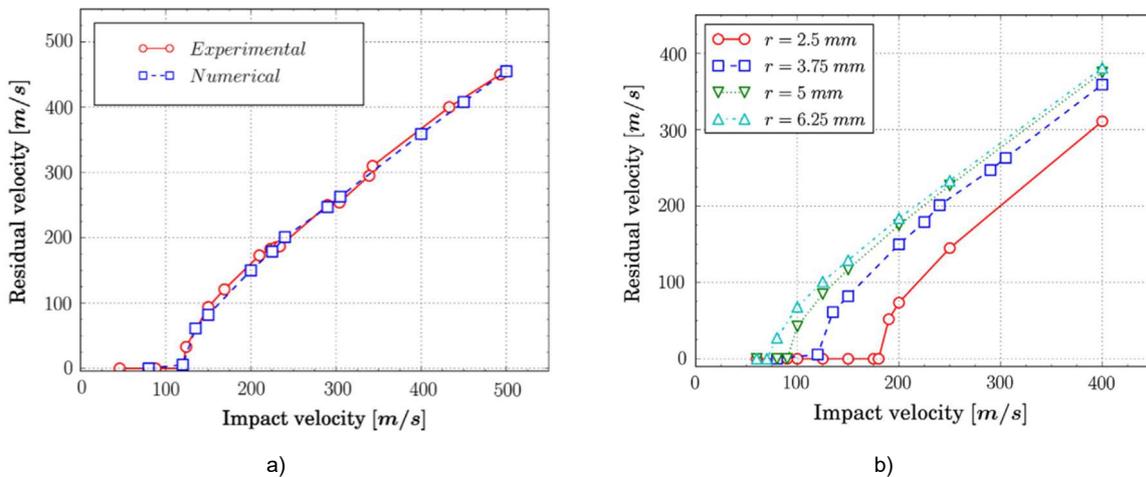


Figura 2.6: a) Comparação entre valores experimentais e numéricos; b) Velocidade residual vs. velocidade de impacto para diferentes valores de raio do projétil (adaptado de [7]).

Fonseca *et al.* [16] estudaram numericamente a resposta ao impacto em cinco painéis reforçados (com reforços em T, I, C, J e Ω) de CFRP, representativos de fuselagem, através de análises dinâmicas utilizando o Abaqus. Para determinar o início do dano no compósito foi utilizado o critério de Hashin. Relativamente à geometria do projétil utilizado para impactar os painéis, foi utilizada uma esfera infinitamente rígida. Os autores concluíram que o reforço que maximiza a resistência à perfuração do painel (velocidade residual mais baixa) é o reforço em I, como se pode observar na Figura 2.7 a). Para além disso, para o painel I, (visto que foi o mais resistente) foi ainda realizado um estudo paramétrico onde se investigaram vários fatores, tais como a dimensão e geometria do projétil. Para tal, para além do projétil de referência (esfera com um diâmetro (D) de 40 mm) foram ainda consideradas uma esfera com metade do diâmetro da de referência (D = 20 mm) e um projétil cilíndrico com o mesmo diâmetro da geometria de referência (D = 40 mm). Os autores concluíram que quanto menores são as dimensões do projétil mais elevadas são as velocidades residuais (Figura 2.7 b)). Verificaram ainda que, quanto mais plana for a superfície de impacto (do projétil), menor é a velocidade residual, uma vez que a concentração de tensões gerada nesse caso é menor devido a uma distribuição mais uniforme das mesmas.

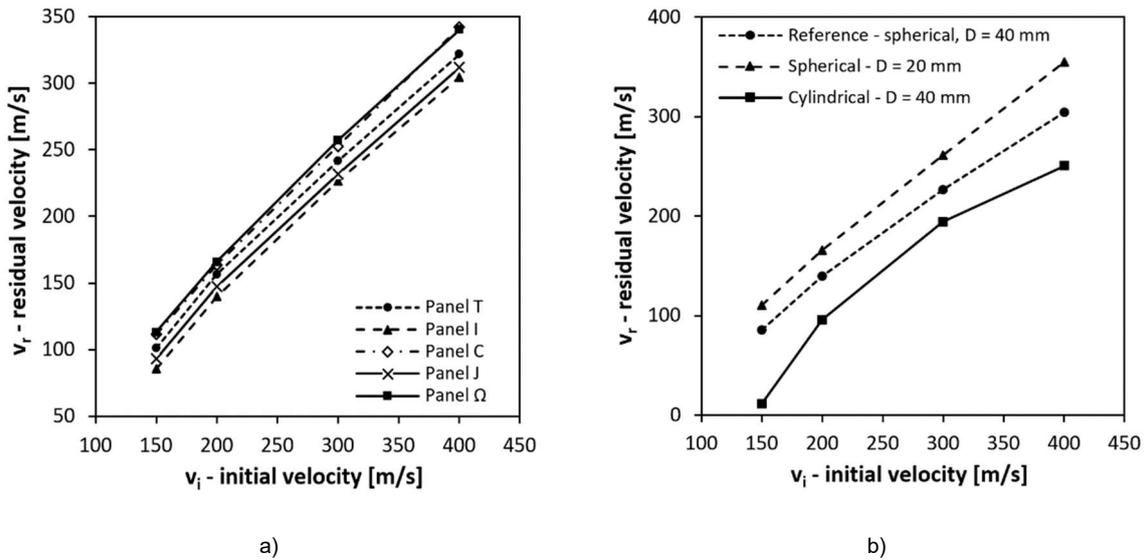


Figura 2.7: (a) Velocidade residual vs. velocidade de impacto para os painéis em estudo; (b) Influência do projétil na velocidade residual do painel I (adaptado de [16]).

Mais recentemente, Coles *et al.* [17] estudaram numericamente a resposta ao impacto em placas de CFRP com projéteis esféricos de aço e de gelo. Esta investigação, vem no seguimento de uma campanha experimental onde foram realizados uma série de impactos em placas de CFRP com esferas de aço e gelo [18]. Assim, utilizando o *software* Abaqus, os projéteis e placa foram modelados com as mesmas dimensões, geometrias e condições de fronteira utilizadas na campanha experimental. Relativamente às propriedades dos projéteis, para o aço foi considerado um comportamento linear elástico enquanto que para o gelo, para além das propriedades elásticas foi ainda considerada uma resistência à compressão dependente da taxa de deformação bem como um critério de falha baseado numa pressão de *cut-off*. Durante a campanha experimental, verificou-se que a área de dano ao longo da espessura aumenta em ambos os casos com o aumento da energia cinética dos projéteis. No entanto, ainda que com dimensões semelhantes, os diferentes materiais resultam em regimes de danos distintos no material compósito. No caso dos projéteis de aço, verifica-se um dano localizado na vizinhança do impacto (Figura 2.8), enquanto que para os projéteis de gelo observa-se um aumento da delaminação da placa (Figura 2.9) [18]. Os resultados numéricos, como se pode observar na Figura 2.10, demonstram que o modelo numérico desenvolvido é adequado para ações de impacto mais localizadas (projéteis de aço). No entanto, no caso do gelo, à medida que a energia de impacto aumenta os resultados numéricos afastam-se cada vez mais dos experimentais, sendo portanto necessário investigação adicional [17].

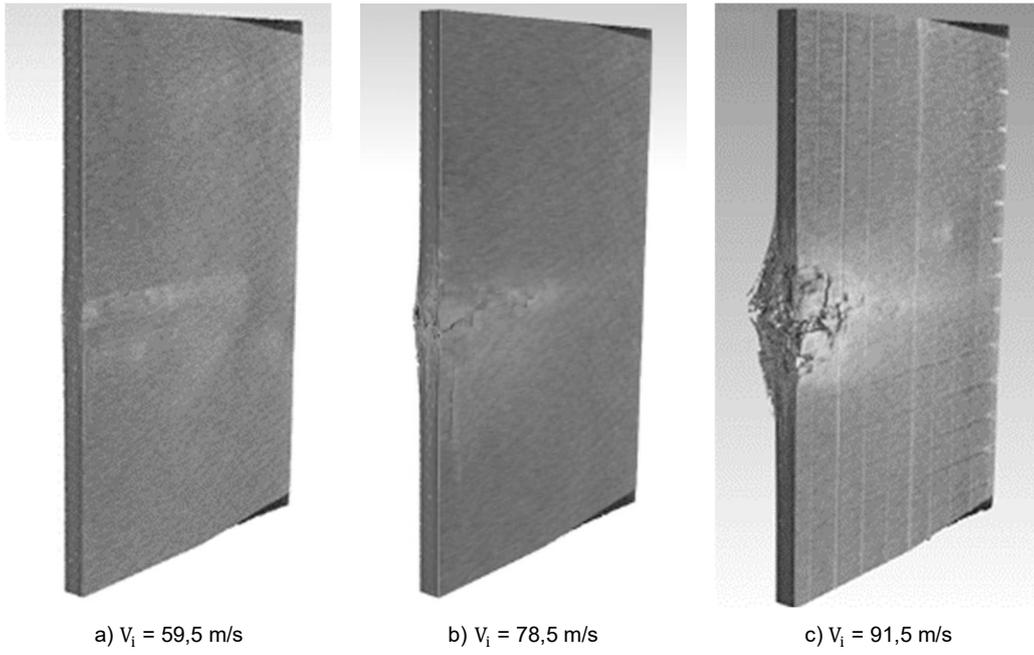


Figura 2.8: Dano causado por projéteis de aço em placas de CFRP (adaptado de [18]).

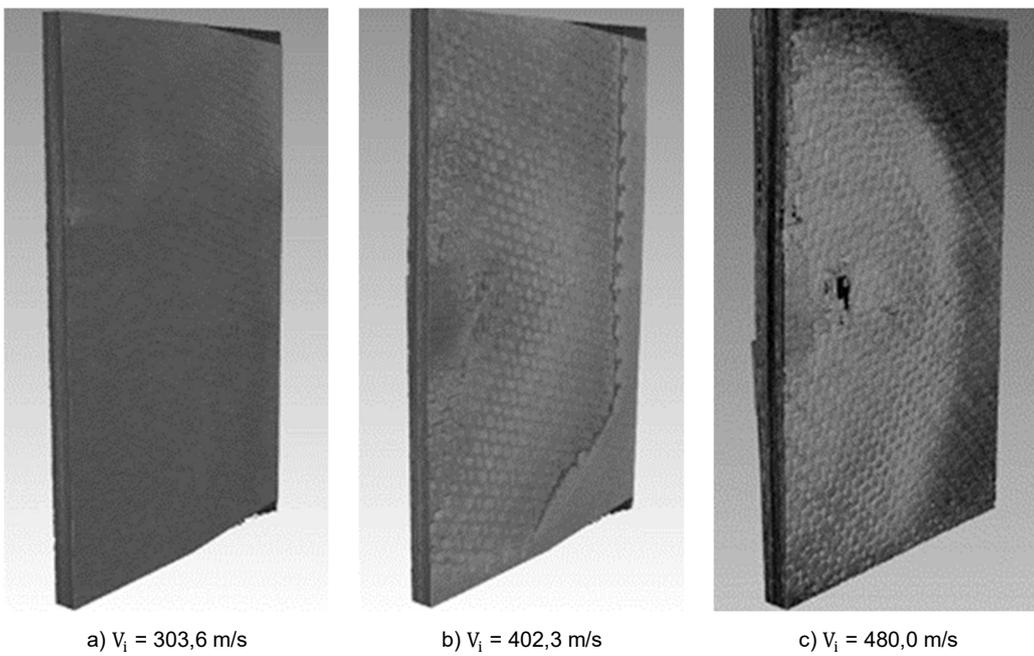


Figura 2.9: Dano causado por projéteis de gelo em placas de CFRP (adaptado de [18]).

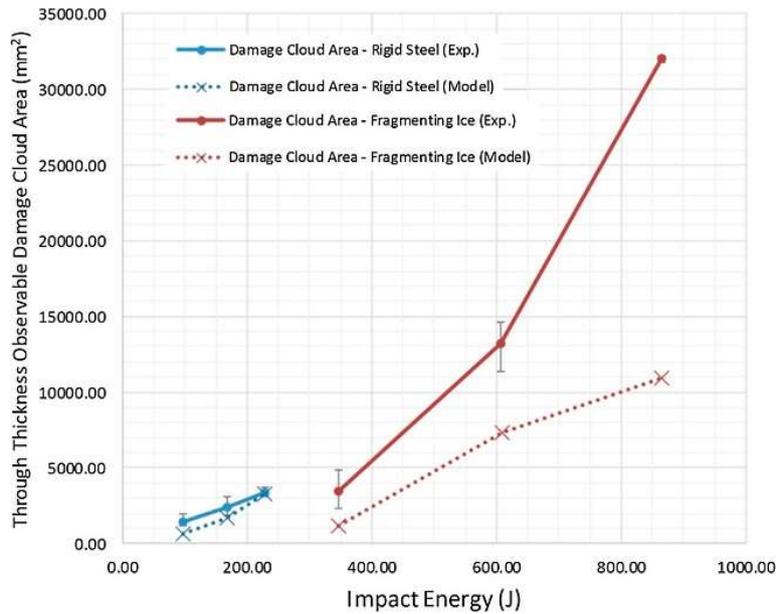


Figura 2.10: Área de dano em função da energia de impacto para projéteis de aço e gelo [17].

2.2.3. Influência do carregamento

Como descrito anteriormente, durante o voo, a fuselagem de uma aeronave encontra-se sujeita a diversos tipos de cargas, pelo que os impactos ocorrem em estruturas pré-carregadas. Assim, a influência de pré-esforços no comportamento de materiais compósito tem sido alvo de pesquisas em vários estudos.

Schueler *et al.* [19] investigaram a influência de pré-esforços uniaxiais em tração e compressão na resposta ao impacto em cascas compósitas, de carbono/epóxi, utilizando projéteis esféricos de vidro numa gama de velocidade de impacto de 70 a 105 m/s. Foi concluído que os pré-esforços em tração resultam numa redução da área de dano por delaminação quando comparada com a situação sem pré-esforços. Relativamente à resposta com pré-esforços em compressão, verificou-se que para cargas compressivas abaixo da carga de instabilidade o seu efeito no dano é desprezável. No entanto, para cargas compressivas superiores, a resposta ao impacto é dependente do local de impacto (embate na face concava ou convexa da casca). Caso o impacto seja na face côncava, a resposta é semelhante à observada no impacto com pré-esforços de tração. Se o impacto se der na face convexa, verifica-se um aumento da área de delaminação em relação ao caso sem pré-esforços.

Kaneko *et al.* [20] estudaram a influência da pressão interna e da espessura das paredes na resposta ao impacto de vasos de pressão (*pressure vessels*) cilíndricos em compósito. Para isso, utilizando o *software* comercial LS-DYNA desenvolveram um modelo numérico de um cilindro constituído por GFRP (*glass fibre reinforced polymer*) nas camadas exteriores e por CFRP nas restantes camadas. Relativamente ao projétil, foram utilizadas semiesferas com um raio de 25 mm e uma velocidade de impacto de 10 m/s. Foi concluído que para as duas espessuras em estudo (10 e 20 mm), quando a pressão interna é elevada (ou seja, maior do que a pressão operacional de segurança) o impacto origina uma progressão do dano na direção axial. Neste caso, associado a este aumento do dano, a carga

necessária à perfuração é mais baixa, o que leva a que carregamentos ligeiramente mais energéticos possam levar à rotura.

2.2.4. Influência da taxa de deformação

De acordo com Justo [21], um pré-requisito essencial para modelar com êxito a resposta ao impacto de uma estrutura é o conhecimento das propriedades mecânicas dos materiais utilizados no fabrico dessa estrutura e que dependam da velocidade de carregamento (deformação). No caso dos materiais compósitos, as propriedades de maior interesse são, o módulo de elasticidade e a resistência à rotura. Estas são, normalmente, dependentes da taxa de deformação (*strain rate*), $\dot{\epsilon}$, parâmetro que se exprime nas unidades s^{-1} e é definido de acordo com a seguinte equação [21]:

$$\dot{\epsilon} = \frac{d\epsilon}{dt} \quad (2.3)$$

onde $\frac{d\epsilon}{dt}$ representa a variação da deformação em ordem ao tempo.

No caso de carregamento quasi-estáticos, os mais usuais em engenharia de estruturas, a taxa de deformação é muito baixa e adotam-se normalmente as propriedades estáticas dos materiais na modelação das estruturas. Para estruturas em materiais compósitos, a gama de valores é ampla começando em cerca de $1 s^{-1}$, no caso de impactos de baixa velocidade em grandes estruturas, até valores superiores a $1000 s^{-1}$, em regiões de deformações localizadas associadas a impactos de alta velocidade. Posto isto, para se obter uma caracterização realista do material devem ser escolhidos ensaios que simulem as solicitações de serviço [21].

Na Figura 2.11 pode ser observada uma lista de ensaios bem como algumas considerações mecânicas para um amplo espectro de taxas de deformação [22]. Para taxas de deformação muito baixas, na ordem de 10^{-9} a $10^{-5} s^{-1}$, realizam-se geralmente ensaios de fluência. Os ensaios convencionais, também designados por quasi-estáticos, onde idealmente tanto a tensão como a extensão são uniformes ao longo do comprimento do provete, são realizados com taxas de deformação numa gama de 10^{-5} a $10 s^{-1}$. Ensaios entre 10 e $10^3 s^{-1}$ são normalmente mencionados como ensaios dinâmicos a taxas de deformação baixas. Para uma gama entre 10^3 e $10^5 s^{-1}$ estes são geralmente considerados como ensaios dinâmicos a elevadas taxas de deformação. Se as taxas de deformação forem superiores a $10^5 s^{-1}$, estão normalmente envolvidas a propagação de ondas de choque resultado, por exemplo, de explosões em contacto com o material.

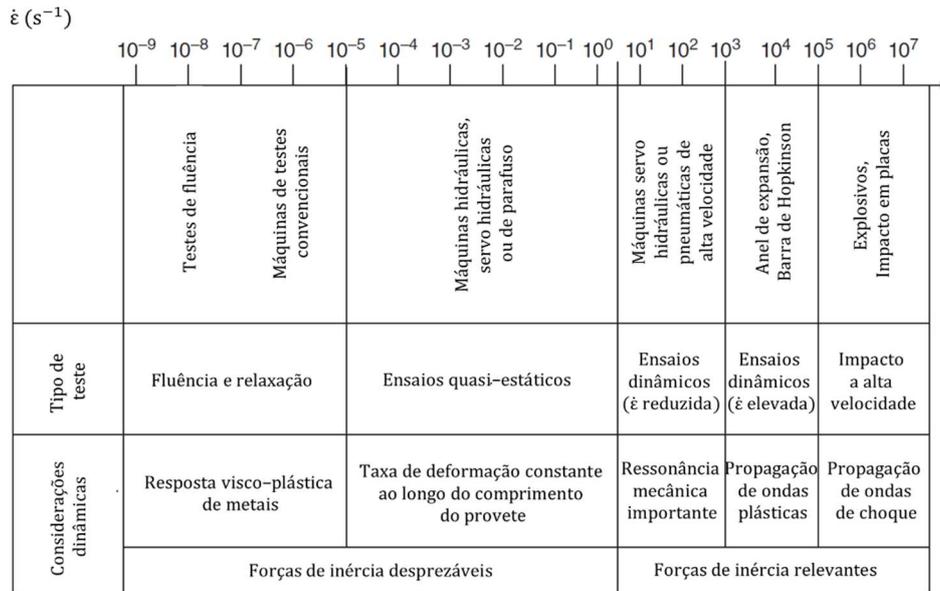


Figura 2.11: Classificação das técnicas de ensaio de acordo com a taxa de deformação (adaptado de [22]).

2.3. Caracterização em regime dinâmico de materiais compósitos

Este subcapítulo descreve alguns estudos experimentais, desenvolvidos por outros autores, que tiveram como objetivo a caracterização das propriedades elásticas e resistentes de diferentes laminados de fibra de carbono, as quais dependem da taxa de deformação, nos planos da lâmina à tração, compressão e ao corte. É igualmente apresentada uma relação constitutiva de modo a caracterizar a dependência da rigidez e resistência com a taxa de deformação para os laminados de carbono/epóxi (IM7/8552).

2.3.1. Comportamento à tração no plano da lâmina

Taniguchi *et al.* [23] determinaram as propriedades mecânicas de laminados unidirecionais de carbono/epóxi (T700S/2500). Para isso, realizaram uma série de testes dinâmicos utilizando a técnica da Barra de Hopkinson com taxas de deformação até 100 s⁻¹. Concluíram que segundo a direção das fibras (direção longitudinal) tanto o módulo de elasticidade como a resistência não dependem da taxa de deformação. No entanto, o mesmo não aconteceu segundo a direção perpendicular às fibras (direção transversal), verificando-se um aumento do módulo de elasticidade e da tensão resistente com o aumento da taxa de deformação.

Kwon *et al.* [24] realizaram testes em laminados unidirecionais de carbono/epóxi (USN150B), utilizando uma máquina de testes de alta velocidade (*high speed material testing machine*), com taxas de deformação numa gama de 10⁻³ a 100 s⁻¹. Tal como Taniguchi *et al.* [23], verificou-se que segundo a direção das fibras, tanto o módulo de elasticidade como a resistência não eram afetados significativamente pela taxa de deformação. Para além disso, segundo a direção perpendicular às fibras verificou-se novamente um aumento do módulo de elasticidade e resistência à tração com a taxa de deformação.

