



Desenvolvimento e validação de estratégias de reparação de materiais compósitos avançados

CARLOS GUILHERME MOREIRA PEREIRA

novembro de 2024

Desenvolvimento e validação de estratégias de reparação de materiais compósitos avançados

Carlos Guilherme Moreira Pereira

**Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Mecânica, Área de Especialização em
Construções Mecânicas**

Orientador: Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho

Júri:

Presidente:

Armando José Vilaça de Campos

Vogais:

Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho

Pedro Nuno Martins Fernandes

Porto, outubro 2024

Agradecimentos

Em primeiro lugar, terei de agradecer a toda a minha família que, apesar de alguns imprevistos ou dificuldades, sempre me apoiaram no meu percurso académico, rumo ao mundo da tecnologia e engenharia. Um especial agradecimento à minha mãe, Elisabete Pereira, e ao meu pai, Fernando Pereira, que sempre me apoiaram e proporcionaram todas as condições para alcançar os meus objetivos pessoais, académicos (e profissionais), bem como ao meu irmão, Henrique Pereira, que foi igualmente um grande suporte durante todo este percurso.

Um enorme agradecimento ao CEiiA - Centro de Engenharia e Desenvolvimento, que me acolheu ainda durante a licenciatura para um estágio curricular, e que me deu a oportunidade de iniciar o meu percurso profissional no ramo da engenharia, com enfoque no suporte técnico à investigação e desenvolvimento de novos produtos e serviços, em paralelo com a presente dissertação. Um particular agradecimento à equipa da Unidade de Protótipos e Pré-Séries, na qual me encontro a desempenhar funções desde 2022, pelos desafios diários, pela constante oportunidade de crescimento pessoal e profissional e pela contínua aposta na minha evolução e progressão.

Um agradecimento também ao ISEP - Instituto Superior de Engenharia do Porto, nomeadamente, ao meu orientador Prof. Dr. Raul Campilho que, desde cedo se disponibilizou para a discussão de vários aspetos técnicos associados à temática e ao desenvolvimento da dissertação, e por toda a preocupação com vários detalhes técnicos que fortaleceram os resultados obtidos.

Por último, um agradecimento a outros mestrandos com quem tive oportunidade de contactar nos últimos meses para troca de ideias, aos meus amigos pelo contínuo apoio e incentivo, e outros colegas de trabalho (CEiiA) que direta ou indiretamente contribuíram para a finalização da presente dissertação.

Resumo

A procura pela utilização de materiais compósitos na indústria aeroespacial tem aumentado significativamente ao longo dos últimos anos devido ao bom compromisso entre propriedades mecânicas e massa, que estes materiais permitem obter. No entanto, devido às condições de utilização cada vez mais exigentes, as estruturas em materiais compósitas são sujeitas a danos que comprometem a sua capacidade estrutural. A reparação eficaz destas estruturas torna-se assim uma técnica necessária para o reaproveitamento dos materiais, de forma a evitar custos elevados de produção e a procurar a sustentabilidade do meio ambiente.

Este estudo tem como objetivo investigar a capacidade de restituição de métodos de reparação para materiais compósitos de alto desempenho, como é o caso dos pré-impregnados de fibra de carbono com matriz epóxida, após o aparecimento e respetiva identificação de fissuras superficiais. Foram escolhidas duas técnicas distintas de reparação por ligação adesiva, nomeadamente preenchimento da fissura com resina e substituição das peles danificadas em formato de escalonado. Foram realizados ensaios de tração e flexão a 3 pontos para ambas, com o intuito de avaliar o seu comportamento através de curvas força-deslocamento, tensões presentes na ligação adesiva dos provetes, carga máxima, energia de rotura e modos de rotura. Relativamente à análise numérica, as mesmas geometrias ensaiadas experimentalmente foram replicadas com recurso ao Método de Elementos Finitos, e mais especificamente a modelos de dano coesivo e ao critério de cedência de Tsai-Wu, e analisadas nas mesmas condições, de forma a verificar a capacidade de simulação da rotura de materiais compósitos e adesivos presentes na reparação.

Os resultados numéricos apresentaram boa concordância com os resultados experimentais e foi possível prever o comportamento linear e não-linear das estruturas com boa precisão, assim como validar a técnica utilizada para a previsão adequada do comportamento dos adesivos utilizados aquando da sua propagação de dano. No geral, esta análise permitiu verificar que o método de reparação por substituição das peles danificadas em formato de escalonado permite restituir cerca de 90 % da integridade estrutural do componente reparado, à tração e à flexão, enquanto o método de reparação por preenchimento da fissura com uma mistura de resina indicou uma discrepância elevada com as propriedades mecânicas da estrutura original.

Palavras-chave: Materiais compósitos, Fissuras superficiais, Reparação adesiva, Método de Elementos Finitos, Modelos de dano coesivo, Critério de Tsai-Wu.

Abstract

The demand for the use of advanced composite materials in the aerospace industry has increased significantly in recent years due to good compromise between mechanical properties and mass that these materials can achieve. However, due to the increasingly tough conditions of use, composite structures are subjected to damage that jeopardizes their structural integrity. The effective repair of these structures has, therefore, become a necessary technique for the reuse of materials, to avoid high production costs and seek environmental sustainability.

This study aims to investigate the restitution capacity of repair methods for high-performance composite materials, such as carbon fiber prepregs with an epoxy matrix, after the appearance and identification of surface cracks. Two different adhesive repair techniques were chosen, namely filling the crack with resin and substitution of the damaged material in a stepped-taper format. Tensile and 3-point bending tests were performed for both methods to assess their behavior through load-displacement curves, stress concentration in the specimen's adhesive, maximum load, failure energy and failure modes. Regarding the numerical analysis, the same geometries tested experimentally were replicated using the Finite Element Method, specifically cohesive zone models and the Tsai-Wu criterion, and analyzed under the same conditions, to verify their ability to simulate failure of the composite materials and adhesives present in the repair.

The numerical results were in accordance with the experimental results, and it was possible to predict the linear and non-linear behavior of the structures with good accuracy, as well as validating the technique used to adequately predict the used adhesives behavior while the damage propagates. Overall, this analysis showed that the repair method of damaged composite skins substitution in a stepped-taper format restores around 90 % of the structural integrity of the repaired component, under tensile and flexural loads, while the repair method of filling the crack with a resin mixture showed a high discrepancy with the mechanical properties of the original structure.

Keywords: Composite materials, Surface cracks, Adhesive repair, Finite Element Method, Cohesive zone model, Tsai-Wu criterion.

Índice

Agradecimentos	iii
Resumo	v
Abstract.....	vii
Índice.....	ix
Lista de Figuras.....	xi
Lista de Tabelas.....	xvii
Acrónimos e Símbolos.....	xix
1. Introdução.....	1
1.1. Contextualização	1
1.2. Objetivos	2
1.3. Metodologia	2
1.4. Estrutura da dissertação	3
1.5. Empresa acolhedora.....	3
2. Revisão Bibliográfica	5
2.1. Materiais compósitos.....	5
2.1.1. Contextualização histórica	6
2.1.2. Caracterização dos materiais compósitos avançados	7
2.1.3. Materiais	7
2.1.3.1. Matrizes.....	7
2.1.3.2. Reforços.....	8
2.1.4. Processos de fabrico	11
2.1.5. Estruturas <i>Sandwich</i>	12
2.1.6. Aplicações gerais.....	12
2.1.7. Perspetivas de desenvolvimento e utilização	13
2.2. Indústria aeroespacial	13
2.2.1. Indústria aeroespacial no mundo e em Portugal.....	14
2.2.2. Materiais na indústria aeroespacial.....	15
2.2.3. Processos de fabrico na indústria aeroespacial	16
2.2.4. Produtos e aplicações	18
2.2.5. Tipos de defeitos em materiais compósitos	18
2.2.6. Ensaio de deteção de defeitos	19
2.2.7. Técnicas de reparação	20
2.2.8. Estado-da-arte de reparações.....	23
2.3. Análise de estruturas e materiais compósitos	24

2.3.1. Técnicas de análise de estruturas	24
2.3.2. Critérios de cedência e rotura	25
2.3.3. Modelação numérica	27
2.3.4. <i>Softwares</i> de modelação numérica	28
2.3.5. Modelação numérica de materiais compósitos.....	28
2.3.6. Modelação numérica de reparações em materiais compósitos.....	30
2.3.7. Estado-da-arte da modelação de reparações.....	31
3. Desenvolvimento	33
3.1. Materiais e Métodos	33
3.1.1. Requisitos e limitações	33
3.1.2. Seleção de materiais	34
3.1.3. Geometrias a analisar	38
3.1.4. Seleção da técnica numérica	41
3.1.5. Planeamento de trabalhos.....	41
3.2. Trabalho experimental	42
3.2.1. Fabrico e ensaio dos materiais seleccionados.....	42
3.2.2. Fabrico das reparações	66
3.2.3. Ensaio das reparações.....	73
3.2.4. Resultados experimentais.....	76
3.2.5. Comparação com resultados da literatura	86
3.3. Trabalho numérico	87
3.3.1. Condições de análise.....	87
3.3.2. Preparação dos modelos numéricos.....	91
3.3.3. Modelo de dano utilizado	98
3.3.4. Resultados numéricos.....	99
4. Conclusão	113
4.1. Conclusões finais	113
4.2. Limitações e trabalhos futuros.....	114
Referências.....	115
Declaração de Integridade	121