Zhang *et al.* [25] estudaram as propriedades de laminados CFRP (UT70-30G/CFSR-AB) do tipo unidirecional utilizando uma máquina servo-hidráulica. Contrariamente aos autores anteriormente referidos, foi concluído que tanto o módulo de elasticidade como a resistência à tração, segundo a direção das fibras, eram dependentes da taxa de deformação.

Na Tabela 2.1, encontram-se os valores recolhidos da revisão bibliográfica realizada sobre o efeito das taxas de deformação nas propriedades mecânicas à tração. Nesta tabela, $\dot{\epsilon}$, E_i e S_{ti} correspondem à taxa de deformação, ao módulo de elasticidade e à resistência à tração sendo que os índices i se referem às direções locais do material (1 = direção das fibras/longitudinal, 2 = direção perpendicular às fibras/transversal).

Tabela 2.1: Dependência das propriedades mecânicas de materiais compósitos laminados à tração com a taxa de deformação.

Material	$\dot{\epsilon}$ [s ⁻¹]	E_1 [GPa]	E_2 [GPa]	S_{t1} [GPa]	S_{t2} [MPa]	Referência
T700/2500 (Unidirecional)	1×10^{-4}	125,0	9,4	2,4	63,1	Taniguchi <i>et al.</i> [23]
	50	125,0	9,9	2,4	68,1	
	100	125,0	10,6	2,4	74,4	
USN150B (Unidirecional)	1×10^{-3}	199,3	6,5	2,0	62,5	Kwon <i>et al.</i> [24]
	1	201,0	7,5	2,0	85,3	
	100	201,0	8,8	2,0	102,1	
UT70-30G/CFSR-AB (Unidirecional)	5×10^{-5}	252,0	-	4,3	-	Zhang <i>et al.</i> [25]
	44	282,3	-	5,2	-	
	130	283,3	-	5,5	-	

2.3.2. Comportamento à compressão no plano da lâmina

Daniel *et al.* [26] investigaram a influência das taxas de deformação em laminados unidirecionais de carbono/epóxi (AS4/3501-6) segundo a direção perpendicular às fibras. Para isso, realizaram uma série de ensaios dinâmicos utilizando a técnica da Barra de Hopkinson (SHPB) com taxas de deformação até 400 s⁻¹. Foi concluído que tanto o módulo de elasticidade como a resistência dependem da taxa de deformação.

Koerber e Camanho [27] estudaram o comportamento dinâmico de laminados unidirecionais IM7/8552 segundo a direção longitudinal. Realizaram testes dinâmicos recorrendo também à técnica de SHPB utilizando taxas de deformação numa gama de valores entre 63 e 118 s⁻¹. Foi concluído que o módulo de elasticidade não depende da taxa de deformação, verificando-se o oposto relativamente à resistência à compressão, onde se verificou um aumento de cerca de 40% quando a taxa de deformação aumenta de 4×10^{-4} para 93 s⁻¹.

Schaefer *et al.* [28] conduziram diversos testes em laminados unidirecionais IM7/8552 segundo a direção transversal utilizando três taxas de deformação distintas, nomeadamente 10^{-4} , 1 e 800 s^{-1} . Para a realização dos testes dinâmicos (800 s^{-1}) foi utilizada a técnica da Barra de Hopkinson enquanto que para taxas de deformação baixas (10^{-4} s^{-1}) e intermediárias (1 s^{-1}) utilizou-se uma máquina de testes servo-hidráulica. Tal como Daniel *et al.* [26], foi concluído que segundo a direção perpendicular às fibras a resistência à compressão e o módulo de elasticidade dependem da taxa de deformação.

Mais recentemente, Ploeckl *et al.* [29] realizaram uma série de ensaios segundo a direção das fibras em laminados unidirecionais de IM7/8552. Para a realização dos testes dinâmicos foi utilizada a técnica da Barra de Hopkinson com taxas de deformação próximas de 100 s^{-1} . À semelhança de Koerber e Camanho [27], concluíram que o módulo de elasticidade é independente da taxa de deformação e a resistência apresenta novamente um aumento em cerca de 40%.

Os valores recolhidos da literatura sobre a dependência das propriedades mecânicas com as taxas de deformação à compressão encontram-se na Tabela 2.2. Nesta tabela, $\dot{\epsilon}$ e E_i têm o significado apresentado anteriormente e S_{ci} corresponde à resistência à compressão sendo que o índice i se refere às direções locais do material (1 = direção das fibras/longitudinal, 2 = direção perpendicular às fibras/transversal).

Tabela 2.2: Dependência das propriedades mecânicas de materiais compósitos laminados à compressão com a taxa de deformação.

Material	$\dot{\epsilon} [\text{s}^{-1}]$	$E_1 [\text{GPa}]$	$E_2 [\text{GPa}]$	$S_{c1} [\text{GPa}]$	$S_{c2} [\text{MPa}]$	Referência
AS4/3501-6 (Unidirecional)	1×10^{-4}	-	11,2	-	285,0	Daniel <i>et al.</i> [26]
	1	-	12,9	-	345,0	
	400	-	14,5	-	390,0	
IM7/8552 (Unidirecional)	4×10^{-4}	154,5	-	1,0	-	Koerber e Camanho [27]
	93	152,0	-	1,4	-	
IM7/8552 (Unidirecional)	10^{-4}	-	9,0	-	288,0	Schaefer <i>et al.</i> [28]
	1	-	10,6	-	357,0	
	800	-	11,2	-	393,0	
IM7/8552 (Unidirecional)	8×10^{-4}	$\approx 150,0$	-	1,2	-	Ploeckl <i>et al.</i> [29]
	63		-	1,7	-	

2.3.3. Comportamento ao corte no plano da lâmina

Para além dos testes à tração, anteriormente referidos, Taniguchi *et al.* [23], determinaram também as propriedades mecânicas de laminados unidirecionais de fibras de carbono T700S/2500 ao corte. Para isso, tal como anteriormente, utilizaram uma Barra de Hopkinson com taxas de deformação até 100 s⁻¹. Foi concluído que tanto o módulo como a resistência são dependentes da taxa de deformação. Mais recentemente, Daniel *et al.* [26] e Schaefer *et al.* [28] estudaram também as propriedades ao corte em laminados de carbono/epóxi, AS4/3501-6 e IM7/8552 respetivamente. Tal como Taniguchi *et al.* [23], foi concluído que tanto o módulo de distorção como a resistência dependem das taxas de deformação.

Na Tabela 2.3 podem ser observados os valores recolhidos da literatura sobre o comportamento no plano das lâminas ao corte. Nesta tabela, $\dot{\epsilon}$, G_{12} e S_{s12} correspondem à taxa de deformação, ao módulo de distorção e à resistência à corte.

Tabela 2.3: Dependência das propriedades mecânicas de materiais compósitos laminados ao corte com a taxa de deformação

Material	$\dot{\epsilon}$ [s ⁻¹]	G_{12} [GPa]	S_{s12} [MPa]	Referência
T700/2500 (Unidirecional)	1 x 10 ⁻⁴	4,3	51,3	Taniguchi <i>et al.</i> [23]
	50	6,0	69,6	
	100	7,6	91,1	
AS4/3501-6 (Unidirecional)	1 x 10 ⁻⁴	7,0	80,0	Daniel <i>et al.</i> [26]
	1	8,2	95,0	
	400	9,0	110,0	
IM7/8552 (Unidirecional)	1 x 10 ⁻⁴	5,6	89,0	Schaefer <i>et al.</i> [28]
	1	6,3	109,0	
	800	6,8	122,5	

2.3.4. Relação constitutiva

Schaefer *et al.* [28], para além dos testes experimentais, acima descritos, propuseram que tanto o módulo de elasticidade segundo a direção transversal (E_2) como o módulo de distorção segundo o plano das lâminas (G_{12}) variavam linearmente com o logaritmo da taxa de deformação, como se pode observar na Figura 2.12 a) e se traduz na seguinte equação:

$$E(\dot{\epsilon}) = E(\dot{\epsilon}_0) \left(m_e \log_{10} \frac{\dot{\epsilon}}{\dot{\epsilon}_0} + 1 \right) \quad (2.4)$$

onde E pode representar o módulo E_2 ou G_{12} , m_e uma constante com o valor de 0,035 e $\dot{\epsilon}_0$ a taxa de deformação de referência cujo valor é 10^{-4} s^{-1} .

Os autores propuseram também uma variação linear com o logaritmo da taxa de deformação (Figura 2.12 b)) para as resistências segundo a direção transversal à tração (S_{t2}) e à compressão (S_{c2}), bem como ao corte no plano das lâminas (S_{s12}). Neste caso a dependência é descrita através da seguinte equação:

$$F(\dot{\epsilon}) = F(\dot{\epsilon}_0) \left(m_f \log_{10} \frac{\dot{\epsilon}}{\dot{\epsilon}_0} + 1 \right) \quad (2.5)$$

onde F representa S_{t2} , S_{c2} ou S_{s12} , m_f uma constante de valor igual a 0,055 e $\dot{\epsilon}_0$ a taxa de deformação de referência igual a 10^{-4} s^{-1} .

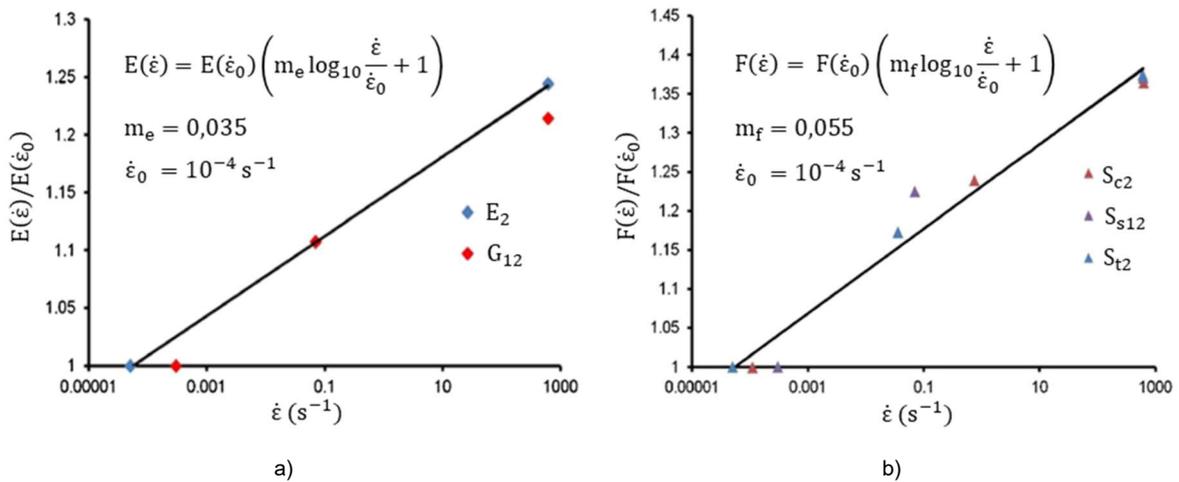


Figura 2.12: Dependência dos a) módulos E_2 e G_{12} e b) resistências S_{t2} , S_{c2} e S_{s12} com a taxa de deformação (adaptado de [28]).

Esta mesma dependência já tinha sido anteriormente proposta por Daniel *et al.* [26] em laminados de fibras de carbono AS4/3501-6. Em ambos os casos, verificou-se a mesma dependência linear, mas para diferentes constantes m_e e m_f .

3. Modelação numérica

Neste capítulo é apresentada a descrição e validação do modelo de elementos finitos para simular o impacto em painéis compósitos de fuselagem por diferentes projeteis, utilizando o *software* Abaqus [30]. Inicialmente são descritas as geometrias, malhas, propriedades dos materiais e condições de fronteira utilizadas nos diferentes painéis (com reforços em T, I, C, J e Ω) e projeteis (esféricos, cilíndricos e cónicos). Na Figura 3.1, pode ser observar-se o painel de referência (com reforços em T) baseado no projeto COCOMAT. Adicionalmente é ainda apresentada a implementação da dependência das propriedades mecânicas com a taxa de deformação no material compósito. Posteriormente, é introduzido o método utilizado nas análises explícitas do Abaqus [30]. Finalmente, é apresentada a validação do modelo através da replicação dos resultados experimentais de Pernas-Sánchez *et al.* [7].

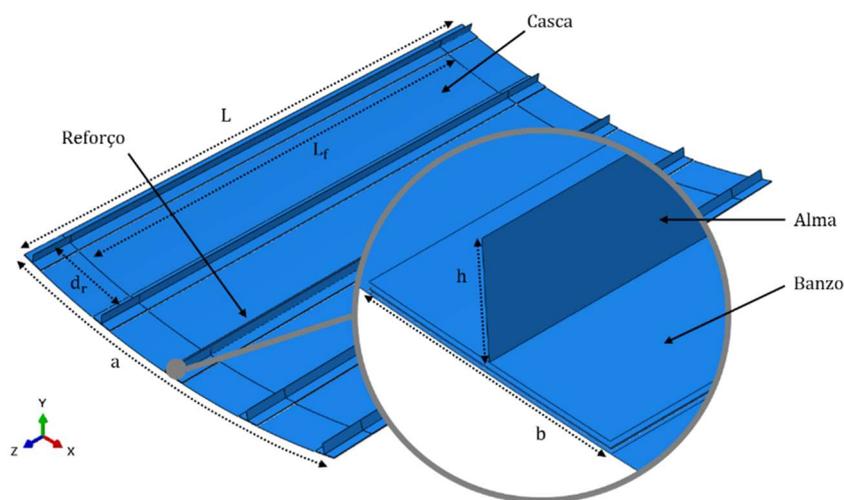


Figura 3.1: Modelo do painel de referência (com reforços em T).

3.1. Descrição do modelo de elementos finitos

3.1.1. Geometria

Cada painel é constituído por uma casca e 5 reforços longitudinais, os quais podem apresentar diferentes secções transversais. Neste documento, considerou-se inicialmente (como referência) o painel com reforços em T, baseado na geometria D1 do projeto COCOMAT [31]. Este possui um comprimento total de 780 mm, um raio de 1000 mm e um arco de 560 mm. É constituído por 5 reforços igualmente espaçados, onde os banzos têm uma largura de 32 mm e as almas têm uma altura de 14 mm. A ligação entre a casca e reforços é feita através de uma fina camada de adesivo com uma espessura de 0,2 mm. As sequências dos empilhamentos utilizados no painel foram $[90, +45, -45, 0]_s$, $[(45, -45)_3, 0_6]$ e $[(45, -45)_3, 0_6]_s$ para a casca, banzos e almas respetivamente. De referir que a ligação entre o banzo e o adesivo se dá na lâmina orientada a 45° . Cada lâmina utilizada nestes empilhamentos tem uma espessura de 0,125 mm, o que significa que as espessuras totais da casca, banzos e almas são respetivamente 1, 1,5 e 3 mm. Na Tabela 3.1 podem ser observadas em detalhe as propriedades geométricas do painel de referência.

Tabela 3.1: Geometria do painel de referência (com reforços em T) [31].

Comprimento do painel	$L = 780 \text{ mm}$	Altura da alma do reforço	$h = 14 \text{ mm}$
Comprimentos livre	$L_f = 660 \text{ mm}$	Largura do banzo do reforço	$b = 32 \text{ mm}$
Raio	$R = 1000 \text{ mm}$	Espessura das camadas de CFRP	$t = 0,125 \text{ mm}$
Comprimento do arco	$a = 560 \text{ mm}$	Empilhamento na casca	$[90, +45, -45, 0]_s$
Número de reforços	5	Empilhamento no banzo do reforço	$[(45, -45)_3, 0_6]$
Distancia entre reforços	$d_r = 130 \text{ mm}$	Empilhamento na alma do reforço	$[(45, -45)_3, 0_6]_s$

Os restantes painéis, com reforços em I, C, J e Ω foram contruídos a partir da geometria de referência mantendo a área da secção transversal e a altura das almas. As diferentes geometrias utilizadas podem ser observadas na Figura 3.2.

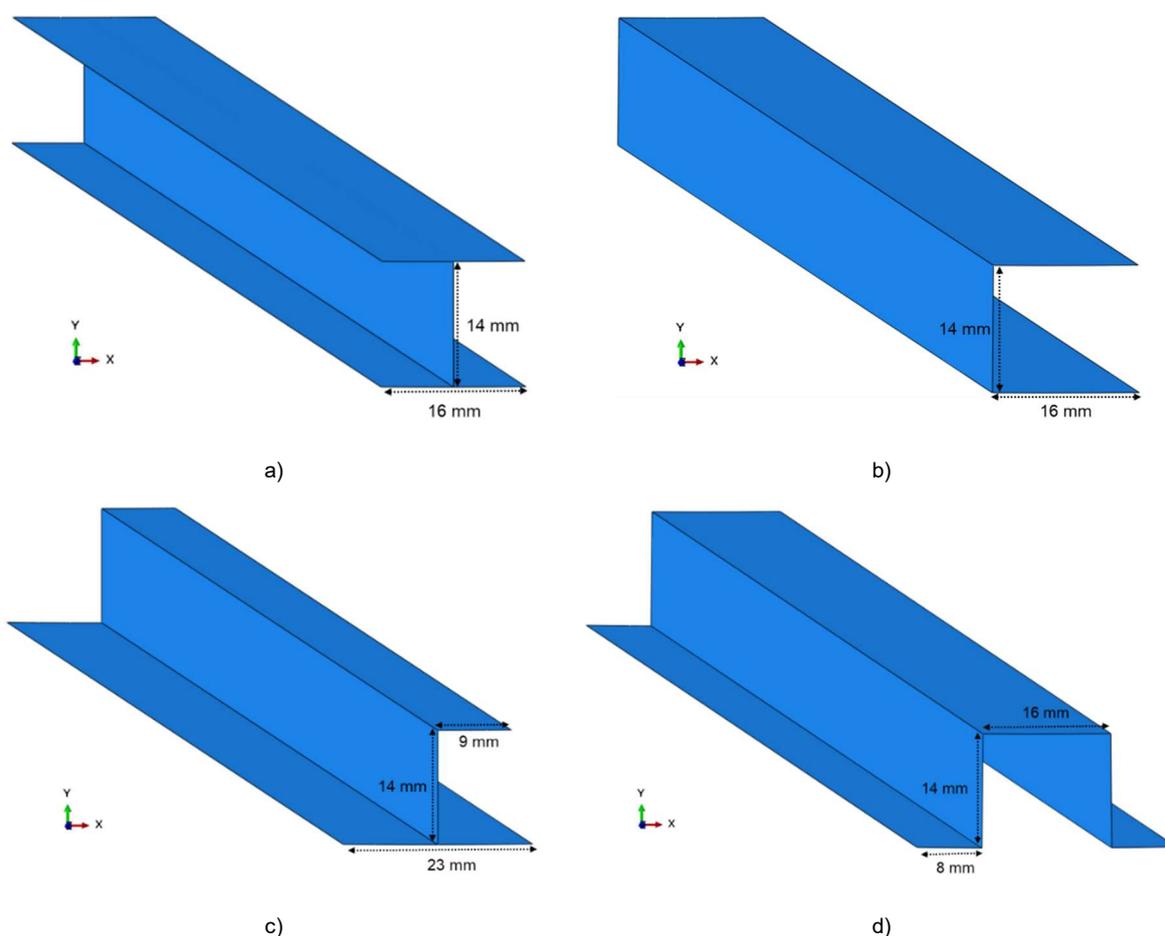


Figura 3.2: Secção transversal e dimensões dos reforços em a) I, b) C, c) J e d) Ω .

Para estudar a resposta ao impacto foram utilizados projéteis esféricos, cilíndricos e cónicos. Considerou-se como referência uma esfera de 33 mm de diâmetro, sendo que as restantes geometrias foram construídas mantendo o diâmetro de 33 mm e uma massa igual à da esfera. Na Figura 3.3 estão representadas as diferentes geometrias de projétil estudadas.

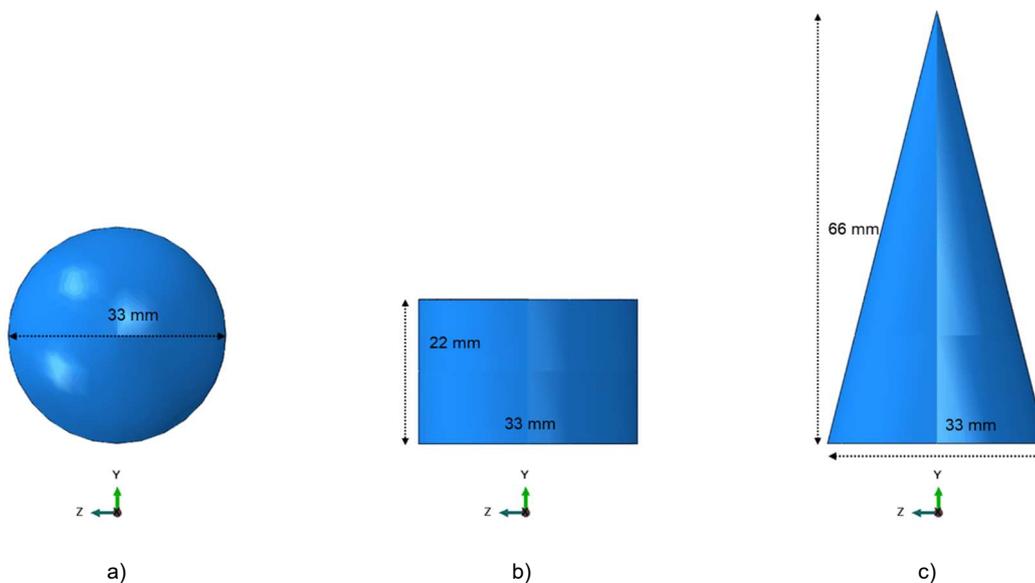


Figura 3.3: Geometria dos projéteis: a) esféricos, b) cilíndricos e c) cônicos.