Lista de Figuras

Figura 1 - Edifício do CEiiA (CEiiA 2024)	3
Figura 2 – a) Chevrolet Corvette de 1953 (General Motors (2023)); b) McLaren MP4-1 (McLaren (2023)).....	6
Figura 3 – a) rovings, b) mantas, c) tecidos 2D, d) tecidos 3D, e) malhas, f) braids e g) pré-formas	10
Figura 4 - Diagrama da composição de um painel em estrutura sandwich (Castanie et al. 2020)	12
Figura 5 - Ranking das organizações na indústria aeroespacial, em função do lucro apresentado em 2022 (adaptado de Morrison (2023))	14
Figura 6 -Processo de laminação em autoclave: a) laminação manual da pele inferior; b) posicionamento do núcleo; c) laminação manual da pele superior; d) compressão a vácuo e cura em autoclave (adaptado de Eckold (1994))	17
Figura 7 - Comparação de materiais numa aeronave militar - caça F/A-18E/F (Quilter 2001) .	18
Figura 8 - Defeitos mais comuns em estruturas compósitas (adaptado de Bowkett e Thanapalan (2017)).....	19
Figura 9 – Exemplos de processos de reparação de componentes em material compósito: a) reparação com <i>speedtape</i> ; b) injeção de resina; c) aplicação de reforços aparafusados; d) laminação manual à temperatura ambiente; e) reparação através de escalonados	22
Figura 10 - Comparação entre os vários critérios para os materiais compósitos (adaptado de Bright e Sumathi (2017)).....	26
Figura 11 - Malha de elementos finitos com elementos coesivos a unir a reparação à estrutura base (adaptado de Moreira e Campilho (2015)).....	30
Figura 12 - Posição dos elementos de interface (adaptado de Campilho et al. (2009)).....	30
Figura 13 - Rolo do pré-impregnado Toray TC250.....	34
Figura 14 – Esquema do processo de fabrico para a produção de laminados em saco de vácuo	35
Figura 15 - Ciclo de cura e pós-cura do material Toray TC250 (TORAY 2020)	35
Figura 16 - Filme adesivo epóxico XA120 (XPREG 2017)	36
Figura 17 – Resina epóxi SR 8200 e seu endurecedor SD7404	37
Figura 18 - Fissura em componente de material compósito CFRP	38
Figura 19 - Modos de rotura de uma fissura: a) Modo I, b) Modo II e c) Modo III	39
Figura 20 - Geometrias da zona de reparação: a) fissura pré-reparação; b) reparação por preenchimento de adesivo; c) reparação por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado	40
Figura 21 - Reparação em material compósito em formato de escalonado	40
Figura 22 – Planeamento de trabalhos	42
Figura 23 - Preparação do material compósito: a) corte do material com auxílio de uma mesa de corte; b) placas de material compósito TC250 cortado.....	43
Figura 24 - Processo de laminação manual das placas de controlo: a) primeira camada de pré-impregnado; b) última camada de pré-impregnado	44

Figura 25 – Visualização da descontinuidade no material que simula a fissura no material: a) Placa para provetes de tração; b) Placa para provetes de flexão.....	44
Figura 26 – Finalização da laminação manual: a) saco de vácuo; b) placa integral para provetes à flexão; c) placa com descontinuidade para provetes à flexão	45
Figura 27 – Placa de provetes de controlo para ensaios à tração, ainda com as zonas de conformidade de material	45
Figura 28 – Provetes controlo maquinados: a) para ensaio à flexão em 3 pontos; b) para ensaio à tração	46
Figura 29 - Provete em formato <i>dog-bone</i> (Martínez et al. 2012).....	48
Figura 30 - Molde para produção de provetes <i>bulk</i>	48
Figura 31 - Produção dos provetes <i>bulk</i> de adesivo: a) molde aberto para preenchimento da chapa com formato <i>dog-bone</i> ; b) molde fechado com o excesso de adesivo visível nas furações da chapa superior.....	49
Figura 32 – Vazios presentes no interior do provete <i>bulk</i> de adesivo número 1	49
Figura 33 – Dimensões de provetes para ensaio TAST (Silva et al. 2011).....	50
Figura 34 - Gabarito de produção dos provetes TAST	50
Figura 35 – Passo final da produção dos provetes TAST.....	51
Figura 36 – Provetes TAST: a) vista de cima; b) vista lateral.....	51
Figura 37 - <i>Set-up</i> do ensaio de tração do material compósito	52
Figura 38 - Provetes de controlo sem descontinuidade após ensaios de tração	52
Figura 39 - Provetes de controlo com descontinuidade após ensaios de tração	53
Figura 40 - Ensaio de tração: curvas força-deslocamento dos provetes sem descontinuidade	53
Figura 41 - Ensaio de tração: curvas tensão-deformação dos provetes sem descontinuidade	54
Figura 42 - Ensaio de tração: curvas força-deslocamento dos provetes com descontinuidade	54
Figura 43 - Ensaio de tração: curvas tensão-deformação dos provetes com descontinuidade	55
Figura 44 - <i>Set-up</i> do ensaio de flexão em 3 pontos do material compósito	56
Figura 45 - Ensaio de flexão em 3 pontos: estado pós-ensaio dos provetes sem descontinuidade	56
Figura 46 - Ensaio de flexão em 3 pontos: estado pós-ensaio dos provetes com descontinuidade	56
Figura 47 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas força-deslocamento dos provetes sem descontinuidade	57
Figura 48 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas tensão-deformação dos provetes sem descontinuidade	57
Figura 49 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas força-deslocamento dos provetes com descontinuidade	58
Figura 50 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas tensão-deformação dos provetes com descontinuidade	58
Figura 51 - <i>Set-up</i> do ensaio à tração dos provetes <i>bulk</i>	59
Figura 52 - Provetes <i>bulk</i> de adesivo fraturados após ensaio de tração	60
Figura 53 - Curvas força-deslocamento dos provetes de controlo <i>bulk</i>	60
Figura 54 - Curvas tensão-deformação dos provetes de controlo <i>bulk</i>	61
Figura 55 – <i>Set-up</i> do ensaio dos provetes TAST	61

Figura 56 - Provetes TAST após a realização dos ensaios	62
Figura 57 - Curvas força-deslocamento resultantes dos ensaios dos provetes TAST	62
Figura 58 - Curvas tensão-deformação resultantes dos ensaios dos provetes TAST.....	63
Figura 59 – Preparação das reparações por preenchimento de adesivo: a) placa destinada a provetes de tração; b) placa destinada a provetes de flexão a 3 pontos	67
Figura 60 – Preparação das reparações por substituição de peles em formato de escalonado: a) vista de cima da placa base; b) vista de frente da placa base	67
Figura 61 – Processo de reparação por preenchimento da fissura: a) deposição de fios de carbono; b) vazamento de resina epóxida para preenchimento.....	68
Figura 62 – Processo de reparação por preenchimento da fissura: a) placa para provetes para ensaios à tração; b) placa para provetes para ensaios à flexão	68
Figura 63 - Processo de reparação por preenchimento da fissura: a) placa reparada para ensaios à tração; b) placa reparada para ensaios à flexão	69
Figura 64 – Processo de reparação por substituição de peles, em formato de escalonado: a) preparação das peles de substituição; b) laminação da reparação	70
Figura 65 – Zona crítica da reparação por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado	70
Figura 66 - Processo de reparação por substituição de peles, em formato de escalonado: a) placa reparada para ensaios à tração; b) placa reparada para ensaios à flexão	70
Figura 67 – <i>Trim</i> por maquinaria CNC dos provetes para ensaios mecânicos das reparações	71
Figura 68 – Provetes reparados para ensaio à tração: a) com preenchimento da fissura; b) com substituição das peles danificadas, em formato de escalonado	71
Figura 69 - Provetes reparados para ensaio à flexão em 3 pontos: a) com preenchimento da fissura (vista de cima); b) com preenchimento da fissura (vista lateral); c) com substituição das peles danificadas	72
Figura 70 – Equipamento utilizado nos ensaios de tração: a) controlador, servo hidráulico e célula de carga; b) extensómetro biaxial (MTS 2024).....	74
Figura 71 - Equipamento utilizado nos ensaios de flexão em 3 pontos (Shimadzu 2024).....	74
Figura 72 - Provetes reparados por preenchimento da fissura após ensaios de tração: a) vista de cima; b) vista lateral.....	75
Figura 73 - Provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado, após ensaios de tração: a) vista de cima; b) vista lateral	75
Figura 74 - Provetes reparados por preenchimento da fissura após ensaios de flexão em 3 pontos	76
Figura 75 - Provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado, após ensaios de flexão em 3 pontos.....	76
Figura 76 - Ensaio de tração: curvas força-deslocamento dos provetes reparados por preenchimento da fissura	77
Figura 77 - Ensaio de tração: curvas tensão-deformação dos provetes reparados por preenchimento da fissura	77
Figura 78 - Ensaio de tração: curvas força-deslocamento dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado	78

Figura 79 - Ensaio de tração: curvas tensão-deformação dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado	78
Figura 80 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas força-deslocamento dos provetes reparados por preenchimento da fissura.....	79
Figura 81 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas tensão-deformação dos provetes reparados por preenchimento da fissura.....	80
Figura 82 - Ensaio de tração: curvas força-deslocamento dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado	80
Figura 83 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas tensão-deformação dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado.....	81
Figura 84 - Comparação das curvas força-deslocamento entre os provetes controlo e os dois tipos de reparação	82
Figura 85 - Comparação da média das curvas força-deslocamento entre os provetes controlo e os dois tipos de reparação	82
Figura 86 – Parâmetros de malha das partes sólidas dos modelos	88
Figura 87 – Parâmetros de malha das partes coesivas dos modelos sólidos	88
Figura 88 – Parâmetros de interação de contacto “ <i>surface to surface</i> ”	89
Figura 89 – Parâmetros do <i>step</i> dos modelos numéricos.....	90
Figura 90 - Parâmetros para o “ <i>Field Output</i> ” do módulo “ <i>Step</i> ”	91
Figura 91 - Modelação do módulo “ <i>Part</i> ” dos provetes reparados por preenchimento da fissura à tração: a) provete completo; b) detalhe da zona da reparação	92
Figura 92 - Modelação do módulo “ <i>Part</i> ” dos provetes reparados por substituição das peles danificadas à tração: a) provete completo; b) detalhe da zona da reparação	92
Figura 93 – Parâmetros do módulo “ <i>Load</i> ”: a) pontos de fixação e simetria; b) pontos de carregamento.....	93
Figura 94 – Malha gerada para o modelo numérico dos provetes reparados por preenchimento de resina, à tração.....	94
Figura 95 – Malha gerada para o modelo numérico dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, à tração.....	94
Figura 96 - Modelação do módulo “ <i>Part</i> ” dos provetes reparados por preenchimento da fissura à flexão.....	94
Figura 97 - Modelação do módulo “ <i>Part</i> ” dos provetes reparados por substituição das peles à flexão.....	95
Figura 98 - Modelação do módulo “ <i>Part</i> ” do punção de carregamento e suportes do ensaio mecânico.....	95
Figura 99 – Modelação do conjunto para ensaio à flexão da reparação por preenchimento da fissura.....	95
Figura 100 – Modelação do conjunto para ensaio à flexão da reparação por substituição das peles danificadas em formato de escalonado	96
Figura 101 - Definição das superfícies de contacto dos modelos numéricos	96
Figura 102 - Definição das condições fronteira dos modelos numéricos a simular o ensaio à flexão.....	97