3.1.2. Malha de elementos finitos

Para modelar a casca e reforços utilizou-se uma malha de elementos de casca de quatro nós (S4, na nomenclatura do Abaqus [30]). Este tipo de elemento apresenta naturalmente algumas limitações, nomeadamente a impossibilidade de modelar a resposta ao longo da espessura. No entanto, quando comparado com o elemento de casca de quatro nós com integração reduzida (S4R, na nomenclatura do Abaqus [30]) este apresenta um tempo computacional semelhante (aumentou cerca de 1,12% em relação ao elemento S4R) e uma maior precisão dos resultados (redução em cerca de 20% da energia artificial de deformação em relação ao elemento S4R). Refira-se ainda que não é possível utilizar elementos com maior número de nós tais como aqueles com 8 (S8R) ou 9 (S9R5) uma vez que não são suportados pelos Abaqus/Explicit [30]. Relativamente à camada de adesivo foi utilizada uma malha composta por elementos sólidos coesivos de 8 nós (COH3D8, na nomenclatura do Abaqus [30]) com uma espessura de 0,2 mm. Por fim, os projéteis foram modelados com uma malha de elementos sólidos hexaédricos de 8 nós (C3D8, na nomenclatura do Abaqus [30]).

Na Figura 3.4 pode ser observada a malha utilizada no painel de referência. Para construir a malha de elementos finitos da casca do painel de referência foram utilizados 78 elementos segundo a direção longitudinal (eixo z) e ao longo da largura (eixo x), adotou-se o seguinte: 10 elementos entre reforços e nas zonas coincidentes com os reforços, o mesmo número de elementos utilizados ao longo da largura (eixo x) dos banzos. Relativamente ao adesivo, tal como na casca, foram utilizados 78 elementos segundo a direção longitudinal (eixo z), 1 elemento segundo a altura (eixo y) e ao longo da largura (eixo x) o mesmo número de elementos utilizados na largura (eixo x) dos banzos. Em relação aos reforços, foram utilizados 6 elementos ao longo da largura (eixo x) dos banzos, 3 segundo a altura (eixo y) das

almas e tal como na casca e adesivo 78 elementos segundo a direção longitudinal (eixo z). A convergência de malha é apresentada no subcapítulo 3.3.

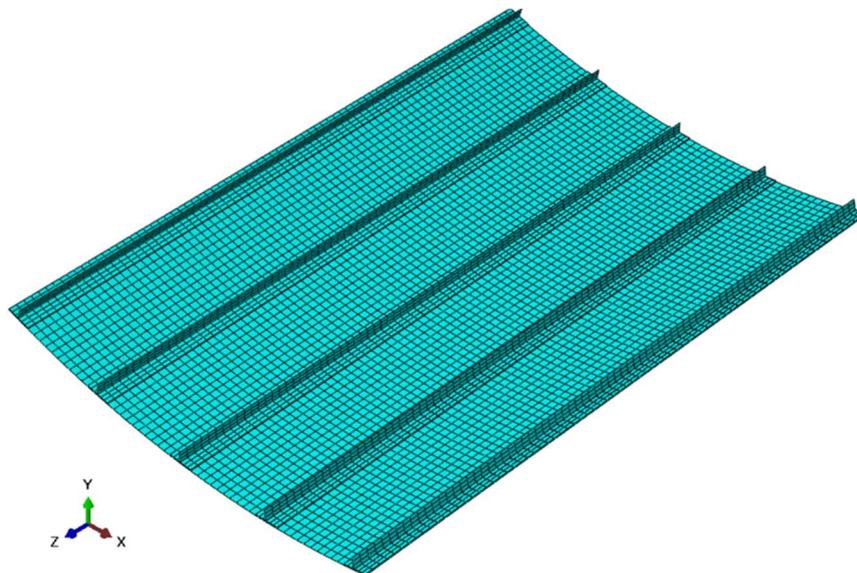


Figura 3.4: Malha de elementos finitos do painel de referência (com reforços em T).

Nos restantes painéis, segundo a direção longitudinal (eixo z), largura da casca (entre reforços) e alturas (eixo y) do adesivo e almas utilizaram-se o mesmo número de elementos do painel de referência. No entanto, como todas as configurações apresentam um banzo adicional, em relação à configuração de referência, foram efetuadas adaptações na posição dos reforços. Assim, no caso das configurações I e C foram utilizados 4 elementos segundo a largura (eixo x) dos banzos inferior e superior. Relativamente à configuração J, foram utilizados 4 elementos segundo a largura (eixo x) do banzo inferior e 2 elementos no banzo superior. No que diz respeito à configuração Ω foram utilizados 2 elementos segundo a largura (eixo x) de cada banzo inferior e 3 para o banzo superior. As diferentes malhas de elementos finitos utilizadas nas configurações I, C, J e Ω podem ser observadas no anexo A (Figuras A.1, A.2, A.3 e A.4). Na Tabela 3.2 estão representados os números de elementos utilizados nos diferentes painéis.

Tabela 3.2: Número de elementos utilizados nos diferentes painéis.

Tipo de reforço	T	I	C	J	Ω
Número de elementos na casca	5460	4680	4680	4680	5850
Número de elementos nos reforços	3510	4290	4290	3510	5070
Número de elementos no adesivo	2340	1560	1560	1560	1560
Número total de elementos	11310	10530	10530	9750	12480

Para a construção da malha de elementos finitos dos projéteis esféricos, cilíndricos e cônicos foram utilizados 1536, 1440 e 1776 elementos respectivamente. As diferentes malhas podem ser observadas no anexo A (Figura A.5).

3.1.3. Propriedades dos materiais e modelos de dano

Na modelação da casca e reforços dos painéis foram utilizadas as propriedades mecânicas de laminados unidirecionais de CFRP IM7/8552 e na ligação casca-reforços as do adesivo Hexply 312.

Relativamente ao material compósito, tanto as propriedades elásticas como as resistências foram obtidas pelos investigadores do projeto COCOMAT [31], com exceção da massa específica que foi obtida através da investigação realizada por Koerber e Camanho [27]. Em relação à energia de fratura assumiram-se os valores propostos por Camanho *et al.* [32]. Na Tabela 3.3 podem ser observadas as propriedades mecânicas utilizadas para modelar o material compósito. Nesta tabela, E_i corresponde ao módulo de elasticidade, ν_{ij} ao coeficiente de Poisson, G_{ij} ao módulo de distorção, S_{ti} à resistência em tração, S_{ci} à resistência em compressão, S_{sij} à resistência ao corte, G_{ii} à energia de fratura em tração, G_{ci} à energia de fratura em compressão e ρ à massa específica. As propriedades mecânicas referem-se a direções locais do material ($i, j = 1, 2$ ou 3), onde 1 representa a direção das fibras e 2 e 3 as direções perpendiculares.

Tabela 3.3: Propriedades do material CFRP IM7/8552 [27, 31, 32].

Propriedades elásticas		Parâmetros de resistência		Energia de fratura	
E_1 [MPa]	147000	S_{t1} [MPa]	2715	G_{t1} [N/mm]	81,5
E_2 [MPa]	11800	S_{c1} [MPa]	1400	G_{c1} [N/mm]	106,3
ν_{12} [-]	0,34	S_{t2} [MPa]	56	G_{t2} [N/mm]	0,277
$G_{12} = G_{13}$ [MPa]	6000	S_{c2} [MPa]	25	G_{c2} [N/mm]	0,788
G_{23} [MPa]	4000	S_{s12} [MPa]	101		
ρ [kg/m ³]	1590	S_{s23} [MPa]	131		

Para atribuir os empilhamentos descritos na Tabela 3.1, definiu-se inicialmente um sistema de coordenadas local para a casca, banzos e almas como se pode observar nas Figuras 3.5 a), 3.6 a) e 3.7 a) respectivamente. Em todos os casos as fibras estão orientadas na direção longitudinal (eixo z) do painel. Os diferentes empilhamentos utilizados na casca, banzos e almas estão representados nas Figuras 3.5 b) 3.6 b) e 3.7 b) respectivamente.

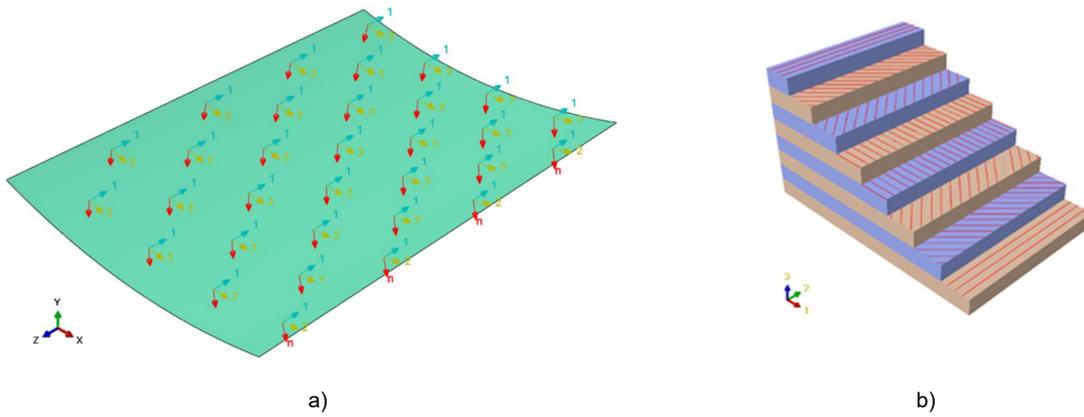


Figura 3.5: a) Referencial local e b) empilhamento utilizado na casca do painel de referência.

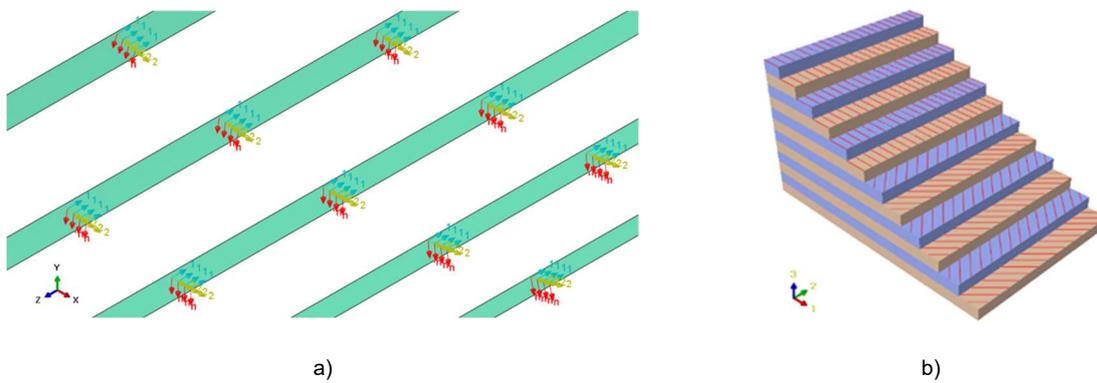


Figura 3.6: a) Referencial local e b) empilhamento utilizado nos banzos do painel de referência.

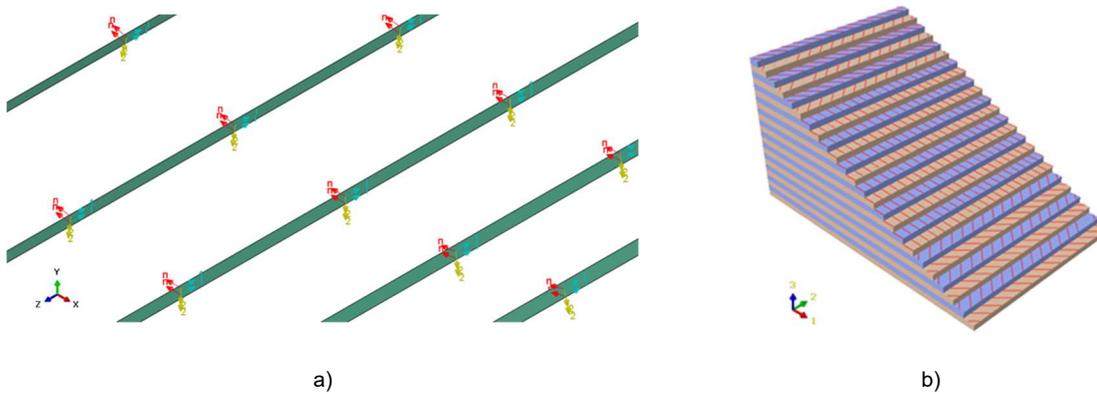


Figura 3.7: a) Referencial local e b) empilhamento utilizado nas almas do painel de referência.

Para prever o início do dano no laminado unidirecional IM7/8552 foi utilizado o critério de Hashin. Este critério tem em consideração 4 modos de rotura com 4 índices correspondentes: rotura por tração das fibras (F_f^t), rotura por compressão das fibras (F_f^c), rotura por tração da matriz (F_m^t) e rotura por compressão da matriz (F_m^c) dados pelas seguintes equações [30]:

$$F_f^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{S_{t1}}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_{s12}}\right)^2 \leq 1 \text{ e } \hat{\sigma}_{11} \geq 0 \quad (3.1)$$

$$F_f^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{S_{c1}}\right)^2 \leq 1 \text{ e } \hat{\sigma}_{11} < 0 \quad (3.2)$$

$$F_m^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{S_{t2}}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_{s12}}\right)^2 \leq 1 \text{ e } \hat{\sigma}_{22} \geq 0 \quad (3.3)$$

$$F_m^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S_{s23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{S_{c2}}{2S_{s23}}\right)^2 - 1\right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{S_{c2}} + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_{s12}}\right)^2 \leq 1 \text{ e } \hat{\sigma}_{22} < 0 \quad (3.4)$$

onde $\hat{\sigma}_{11}$, $\hat{\sigma}_{22}$ e $\hat{\sigma}_{12}$ representam tensões efetivas aplicadas, S_{ti} , S_{ci} e S_{sij} têm significado acima descrito e α representa um coeficiente ($0 \leq \alpha \leq 1$) que determina a contribuição das tensões de corte para o modo de rotura por tração das fibras. Neste documento foi considerado $\alpha = 1$, assumindo-se o pressuposto de Hashin [33].

O tensor das tensões efetivas representa as tensões que atuam sobre as áreas danificadas sendo calculado a partir da seguinte relação [30]:

$$\hat{\sigma} = M_d \sigma \Leftrightarrow \hat{\sigma} = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-d_f)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(1-d_m)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-d_s)} \end{bmatrix} \sigma \quad (3.5)$$

em que σ representa a tensão verdadeira (*true stress*), M_d representa uma matriz de dano em que d_f , d_m e d_s correspondem a variáveis que refletem o estado do dano nas fibras, matriz e ao corte respetivamente. Antes de qualquer dano a matriz M_d é uma matriz identidade sendo nesse caso $\hat{\sigma} = \sigma$. Estes parâmetros de dano tomam valores de 0 (antes do dano) até um valor máximo de 1 (valor em que elemento não oferece mais resistência).

Antes de qualquer dano o material apresenta um comportamento elástico linear, no entanto após atingir algum modo de dano o comportamento do material passa a ser regido pela seguinte equação [30]:

$$\sigma = C_d \varepsilon \quad (3.6)$$

onde ε representa a extensão e C_d a matriz de elasticidade com dano obtida através da seguinte relação [30]:

$$C_d = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1-d_f)E_1 & (1-d_f)(1-d_m)v_{21}E_1 & 0 \\ (1-d_f)(1-d_m)v_{12}E_2 & (1-d_m)E_2 & 0 \\ 0 & 0 & (1-d_s)G_{12}D \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

em que $D = 1 - (1 - d_f)(1 - d_m)v_{12}v_{21}$, d_f , d_m e d_s têm os significados acima descritos, E_1 e E_2 representam respectivamente os módulos de elasticidade segundo as direções das fibras e matriz, G_{12} o módulo de distorção e v_{12} e v_{21} os coeficientes de Poisson.

Relativamente às propriedades elásticas e resistências do adesivo (material isotrópico), tal como no material compósito, estas foram obtidas durante o projeto COCOMAT [6] sendo que para a massa específica foi assumido um valor típico para resinas epoxídicas [2]. Em relação às energias de fratura foram assumidos os valores do adesivo Redux 318 em vez dos do Redux 312, no entanto resultados experimentais sugerem que não é um parâmetro crítico [34]. De referir que o módulo de distorção G foi calculado assumindo que:

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (3.8)$$

onde E e ν correspondem ao módulo de Young e o coeficiente de Poisson do adesivo, respetivamente.

Na Tabela 3.4 encontram-se as propriedades mecânicas utilizadas para modelar o adesivo. Nesta tabela, E , G , ν e ρ têm o significado apresentado anteriormente, t_n^0 , t_s^0 e t_t^0 representam os valores das resistências do adesivo e G_{IC} , G_{IIC} e G_{IIIC} correspondem às energias de fratura dos modos I, II e III respetivamente.

Tabela 3.4: Propriedades do material Redux 312 [2, 6, 34].

Propriedades elásticas		Parâmetros de resistência		Energia de fratura	
E [MPa]	3000	t_n^0 [MPa]	8,3	G_{IC} [N/mm]	0,2
G [MPa]	1071	t_s^0 [MPa]	38	G_{IIC} [N/mm]	1
ν [-]	0,4	t_t^0 [MPa]	38	G_{IIIC} [N/mm]	1
ρ [kg/m ³]	1200				

Para prever o início do dano na camada de adesivo utilizou-se o critério de tensão nominal máxima (*maximum nominal stress criterion*), dado por [30]:

$$\max \left\{ \frac{t_n}{t_n^0}, \frac{t_s}{t_s^0}, \frac{t_t}{t_t^0} \right\} = 1 \quad (3.9)$$

onde t_n , t_s e t_t representam as tensões atuantes no adesivo e t_n^0 , t_s^0 e t_t^0 têm significado apresentado anteriormente.

Para a propagação do dano foi utilizado uma lei de dano misto (*mixed-mode damage evolution law*) baseado no critério de Benzeggagh e Kenane utilizando uma potência de 4,5 [35].

Para a modelação dos projéteis foram utilizadas as propriedades elásticas de aço e gelo, representadas na Tabela 3.5 [7, 17].

Tabela 3.5: Propriedades elásticas do aço [7] e gelo [17].

	Aço	Gelo
E [MPa]	210000	938
ν [–]	0,3	0,33
ρ [kg/m ³]	7850	900

3.1.4. Dependência das propriedades mecânicas com a taxa de deformação

Para implementar a dependência das propriedades mecânicas do painel com a taxa de deformação foi utilizado o modelo proposto por Schaefer *et al.* [28] para todas as propriedades elásticas e resistentes. No entanto, uma vez que o Abaqus [30] não permite a implementação de forma direta da dependência das propriedades com a taxa de deformação, utilizando o critério de Hashin, a análise foi feita em duas partes.

Numa fase inicial o painel é modelado com propriedades elásticas quasi-estáticas e o critério de Hashin. De seguida, seleccionando apenas elementos danificados após o impacto, são obtidas as taxas de deformação em cada incremento de tempo segundo as direcções 1 e 2. Por forma a garantir a contribuição de ambas as direcções, optou-se por calcular a taxa de deformação através da seguinte expressão:

$$ER(t) = \sqrt{(ER_{11}(t))^2 + (ER_{22}(t))^2} \quad (3.10)$$

onde $ER_{11}(t)$ e $ER_{22}(t)$ correspondem respetivamente às taxas de deformação segundo as direcções 1 e 2.

Posteriormente, calculou-se a média de valores não nulos de $ER(t)$ até ao incremento em que se inicia algum tipo de dano segundo o critério de Hashin. Com base nesse valor médio recalcularam-se todas as propriedades elásticas e resistências segundo a proposta de Schaefer *et al.* [28]. A utilização da relação para todas as propriedades é explicada na subcapítulo 3.3.

Numa segunda fase, o modelo de elementos finitos é adaptado com as propriedades dependentes da taxa de deformação, sendo agora calculada a velocidade residual (V_R) do projétil. A análise utilizada no *software* Abaqus está representada na Figura 3.8.

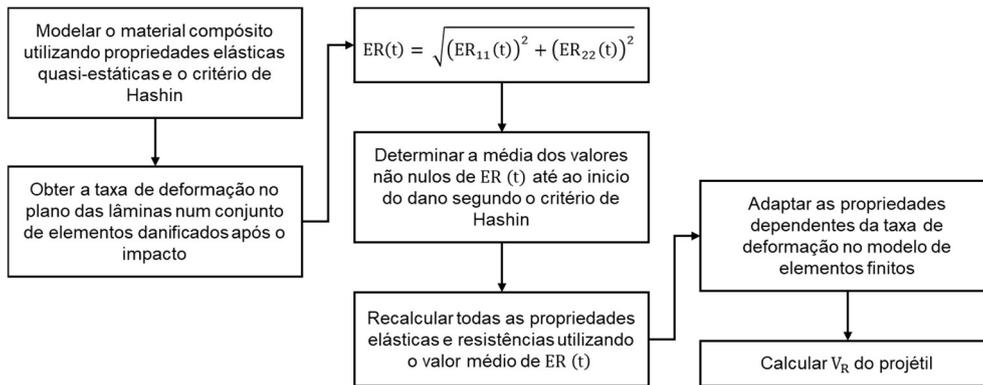


Figura 3.8: Método de análise utilizado no Abaqus.