Figura 103 - Malha gerada para o modelo numérico dos provetes reparados por preenchimento de resina, à flexão	97
Figura 104 - Malha gerada para o modelo numérico dos provetes reparados por substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à flexão	98
Figura 105 - Lei de tensão de separação triangular (Rocha e Campilho 2018).....	99
Figura 106 – Comparação das curvas força-deslocamento experimentais e numéricas dos provetes reparados por preenchimento da fissura, à tração	100
Figura 107 - Comparação das curvas força-deslocamento experimentais e numéricas dos provetes reparados por substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração.....	100
Figura 108 - Comparação das curvas força-deslocamento experimentais e numéricas dos provetes reparados por preenchimento da fissura, à tração	101
Figura 109 - Comparação das curvas força-deslocamento experimentais e numéricas dos provetes reparados por substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à flexão.....	101
Figura 110 – Resultados numéricos da rotura dos provetes reparados por preenchimento da fissura, à tração.....	102
Figura 111 - Resultados numéricos da rotura dos provetes reparados por substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração.....	102
Figura 112 - Resultados numéricos da rotura dos provetes reparados por preenchimento da fissura, à flexão	102
Figura 113 - Resultados numéricos da rotura dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, à flexão.....	103
Figura 114 – Caminhos definidos para adquirir as tensões no adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à tração	103
Figura 115 - Caminhos definidos para adquirir as tensões no adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração	103
Figura 116 – Caminhos definidos para adquirir as tensões no adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à flexão	104
Figura 117 - Caminhos definidos para adquirir as tensões no adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à flexão.....	104
Figura 118 – Tensão de arrancamento no filme adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à tração	105
Figura 119 - Tensão de corte no filme adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à tração.....	105
Figura 120 - Tensão de arrancamento na mistura de resina dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à tração	106
Figura 121 - Tensão de corte na mistura de resina dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à tração.....	106
Figura 122 - Tensão de arrancamento no filme adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração.....	107
Figura 123 - Tensão de corte no filme adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração	107

Figura 124 - Tensão de arrancamento no filme adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à flexão.....	108
Figura 125 - Tensão de corte no filme adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à flexão	108
Figura 126 - Tensão de arrancamento na mistura de resina dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à flexão.....	108
Figura 127 - Tensão de corte na mistura de resina dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à flexão	109
Figura 128 - Tensão de arrancamento no filme adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração.....	109
Figura 129 - Tensão de corte no filme adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração	110
Figura 130 - Comparação da média das curvas força-deslocamento experimentais e numéricas	110

Lista de Tabelas

Tabela 1 – Propriedades mecânicas dos tipos de fibra de vidro E, S e R (Prashanth et al. 2017) 9	9
Tabela 2 – Processos de fabrico de materiais compósitos (adaptado de Lotfi et al. (2021))	11
Tabela 3 - Comparação dos materiais utilizados em estruturas de aeronaves (adaptado de Karwasara et al. (2022)).....	16
Tabela 4 – Processos de reparação de materiais compósitos (adaptado de Armstrong et al. (2020)).....	21
Tabela 5 – Artigos publicados relacionados com as reparações de materiais compósitos	23
Tabela 6 – Artigos publicados relacionados com a modelação de reparações de materiais compósitos.....	31
Tabela 7 - Propriedades tabeladas do material Toray TC250 (TORAY 2020).....	35
Tabela 8 – Propriedades esperadas do material XA120 (Damghani et al. 2022).....	37
Tabela 9 - Propriedades tabeladas do material adesivo composto por SR8200/SD7404 (SICOMIN 2024).....	38
Tabela 10 – Verificação dimensional dos provetes de controlo para o ensaio de flexão a 3 pontos	46
Tabela 11 – Verificação dimensional dos provetes de controlo para o ensaio de tração	47
Tabela 12 - Propriedades mecânicas dos provetes de pré-impregnado sem descontinuidade à tração	63
Tabela 13 - Propriedades mecânicas dos provetes de pré-impregnado com descontinuidade à tração	64
Tabela 14 - Propriedades mecânicas dos provetes de pré-impregnado sem descontinuidade à flexão em 3 pontos	64
Tabela 15 - Propriedades mecânicas dos provetes de pré-impregnado com descontinuidade à flexão em 3 pontos	65
Tabela 16 – Propriedades mecânicas dos provetes <i>bulk</i> de adesivo à tração.....	66
Tabela 17 - Propriedades mecânicas dos provetes TAST de adesivo à tração	66
Tabela 18 - Verificação dimensional dos provetes reparados para o ensaio de tração	72
Tabela 19 - Verificação dimensional dos provetes reparados para o ensaio de flexão a 3 pontos	73
Tabela 20 - Propriedades mecânicas dos provetes reparados por preenchimento da fissura à tração.....	83
Tabela 21 - Propriedades mecânicas dos provetes reparados por substituição das peles danificadas à tração	84
Tabela 22 - Propriedades mecânicas dos provetes reparados por preenchimento da fissura à flexão em 3 pontos	84
Tabela 23 - Propriedades mecânicas dos provetes reparados por substituição das peles danificadas à flexão em 3 pontos	85
Tabela 24 - Energia de rotura dos provetes ensaiados.....	85
Tabela 25 – Comparação dos resultados experimentais com resultados da literatura.....	86

Tabela 26 – Comparação das propriedades mecânicas dos resultados experimentais e numéricos dos ensaios à tração.....	111
Tabela 27 - Comparação das propriedades mecânicas dos resultados experimentais e numéricos dos ensaios à flexão	112
Tabela 28 – Comparação dos valores da energia de rotura experimentais e numéricos.....	112

Acrónimos e Símbolos

Lista de Acrónimos

ATL	<i>Automated Tape Laying</i>
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CFRP	<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>
CNC	<i>Computer Numeric Control</i>
CZM	<i>Cohesive Zone Model</i>
EPT	Estado Plano de Tensão
HM	<i>High Elastic Modulus</i>
IA	Inteligência Artificial
ILSS	<i>Interlaminar Shear Strength</i>
IM	<i>Intermediate Elastic Modulus</i>
LM	<i>Low Elastic Modulus</i>
MAXE	<i>Maximum Nominal Strain</i>
MAXS	<i>Maximum Nominal Stress</i>
MEF	Método de Elementos Finitos
NDT	<i>Non-Destructive Testing</i>
PA	Poliamida
PC	Policarbonato
PEEK	Poli-éter-éter-cetona
PP	Polipropileno
PPS	Polisulfureto de Fenileno
QUADE	<i>Quadratic Nominal Strain</i>
QUADS	<i>Quadratic Nominal Stress</i>
SLM	<i>Selective Laser Melting</i>
TAST	<i>Thick Adherend Shear Test</i>
TCL	Teoria Clássica dos Laminados
TDCPO	Teoria de Deformação de Corte de Ordem Superior
TDL	Teorias de Deformação Local
TDG	Teorias de Deformação Global
TDGL	Teorias de Deformação Global-Local
UHM	<i>Ultra High Elastic Modulus</i>
XFEM	<i>Extended Finite Element Method</i>

Lista de Símbolos

δ^f	Abertura de falha	—
ν	Coefficiente de Poisson	—
ϵ	Deformação	—
γ	Deformação de corte	—
ϵ_{uc}	Deformação máxima à compressão	—
ϵ_{ut}	Deformação máxima à tração	—
γ_u	Deformação máxima de corte	—
K	Matriz rigidez global	N/m
G_{12}	Módulo de corte	Pa
G_f	Módulo de corte da fibra	Pa
G_m	Módulo de corte da matriz	Pa
E_f	Módulo de elasticidade das fibras	Pa
E_m	Módulo de elasticidade da matriz	Pa
E_1	Módulo de elasticidade na direção 1	Pa
E_2	Módulo de elasticidade na direção 2	Pa
T_g	Temperatura de transição vítrea	°C
G_{IC}	Tenacidade à fratura em modo I	—
G_{IIC}	Tenacidade à fratura em modo II	—
σ	Tensão	Pa
σ_c	Tensão de compressão	Pa
τ	Tensão de corte	Pa
σ_{uc}	Tensão máxima à compressão	Pa
σ_{ut}	Tensão máxima à tração	Pa
τ_u	Tensão máxima de corte	Pa
F	Vetor das forças da estrutura	N
R	Vetor das reações da estrutura	N
A	Vetor de deslocamentos globais	m
V_m	Volume da matriz	%
V_f	Volume de fibras	%

1. Introdução

Neste capítulo da introdução realizar-se-á uma contextualização do tema a abordar nesta dissertação, que conta com uma introdução aos materiais compósitos, suas aplicações genéricas e aplicações na indústria aeroespacial. Segue-se a enumeração dos objetivos da dissertação de mestrado, a respetiva metodologia para o seu desenvolvimento, a estrutura do documento e uma menção à entidade acolhedora, o CEiiA – Centro de Engenharia e Desenvolvimento.

1.1. Contextualização

Um material diz-se compósito quando a sua composição é o resultado da combinação de dois, ou mais, materiais diferentes, sendo que as suas propriedades mecânicas são superiores às individuais dos materiais (Hafiz et al. 2021). As suas aplicações são bastante amplas, desde reservatórios em fibra de vidro, sujeitos a elevadas pressões interiores, para a indústria química, ao betão armado para a indústria da construção, a peças sujeitas a elevados, e complexos, esforços, ditos compósitos de elevado desempenho, para a indústria aeroespacial.

Algumas indústrias, tal como a aeroespacial, têm aplicações de elevada exigência. Desta forma, existe a constante necessidade de se procurar novos materiais capazes de satisfazer todos os requisitos para o componente, assim como proporcionar uma maior durabilidade, uma redução de peso da estrutura e uma melhoria das propriedades mecânicas. Destacam-se a resistência mecânica, a resistência à temperatura, a resistência à fadiga, entre outras. Assim, surge um mercado nicho para os compósitos de elevado desempenho (Skoczylas et al. 2019).

O processo de fabrico mais comum para os materiais compósitos na indústria aeroespacial é a laminação manual de fibras pré-impregnadas numa matriz polimérica, aplicando-se um saco de vácuo para permitir a boa compactação das diferentes camadas aquando da cura e pós-cura em autoclave. Após a desmoldagem dos componentes, estes são submetidos a ensaios não destrutivos, ou *non-destructive testing* (NDT), que comprovam se o componente está apto (ou não) para as condições de trabalho. Todo o processo obriga à produção de documentos que consigam comprovar a rastreabilidade de todas as etapas.

Tratando-se de peças complexas, seja pela geometria, pela dimensão, pelo empilhamento das fibras pré-impregnadas ou mesmo pela exigência do controlo do processo de fabrico, o custo unitário de uma peça é bastante elevado. Desta forma, e aliado ao facto de ser muito difícil reciclar os materiais compósitos e, especialmente os de matriz termoendurecível, surge a

necessidade de se repararem peças com pequenas secções danificadas para que não seja necessária a substituição de uma peça nova.