3.1.5. Condições de fronteira e carregamento

Todos os painéis estudados são constituídos por 3 partes, casca, adesivo e reforços, como referido. Assim, para assegurar as ligações casca/adesivo e reforços/adesivo foi utilizado o comando *TIE*.

A interação entre o projétil e o painel, decorrente do impacto do primeiro no segundo, foi implementada através de contacto do tipo *general contact* onde se definiu uma formulação do tipo *Hard Contact* segundo a direção normal e do tipo *Friction* para a direção tangencial, considerado um coeficiente de atrito de 0,3.

As condições de fronteira utilizadas neste documento estão representadas na Figura 3.9. Na figura, d representa o deslocamento, θ a rotação, F a força aplicada, v a velocidade de impacto, σ a tensão aplicada, P_i a pressão interna e σ_H a tensão circunferencial (*hoop stress*). Os índices x , y e z representam as direções nos eixos do referencial. Relativamente às arestas transversais do painel, a aresta direita foi encastrada enquanto que na aresta esquerda foram restritos todos os movimentos com a exceção do deslocamento segundo z . Da mesma forma que para a aresta esquerda, nos primeiros 60 mm de ambas as extremidades foram restringidos todos os deslocamentos e rotações com exceção do deslocamento longitudinal (eixo z). Para o projétil, foi imposta uma velocidade inicial segundo y sendo que, todos os movimentos com exceção do deslocamento segundo essa direção foram impedidos. Todas as condições de fronteira acima descritas são comuns a todas as análises sendo que as restantes (pressão e/ou força aplicada) são dependentes do tipo de pré-carregamento. Caso se pretenda estudar a influência de esforços de tração/compressão no comportamento do painel é aplicado na aresta esquerda (segundo a direção z) o nível de solitação (P) desejado (na Figura 3.9 está representado o caso da compressão). Para estudar o efeito da pressurização, considerou-se para além da pressão interna (P_i) a tensão circunferencial (σ_H) que a equilibra nos bordos da casca, assumindo uma fuselagem cilíndrica. Assim, descontado os primeiros 60 mm de ambas as extremidades a pressão interna (P_i) é aplicada ao longo da casca e banzos sendo a tensão circunferencial (σ_H) aplicada nas arestas longitudinais da casca.

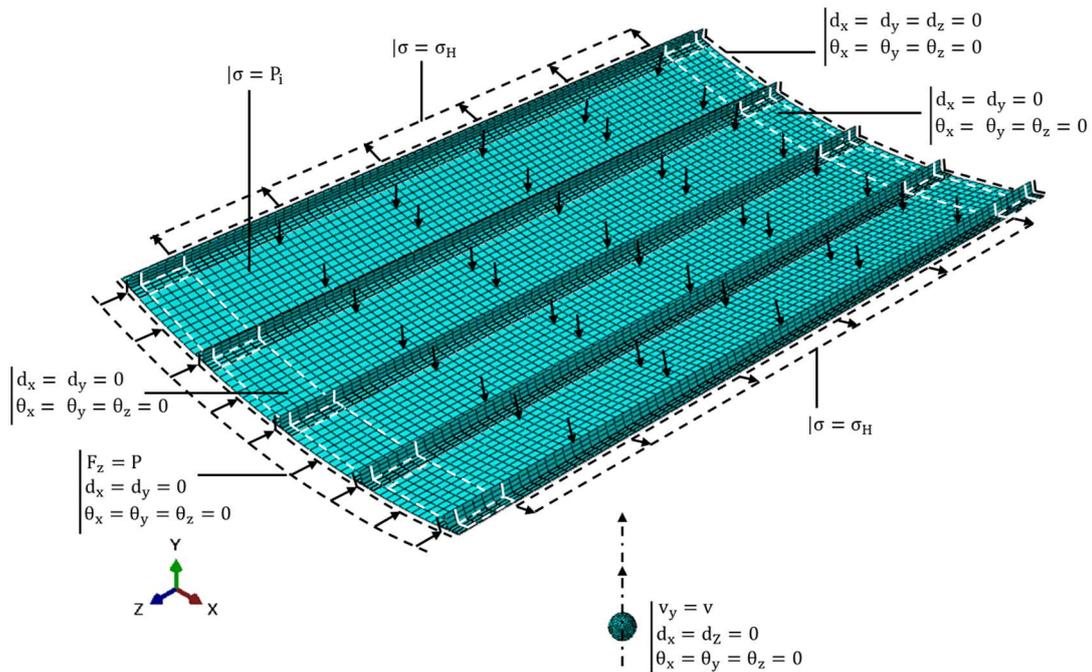


Figura 3.9: Condições de fronteira utilizadas no modelo.

3.2. Método de análise

Todas as análises de impactos realizadas neste trabalho foram efetuadas recorrendo ao *solver* Abaqus/Explicit. Este método usa a regra das diferenças centrais (*central-difference rule*) para integrar as equações do movimento explicitamente ao longo do tempo. Quando o *solver* é iniciado este resolve a equação seguinte para determinar o equilíbrio dinâmico do modelo [30]:

$$M\ddot{u} = P - I \quad (3.11)$$

onde M representa a matriz de massas nodais, \ddot{u} o vetor de acelerações nodais, P o vetor de forças externas e I o vetor de forças internas. Este último termo, engloba a rigidez e amortecimento estrutural.

As acelerações nodais são obtidas no início de cada incremento de tempo (t) através da seguinte expressão [30]:

$$\ddot{u}_{(t)} = M^{-1} \cdot (P - I)_{(t)} \quad (3.12)$$

Neste procedimento explícito, uma vez que a matriz M é uma matriz diagonal, o cálculo das acelerações torna-se mais simples visto que a aceleração em cada nó fica determinada sabendo apenas a massa e as forças aplicadas no respetivo nó [30]. No entanto, uma vez que o método assume acelerações constantes ao longo de cada incremento por forma a garantir resultados precisos devem ser utilizados um elevado número de incrementos.

Após serem conhecidas as acelerações nodais, as velocidades e deslocamentos nodais são determinados utilizando as Equações 3.13 e 3.14 respetivamente [30].

$$\dot{u}|_{(t+\frac{\Delta t}{2})} = \dot{u}|_{(t-\frac{\Delta t}{2})} + \frac{\Delta t|_{(t+\Delta t)} + \Delta t|_{(t)}}{2} \ddot{u}|_{(t)} \quad (3.13)$$

$$u_{(t+\Delta t)} = u_{(t)} + \Delta t_{(t+\Delta t)} \dot{u}|_{(t+\frac{\Delta t}{2})} \quad (3.14)$$

Conforme mencionado anteriormente, o número de incrementos de tempo é de grande importância para a estabilidade do método explícito. Assim, o tamanho máximo do incremento é determinado pelo limite de estabilidade dado pela seguinte expressão [30]:

$$\Delta t_{\min} \leq \frac{2}{\omega_{\max}} (\sqrt{1 + \xi^2} - \xi) \quad (3.15)$$

em que ω_{\max} corresponde à maior frequência do sistema e ξ à fração de amortecimento crítico no modo com maior frequência.

No entanto, nem sempre é possível determinar com exatidão o limite de estabilidade, pelo que por forma a garantir eficiência computacional o Abaqus [30] escolhe automaticamente o incremento de tempo. Para além disso, o *software* introduz por defeito uma pequena quantidade de amortecimento para controlar as oscilações de elevada frequência.

De referir que para obter tanto as cargas de instabilidade (*buckling loads*) como as posições de equilíbrio nos diferentes painéis pré-carregados e pré-pressurizados foi utilizado o *solver* Abaqus/Standard. No entanto, visto que o principal objetivo do documento são as análises de impacto optou-se por se destacar aqui o procedimento do *solver* Abaqus/Explicit ficando apenas referenciada a utilização secundária do Abaqus/Standard.

3.3. Validação do modelo

Visto que o trabalho desenvolvido nesta dissertação não foi reproduzido experimentalmente, optou-se por validar o modelo através da modelação de um outro caso (com parâmetros semelhantes) e fazer a comparação dos resultados obtidos com os valores alcançados por Pernas-Sánchez *et al.* [7]. Neste estudo, brevemente descrito no capítulo 2, os autores utilizaram projéteis esféricos de aço para realizar experimentalmente uma série de impactos numa placa quadrangular de carbono/epóxi (AS4/8552) com uma sequência de empilhamento [+45/ -45/ 0/ 90/ 90/ 0]_s. Foram utilizadas esferas com um diâmetro de 7,5 mm e placas com 110 mm de lado e uma espessura de 2,4 mm. Em relação às condições dos ensaios, foram utilizadas velocidades de impacto numa gama de 60 a 500 m/s sendo que a placa se encontrava simplesmente apoiada em todos os bordos.

A réplica desenvolvida neste documento consiste numa placa e um projétil com as mesmas dimensões, materiais e condições de fronteira utilizadas experimentalmente por Pernas-Sánchez *et al.* [7]. No entanto, para as energias de fratura foram assumidos os valores propostos por Camanho *et al.* [32] para o laminado IM7/8552. Relativamente à malha de elementos finitos foram utilizados elementos de casca S4 na placa e elementos sólidos hexaédricos C3D8 para o projétil.

Por forma a garantir confiança nos resultados obtidos, foi realizado um estudo de convergência de malha considerando a velocidade residual do projétil e taxa de deformação para uma velocidade de impacto intermédia, de 300 m/s. Assim, foram inicialmente investigadas 4 malhas para a placa (com 576, 2116, 3721 e 8464 elementos) mantendo a malha do projétil com 1600 elementos. Como se pode observar na Figura 3.10 a) a velocidade residual estabiliza a partir de uma malha com 2116 elementos. Neste caso, a diferença na velocidade residual entre 3721 e 8464 elementos foi de 0,36% sendo que entre 2116 e 3721 foi obtido o mesmo valor de velocidade. Relativamente à taxa de deformação, verifica-se também uma convergência dos resultados, ainda que não tão significativa quando comparada com a velocidade residual. Nesta situação a diferença dos valores da taxa de deformação entre uma malha com 2116 e 3721 elementos foi de 25,98% enquanto que para uma malha de 3721 e 8464 foi de apenas 6%. Com base nestes resultados, optou-se por uma malha na placa com 3721 elementos uma vez que garante uma convergência da velocidade e da taxa de deformação. De seguida, testou-se uma malha com 3456 elementos no projétil mantendo a de 3721 elementos na placa. Neste caso verificou-se uma diferença de 2,29% na velocidade residual e 4,18% na taxa de deformação pelo que se optou por uma malha final com 3721 elementos na placa e 1600 elementos no projétil (Figura 3.10 b)).

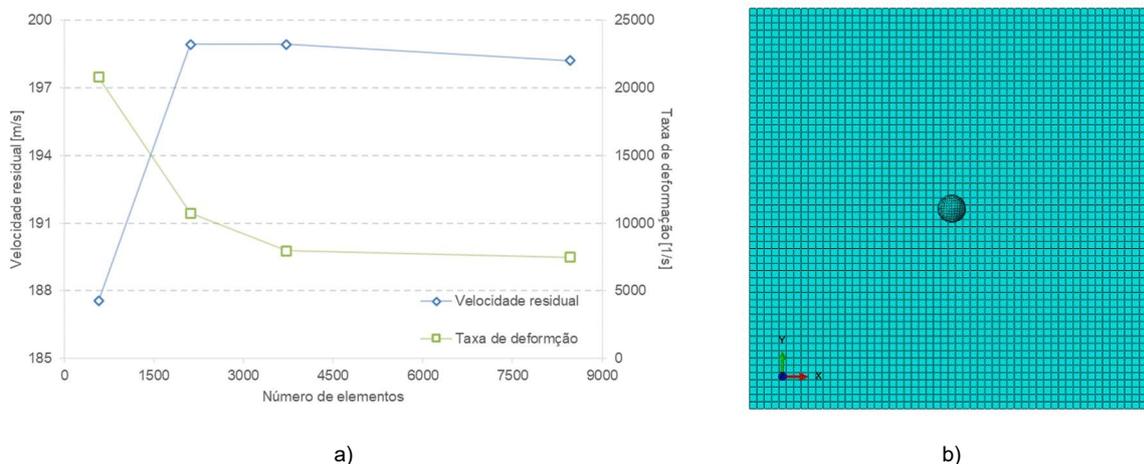


Figura 3.10: a) Estudo de convergência e b) malha com 3721 elementos finitos da réplica do trabalho de Pernas-Sánchez *et al.* [7].

De seguida foi investigada a influência da afetação das propriedades mecânicas do compósito pelas taxas de deformação. Para tal, foram testados três modelos: um considerando a relação (entre as propriedades mecânicas e a taxa de deformação) proposta por Schaefer *et al.* [28], um modelo sem a relação de Schaefer *et al.* [28] e um modelo adaptando a relação de Schaefer *et al.* [28] a todas as

propriedades elásticas e resistências. Como se pode observar na Figura 3.11, verifica-se que todas as abordagens apresentam previsões de velocidades residuais semelhantes para uma dada velocidade de impacto. Para velocidades reduzidas os resultados obtidos sem a relação de Schaefer *et al.* [28] são mais próximos dos valores experimentais. No entanto, esta tendência não se verifica para velocidades mais elevadas sendo que nesse caso a adaptação da relação (entre propriedades e taxa de deformação) apresenta uma previsão mais próxima da experimental. Assim, ainda que para velocidades reduzidas a adaptação da relação faça uma previsão mais distante dos resultados experimentais optou-se por se utilizar a adaptação da relação nas restantes simulações deste trabalho.

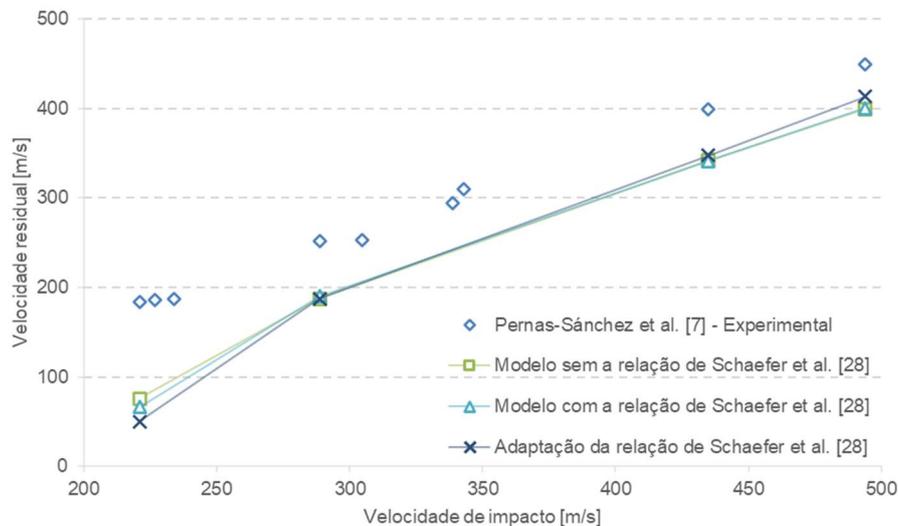


Figura 3.11: Comparação dos resultados obtidos com os resultados experimentais de Pernas-Sánchez *et al.* [7].

Após a validação de algumas opções de modelação, foi realizado um estudo de convergência de malha para o painel de referência impactado por projéteis esféricos com uma velocidade inicial de 150 m/s. Neste caso, foram retirados os valores da taxa de deformação na casca, banzos e almas sendo que o critério de paragem foi, como referido, o início de qualquer tipo de dano segundo o critério de Hashin. Assim, foram consideradas 4 malhas para a painel (com 1680, 4095, 11310 e 33540 elementos) mantendo a malha do projétil com 1536 elementos. Como se pode observar pela Figura 3.12 para uma malha com 11310 elementos a velocidade residual estabilizou verificando-se uma diferença de apenas 1,11% utilizando uma malha com 33540 elementos. No entanto, a taxa de deformação apresentou uma diferença considerável entre a malha com 11310 e 33540 elementos (em média cerca de 50%). Ainda assim, apesar de não se verificar a estabilização das taxas de deformação verifica-se que ordem de grandeza se mantém entre as duas últimas malhas de elementos finitos. Assim, tendo em consideração que o tempo computacional acresce cerca de 5 vezes entre a malha com 11310 e 33540 elementos e que para a relação utilizada para adaptar as propriedades elásticas e resistências mais que o valor exato pretende-se a ordem de grandeza da taxa de deformação, optou-se por se utilizar uma malha com 11310 no painel. Adicionalmente, por forma a garantir que a malha do projétil é adequada, testou-se uma malha com 3936 elementos no projétil mantendo a malha com 11310 no painel. Nesse caso, a diferença na velocidade residual foi de 0,59% e a taxa de deformação apresentou, em média, uma diferença abaixo dos 9%. Assim, optou-se por uma malha final com 11310 elementos no painel e 1536

elementos no projétil. Para além dos projéteis esféricos, utilizando as 4 malhas anteriormente referidas para o painel de referência, foram obtidas as taxas de deformação (na casca, banzos e almas) e velocidades residuais utilizando uma malha de 1776 elementos num projétil cónico. Tal como anteriormente, verifica-se que entre as duas últimas malhas do painel (11310 e 33540 elementos) a taxa apresenta, novamente, uma diferença média em cerca de 50% e a velocidade residual uma diferença inferior a 3%.

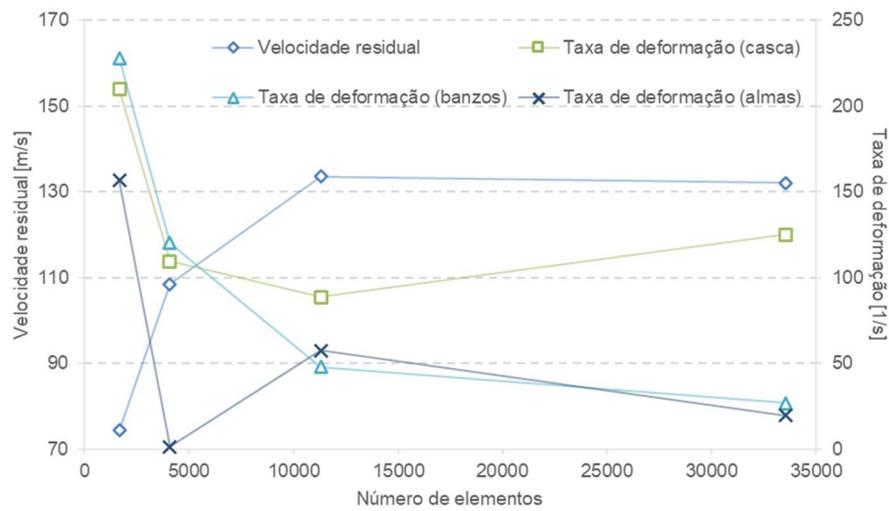


Figura 3.12: Estudo de convergência do painel com reforços em T utilizando projéteis esféricos de aço.

4. Resultados e Discussão

Neste capítulo são apresentados e discutidos os resultados obtidos através do *software* de elementos finitos Abaqus. Inicialmente o painel de referência (com reforços em T) é impactado por projéteis constituídos por dois materiais diferentes, o aço e o gelo. Com o aço pretende-se modelar as fases de descolagem e aterragem onde as aeronaves podem estar sujeitas a impactos com objetos de diversas formas a velocidades consideravelmente mais baixas do que a de cruzeiro. Relativamente ao gelo, este tem como objetivo a modelação da fase de cruzeiro onde uma aeronave pode encontrar diversas tempestades de granizo. Em ambos os casos são testados 2 níveis de pré-carregamentos em compressão e em tração sendo que no caso do gelo é ainda adicionada a influência da pressurização. De referir que para o gelo são apenas utilizadas geometrias esféricas sendo que para o aço são testadas 3 geometrias diferentes: esferas, cilindros e cones. Finalmente é investigada a influência da geometria do reforço (I, C, J e Ω) replicando as pré-solicitações que induzem velocidades residuais mais elevadas no painel com reforços em T.

4.1. Painel com reforços em T

4.1.1. Projéteis de aço

Durante as fases de descolagem e aterragem uma aeronave pode estar sujeita a impactos com objetos de diversos tamanhos e formas a velocidades relativamente baixas quando comparadas com a velocidade de cruzeiro. Assim, numa primeira fase, sem a contabilização de qualquer pré-carregamento, foi testada a influência da geometria dos projéteis de aço (com uma massa de 147,7 g) considerando três velocidades de impacto: 75, 100 e 150 m/s. Como se pode observar na Figura 4.1 para velocidades reduzidas o projétil que mais facilmente perfura o painel é o cone sendo que acima de 100 m/s o comportamento dos projéteis esféricos e cónicos é semelhante. Visto que ambos os projéteis possuem o mesmo volume (e massa) e são constituídos pelo mesmo material, no instante do impacto, ambos têm a mesma energia cinética. Assim, esta diferença parece indicar que para velocidades mais baixas quanto maior for o tempo necessário até se atingir a área de impacto máxima do projétil mais elevada é a velocidade residual. Isto é, no caso da esfera a distância do ponto de impacto inicial e o ponto de área máxima é igual ao raio enquanto que no caso do cone esse valor é 4 vezes superior. Para além disso, o cilindro é a geometria que apresenta mais dificuldade em perfurar o painel para todas as velocidades consideradas. Este comportamento sugere que quanto maior for a área de impacto no instante da colisão menor é o valor da velocidade residual.

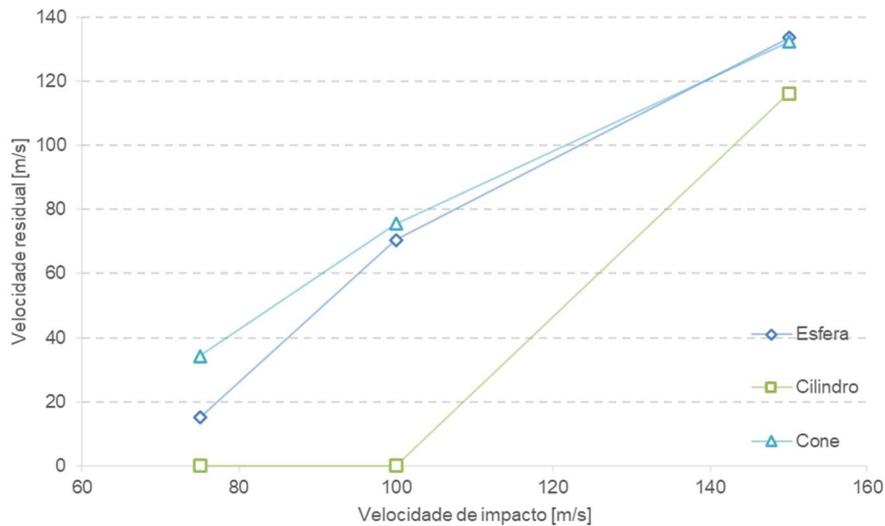


Figura 4.1: Influência da geometria de projéteis de aço no painel com reforços em T.

Relativamente à taxa de deformação, uma vez que não foi possível garantir a exatidão dos resultados optou-se por se fazer uma análise qualitativa utilizando a média de valores em cada geometria utilizada. Assim, como se pode observar na Tabela 4.1 verifica-se que em média a taxa de deformação é semelhante utilizando projéteis esféricos e cónicos e cerca de 2 vezes superior utilizando projéteis cilíndricos.

Tabela 4.1: Taxa de deformação média entre os projéteis esféricos, cilíndricos e cónicos.

Geometria	Taxa de deformação [s ⁻¹]
Esfera	55,49
Cilindro	102,41
Cone	50,23

De seguida é apresentada uma análise mais detalhada dos resultados obtidos, considerando o balanço energético, o dano associado e a influência de pré-esforços para a geometria de projétil cónica, em aço.

Balanço energético

Nas análises explícitas um importante resultado é o balanço energético por forma a avaliar se o sistema responde de forma apropriada. Para este tipo de análise a energia total é dada por [30]:

$$E_{\text{total}} = E_k + E_{ie} + E_{vd} + E_{fd} - E_{pw} \quad (4.1)$$

onde E_k corresponde à energia cinética, E_{ie} à energia interna, E_{vd} à energia dissipada por amortecimentos artificiais, E_{fd} à energia dissipada por fricção e E_{pw} corresponde ao trabalho realizado pelas forças exteriores [30].

De referir que na Equação 4.1 o termo E_k corresponde à energia cinética do sistema e não do projétil sendo essa, E_{kp} , dada pela seguinte expressão:

$$E_{kp} = \frac{1}{2} m_p V_p^2 \quad (4.2)$$

em que m_p corresponde à massa do projétil e V_p à velocidade do projétil.

O balanço energético do modelo para um impacto por um projétil cónico com uma velocidade inicial de 150 m/s encontra-se representado na Figura 4.2. Na figura, o projétil embate no painel no instante de tempo 0 ms e a convergência da velocidade residual dá-se no instante de tempo 0,75 ms (representado na figura pela reta vertical). Pela análise da figura é possível verificar que a energia total se mantém aproximadamente constante e que o termo artificial, E_{vd} , tem pouca influência em relação à energia total do sistema (cerca de 3,60% no instante de tempo 3 ms). Durante o impacto, verifica-se uma redução de energia cinética do sistema (cerca de 17,63% da energia total) e um aumento dos restantes termos, sendo a energia interna a contribuição de maior destaque (cerca de 9,94% da energia total). Para além disso, é possível verificar que a dissipação por fricção, tal como o termo artificial, tem pouca influência (cerca de 3,67% da energia total do sistema no instante de tempo 3 ms). Relativamente ao trabalho realizado pelas forças exteriores, observa-se que ao longo de toda a simulação este termo foi sempre próximo de zero.

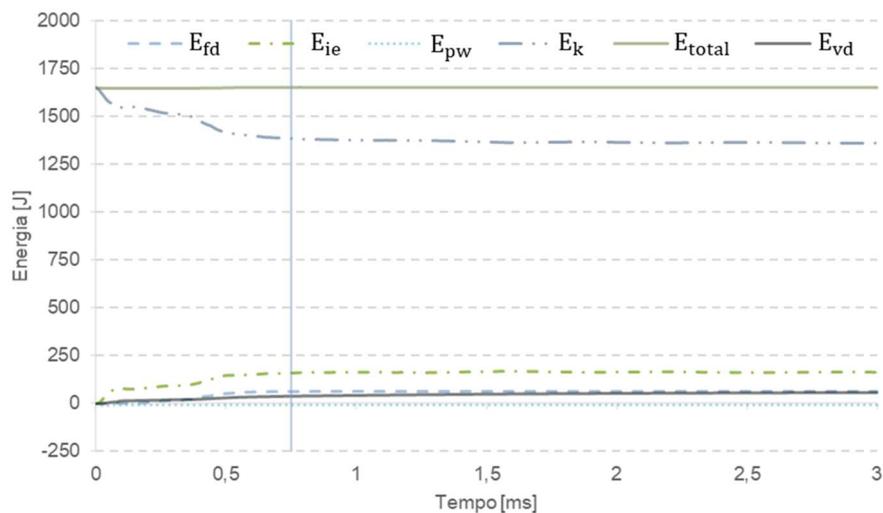


Figura 4.2: Energia total para o painel com reforços em T impactado por um projétil cónico de aço.

Como referido anteriormente, a energia cinética na Equação 4.1 refere-se à energia cinética do modelo (painel + projétil). Assim, a energia cinética do sistema pode ser dividida em dois termos: energia associada à velocidade do projétil e a energia que resulta das vibrações do painel. Este segundo termo pode ser previsto através da seguinte equação [5]:

$$E_{k_{\text{painel}}} = E_k - E_{k_p} \quad (4.3)$$

onde E_k corresponde à energia cinética do sistema e E_{k_p} à energia cinética do projétil.

Na Figura 4.3 podem ser observadas as diferentes contribuições para a energia cinética do sistema. Tal como na Figura 4.2, o embate do projétil dá-se no instante de tempo 0 ms e o instante de tempo 0,75 ms marca a convergência da velocidade residual do projétil (reta vertical). Verifica-se que a energia resultante da vibração do painel é consideravelmente inferior (cerca de 5,02%) à energia cinética do projétil (cerca de 94,98%). Para além disso, observa-se que a partir da convergência da velocidade residual a energia cinética do projétil permanece constante e a energia cinética do modelo decresce cerca de 1,75% entre os instantes de tempo 0,75 e 3 ms. Relativamente à energia cinética resultante da vibração do painel observa-se também uma diminuição (cerca de 34,64%), ou seja ao longo do tempo a vibração do painel tende a diminuir devido ao amortecimento.

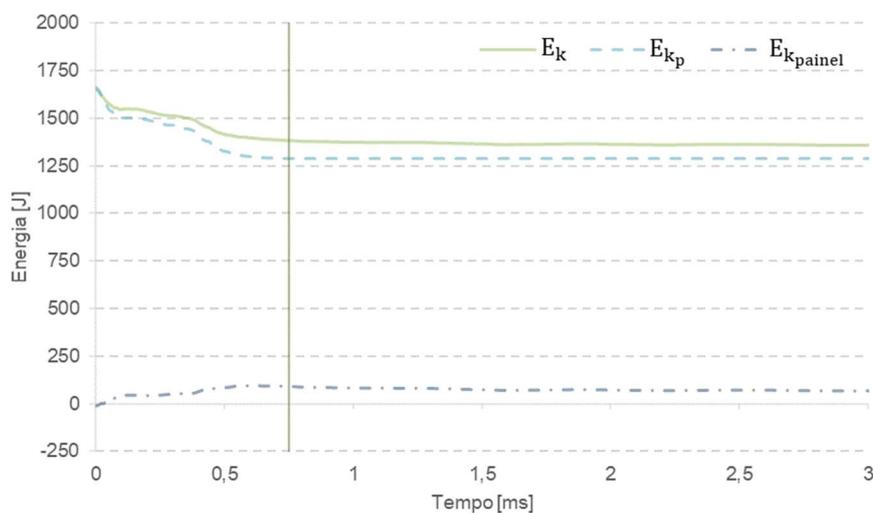


Figura 4.3: Energia cinética para o painel com reforços em T impactado por um projétil cónico de aço.

Dano

Para impactos com projéteis cónicos, independentemente da velocidade inicial, verificou-se que o mecanismo de falha que contribui para a resistência do painel foi a flexão da casca, adesivo e reforço como se pode observar nas Figuras 4.4 a) e 4.4 b). Para além disso, verificou-se ainda que quanto menor é a velocidade de impacto, maior é a influência desse mecanismo. Em ambas as figuras, o mecanismo de falha foi obtido no instante em que a velocidade residual do projétil estabiliza (torna-se constante). Verifica-se ainda que quanto menor é a velocidade, maior parece ser a resistência do painel.

Para uma velocidade de impacto de 75 m/s, $V_R/V_i = 0,46$ e para uma velocidade de impacto de 150 m/s, $V_R/V_i = 0,88$.

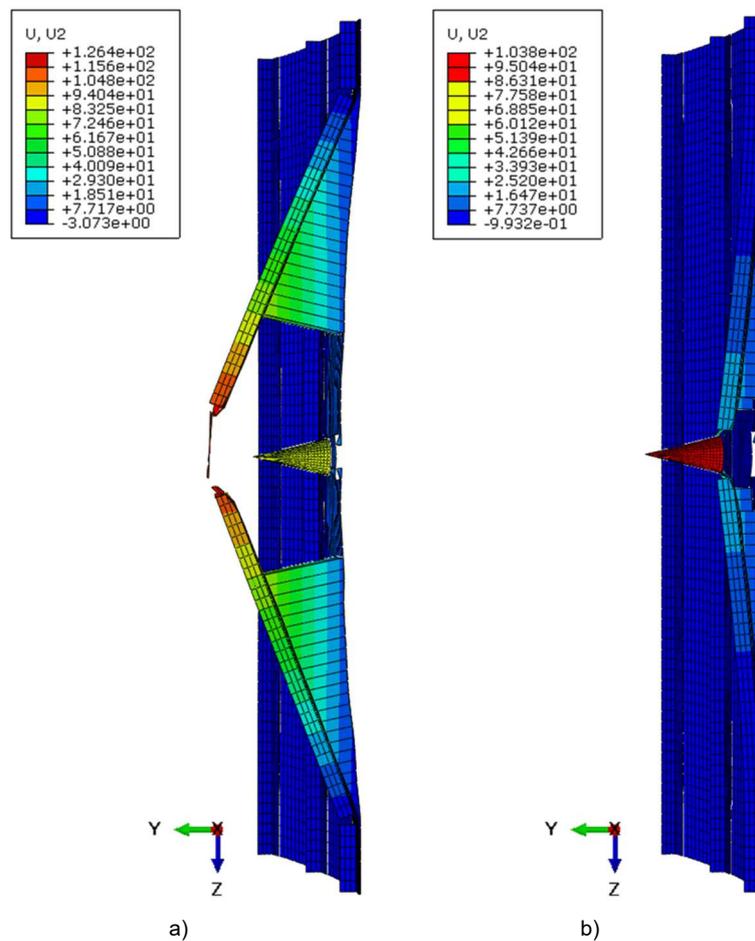


Figura 4.4: Mecanismo de falha para o painel com reforços em T impactado por um projétil cônico de aço com uma velocidade de a) 75 m/s e b) 150 m/s.

Para quantificar a energia absorvida pelo painel durante o impacto recorreu-se à energia interna (referida na Equação 4.1), uma vez que esta resulta da soma das energias de deformação com a energia dissipada por dano através da seguinte expressão [30]:

$$E_{ie} = E_{se} + E_{ae} + E_{dmd} \quad (4.4)$$

em que E_{se} corresponde à energia de deformação, E_{ae} à energia de deformação artificial e E_{dmd} à energia dissipada por dano.

Na Figura 4.5 pode ser observada a dissipação de energia por dano, E_{dmd} , para um impacto com um projétil cônico com uma velocidade inicial de 150 m/s. Verifica-se que o painel absorve cerca de 120 J nos primeiros 3 ms de simulação (cerca de 7,10% da energia total do sistema). Tal como nas Figuras 4.2 e 4.3, o impacto dá-se no instante de tempo 0 ms e a reta vertical representa o instante em que a velocidade residual estabiliza. Verifica-se ainda que no instante em que a velocidade residual estabiliza

(instante de tempo 0,75 ms) o painel absorve cerca de 85% da energia dissipada ao fim de 3 ms de simulação. Assim, este resultado parece indicar que os restantes 15% sejam resultado da vibração do painel.

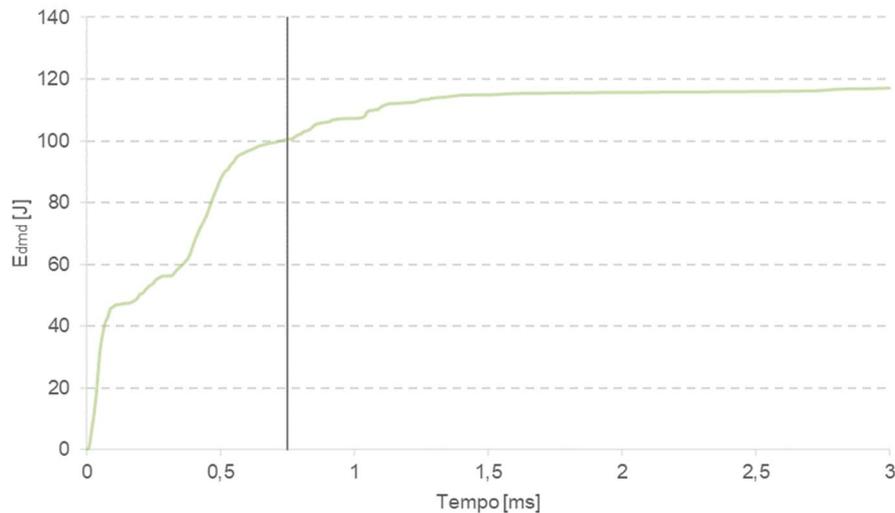


Figura 4.5: Dissipação de energia por dano para o painel com reforços em T impactado por um projétil cónico de aço.

Por forma a obter uma perceção visual do dano causado no painel por um projétil cónico com uma velocidade de 150 m/s, foram obtidos no instante de tempo 3 ms as variáveis de dano nas fibras (Figura 4.6) e na matriz (Figura 4.7). Em ambos os casos o dano pode ocorrer em compressão ou tração. Na Figura 4.6 pode observar-se que o dano nas fibras à compressão (DAMAGEFC) é ligeiramente superior ao registado em tração (DAMAGEFT). Esta diferença deve-se ao facto de a resistência em compressão nas fibras ser cerca de 2 vezes inferior à resistência em tração. Relativamente ao dano na matriz (Figura 4.7), verifica-se que o dano em compressão é mais severo (DAMAGEMC) que o dano em tração (DAMAGEMT), e para além disso, consideravelmente mais elevado do que o dano registado nas fibras. A diferença entre o dano em compressão e tração deve-se ao facto de, tal como para as fibras, também a resistência em compressão da matriz ser cerca de 2 vezes inferior à resistência em tração. Relativamente à diferença entre o dano nas fibras e matriz este é também justificado pelos respetivos valores das resistências. Ou seja, em compressão, a resistência na matriz é 56 vezes inferior à das fibras e em tração a resistência na matriz é cerca de 48 vezes inferior à das fibras.

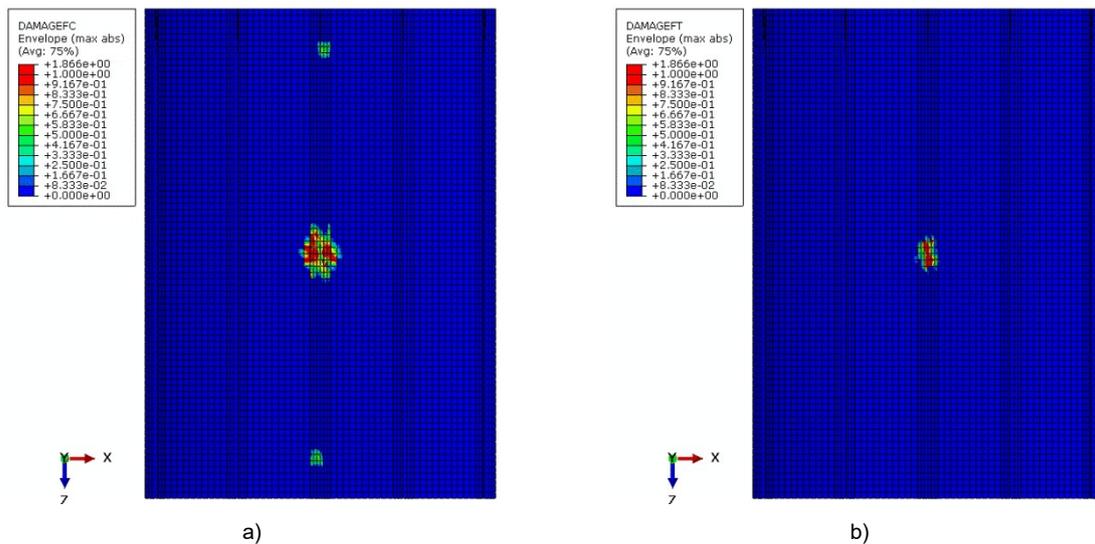


Figura 4.6: Dano nas fibras em a) compressão e em b) tração.

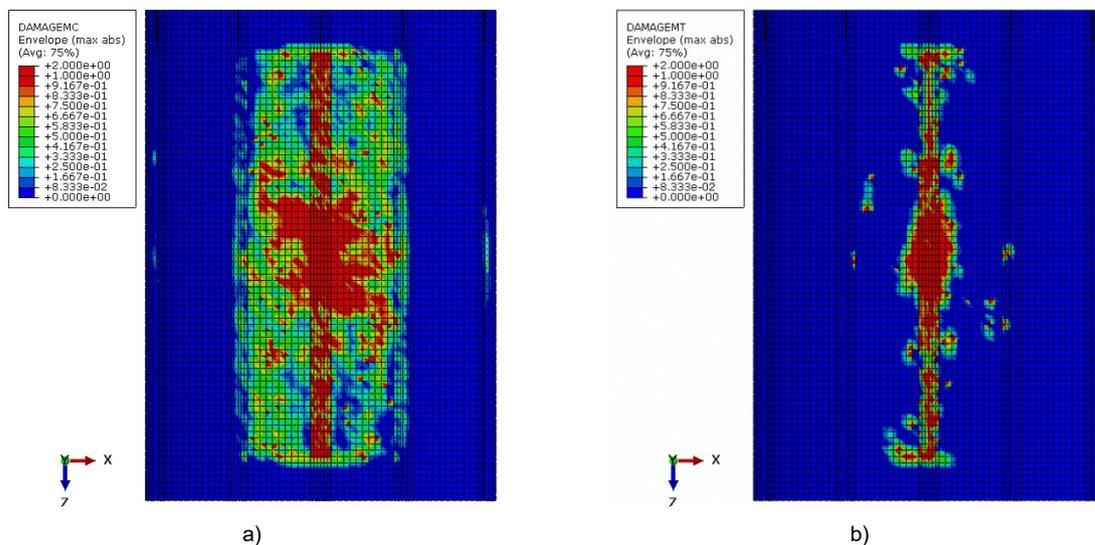


Figura 4.7: Dano na matriz em a) compressão e em b) tração.

Influência de pré-carregamentos em compressão

Para estudar a influência de pré-esforços à compressão foram utilizados carregamentos com 15 e 30% da carga de instabilidade. A carga de instabilidade (P_{cr}) para o painel com reforços em T foi obtida recorrendo ao Abaqus sendo esta igual a 46,01 kN. Como se pode observar pela Figura 4.8 para velocidades de impacto reduzidas (75 m/s) a introdução de pré-solicitações conduz a velocidades residuais mais elevadas sendo o nível mais severo o de 15% da carga crítica. Para as restantes velocidades de impacto as velocidades residuais são semelhantes. Este comportamento parece ser justificado pelo mecanismo de falha. Isto é, como descrito anteriormente, quanto menor a velocidade de impacto maior a flexão do painel, logo, maiores trações e compressões de um lado e do outro do painel. Assim, a introdução de pré-esforços em compressão podem reduzir a resistência do painel caso este falhe por compressão das fibras. Para velocidades de impacto mais elevadas, apesar de o

mecanismo de falha continuar a ser a flexão do painel este não é tão significativo e, portanto, parece não influenciar tanto a resistência do painel.