1.2. Objetivos

Esta dissertação de mestrado tem como objetivo o desenvolvimento de estratégias de reparação de materiais compósitos avançados, no seguimento de uma série de reparações realizadas pela entidade acolhedora com o intuito de não descartar componentes de elevada dimensão e, portanto, com um custo unitário bastante elevado. Desta forma, pretende-se verificar qual(ais) a(s) estratégia(s) que melhor cumpre(m) os requisitos especificados, sejam elas as propriedades mecânicas, que não podem ser inferiores às do componente pré-dano, ou a exequibilidade do processo de reparação. Em paralelo, pretende-se validar a integridade das reparações através de modelação numérica, pela realização de ensaios mecânicos a pequenas secções da estrutura e através de métodos numéricos. Com esta dissertação, pretende-se assim responder a um conjunto de questões acerca da viabilidade e da melhor técnica de reparação a utilizar para cada tipo de dano/defeito verificado na estrutura em material compósito avançado, levantadas na realização da reparação dos componentes.

1.3. Metodologia

Como referido previamente, esta dissertação enquadra-se numa sequência de reparações em material compósito avançado, realizadas pela entidade acolhedora, que levantaram uma quantidade de questões sobre o processo em si, pelo que já existiu um contexto prévio à realização desta dissertação.

Não obstante, foi realizada uma revisão bibliográfica, com recurso a vários artigos científicos, que compreende conceitos básicos dos materiais compósitos, as suas aplicações e processos de fabrico na indústria, com mais detalhe na aeroespacial, os tipos de falhas/defeitos mais comuns, os tipos de reparações previstos para as mesmas, e sua validação via modelação numérica. Para tal, o primeiro passo foi definir os principais tópicos a abordar no relatório e elaborar um índice provisório para servir de guia, seguido da pesquisa dos mesmos em bibliotecas digitais, como é o caso do *Google Scholar*, *Research Gate*, entre outros, através de keywords específicas a cada tópico (“composite material damage”, “composite material repairs”, “aerospace industry manufacturing”, “composite material modeling”, “numerical modeling repairs”).

Seguidamente, foi iniciado o desenvolvimento do estudo e a validação dos processos de reparação para materiais compósitos. Para tal, foram analisadas as fichas técnicas dos materiais selecionados para estas reparações e definidas as propriedades mecânicas requeridas para o estudo. Consequentemente, selecionaram-se os ensaios a realizar para a obtenção das mesmas e quais as dimensões dos provetes a produzir. Como o método de reparação a estudar já estava definido pela entidade acolhedora, apenas foi necessário validar os requisitos das geometrias a produzir, de forma a não serem introduzidas variáveis indesejadas no processo de reparação.

De forma a avaliar a integridade destes processos de reparação referidos no trabalho experimental, foram realizadas análises numéricas, com o modelo de dano mais aconselhado

para este tipo de material e processo. Estas análises permitiram simular as propriedades obtidas no processo de reparação e, conseqüentemente, comparar com os resultados obtidos experimentalmente, com as propriedades previstas nas fichas do material e com resultados de estudos similares. Uma reparação ótima consiste na capacidade de restituição de mais de 90% das propriedades mecânicas da estrutura pré-dano.

1.4. Estrutura da dissertação

O presente relatório é constituído por três capítulos, divididos posteriormente em subcapítulos.

O primeiro capítulo apresenta a introdução deste relatório, e tem como objetivo fazer a contextualização deste estudo, assim como explicar o processo de desenvolvimento da dissertação de mestrado.

O segundo capítulo é referente à revisão bibliográfica realizada previamente ao começo do desenvolvimento dos trabalhos experimentais e numéricos, baseada em materiais compósitos, nas suas aplicações na indústria e nos defeitos/danos mais comuns nos materiais compósitos, tecnologias para os identificar, respetivos métodos de reparação, importância do processo de reparação para a sustentabilidade e os métodos numéricos mais comuns para a modelação de materiais compósitos.

O terceiro capítulo consiste no desenvolvimento da dissertação de mestrado, que é composto pelos trabalhos experimentais realizados e pelas análises numéricas posteriores. Ao longo deste capítulo está descrito o processo de fabrico e ensaio dos provetes de controlo, assim como os respetivos processos de reparação, definição dos ensaios mecânicos e resultados experimentais. Segue-se a modelação numérica destas reparações e análise de resultados.

Para finalizar, foram apresentadas as conclusões do trabalho, assim como uma proposta de trabalhos futuros a realizar para assegurar a continuidade no desenvolvimento dos processos de reparação em materiais compósitos.

1.5. Empresa acolhedora

O CEiiA é um centro de engenharia e desenvolvimento de produto, que projeta, desenvolve e produz novas tecnologias, produtos e serviços para um futuro mais sustentável. A partir de Portugal, desenvolve a sua atividade unindo cidades, indústrias e universidades, em torno de programas de desenvolvimento de novos produtos e serviços em setores de alta tecnologia, como a Mobilidade, a Aeronáutica e o Espaço (CEiiA 2024).



Figura 1 - Edifício do CEiiA (CEiiA 2024)

Introdução

2. Revisão Bibliográfica

Neste capítulo é apresentada a revisão bibliográfica de apoio à dissertação de mestrado a desenvolver, estando dividida em 3 subcapítulos.

O primeiro subcapítulo faz uma introdução aos materiais compósitos, nomeadamente a sua contextualização histórica, a definição de materiais compósitos avançados, os materiais e processos de fabrico utilizados, assim como as suas aplicações mais genéricas. No final, faz-se referência às perspetivas de desenvolvimento dos materiais compósitos.

O segundo subcapítulo descreve a indústria aeroespacial, fazendo-se uma breve perspetiva geral do estado atual da indústria, dos produtos e aplicações mais comuns e, no âmbito do tema da dissertação de mestrado, as reparações e o seu estado-da-arte.

O último subcapítulo diz respeito à análise de estruturas, com destaque para estruturas fabricadas em materiais compósitos, referindo todas as condições para a análise numérica, assim como a modelação e análise através do método de elementos finitos. Para finalizar, descreve-se a aplicação do cálculo estrutural a estruturas, especialmente estruturas em material compósito reparadas, assim como o seu estado-da-arte.

2.1. Materiais compósitos

Um material compósito é caracterizado pela combinação de dois, ou mais, materiais diferentes. A combinação mais comum, e mais conhecida, é a de materiais fibrosos com uma matriz polimérica. Esta combinação pretende reforçar as propriedades mecânicas dos componentes através da aglomeração de fibras na matriz, o que resulta em características superiores aos dois materiais separadamente (ainda que difiram dependendo da sua orientação – anisotrópicas) (Hafiz et al. 2021). Os materiais compósitos apresentam uma grande diversificação de propriedades mecânicas, em função da escolha da combinação dos materiais. Desta forma, é possível verificar que os materiais compósitos aumentam o número de possibilidades que os engenheiros de projeto possuem na escolha dos materiais (ou combinação de materiais) durante o desenvolvimento dos componentes (Jacoby 2004).

Os materiais compósitos reforçados com fibras trouxeram avanços significativos para a engenharia de materiais, designadamente a reduzida densidade, elevado rácio resistência mecânica/massa, boa estabilidade aos agentes externos e boa estabilidade dimensional. As propriedades mecânicas das fibras são excelentes quando analisadas na direção axial das fibras e quando estas são quase-infinitamente longas. No entanto, devido às suas propriedades

anisotrópicas e necessidade da redução do comprimento das fibras, estas propriedades são reduzidas consideravelmente. Para uniformizar as propriedades mecânicas, ou pelo menos as equilibrar nas direções principais dos esforços previstos para a estrutura, realiza-se um empilhamento com direções diferentes entre camadas (Grédiac 2001).

2.1.1. Contextualização histórica

Um dos primeiros exemplos de materiais compósitos apareceu no contexto da construção, como referido no livro do *Antigo Testamento*, onde tijolos de argila utilizados no Egito e na Mesopotâmia seriam reforçados com fibras de palha dispostas aleatoriamente. Outro exemplo bastante comum nos primórdios das civilizações são as peças cerâmicas também reforçadas com fibras de palha (Buragohain 2018).

Já mais recentemente, nos anos 30 do século XX, com a evolução dos materiais compósitos, a Ford começou a aplicá-los em alguns modelos, mais especificamente fibras de vidro aglomeradas por uma matriz de poliéster, o que permitiu a produção a elevadas cadências, com um custo baixo e uma massa inferior aos metais. Ainda assim, o modelo mais conhecido pelos painéis exteriores em fibra de vidro terá sido da Chevrolet, concorrência da Ford, com o modelo do Corvette de 1953, que lhe conferiu uma massa total de cerca de 1230 kg.

Nos anos 60, iniciou-se a aplicação de materiais compósitos na indústria aeronáutica, especialmente em componentes de aeronaves militares (estabilizadores horizontais e verticais, lemes, coberturas da asa e mesmo asas completas). Nesta indústria é recorrente o uso de materiais com elevado desempenho mecânico, como é o caso dos compósitos de carbono, de aramida, ou até um conjunto de ambos, dito material híbrido, com o objetivo de reduzir massa e aumentar a resistência específica da estrutura (de Moura et al. 2010).

Nos anos 70 e 80 existiu uma grande insistência na melhoria dos processos de fabrico para compósitos, no sentido de procurar aumentar a quantidade de materiais que permitem reduzir o peso e o custo de produção, ainda que sem grande sucesso. No entanto, para um setor nicho como o do automobilismo, permitiu-se a substituição dos chassis em perfil tubular de alumínio e monobloco revestido por painéis de alumínio, por materiais compósitos. Entretanto, a McLaren revolucionou o automobilismo ao introduzir os compósitos em fibra de carbono no chassis do modelo McLaren MP4-1, que permitiu aumentar a resistência à torção do mesmo em cerca de 66%, assim como reduzir significativamente o peso.

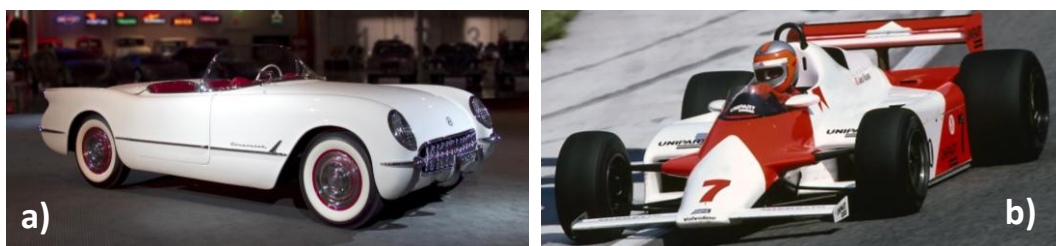


Figura 2 – a) Chevrolet Corvette de 1953 (General Motors (2023)); b) McLaren MP4-1 (McLaren (2023))

Nos anos 90, a Ford demonstrou que os materiais compósitos fariam parte das soluções futuras para a produção em massa de estruturas, ao utilizar painéis em fibra de vidro produzidos por

laminação manual, que permitiram reduzir cerca de 60% dos custos, face aos mesmos painéis produzidos por chapa embutida. Ainda nos anos 90, a McLaren já apresentava carros de Fórmula 1 com 75% do seu peso em materiais compósitos (de Moura et al. 2010).