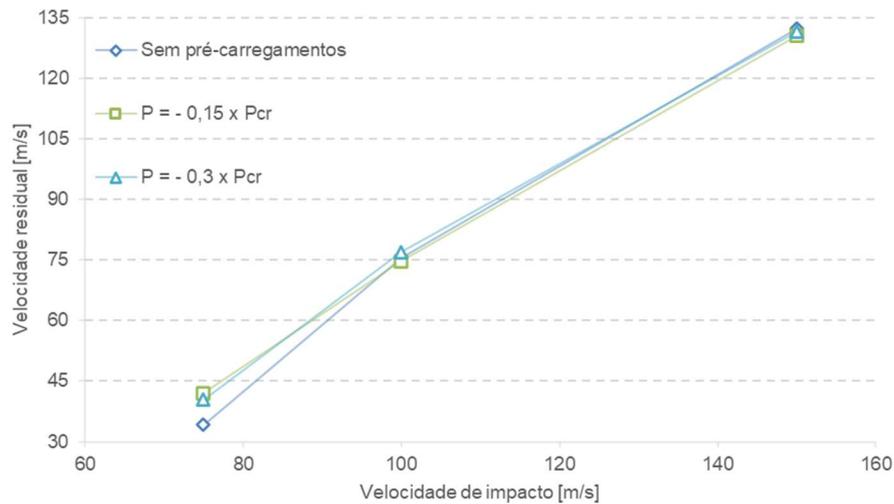


Figura 4.8: Influência de pré-carregamentos à compressão no painel com reforços em T utilizando projéteis cónicos de aço.

Influência de pré-carregamentos em tração

Tal como para os pré-esforços à compressão foram testados carregamentos com 15 e 30% da carga de instabilidade em tração. Pela análise da Figura 4.9 verifica-se que tal como à compressão a velocidade residual apresenta uma dependência mais elevada para velocidades baixas sendo residual para as restantes gamas de velocidades. Para além disso, verifica-se que o nível de solitação mais exigente é novamente 15% da carga de instabilidade. As diferenças para velocidades baixas parecem ser justificadas novamente pelo mecanismo de falha. Como referido anteriormente, quando a flexão do painel é significativa são geradas trações e compressões de um e outro lado do painel. Logo, a introdução de pré-esforços em tração podem reduzir a resistência do painel caso este falhe por tração das fibras.

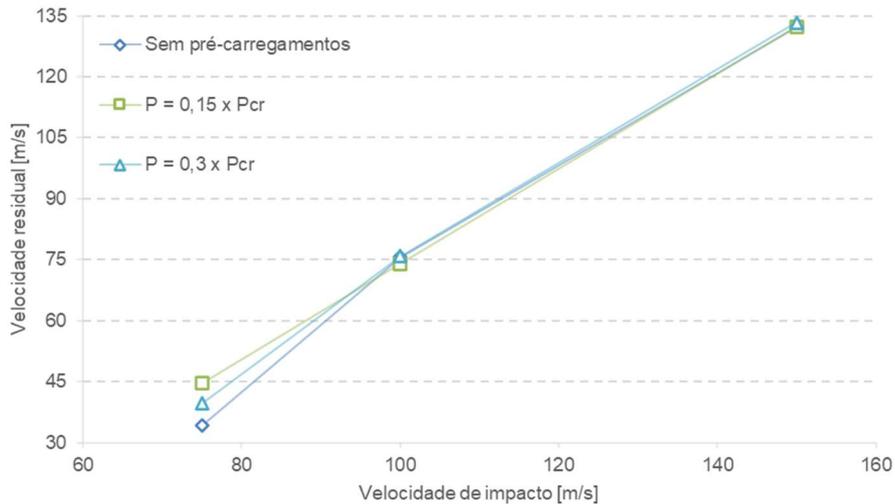


Figura 4.9: Influência de pré-carregamentos à tração no painel com reforços em T utilizando projéteis cónicos de aço.

Comparação entre as pré-solicitações à compressão e tração

Por forma a quantificar qual dos carregamentos estudados é mais exigente, calculou-se a diferença média da velocidade residual em cada pré-solicitação em relação à condição sem qualquer pré-carregamento (considerando as três velocidades de impacto). Assim, valores negativos significam em média uma maior dificuldade de perfuração do painel (velocidades residuais mais baixas) e valores positivos significam maior facilidade em perfurar o painel (velocidades residuais mais altas). Como se pode observar na Tabela 4.2 em média o painel é mais resistente para níveis de pré-solicitação de 30% à tração e mais facilmente perfurado considerando pré-solicitações de 15% do valor da carga de instabilidade aplicado de forma a provocar tração.

Tabela 4.2: Diferença média entre os pré-esforços considerados no painel com reforços em T utilizando projéteis cónicos de aço.

Carregamento	Diferença [%]
$P = - 15 \times P_{cr}$	6,80
$P = - 30 \times P_{cr}$	6,52
$P = 15 \times P_{cr}$	9,50
$P = 30 \times P_{cr}$	5,75

Relativamente à taxa de deformação, tal como para as simulações das diferentes geometrias de aço, obteve-se a média sendo que neste caso para cada carregamento em estudo. Pela análise da Tabela 4.3 constata-se que a introdução de pré-solicitações induz taxas de deformação mais baixas quando comparadas com a condição sem pré-solicitações. Além disso, verifica-se que em média para 30% da

carga de instabilidade as taxas de deformação são mais baixas e semelhantes quer em compressão quer em tração.

Tabela 4.3: Taxa de deformação na casca, banzos e almas para os diversos pré-carregamentos utilizando projéteis cónicos de aço.

Carregamento	Taxa de deformação [1/s]
Sem pré-carregamentos	50,23
$P = - 15 \times P_{cr}$	9,48
$P = - 30 \times P_{cr}$	6,98
$P = 15 \times P_{cr}$	8,30
$P = 30 \times P_{cr}$	6,99

4.1.2. Projéteis de gelo

Durante a fase de cruzeiro de uma aeronave, esta pode ser impactada com pedras de granizo a velocidades próximas da velocidade de cruzeiro. Assim, para além das pré-solicitações à compressão e tração é ainda estudado o efeito da pressurização utilizando projéteis esféricos de gelo com velocidades de 150, 250 e 400 m/s. De referir que neste documento são apenas consideradas as propriedades elásticas do gelo não sendo incluído nenhum critério de fratura pelo que este não corresponde ao comportamento real do material. Para além disso, outra simplificação do modelo é o facto de apesar de se ter incluído nas simulações o efeito da pressurização (considerando ainda a tensão circunferencial associada) não são contabilizados os efeitos da despressurização decorrentes dos impactos.

Influência de pré-carregamentos em compressão

Tal como para os impactos com projéteis de aço foram considerados os mesmos 15 e 30% da carga de instabilidade. Como se pode verificar na Figura 4.10 para uma velocidade de impacto de 150 m/s nenhum dos casos considerados fura o painel. Para velocidades médias verifica-se que ambas as situações com pré-solicitações apresentam velocidades residuais inferiores ao caso sem qualquer pré-carregamento. Além disso, identificou-se que o nível com 15% da carga crítica conduz a velocidades mais baixas. Para velocidades altas, ambas as situações com pré-carregamentos apresentam velocidades residuais mais elevadas que a situação sem pré-carregamentos. Verifica-se ainda que para uma velocidade de impacto de 400 m/s o pré-carregamento com 30% da carga crítica conduz a uma velocidade residual mais elevada. Ao contrário dos projéteis de aço, onde o mecanismo de falha foi a flexão da casca, adesivo e reforço, neste caso o dano é mais localizado na vizinhança da área de impacto como se pode verificar nas Figuras 4.11 a) e 4.11 b). Em ambas as figuras o mecanismo de falha foi obtido no instante em que a velocidade residual do projétil estabiliza utilizando a condição sem pré-carregamentos. Verifica-se ainda que a resistência dos painéis parece semelhante para ambas as

velocidades de impacto (250 e 400 m/s). Para uma velocidade de impacto de 250 m/s, $V_R/V_i = 0,58$ e para uma velocidade de impacto de 400 m/s, $V_R/V_i = 0,60$.

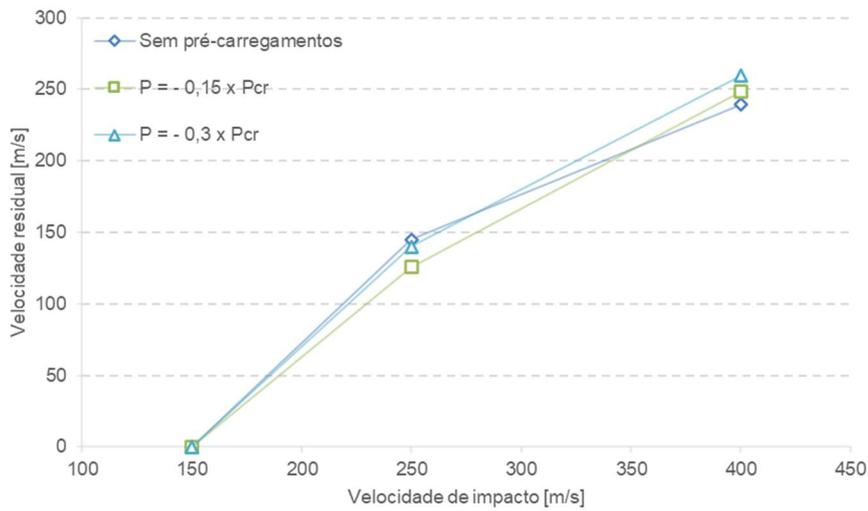


Figura 4.10: Influência de pré-carregamentos à compressão no painel com reforços em T utilizando projéteis esféricos de gelo.

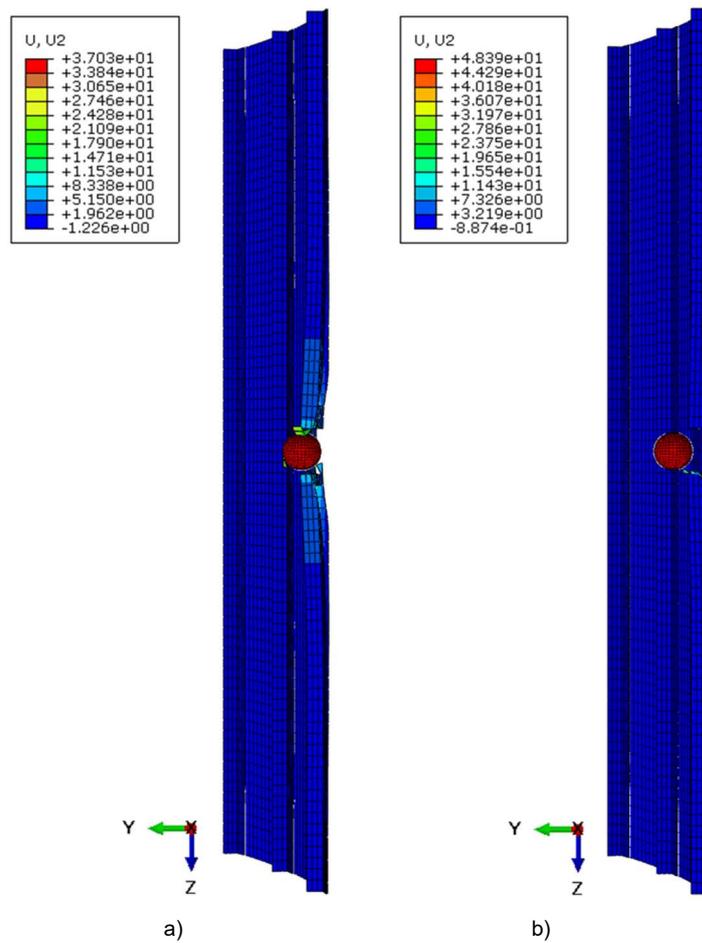


Figura 4.11: Mecanismo de falha para o painel com reforços em T impactado por um projétil esférico de gelo com uma velocidade de a) 250 m/s e b) 400 m/s, sem pré-carregamentos.

Influência de pré-carregamentos em tração

Para estudar a influência de pré-solicitações em tração, tal como nas simulações anteriormente descritas, são utilizados os mesmos 15 e 30% da carga de instabilidade. Como se pode constatar na Figura 4.12, para velocidades de 150 m/s verifica-se novamente que a velocidade residual é nula em todas as situações. Para velocidades de impacto médias verifica-se que as velocidades residuais são semelhantes para os três níveis de carregamento. Para velocidades de 400 m/s as velocidades residuais obtidas tendo em consideração pré-solicitações são novamente semelhantes. Neste caso ambos os casos com pré-solicitações apresentam velocidades residuais mais elevadas em relação à condição sem pré-carregamentos.

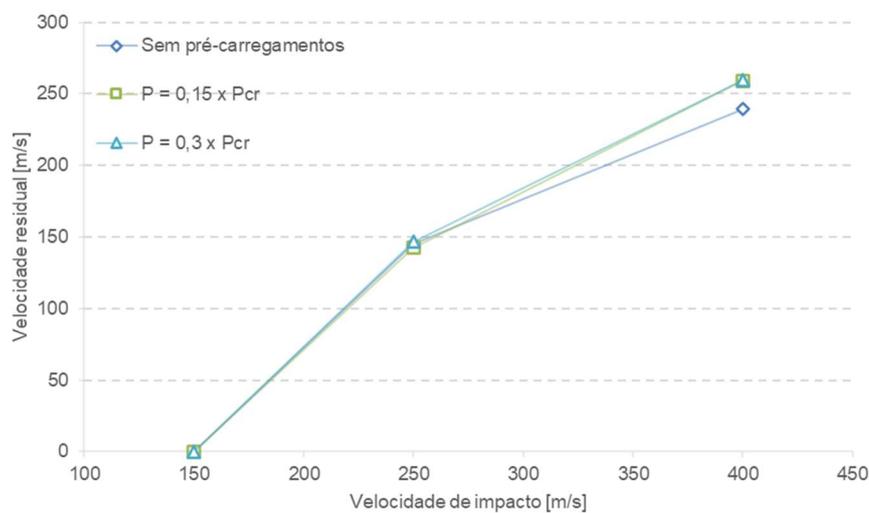


Figura 4.12: Influência de pré-carregamentos à tração no painel com reforços em T utilizando projéteis esféricos de gelo.

Influência da pressurização

Para investigar a influência da pressurização consideraram-se pressões internas de 25 e 50 kPa, sendo que este último corresponde a um valor típico da pressão interna numa aeronave convencional em cruzeiro [10]. Para além da pressão interna, nesta dissertação foi ainda considerado o efeito da tensão circunferencial gerada na casca da fuselagem. Para os dois níveis de pressão interna considerados (25 e 50 kPa), de acordo com a Equação 2.2, os valores de σ_H são respetivamente 25 MPa e 50 MPa. Como se pode observar pela Figura 4.13 para velocidades baixas, tal como nas restantes simulações com projéteis de gelo, nenhum dos casos considerados consegue perfurar o painel. Para velocidades médias e em ambos os casos onde foi considerando o efeito da pressurização as velocidades residuais são semelhantes, mas inferiores ao caso sem qualquer pré-carregamento. Para velocidades de impacto de 400 m/s verifica-se que em ambas as situações a contabilização da pressurização resulta em velocidades residuais mais elevadas do que a obtida com a condição sem pré-carregamentos. Além disso, verifica-se que a condição com 50 kPa apresenta velocidades residuais ligeiramente superiores às restantes condições.

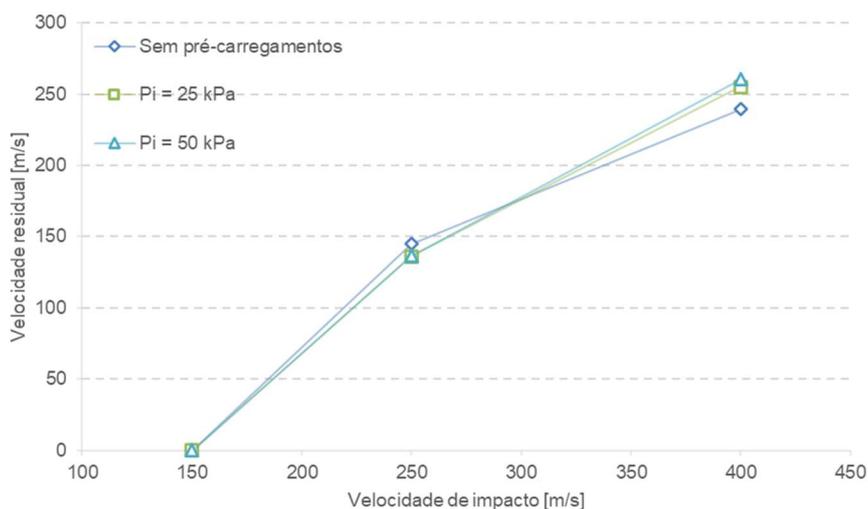


Figura 4.13: Influência da pressurização no painel com reforços em T utilizando projéteis esféricos de gelo.

Comparação entre as pré-solicitações à compressão e tração

Tal como para os projéteis de aço, por forma a verificar quais os carregamentos que induzem em velocidades residuais mais elevadas foi obtida a diferença média perante o caso sem pré-carregamentos. Tal como anteriormente, valores negativos indicam que o painel é mais resistente e valores positivos maior facilidade na perfuração do painel. Como se pode observar pela Tabela 4.4, para níveis de pré-solicitação com 15% da carga de instabilidade em compressão o painel é mais resistente. Além disso, observa-se que o painel é mais facilmente furado para um nível de pré-solicitação com um valor de 30% da carga de instabilidade aplicado de forma a provocar tração.

Tabela 4.4: Diferença média entre os pré-esforços considerados no painel com reforços em T utilizando projéteis esféricos de gelo

Carregamento	Diferença [%]
$P = - 15 \times P_{cr}$	-4,68
$P = - 30 \times P_{cr}$	2,50
$P = 15 \times P_{cr}$	3,36
$P = 30 \times P_{cr}$	4,85
$P_i = 25 \text{ kPa}$	0,23
$P_i = 50 \text{ kPa}$	1,47

Em relação à taxa de deformação, tal como para as simulações com pré-esforços com cones de aço obteve-se a média para cada nível de pré-solicitação. Pela análise da Tabela 4.5 verifica-se que a taxa de deformação é mais elevada, em média, considerando uma pressão interna de 50 kPa. Para além

disso, verifica-se que, em média, a taxa de deformação apresenta valores mais baixos para níveis de pré-carregamentos com 15% da carga crítica à tração.

Tabela 4.5: Taxa de deformação na casca, banzos e almas para os diversos pré-carregamentos utilizando projéteis esféricos de gelo.

Carregamento	Taxa de deformação [1/s]
Sem pré-carregamentos	93,44
$P = -15 \times P_{cr}$	34,61
$P = -30 \times P_{cr}$	70,21
$P = 15 \times P_{cr}$	19,73
$P = 30 \times P_{cr}$	61,30
$P_1 = 25 \text{ kPa}$	56,54
$P_1 = 50 \text{ kPa}$	103,32

4.2. Influência da geometria do reforço

4.2.1. Projéteis de aço

Para investigar a influência da geometria do reforço, foram replicadas as pré-solicitações mais gravosas no painel com reforços em T em painéis com reforços em I, C, J e Ω , representados na Figura 4.14. Tal como referido anteriormente, todas as geometrias possuem a mesma área de secção transversal. Assim, foram novamente consideradas as velocidades de impacto utilizadas nas simulações com cones de aço contabilizando agora um pré-esforço de 15% do valor da carga de instabilidade aplicada por forma a tracionar o painel.

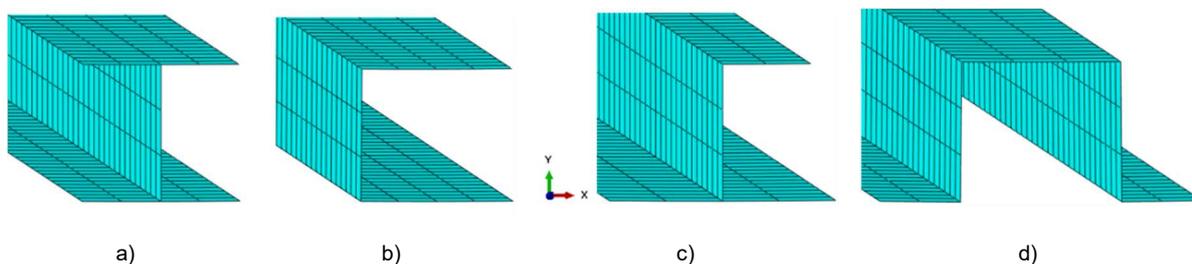


Figura 4.14: Malha de elementos finitos dos reforços em a) I, b) C, c) J e d) Ω .

Para a obtenção das cargas de instabilidade dos painéis foi novamente utilizado o Abaqus [30] sendo que os respetivos valores podem ser observados na Tabela 4.6.