Atualmente, no século XXI, com a constante evolução dos materiais compósitos, o custo destes tem vindo a ser reduzido, o que contribui para a sua maior utilização na generalidade das indústrias. Os compósitos encontram-se presentes na indústria aeroespacial, na indústria automóvel, na indústria das infraestruturas, na indústria dos desportos, na indústria dos transportes, na indústria marinha, na indústria do setor energético, entre outros.

2.1.2. Caracterização dos materiais compósitos avançados

Os materiais compósitos avançados são caracterizados pela sua resistência mecânica e rigidez elevadas, muitas vezes combinados com processos de fabrico automatizados, assim como pela sua leveza e custo elevado (Vasiliev e Morozov 2013).

Os materiais compósitos avançados consistem em reforços de alto desempenho combinados com matrizes, também de alto desempenho. Geralmente, esta combinação de materiais permite obter uma redução de peso de cerca de 20% a 30%, face a uma mesma estrutura produzida integralmente por um metal para a mesma aplicação (Cho et al. 2011). Ainda que estas estruturas permitam obter uma elevada resistência mecânica, é de salientar que as propriedades não são isotrópicas, pelo que variam em função da direção dos esforços. Dessa forma, é necessária uma abordagem cuidada para o dimensionamento das estruturas e para a definição da orientação das fibras.

Para que as matrizes sejam consideradas de alto desempenho, estas devem possuir, pelo menos, 3 GPa de módulo de elasticidade longitudinal, o que contribui para uma melhor resistência mecânica, resistência ao corte e rigidez do material compósito. Outra característica importante da matriz é a absorção de energia e redução de concentrações de tensões através de elevada resistência à fratura e ductilidade, o que permite aumentar a durabilidade dos componentes (Pilato e Michno 1994).

2.1.3. Materiais

Os materiais compósitos são, geralmente, anisotrópicos, pelo que não possuem propriedades mecânicas iguais em todas as direções. Isto acontece uma vez que as fibras de reforço são unidirecionais, o que lhes permite conferir melhores propriedades na sua direção axial do que transversal. Assim, aquando do processo de fabrico, é necessário garantir o cálculo das propriedades mecânicas finais do empilhamento, confirmando assim se o mesmo está apto para as condições de serviço.

2.1.3.1. Matrizes

Existem vários tipos de matrizes para os materiais compósitos, nomeadamente metálicas, cerâmicas e poliméricas, cuja função é permitir a distribuição dos esforços entre os

reforços/fibras que aglomeram, diminuir a concentração de tensões no material, assim como permitir a sua proteção da abrasão, de danos diversos e da corrosão (Akovali e Kaynak 2001).

Nas matrizes metálicas, o metal constitui a fase contínua, na qual as fibras são embebidas, o que confere melhor resistência a esforços e momentos transversos, melhor resistência à fadiga e ao impacto, entre outras características (Buragohain 2018).

As matrizes cerâmicas são uma classe de materiais estruturais onde as fibras (contínuas ou descontínuas) são aglomeradas através da sinterização de materiais como carboneto de silício ou óxido de zircônio. Algumas características mais relevantes destes materiais compósitos são a melhoria da resistência à fratura, uma condicionante dos materiais cerâmicos, melhorando também a resistência a elevadas temperaturas (Buragohain 2018).

As matrizes poliméricas podem ser divididas em dois grupos, as termoplásticas e as termoendurecíveis. Em ambos os casos estas matrizes devem cumprir as seguintes características: humedecer e unir as fibras, terem fluidez suficiente para preencher pequenos vazios, terem um coeficiente de contração baixo, serem facilmente processáveis e terem alguma resistência a químicos (de Moura et al. 2010).

As **matrizes termoplásticas** distinguem-se por amolecer com o aumento da temperatura, sendo por isso reprocessáveis sem que exista uma degradação significativa das suas propriedades. Desta forma, os materiais pré-impregnados termoplásticos também têm uma vida útil bastante superior, mesmo à temperatura ambiente (Shin et al. 2019). As matrizes termoplásticas também são, geralmente, mais fáceis de processar, resultando num custo de produção inferior. Alguns exemplos de matrizes termoplásticas são o polipropileno (PP) e o policarbonato (PC) para aplicações não estruturais; e as poliamidas (PA), o poli-éter-éter-cetona (PEEK) e o polisulfureto de fenileno (PPS) para aplicações de maior exigência.

As **matrizes termoendurecíveis**, contrariamente às termoplásticas, necessitam de ser submetidas a um processo de cura para que possam endurecer e atingir todas as suas propriedades mecânicas tabeladas. Neste processo de cura, o polímero sofre uma reação química irreversível que altera a sua estrutura molecular, o que impossibilita o seu posterior derretimento para reprocessamento da matriz (Li-wen 2001). Dessa forma, os polímeros termoendurecíveis permitem a exposição do componente a temperaturas de serviço mais elevadas comparativamente aos polímeros termoplásticos. Alguns exemplos de matrizes termoendurecíveis são os poliésteres insaturados, o viniléster e as resinas fenólicas para aplicações não estruturais; e as resinas epóxicas, as poliimididas e as bismaleimididas para aplicações estruturais.

2.1.3.2. Reforços

As fibras mais comumente utilizadas são as fibras de vidro, as fibras de carbono, as fibras de aramida e as fibras de boro. No entanto, existe uma grande diversidade de fibras, ainda que não tanto utilizadas.

As **fibras de vidro** são possíveis de encontrar em vários formatos distintos, tais como *rovings*, mantas e tecidos, pelo que a sua aplicação é bastante versátil. Estas fibras constituem cerca de 90% dos laminados de matriz polimérica.

Existem alguns tipos diferentes de fibras de vidro, tais como os tipos E, S e R. As fibras do tipo E foram desenvolvidas em primeiro lugar e consistem em fibras com baixa quantidade de compostos alcalinos, com boas propriedades elétricas, mecânicas e químicas. No entanto, as fibras do tipo S e R já são consideradas de alta resistência, uma vez que são produzidas a partir de vidros com melhores propriedades mecânicas, pelo que são muito aplicadas na indústria aeronáutica (Prashanth et al. 2017).

Na Tabela 1 é possível visualizar a diferença de propriedades mecânicas entre os tipos de fibra de vidro.

Tabela 1 – Propriedades mecânicas dos tipos de fibra de vidro E, S e R (Prashanth et al. 2017)

	Densidade [g/cm ³]	Módulo de Young [GPa]	Tensão de rotura [GPa]	Deformação na rotura [%]	Coefficiente exp. térmica [10 ⁻⁷ /C]
Vidro E	2,58	72,3	3,445	4,8	54
Vidro S	2,46	86,9	4,890	5,7	16
Vidro R	2,54	85,5	4,135	4,8	33

As **fibras de carbono** possuem o maior módulo de elasticidade e resistência mecânica de todas as fibras de reforço. São também capazes de manter as propriedades mecânicas mesmo quando sujeitas a elevadas temperaturas (o coeficiente de dilatação é muito reduzido) e não são afetadas pela humidade, pelo que são ideais para aplicações na indústria aeroespacial. Dessa forma, as fibras de carbono são extremamente versáteis, podendo ter propriedades similares (e até melhores) a muitos metais utilizados na indústria. As fibras de carbono estão divididas por grupos, em função do seu módulo de elasticidade, nomeadamente *Ultra High Elastic Modulus* (UHM), *High Elastic Modulus* (HM), *Intermediate Elastic Modulus* (IM), *Standard Elastic Modulus* (SM) e *Low Elastic Modulus* (LM) (Prashanth et al. 2017).

As **fibras de aramida**, também conhecidas como *kevlar*, são utilizadas para muitos componentes de elevado desempenho para os quais a reduzida massa, resistência ao impacto e resistência à fadiga são fatores críticos. No entanto, as fibras de aramida apresentam uma resistência à compressão reduzida (Prashanth et al. 2017).

Os reforços podem ser encontrados no mercado em vários formatos distintos, tais como em *rovings*, em mantas, em tecidos 2D e 3D, em malhas, em entrançados e em pré-formas, como é possível observar na Figura 3.

- Os **rovings** consistem num cordão de filamentos contínuos enrolados em torno de bobines, podendo ser reprocessados para a produção de mantas, entrançados, malhas ou compósitos híbridos (Czub e Barburski 2017);

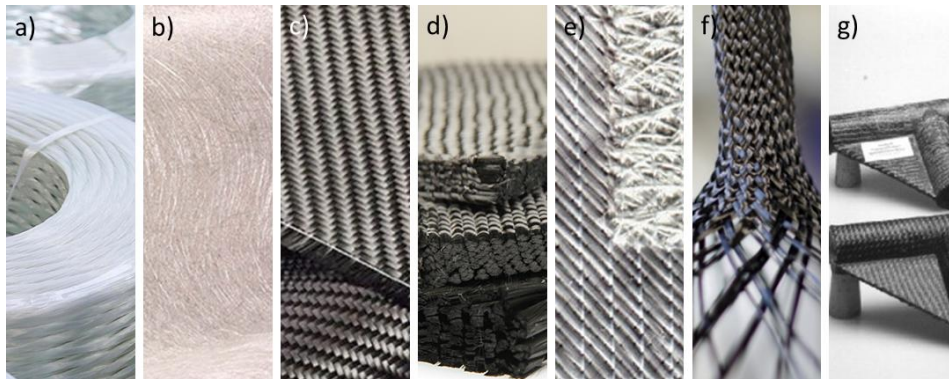


Figura 3 – a) rovings, b) mantas, c) tecidos 2D, d) tecidos 3D, e) malhas, f) braids e g) pré-formas

- As **mantas** consistem em fibras aleatoriamente distribuídas e agregadas através de um agente especial (que deve ser solúvel na impregnação de resina), pelo que pode existir a distinção entre as *Chopped Strand Mat (CSM)*, as *Continuous Random Mat (CRM)* e as mantas de superfície (de Moura et al. 2010);
- Os **tecidos 2D** podem surgir como tecidos entrelaçados, *woven*, que resultam do entrelaçamento de fibras segundo direções perpendiculares, formando padrões diversos, como os *plane weave* (as fibras orientadas a 0° passam, alternadamente, por cima e por baixo de cada fibra orientada a 90°), os *twill weave* (uma ou mais fibras orientadas a 0° passam, alternadamente, por cima e por baixo de, pelo menos, duas fibras a 90°) e os *satin weave* (muito similares aos *twill*, mas com menos interseções entre as fibras orientadas a 0° e a 90°) (Ivanov e Lomov 2020);
- Os **tecidos 3D** são obtidos através de processos especiais de tecelagem, que permitem unir múltiplas camadas de fibras 2D através de fibras na direção normal ao plano formado. Dessa forma, a sua resistência entre camadas é superior à dos tecidos 2D (Ivanov e Lomov 2020);
- Similarmente aos tecidos 3D, as **malhas** consistem na união de diversas camadas de fibras, desta vez cozidas entre elas, o que distribui as tensões pela espessura do laminado, e melhora as propriedades à tração e à flexão. Quando se conjugam diferentes orientações entre camadas podem obter-se tecidos quase isotrópicos (de Moura et al. 2010);
- Os **entrançados (braids)** são uma variação das mantas, ainda que com um preço menos apetecível devido ao processamento mais complicado, que consistem em entrelaçar as fibras num padrão específico. Assim, a sua resistência específica é superior às mantas e apresentam uma boa conformabilidade aos moldes (Ayranci e Carey 2008);
- As **pré-formas** consistem no empilhamento de diversas camadas de tecidos ou mantas, e resultam em formas 2D ou 3D unidas através de um ligante sobre uma armação perfurada. As pré-formas são mais utilizadas nos processos de moldação a vácuo ou injeção de resina. Para tal, são colocadas na cavidade de moldação e posteriormente é injetada a resina (de Moura et al. 2010).