Tabela 4.6: Cargas de instabilidade dos painéis com reforços em I, C, J e Ω .

Reforço	I	C	J	Ω
P_{cr} [kN]	38,79	38,57	41,52	56,49

Como se pode verificar pela Figura 4.15 a geometria com reforços em Ω é a que apresenta maior resistência ao impacto e a geometria com reforços em C é a que mais facilmente é perfurada pelo projétil para todas as velocidades de impacto consideradas. Para além disso, verifica-se que a geometria com reforços em J, para velocidades baixas, apresenta uma resistência semelhante à da geometria com reforços em Ω . No entanto, para velocidades médias e altas apresenta velocidades residuais semelhantes às dos restantes painéis. No capítulo 2, foi referido que Fonseca *et al.* [16] concluíram que o reforço em I tornava o painel mais resistente. No entanto, tal como referido pelos autores, a resistência do reforço em I devia-se à sua maior área transversal em relação às restantes geometrias. Neste trabalho, visto que foi mantida a mesma área de secção transversal e altura das almas a resistência do painel deve ser influenciada pelas almas dos reforços. No caso do reforço em C, este é em média menos resistente uma vez que, ao contrário das restantes geometrias a alma do reforço encontra-se desfasada 8 mm do ponto de impacto. Nesta situação, como se pode observar na Figura 4.16, para velocidades de impacto reduzidas (75 m/s) verifica-se uma rotação do reforço não se verificando assim qualquer tipo de dano no banzo superior. De referir que este efeito se torna cada vez menos significativo com o aumento da velocidade de impacto. Relativamente ao reforço em Ω a sua resistência deve-se ao facto de ser o único reforço testado com mais que uma alma (duas almas a uma distância de 8 mm do ponto de impacto). Neste caso, contrariamente ao reforço em C, a segunda alma impede a rotação do reforço verificando-se assim uma maior resistência por parte desta geometria. Na Figura 4.17 a) pode observar-se o mecanismo de falha para um painel deste tipo impactado com uma velocidade de 75 m/s. Relativamente à geometria em J, a resistência para velocidades baixas (75 m/s) deve-se ao facto de se verificar uma descolagem quase completa do reforço para essa velocidade de impacto (Figura 4.17 b)). De referir que nas Figuras 4.16, 4.17 a) e 4.17 b) o mecanismo de falha foi obtido no instante em que a velocidade residual do projétil estabiliza.

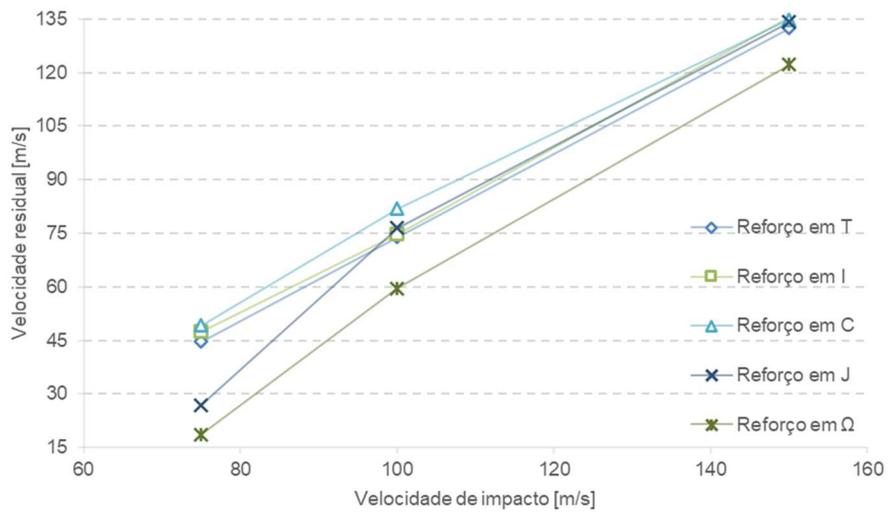


Figura 4.15: Influência da geometria do reforço utilizando projéteis cônicos de aço.

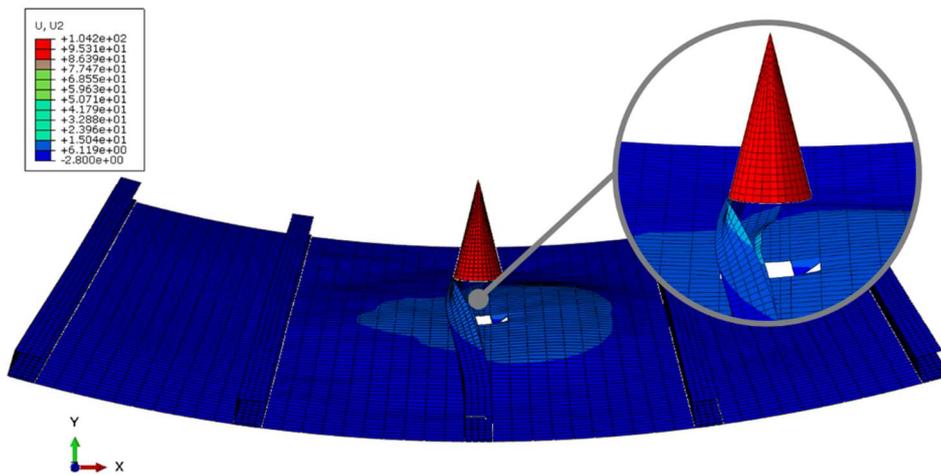


Figura 4.16: Mecanismo de falha para o painel com reforços em C impactado por um projétil cônico de aço com uma velocidade de 75 m/s.

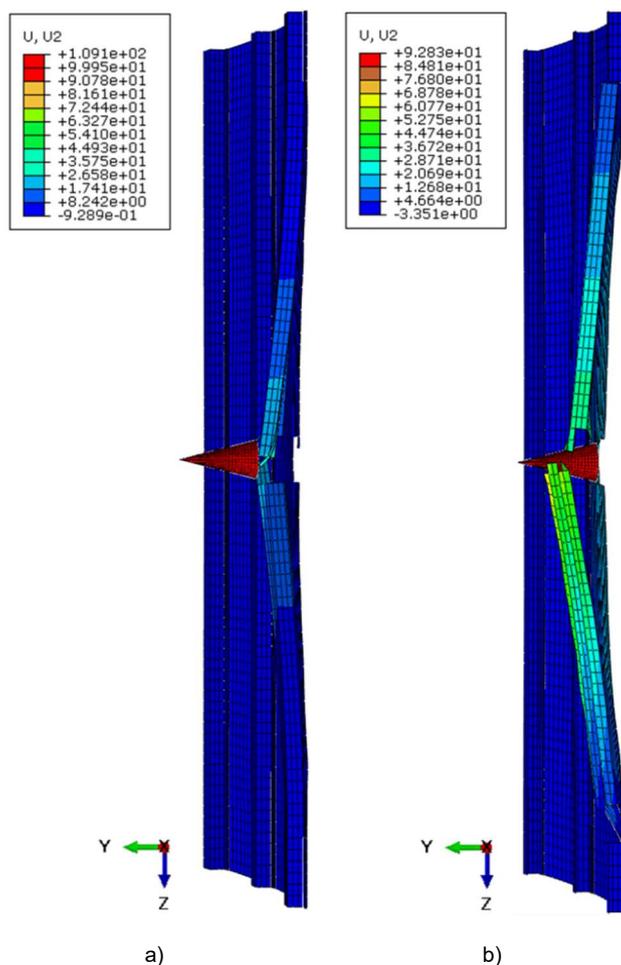


Figura 4.17: Mecanismo de falha para os painéis com reforços em a) Ω e b) J impactados por um projétil cônico de aço com uma velocidade de 75 m/s.

Para averiguar qual dos reforços torna o painel mais resistente, foi novamente obtida a diferença média desta vez para cada geometria em relação ao painel de referência. Tal como anteriormente, uma diferença média positiva traduz-se num painel menos resistente e valores negativos em geometrias mais resistente. Como se pode observar pela Tabela 4.7 as geometrias com reforços em J e Ω são em média mais resistentes que o painel de referência e geometrias com reforços em I e C mais facilmente perfuradas.

Tabela 4.7: Diferença média entre os reforços I, C, J e Ω em relação ao reforço T utilizando projéteis cónicos de aço.

Geometria	Diferença [%]
Reforço em I	3,26
Reforço em C	7,63
Reforço em J	-11,71
Reforço em Ω	-28,46

Relativamente à taxa de deformação obteve-se novamente a média sendo neste caso para cada tipo de reforços. Pela análise da Tabela 4.8 verifica-se que em média para geometrias com reforços em C a taxa de deformação é mais elevada e mais baixa utilizando geometrias com reforços em J.

Tabela 4.8: Taxa de deformação na casca, banzos e almas para os diversos reforços utilizando projéteis cónicos de aço.

Geometria	Taxa de deformação [1/s]
Reforço em T	8,30
Reforço em I	4,19
Reforço em C	36,00
Reforço em J	2,73
Reforço em Ω	26,69

4.2.2. Projéteis de gelo

Tal como para os projéteis de aço, foram replicadas as condições que se verificaram ser mais gravosas para o painel com reforços em T considerando agora reforços em I, C, J e Ω . No entanto, neste caso, para além da condição de pré-carregamento com 30% do valor da carga critica aplicado em tração (nível mais gravoso) é ainda introduzido o efeito mais agressivo de pressurização pelo que se considerou também uma pressão interna de 50 kPa. Como se pode observar na Figura 4.18, para uma velocidade de impacto de 150 m/s, nenhum painel é perfurado. Para velocidades médias o painel com reforços em Ω resulta em velocidades residuais do projétil consideravelmente mais baixas do que os restantes painéis. Para além disso, o painel mais facilmente perfurado é o painel com reforços em T. Para velocidades de 400 m/s o painel com reforços em Ω continua a ser o painel mais resistente e o painel com reforços em I o mais facilmente perfurado. Verifica-se ainda que o comportamento das geometrias em T, I, C e J é semelhante para todas as velocidades de impacto consideradas. Para os projéteis de gelo, contrariamente aos impactos com aço, não se verifica a rotação do reforço em C para nenhuma gama de velocidades. Neste caso, como se pode observar na Figura 19 a) o dano no painel é localizado. Este resultado parece indicar que a rotação do reforço se deva à geometria do projétil. Para além disso, apesar de, em média, a geometria com reforços em Ω ser mais resistente, para velocidades elevadas a velocidade residual obtida é próxima das obtidas para os restantes painéis. Isto parece sugerir uma possível independência da geometria de reforço a partir desta velocidade de impacto, ou seja, para velocidades elevadas a quantidade de material atravessada pelo projétil é o parâmetro mais relevante. Relativamente à diferença registada com o reforço em Ω para uma velocidade de 250 m/s esta deve-se ao mecanismo de falha como se pode observar na Figura 19 b). De referir que em ambas as figuras o mecanismo de falha foi obtido no instante em que a velocidade residual do projétil estabiliza.

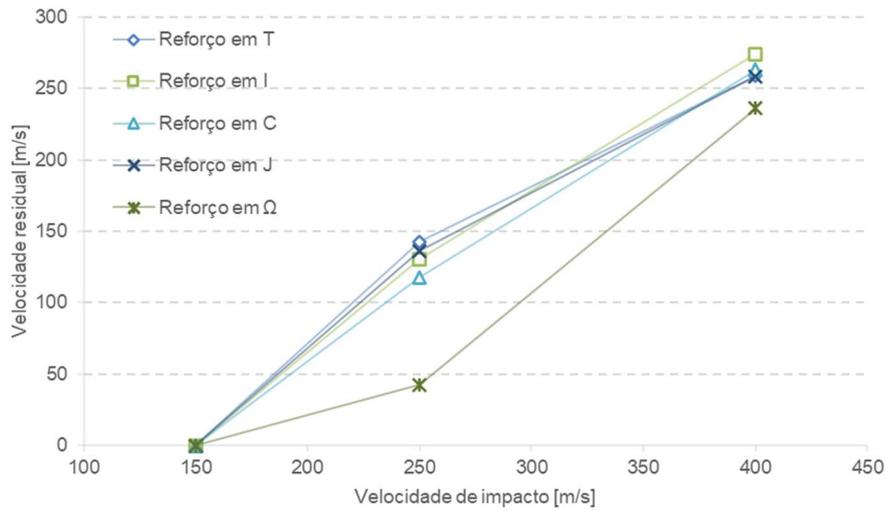


Figura 4.18: Influência da geometria do reforço utilizando projéteis esféricos de gelo.

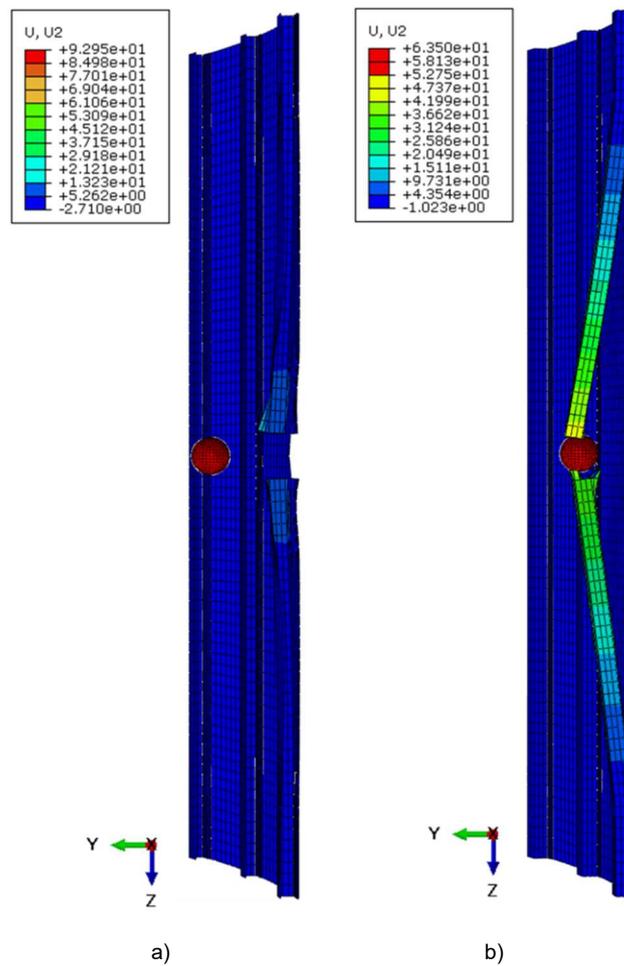


Figura 4.19: Mecanismo de falha para os painéis com reforços em C a) e b) Ω impactados por um projétil esférico de gelo com uma velocidade de 400 e 250 m/s.

Tal como para o projétil de aço, por forma a verificar qual das geometrias é mais resistente obteve-se a diferença média em relação ao painel com reforços em T. Tal como anteriormente, valores negativos

traduzem-se numa geometria mais resistente e valores positivos numa geometria mais facilmente perfurada. Como se pode observar pela Tabela 4.9 todos os painéis são mais resistentes que o painel de referência. Para além disso, o painel com reforços em Ω , tal como para as simulações com cones de aço, é a geometria mais resistente.

Tabela 4.9: Diferença média entre os reforços I, C, J e Ω em relação ao reforço T utilizando projéteis esféricos de gelo.

Carregamento	Diferença [%]
Reforço em I	-1,33
Reforço em C	-7,98
Reforço em J	-2,34
Reforço em Ω	-39,53

Em relação à taxa de deformação, da mesma forma que para as simulações com cones de aço obteve-se a média para cada tipo de reforço. Como se pode observar pela Tabela 4.10 verifica-se que tal como para os projéteis de aço painéis com reforços em C induzem em taxas de deformação em média mais elevadas. Além disso, verifica-se que a geometria com reforços em T induz em taxas de deformação mais baixas.

Tabela 4.10: Taxa de deformação na casca, banzos e almas para os diversos reforços utilizando projéteis esféricos de gelo.

Geometria	Taxa de deformação [1/s]
Reforço em T	61,21
Reforço em I	74,23
Reforço em C	197,30
Reforço em J	72,72
Reforço em Ω	99,39

5. Conclusão

Na presente dissertação foi desenvolvido um estudo numérico relativo ao comportamento mecânico de painéis compósitos de fuselagem sujeitos a impacto, através de análises dinâmicas de elementos finitos utilizando o programa Abaqus/Explicit. Foram estudados 5 painéis (com reforços em T, I, C, J e Ω) com o objetivo de determinar qual o reforço que torna o painel mais resistente ao impacto. Relativamente aos projéteis, foram considerados 2 materiais diferentes, aço e gelo (ambos elásticos), sendo que para o primeiro foram estudadas 3 geometrias diferentes (esférica, cilíndrica e cônica), enquanto que para o segundo apenas foram utilizados projéteis esféricos. Para todas as simulações foi introduzido o efeito da taxa de deformação do material nas propriedades mecânicas do painel.

Numa primeira fase, sem a contabilização de qualquer pré-carregamento, foi testada a influência da geometria dos projéteis de aço considerando três velocidades de impacto: 75, 100 e 150 m/s. Foi possível concluir que para velocidades reduzidas o projétil cônico é o que mais facilmente perfura o painel, sendo que acima de 100 m/s o comportamento dos projéteis esféricos e cônicos é semelhante. Visto que ambos os projéteis, no instante do impacto, têm a mesma energia cinética esta diferença parece indicar que para velocidades mais baixas quanto maior for o tempo necessário até se atingir a área de impacto máxima do projétil mais elevada é a velocidade residual. Por outro lado, a geometria cilíndrica foi a que apresentou maior dificuldade na perfuração do painel para toda a gama de velocidades estudada. Este comportamento sugere que, quanto maior for a área de impacto no instante da colisão, menor é o valor da velocidade residual. De seguida, utilizando o projétil de aço mais exigente (que resultou em velocidades residuais mais elevadas), foi realizada uma nova série de simulações considerando o painel pré-carregado com 15 e 30% da carga de instabilidade aplicada em compressão ou em tração (para a mesma gama de velocidades). Conclui-se que, tanto em compressão como em tração, a introdução de pré-solicitações, para velocidades de impacto reduzidas, induz velocidades residuais mais elevadas. Esse comportamento parece ser justificado pelo mecanismo de falha do painel (flexão da casca, adesivo e reforços), uma vez que, a compressão/tração (dos pré-esforços) se soma à provocada pelo impacto (flexão do painel) e, por isso, a resistência do painel é atingida mais cedo. Verificou-se ainda que o nível de pré-solicitação mais exigente foi 15% da carga de instabilidade tanto em compressão como tração.

De seguida, utilizando novamente o painel de referência, foram realizados impactos com esferas de gelo, numa gama de velocidades de 150, 250 e 400 m/s. Neste caso, para além das pré-solicitações em compressão ou em tração, foi ainda introduzido o efeito da pressurização (utilizando uma pressão interna típica de uma aeronave em altitude de cruzeiro (50 kPa) e um valor de pressão médio (25 kPa)). Verificou-se que nenhum projétil com uma velocidade inicial de 150 m/s conseguiu perfurar o painel. Para velocidades de impacto de 250 m/s, conclui-se que, em média, a introdução de pré-solicitações induz velocidades residuais mais reduzidas. Esta tendência inverte-se para velocidades de impacto de 400 m/s, onde para qualquer pré-carregamento a velocidade residual tende a ser mais elevada. Para além disso, verifica-se que, em média, o painel é mais resistente quando pré-solicitado com 30% da

carga de instabilidade em tração. Relativamente à pressurização, a velocidade residual revelou ser mais elevada para uma pressão interna de 50 kPa. Foi ainda possível constatar que, contrariamente aos projéteis de aço, onde o mecanismo de falha foi a flexão da casca, adesivo e reforço, neste caso o dano foi mais localizado na vizinhança da área de impacto.

Finalmente, foi investigada a influência da geometria do reforço (I, C, J e Ω) replicando as pré-solicitações que induzem velocidades residuais mais elevadas no painel com reforços em T. É possível concluir que a geometria com reforços em Ω é a que apresenta maior resistência ao impacto por projéteis de aço (cerca de 28,46% mais resistente em relação ao reforço em T) e a geometria com reforços em C é a que mais facilmente é perfurada para todas as velocidades de impacto consideradas (cerca de 7,63% menos resistente em relação ao reforço em T). Este comportamento, parece ser justificado pelo número e posição das almas do reforço. No caso do reforço em C, o impacto induz uma rotação do reforço, não se verificando assim qualquer dano no banzo superior. Essa rotação não se verifica no reforço em Ω , visto que a segunda alma impede essa mesma rotação. Relativamente aos impactos com esferas de gelo, é possível concluir que o painel com reforços em Ω é também a geometria mais resistente (cerca de 39,53% mais resistente em relação ao reforço em T) e o painel com reforços em I o mais facilmente perfurado (cerca de 1,33% menos resistente em relação ao reforço em T). Para os projéteis de gelo, contrariamente aos impactados com aço, não se verifica a rotação do reforço em C para nenhuma gama de velocidades. Neste caso, o dano no painel é localizado. Este resultado parece indicar que a rotação do reforço também se deve, em parte, à geometria do projétil. Para além disso, apesar de, em média, a geometria com reforços em Ω ser mais resistente para velocidades elevadas, a velocidade residual obtida é próxima das obtidas para os restantes painéis. Esta proximidade de resultados parece sugerir uma possível independência da geometria do reforço a partir desta velocidade de impacto, uma vez que, para velocidades elevadas, o dano é localizado em todos os painéis e, portanto, a quantidade de material atravessada pelo projétil é o parâmetro mais relevante.