2.1.4. Processos de fabrico

Existem vários processos de fabrico de materiais compósitos, que variam em função do tipo de aplicação exigida para a situação de trabalho. Alguns exemplos são a complexidade de geometria, as propriedades mecânicas necessárias, a cadência de produção exigida ou os custos disponíveis para a produção.

Na Tabela 2 seguinte é possível observar um breve resumo dos principais processos de fabrico já bem estabelecidos na indústria, assim como as principais vantagens e desvantagens.

Tabela 2 – Processos de fabrico de materiais compósitos (adaptado de Lotfi et al. (2021))

	Características	Vantagens	Desvantagens
Moldação manual	Empilhamento contínuo de camadas de reforço (tecidos, mantas), em molde aberto. Adequa-se a pequenas séries (<1000 peças/ano).	Baixo custo inicial; Simplicidade do processo; Possibilidade de se obterem geometrias complexas.	Baixa cadência de produção; Qualidade final dependente do operário; Libertação de voláteis.
Moldação por projeção	Aplicação de fibra (<i>roving</i>) e resina através de uma pistola de projeção. Similar à moldação manual; Adequa-se a pequenas séries (<1000 peças/ano).	Possibilidade de automatização; Possibilidade de se obterem geometrias complexas.	Propriedades mecânicas inferiores à moldação manual (<% reforço); Baixa cadência de produção; Libertação de voláteis.
Moldação por vácuo	Injeção de resina a baixa pressão num molde coberto por um filme polimérico estanque, capaz de suportar vácuo. Adequa-se a pequenas/médias séries (500 - 5000 peças/ano).	Obtenção de duas superfícies de acabamento fino; Redução de bolhas de ar; Redução da emissão de voláteis.	Menor cadência de produção comparativamente a outros processos; Ciclo de produção longo.
Moldação por compressão	Compressão de reforços de fibra a frio ou a quente, através da utilização de moldes fechados, normalmente metálicos, com posterior deposição de resina.	Ciclo de produção rápido (a quente); Boas propriedades mecânicas devido ao elevado teor de reforço.	Baixa precisão dimensional (contração); Baixo acabamento superficial; Não aconselhável ângulos vivos.
Moldação em autoclave	Consolidação de uma pré-forma através da aplicação de temperatura, pressão e vácuo simultaneamente, por estágios.	Peças com grandes dimensões; Geometrias complexas; Ótimas propriedades.	Custos elevados; Baixa cadência devido à moldação manual inicial.
Enrolamento filamental	Fibras contínuas (<i>roving</i>) previamente impregnadas são depositadas em torno de um mandril.	Simplicidade; Automatização; Boas propriedades mecânicas; Orientação dos reforços segundo os esforços.	Limitação da geometria; Requer operários qualificados.
Pultrusão	Processo contínuo que permite obter perfis de secção constante através da tração de reforços impregnados por uma fieira pré-aquecida.	Produção contínua e automatizada; Boas propriedades na direção longitudinal; Elevado teor de fibras.	Apenas aplicável a secções constantes; Pouco rigor dimensional; Fracas propriedades na direção transversal.

2.1.5. Estruturas *Sandwich*

Como proposto por Hoff (1944), as estruturas *sandwich* são compostas por dois constituintes, nomeadamente, as peles que se encontram no exterior da estrutura e que contêm as melhores propriedades mecânicas, e o núcleo de densidade reduzida que se encontra no interior e apenas serve para aumentar o momento de inércia das peles exteriores (Castanie et al. 2020). Tal é possível de observar na Figura 4.

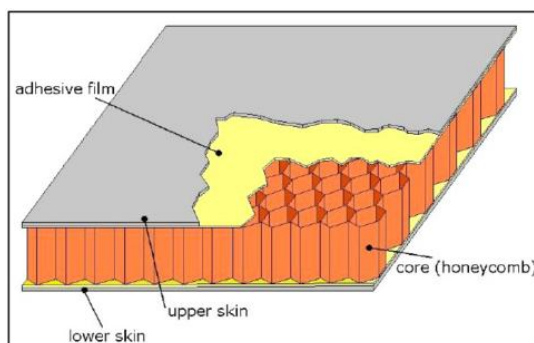


Figura 4 - Diagrama da composição de um painel em estrutura sandwich (Castanie et al. 2020)

Geralmente, para promover a adesão entre as fibras laminadas e o núcleo, aplica-se uma folha de adesivo, que reforça a ligação entre o núcleo e as peles, já que por vezes se observa este tipo de falha em estruturas em materiais compósitos com painéis em estrutura *sandwich*.

2.1.6. Aplicações gerais

A utilização dos materiais compósitos é cada vez mais transversal às várias indústrias, tais como a indústria automóvel, aeroespacial, aeronáutica, médica, civil, militar, náutica, entre outras.

- Na indústria automóvel tanto existem aplicações não estruturais de painéis em fibra de vidro, assim como existem carros cujos chassis são inteiramente fabricados a partir de fibra de carbono, exemplo do carro português “Adamastor” ou qualquer Fórmula 1;
- Na indústria aeroespacial utilizam-se muito as fibras de carbono, em especial os pré-impregnados, para produzir as estruturas dos lançadores de satélites;
- Na indústria aeronáutica utilizam-se laminados em fibra de carbono para produzir as fuselagens dos aviões comerciais, como o Boeing 787, e estruturas *sandwich* para secções que necessitem de uma rigidez superior;
- Na indústria médica utilizam-se materiais compósitos para a produção de próteses, em substituição de metais como o aço, alumínio e titânio, ainda predominantes nesta área;
- Na indústria militar são utilizadas as fibras de aramida para a produção de coletes à prova de bala, assim como para revestimentos de proteção de estruturas, tais como portas anti bala;
- Na indústria náutica utilizam-se laminados em fibra de vidro e/ou carbono para a produção de cascos de lanchas ultrarrápidas, e de iates de dimensões moderadas.

2.1.7. Perspetivas de desenvolvimento e utilização

Os materiais compósitos, ao contrário dos metais mais comuns a que a indústria está habituada, ainda têm uma curva de desenvolvimento a ser percorrida para a otimização da sua produção e para a obtenção de melhores propriedades mecânicas.

Uma vertente de materiais que está a ser alvo de extensas pesquisas são os “materiais inteligentes”, materiais capazes de alterar as suas propriedades intrínsecas em função de estímulos externos, seja uma tensão, uma deformação, uma variação na temperatura, entre outros (Ma et al. 2023).

Com o aumento da preocupação pela sustentabilidade do planeta, as fibras biológicas têm vindo a ser alvo de pesquisas, de forma a substituir as fibras sintéticas que consomem uma elevada quantidade de energia aquando da sua produção. O grande problema atual das fibras biológicas reside na incapacidade de estes tipos de bio reforços não conseguirem atingir propriedades similares aos já bem estabelecidos no mercado (Andrew e Dhakal 2022). Uma forma de contornar este problema seria a introdução de nanotubos nestes compósitos, para que as suas propriedades mecânicas e térmicas se assemelhem aos requisitos para as condições de trabalho (Heng et al. 2023). Estes materiais denominam-se de materiais híbridos, uma vez que conjugam dois ou mais reforços diferentes, retirando proveito da conjugação das propriedades de ambos os materiais (Zachariah et al. 2021). Atualmente já existe uma grande quantidade de materiais híbridos a serem implementados nas indústrias, incluindo a aeroespacial.

Um novo processo de fabrico em ascensão no mercado é o fabrico aditivo que, com o seu desenvolvimento mais acentuado nos últimos anos, permite produzir peças reforçadas com fibras com alguma facilidade e rapidez. As fibras são depositadas num plano XY, no interior da peça de impressão, pelo que é crítico conhecer de antemão a direção dos esforços a que os componentes se encontram sujeitos (Wong et al. 2023). Não obstante, existem limitações na complexidade das geometrias a fabricar, de forma semelhante a processos de maquinaria convencionais.

Para auxiliar a componente do desenvolvimento de produto, surge a possibilidade da otimização de geometrias através da inteligência artificial (IA), tomando partido da velocidade de processamento característica desta técnica e da capacidade de analisar novas geometrias, de forma a não serem necessárias inúmeras tentativas de simulação pelo método de elementos finitos, ou cálculos complexos para o dimensionamento das estruturas (Chen e Gu 2019).

2.2. Indústria aeroespacial

A indústria aeroespacial é composta por dois ramos ligados intrinsecamente, a indústria aeronáutica, responsável pelas aeronaves que se mantêm na atmosfera terrestre, e a indústria espacial, responsável pelas aeronaves que operam fora da mesma. No entanto, estas duas indústrias são muitas vezes apresentadas como apenas uma, a aeroespacial, uma vez que a tecnologia e os conhecimentos de base são muito similares (Silva et al. 2005).

A componente tecnológica avançada da indústria aeroespacial é um indicativo que, para se verificarem pequenas melhorias, são exigidos elevados esforços que, por sua vez, têm custos elevados associados que se vão traduzir no custo final do produto. Dada a sua complexidade, normalmente associada a tolerâncias apertadas, elevada eficiência energética, reduzida massa e a boa fiabilidade, a indústria aeroespacial apresenta muitos entraves à inovação em termos de processos de fabrico ou materiais a utilizar (James (2007), OECD (2011) e Clearwater (2011)).

A indústria aeroespacial está associada ao progresso tecnológico, fazendo parte da vida quotidiana através dos transportes aéreos, das previsões meteorológicas, das comunicações internacionais, do setor da defesa nacional, entre outros aspetos. Desta forma, geralmente, as organizações do setor aeroespacial procuram o investimento do governo para operar no mercado global, e assim favorecer a população (Regeringskansliet 2005).

2.2.1. Indústria aeroespacial no mundo e em Portugal

Durante muitas décadas, os Estados Unidos da América (EUA) dominaram internacionalmente a indústria aerospacial. No entanto, atualmente, existe uma disputa competitiva entre as nacionalidades das organizações da indústria por uma fatia do mercado. Ainda que três das quatro empresas que estão no topo das organizações na indústria aeroespacial (Figura 5) sejam norte americanas (Raytheon Technologies, Boeing e Lockheed Martin), já começam a existir organizações europeias a contestar o mercado, como é exemplo da Airbus, com valores de lucro similares às restantes três (Morrison 2023).

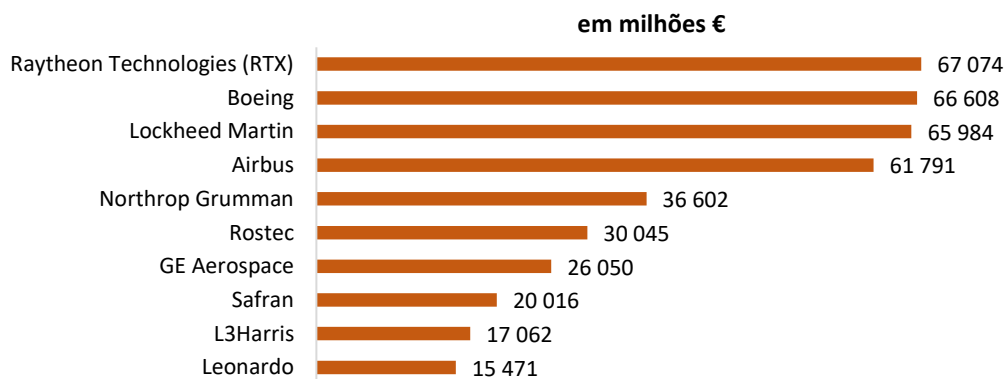


Figura 5 - Ranking das organizações na indústria aeroespacial, em função do lucro apresentado em 2022 (adaptado de Morrison (2023))

Os países mais avançados nesta indústria - Estados Unidos da América, Rússia, China, Reino Unido, Japão, França, Índia, Alemanha (Morrison 2023) - são os que apresentam os maiores gastos com pesquisas e desenvolvimento (*R&D*), contribuindo para a evolução do setor aeroespacial. Segundo a *AeroSpace and Defence Industries Association of Europe (ASD)*, organização que serve de lobby e de conselheiro legal à indústria aeroespacial europeia, no ano de 2021, a Europa investiu cerca de 18,5 mil milhões de euros apenas em *R&D*, uma pequena redução face a 2019, contando com mais 3,5 milhões de empregos, diretos ou indiretos, em todo o continente europeu (ASD 2023).

Atualmente, a Agência Espacial Portuguesa (AEP) está a pressionar o desenvolvimento da indústria aeroespacial nacional, de acordo com o definido pela estratégia nacional *Portugal Espaço 2030 – Uma estratégia de investigação, inovação e crescimento para Portugal*, que visa estabelecer novas oportunidades para expandir o alcance da humanidade. A estratégia nacional aposta no Espaço, afirmando que várias indústrias nacionais, como a agricultura, as infraestruturas, os transportes, o turismo, a defesa e segurança, e o Sistema Nacional de Saúde (SNS), vão colher benefícios do desenvolvimento da indústria aeroespacial, seja pela aquisição de dados ou pela criação de tecnologia inovadora (AED 2023).

Os objetivos atuais da AEP para Portugal são (Espaço2030 2023):

- Promover o crescimento económico e a criação de empregos qualificados em Portugal;
- Alimentar as indústrias não relacionadas diretamente com o Espaço através da captação de dados e sinais de satélites, criados através de novas tecnologias e infraestruturas;
- Promover a colaboração com agências internacionais, assim como a diplomacia internacional;
- Transformar Portugal num ator mais influente na indústria aeroespacial, com intuito de partilhar o conhecimento com países que não tiveram a oportunidade de desenvolver este tipo de programas.

Para atingir estes objetivos, em 2019, foi estabelecida a intenção de atrair, até 2030, 2.500 milhões de euros para atividades da indústria aeroespacial, provenientes de fontes nacionais e europeias, públicas e privadas. Algumas das empresas associadas a este desenvolvimento são o CEiiA, o AEROG, o AIR Centre, o C2TN, a Universidade da Madeira, entre outras (ptspace 2023).

Portugal promove também o intercâmbio de estudantes com a Agência Espacial Americana (NASA) e universidades norte-americanas, para a realização de estágios na área aeroespacial (CIREP 2017).

2.2.2. Materiais na indústria aeroespacial

Os materiais na indústria aeroespacial mais recorrentes são as ligas metálicas de alto desempenho, como o alumínio, para as fuselagens, longarinas e estabilizadores das aeronaves; o magnésio, para a caixa de transmissões da indústria do helicópteros; o titânio, para as pás dos compressores; o aço, para as engrenagens, rolamentos e parafusaria; e o níquel, para a câmara de combustão e para a turbina; assim como materiais compósitos, utilizados para os travões, escapes, peles da fuselagem, *flaps* e secções do trem de aterragem (Soni et al. 2023).

A utilização de materiais compósitos na indústria aeroespacial tem tendência para continuar a aumentar nos próximos anos, como é possível observar na Tabela 3, uma vez que estes materiais trazem diversas vantagens comparativamente aos metais, tais como a reduzida densidade, a elevada resistência específica, a resistência à corrosão, a resistência à fadiga e à fratura (Karwasara et al. 2022).

Tabela 3 - Comparação dos materiais utilizados em estruturas de aeronaves (adaptado de Karwasara et al. (2022))

	Data de lançamento	Quantidade Compósitos - FRP [%]	Quantidade Alumínio [%]	Quantidade Titânio [%]	Quantidade Aço [%]	Outros [%]
Boeing 777	2000	11	70	7	11	1
Boeing 787 Dreamliner	2007	50	20	15	10	5
Airbus A350 XWB	2013	52	20	14	7	7

Os materiais compósitos têm também a vantagem de se encontrarem em pleno desenvolvimento, pelo que é possível contar com um elevado número de estudos que vão contribuir para o aparecimento de novos materiais e processos de fabrico, com melhores propriedades mecânicas (Parveez et al. 2022). Alguns destes estudos estão relacionados com o desenvolvimento de materiais inteligentes, capazes de alterar as suas propriedades intrínsecas em resposta a estímulos externos; a introdução de nanotubos de carbono e de grafeno para melhorar as propriedades mecânicas dos materiais compósitos; o desenvolvimento de compósitos autorregeneráveis, capazes de reparar microfissuras que poderiam levar a falhas catastróficas; e a introdução de biomateriais sustentáveis, de forma a reduzir a pegada ambiental e contribuir para a sustentabilidade do planeta (Luthada 2023).

2.2.3. Processos de fabrico na indústria aeroespacial

Os processos de fabrico para materiais metálicos na indústria aeroespacial são, geralmente, a maquinação CNC, seja a fresagem a 3 ou 5 eixos ou o torneamento, e o fabrico aditivo (que, geralmente, necessita de retificação após a impressão) (Saha 2016). Contrariamente à grande maioria das indústrias, a aeroespacial requiere dimensões, tolerâncias e desempenhos elevados de todos os seus componentes, para reduzir todas as possibilidades de ocorrências de falhas:

- Na **maquinação CNC**, o material é removido a partir de um bloco maciço através do arranque da apara, de acordo com o programa preparado para cada peça. Com a maquinação é possível obter tolerâncias tão apertadas quanto 0,002 mm. Posteriormente, as peças são ainda alvo de testes de inspeção que garantam a sua total integridade;
- O **fabrico aditivo** é uma tecnologia emergente nas indústrias, que permite o fabrico de componentes através da adição de material por camadas. Para a impressão de peças metálicas, o processo principal denomina-se *Selective Laser Melting* (SLM), que consiste na sinterização de pó metálico (ligas de alumínio, titânico e inconel). Uma das vantagens do fabrico aditivo é a obtenção de geometrias mais orgânicas que permitem reduzir o peso da estrutura (Rahulan et al. 2022).

Para os materiais compósitos, os processos de fabrico mais comuns na indústria aeroespacial são a laminação manual de fibras pré-impregnadas, pultrusão, moldação de resina no estado líquido e a laminação automatizada (ATL).

- O primeiro passo da **laminação manual** é a preparação do molde, que consiste em aplicar um agente desmoldante para que as fibras pré-impregnadas não fiquem coladas à superfície exterior do molde, que iria dificultar a sua remoção. Em simultâneo, as camadas de fibras são cortadas à medida, manualmente ou através de mesas de corte. De seguida, as fibras pré-impregnadas são laminadas, camada a camada, considerando a orientação do empilhamento, e através da realização de pré-compactações com saco de vácuo regularmente. Para finalizar, o molde é colocado a curar em autoclave para realizar o ciclo de cura (Saha 2016). Na laminação manual também estão consideradas as estruturas *sandwich*, que diferem do processo normal apenas pela introdução do núcleo entre as peles. Todo o processo da laminação manual está presente na Figura 6;

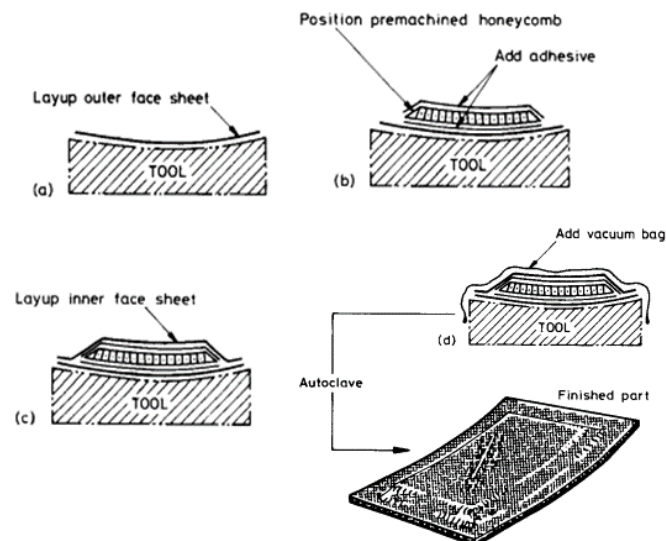


Figura 6 -Processo de laminação em autoclave: a) laminação manual da pele inferior; b) posicionamento do núcleo; c) laminação manual da pele superior; d) compressão a vácuo e cura em autoclave (adaptado de Eckold (1994))

- A **pultrusão** permite a produção de perfis de secção constante, nomeadamente de barras e vigas. O processo consiste na saturação de fibras em resina, que atravessam uma matriz aquecida que dá forma ao perfil e permite realizar a sua cura;
- Na **moldação de resina líquida**, as fibras são empilhadas num molde fechado, tipicamente através da utilização de pré-formas, por onde a resina será injetada. Após a injeção, a resina começa a curar sem a necessidade de aumentar a temperatura;
- A **laminação automatizada** consiste na deposição de camadas de reforço com o auxílio de um braço robótico, que garante a consistência da posição e orientação das fibras na laminação. A automatização também permite reduzir o tempo de produção e melhorar a eficiência do material utilizado (menos desperdício), o que reduz os custos de produção (Dell'Anno et al. 2012).