5.1. Desenvolvimentos futuros

Na sequência deste trabalho, considera-se que existem ainda diversas questões que podem ser exploradas em futuras investigações, nomeadamente:

- Introdução nos modelos numéricos da influência da taxa de deformação na energia de fratura bem como a contabilização da delaminação no material compósito. Relativamente aos projéteis, a consideração de um critério de falha do material para além das propriedades elásticas é também algo a investigar, sobretudo no caso de projéteis de gelo cujo módulo de elasticidade e tensão resistente têm valores baixos;
- Investigar a influência da posição e obliquidade do impacto, bem como o efeito da despressurização do painel. Adicionalmente, introduzir a influência de pré-carregamentos com valores mais próximo ou mesmo superiores ao da carga de instabilidade;

- Realização de uma campanha experimental, pelo menos relativa ao painel de referência, de modo a possibilitar uma comparação com os resultados numéricos.

6. Referências

- [1] A. P. Mouritz, *Introduction to Aerospace Materials*, 1st ed., Woodhead Publishing Limited, UK, 2012.
- [2] S. R. Reid e G. Zhou, *Impact Behaviour of Fibre-Reinforced Composite Materials and Structures*, 1st ed., Woodhead Publishing Limited, England, 2000.
- [3] P. Field, W. Hand, G. Cappelluti, A. McMillan, A. Foreman, D. Stubbs e M. Willows, "Hail Threat Standardisation EASA_REP_RESEA_2008_5," *EASA*, p. 109, 2010.
- [4] G. M. R. B. Pereira, *Computational Modelling of Failure of Stiffened Composite Panels*, Tese de Mestrado em Engenharia Aeroespacial, Instituto Superior Técnico, Universidade de Lisboa, 2017.
- [5] M. F. B. d. F. Silva, *Strength of Aircraft Composite Panels under Transverse Impact*, Tese de Mestrado em Engenharia Aeroespacial, Instituto Superior Técnico, Universidade de Lisboa, 2018.
- [6] R. Degenhardt, A. Kling, K. Rohwer, A. C. Orifici e R. S. Thomson, "Design and analysis of stiffened composite panels including post-buckling and collapse," *Computers and Structures*, vol. 86, nº 9, pp. 919-929, 2008.
- [7] J. Pernas-Sánchez, J. A. Artero-Guerrero, J. Zahr Viñuela, D. Varas e J. López-Puente, "Numerical analysis of high velocity impacts on unidirectional laminates," *Composite Structures*, vol. 107, pp. 629-634, 2014.
- [8] J. Hale, "Boeing 787 from the Ground Up," 2006. [Online]. Available: http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/AERO_Q406_article4.pdf. [Acedido em 12 Abril 2020].
- [9] H. Abramovich e C. Bisagni, "Behavior of curved laminated composite panels and shells under axial compression," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 78, pp. 74-106, 2015.
- [10] P. M. Sforza, *Commercial Airplane Design Principles*, 1st ed., Elsevier, UK, 2014.
- [11] D. Roylance, "Pressure vessels," Department of Materials Science and Engineering, Massachusetts, 2001.

- [12] U. K. Vaidya, "Impact response of laminated and sandwich composites," em *Impact Engineering of Composite Structures*, (S. Abrate, Ed.), CISM International Centre for Mechanical Sciences, vol. 526. Springer, Vienna, 2011.
- [13] A. H. Sheikh, P. H. Bull e J. A. Kepler, "Behaviour of multiple composite plates subjected to ballistic impact," *Composites Science and Technology*, vol. 69, nº 6, pp. 704-710, 2009.
- [14] J. Pernas-Sánchez, J. A. Artero-Guerrero, D. Varas e J. López-Puente, "Experimental analysis of normal and oblique high velocity impacts on carbon/epoxy tape laminates," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 60, pp. 24-31, 2014.
- [15] M. A. Silva, C. Cismaşiu e C. G. Chiorean, "Numerical simulation of ballistic impact on composite laminates," *International Journal of Impact Engineering*, vol. 31, nº 3, pp. 289-306, 2005.
- [16] F. Fonseca, A. P. Duarte e N. Silvestre, "Finite element modeling of CFRP fuselage panels under high velocity transverse impact loading," em *Advances in Engineering Materials, Structures and Systems: Innovations, Mechanics and Applications: Proceedings of the 7th International Conference on Structural Engineering, Mechanics and Computation*, Cape Town, South Africa (A. Zingoni, Ed.) pp. 449-454, Taylor and Francis, London, UK, 2019.
- [17] L. A. Coles, A. Roy e V. V. Silberschmidt, "Ice vs. steel: Ballistic impact of woven carbon/epoxy composites. Part II – Numerical modelling," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 225, p. 106297, 2020.
- [18] L. A. Coles, A. Roy, N. Sazhenkov, L. Voronov, M. Nikhamkin e V. V. Silberschmidt, "Ice vs. steel: Ballistic impact of woven carbon/epoxy composites. Part I – Deformation and damage behaviour," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 225, p. 106270, 2020.
- [19] D. Schueler, N. Toso-Pentecôte e H. Voggenreiter, "Effects of static preloads on the high velocity impact response of composite plates," *Composite Structures*, vol. 153, pp. 549-556, 2016.
- [20] T. Kaneko, S. Ujihashi, H. Yomoda e S. Inagi, "Finite element method failure analysis of a pressurized FRP cylinder under transverse impact loading," *Thin-Walled Structures*, vol. 46, nº 7-9, pp. 898-904, 2008.
- [21] J. M. C. d. F. Justo, *Estudo do Comportamento ao Impacto de Alta Velocidade de Estruturas em Materiais Compósitos*, Tese de Doutoramento em Engenharia Mecânica. Faculdade de Engenharia. Universidade do Porto, 2005.

- [22] T. Yu e X. Qiu, *Introduction to Impact Dynamics*, 1st ed., John Wiley & Sons, Singapore, 2018.
- [23] N. Taniguchi, T. Nishiwaki e H. Kawada, "Tensile strength of unidirectional CFRP laminate under high strain rate," *Advanced Composite Materials*, vol. 16, nº 2, pp. 167-180, 2007.
- [24] J. Kwon, J. Choi, H. Huh e J. Lee, "Evaluation of the effect of the strain rate on the tensile properties of carbon-epoxy composite laminates," *Journal of Composite Materials*, vol. 51, nº 22, pp. 3197-3210, 2017.
- [25] X. Zhang, Y. Shi e Z. X. Li, "Experimental study on the tensile behavior of unidirectional and plain weave CFRP laminates under different strain rates," *Composites Part B: Engineering*, vol. 164, pp. 524-536, 2019.
- [26] I. M. Daniel, B. T. Werner e J. S. Fenner, "Strain-rate-dependent failure criteria for composites," *Composites Science and Technology*, vol. 71, nº 3, pp. 357-364, 2011.
- [27] H. Koerber e P. P. Camanho, "High strain rate characterisation of unidirectional carbon-epoxy IM7-8552 in longitudinal compression," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 42, nº 5, pp. 462-470, 2011.
- [28] J. D. Schaefer, B. T. Werner e I. M. Daniel, "Strain-Rate-Dependent Failure of a Toughened Matrix Composite," *Experimental Mechanics*, vol. 54, nº 6, pp. 1111-1120, 2014.
- [29] M. Ploeckl, P. Kuhn, J. Grosser, M. Wolfahrt e H. Koerber, "A dynamic test methodology for analyzing the strain-rate effect on the longitudinal compressive behavior of fiber-reinforced composites," *Composite Structures*, vol. 180, pp. 429-438, 2017.
- [30] Simulia, *Abaqus User's Manual e Abaqus Theory Manual*, versão 6.14, Dassault Systèmes, Providence, RI, 2014.
- [31] A. Winzen Referent, "Simulation of Stringer Stiffened CFRP Panels in Consideration of Skin-Stringer Separation," Aachen University of Applied Sciences, 2006.
- [32] P. P. Camanho, P. Maimí e C. G. Dávila, "Prediction of size effects in notched laminates using continuum damage mechanics," *Composites Science and Technology*, vol. 67, pp. 2715-2727, 2007.
- [33] Z. Hashin, "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 47, p. 329-334, 1980.

- [34] S. L. Lemanski, J. Wang, M. P. Sutcliffe, K. D. Potter e M. R. Wisnom, "Modelling failure of composite specimens with defects under compression loading," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 48, pp. 26-36, 2013.
- [35] R. Krueger, J. G. Ratcliffe e P. J. Minguet, "Panel stiffener debonding analysis using a shell/3D modeling technique," *Composites Science and Technology*, vol. 69, pp. 2352-2362, 2009.

Anexo A

Malha de elementos finitos utilizada nos painéis

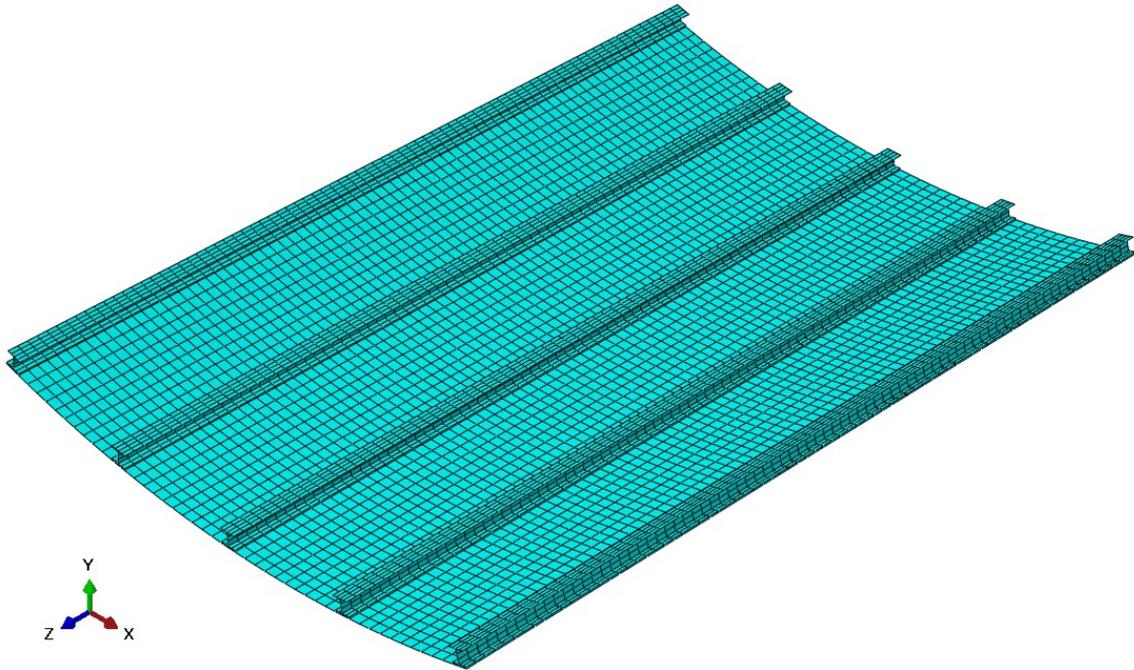


Figura A.1: Malha de elementos finitos do painel com reforços em I.

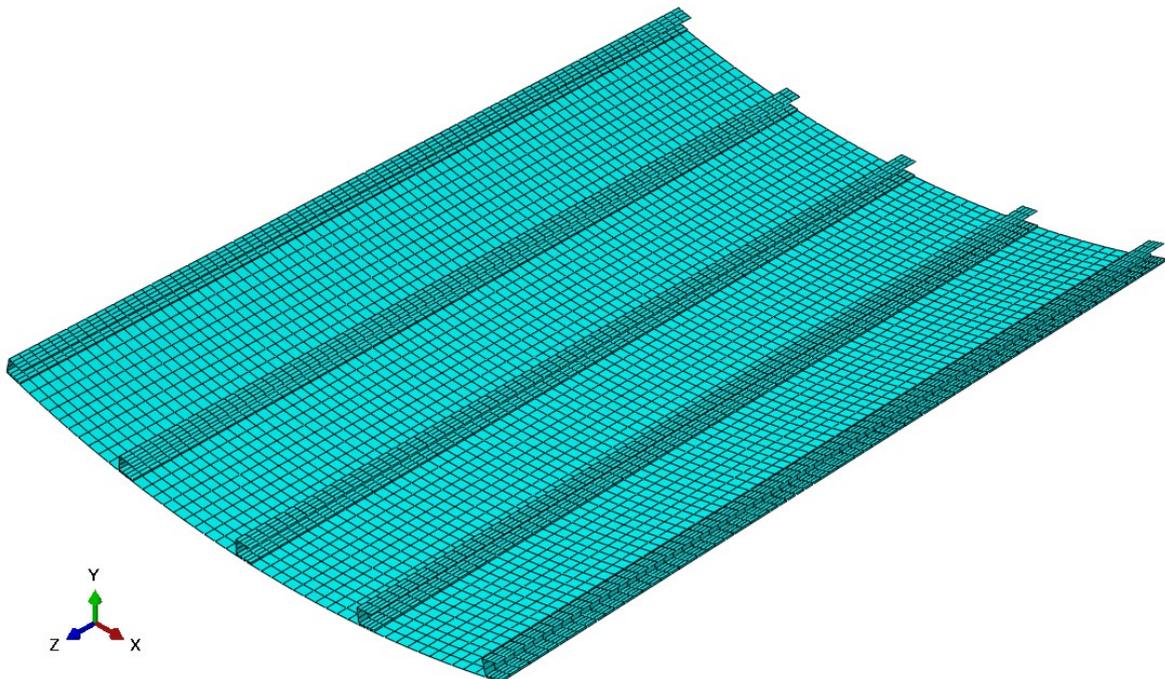


Figura A.2: Malha de elementos finitos do painel com reforços em C.

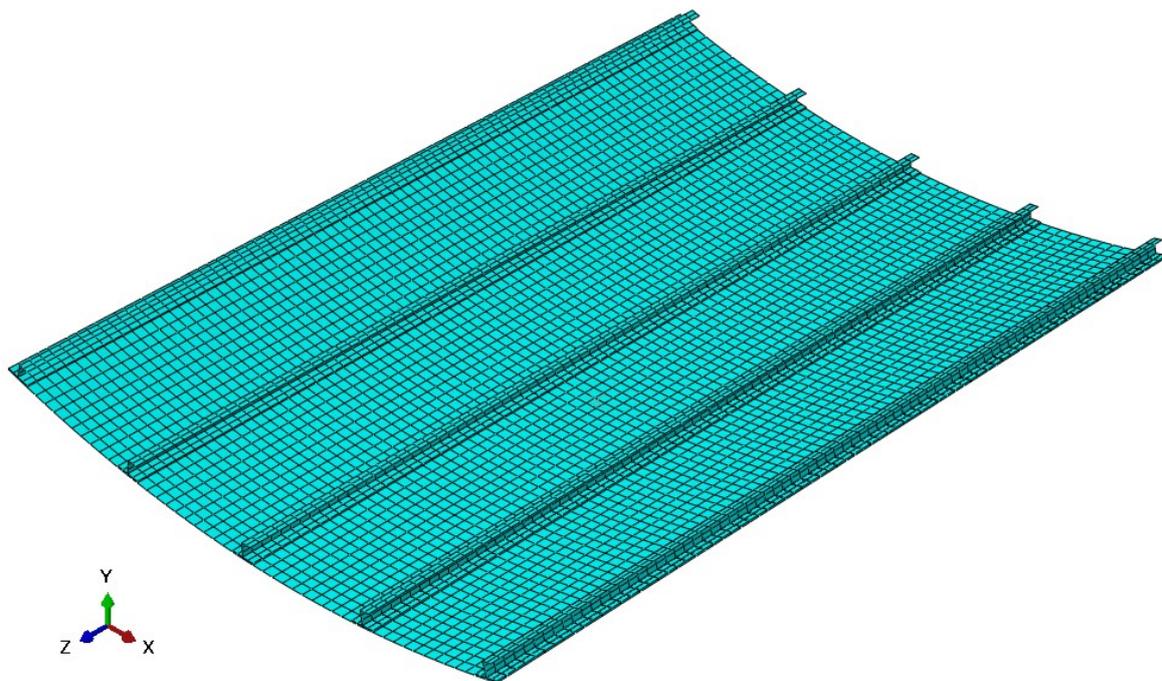


Figura A.3: Malha de elementos finitos do painel com reforços em J.

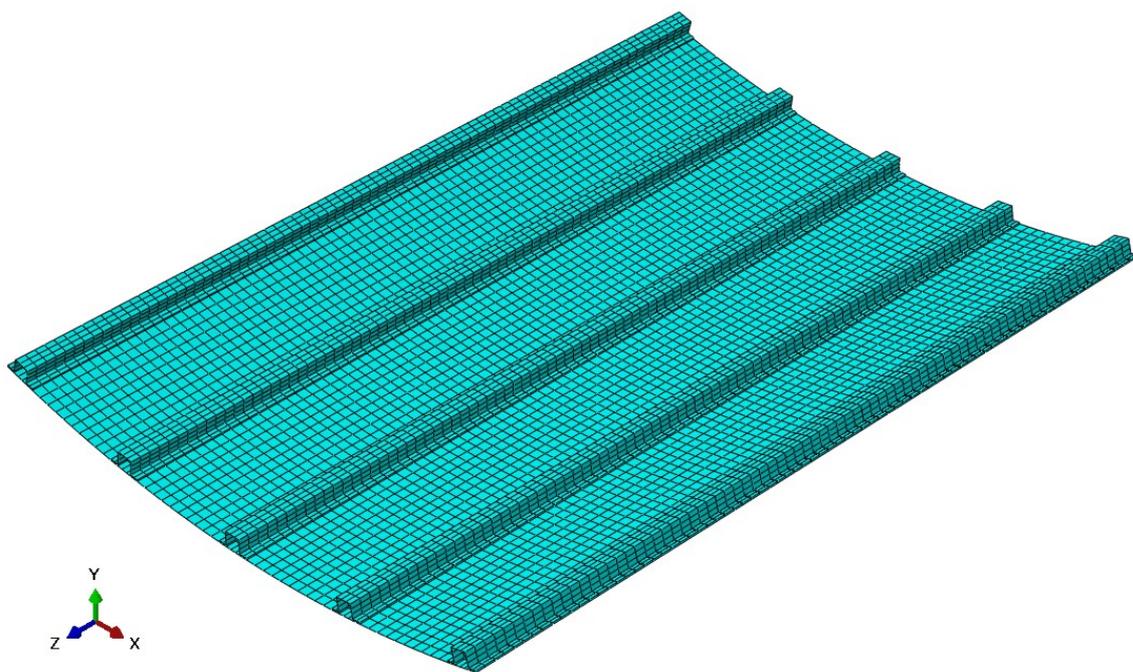


Figura A.4: Malha de elementos finitos do painel com reforços em Ω .

Malha de elementos finitos utilizada nos projéteis

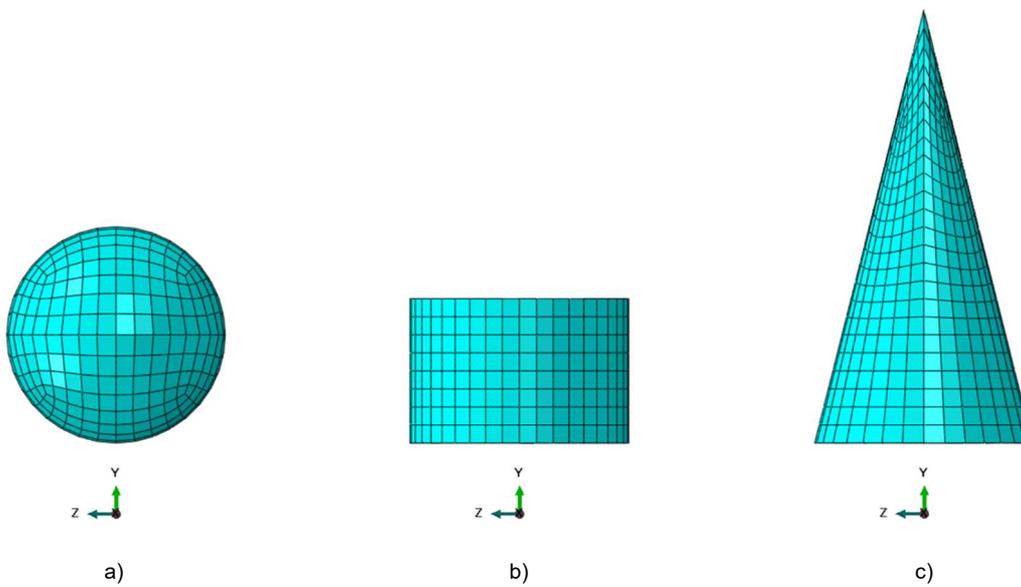


Figura A.5: Malha de elementos finitos dos projéteis: a) esféricos b) cilíndricos e c) cónicos.

Método de análise utilizado no *software* de elementos finitos

De referir que o procedimento descrito no subcapítulo 3.1.4 pode ser substituído implementando uma sub-rotina no próprio *software*, procedimento mais frequentemente encontrado na literatura [6, 17, 19].