2.2.4. Produtos e aplicações

Nos primórdios da utilização dos materiais compósitos, estes já eram considerados de materiais de alto desempenho, pelo que estruturas de elevada complexidade, como é o caso do *SR 71 "Blackbird"* que atinge a velocidade Mach 3 (3540 km/h), já possuíam grandes secções de estruturas *sandwich* em fibra de vidro. De notar que estes componentes não eram estruturais (Castanie et al. 2020).

Dadas as inúmeras vantagens dos materiais compósitos comparativamente aos materiais metálicos, estes têm vindo a ser cada vez mais aplicados na indústria aeroespacial e aeronáutica. Isto aplica-se a todas as aeronaves da atualidade, seja para componentes não estruturais (chão interior, componentes na cabine do piloto, entre outros), como para componentes estruturais, sejam eles primários (fuselagem, asas, entre outros) ou secundários – pequenos mecanismos que atuam na aeronave (*flaps, spoilers, ailerons*). Os materiais compósitos já integram cerca de 20% do peso estrutural de uma aeronave militar (Quilter 2001), como é possível de verificar na Figura 7, e, geralmente, cerca de 50% nas aeronaves comerciais, caso do *Boeing 787 Dreamliner* (Karwasara et al. 2022).

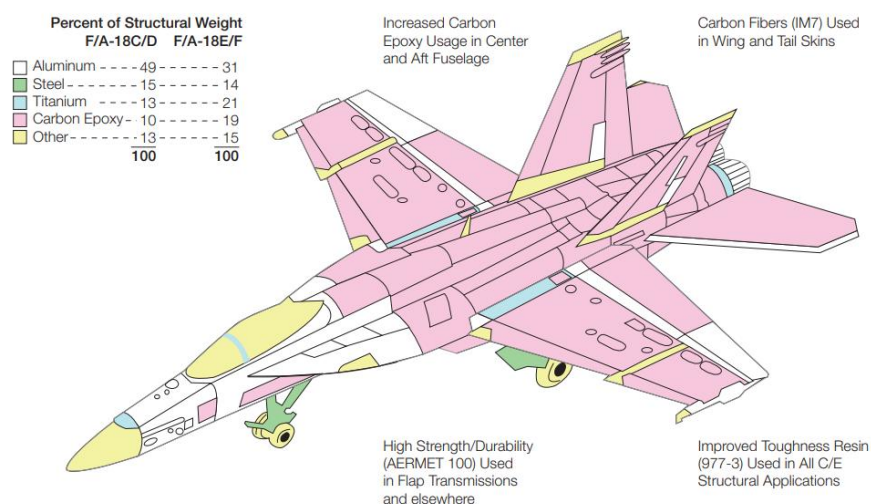


Figura 7 - Comparação de materiais numa aeronave militar - caça F/A-18E/F (Quilter 2001)

2.2.5. Tipos de defeitos em materiais compósitos

Independentemente do tipo de processo de fabrico utilizado para a obtenção de materiais compósitos, existe sempre o risco da ocorrência de defeitos aquando da produção do componente. Estes defeitos podem ter origem no desempenho dos operários, no dimensionamento por parte dos engenheiros, nas propriedades do material, no equipamento utilizado, entre outros fatores (Fu e Yao 2022). Na Figura 8 é possível observar os principais defeitos em estruturas de material compósito.

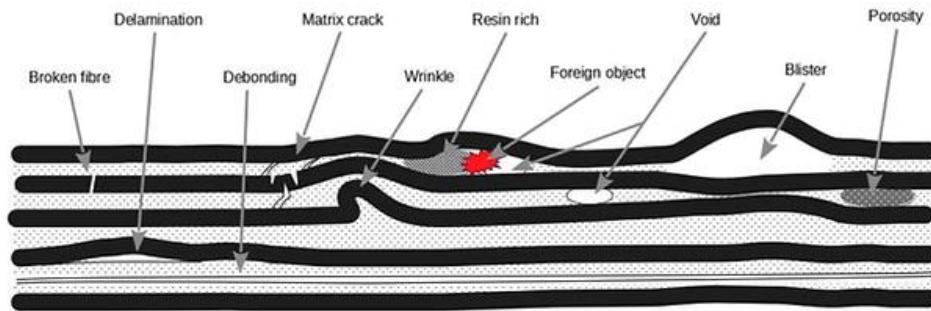


Figura 8 - Defeitos mais comuns em estruturas compósitas (adaptado de Bowkett e Thanapalan (2017))

Os defeitos mais comuns consistem em (Rawlings 2009):

- Porosidades, pequenos vazios com origem na volatilização de componentes da matriz durante o processo da cura, especialmente quando a temperatura é exagerada. As porosidades podem ser superficiais ou interlaminares (mais críticas);
- Inclusão de objetos terceiros;
- Defeitos na união de duas peças distintas devido à contaminação da superfície de contacto;
- Desalinhamento dos reforços e/ou telas, o que corresponde a um desvio na orientação das fibras, que se traduz numa redução das propriedades mecânicas (na direção pretendida);
- Cura incompleta da matriz devido a um ciclo de cura defeituoso;
- Ondulação das fibras, o que não permite a boa distribuição das tensões ao longo do plano;
- Delaminações, que consistem na adesão defeituosa entre duas camadas de reforço distintas, seja pela contaminação da superfície de contacto ou por algum defeito no material;
- Fissuras, locais onde as fibras contínuas e a matriz quebraram;
- Aglomerações/depósitos de resina, devido à má compressão dos reforços;
- Descolagem do núcleo, similar às delaminações, mas quando ocorrem entre as peles e o núcleo, para estruturas *sandwich*;
- Esmagamento do núcleo, para estruturas *sandwich*.

2.2.6. Ensaios de deteção de defeitos

De forma a garantir que as peças em materiais compósitos estão conformes, são realizados ensaios não-destrutivos (NDT). Estes ensaios permitem analisar a integridade de uma estrutura sem comprometer os componentes ensaiados, sem alterar as suas propriedades mecânicas originais (Gholizadeh 2016).

Existem inúmeras técnicas de NDT, sendo que as mais utilizadas nos materiais compósitos, geralmente, são a inspeção visual, a inspeção por *tap test*, a inspeção por ultrassons, a inspeção por termografia, a inspeção por radiografia, a inspeção por emissão acústica e a inspeção por eletromagnetismo (Gholizadeh 2016):

- A **inspeção visual** é o ensaio mais simples e consiste em analisar visualmente os componentes, à procura de algum tipo de dano na superfície (Gholizadeh 2016);
- Os **tap tests** consistem em embater um pequeno martelo, próprio para o ensaio, ao longo da superfície dos componentes a analisar com o objetivo de procurar zonas onde o som do embate indique secções sem material, o que indica zonas com delaminações ou grandes porosidades/bolhas (Gholizadeh 2016);
- A **inspeção por ultrassons** consiste em emitir ondas no componente a ser ensaiado que, ao percorrerem zonas de descontinuidade, seja pela mudança de material ou pela presença de defeitos, são refletidas de volta para o transdutor, pelo que é possível indicar as localizações dos defeitos na estrutura, não superficiais (Lu 2010);
- A **inspeção por termografia** consiste em analisar a condução térmica de um material, que altera caso existam danos na estrutura. Este tipo de ensaio permite analisar uma estrutura de elevadas dimensões, com a desvantagem de nem sempre ser possível indicar com clareza qual o tipo de defeito, caso este esteja afastado da superfície (Mulaveesala e Suneet 2005);
- A **inspeção por radiografia** é um dos métodos mais comuns e consiste em analisar a densidade dos materiais através de raios X. Os raios X incidem sobre a estrutura e, caso existam variações na densidade, por exemplo decorrentes de delaminações, bolhas de ar ou inclusões, os raios são absorvidos de forma diferente, o que possibilita a visualização dos defeitos (Garney 2006);
- A **inspeção por emissão acústica** consiste na geração de micro-vibrações mecânicas que, ao serem transmitidas por defeitos no material compósito, emitem ondas diferentes do restante material, o que possibilita a sua deteção através de sensores piezoelétricos dispostos ao longo da estrutura (Arumugam et al. 2011);
- A **inspeção por eletromagnetismo** consiste em induzir uma corrente elétrica ao longo da estrutura que, ao percorrer zonas de descontinuidade no material, é afetada, reduzindo a mesma, pelo que permite avaliar a existência de fraturas ou defeitos (Koyama et al. 2013).

2.2.7. Técnicas de reparação

O objetivo das técnicas de reparação dos materiais compósitos é devolver a total integridade das propriedades mecânicas de uma estrutura, de forma a que esta se assemelhe à da estrutura pré-dano. Muitas vezes, devido à complexidade da reparação, é mais viável economicamente, ou por questões de necessidade de disponibilidade do componente, a produção integral de um componente novo (Savage e Oxley 2010).

Existem vários tipos de reparação base para os materiais compósitos, pelo que os casos mais complexos apenas são derivações destes ou combinações de dois ou mais tipos (Santhanakrishnan e Seidlitz 2018). Na Tabela 4 é possível verificar os tipos de reparações mais comuns, assim como as suas vantagens e desvantagens.

Tabela 4 – Processos de reparação de materiais compósitos (adaptado de Armstrong et al. (2020))

	Características	Vantagens	Desvantagens
Aplicação de <i>speedtape</i>	A <i>speedtape</i> consiste numa chapa de alumínio fina que contém um adesivo numa das superfícies. A aplicação é simples, uma vez que apenas é necessário colar a chapa na zona danificada, o que impede a absorção de água ou o levantamento de fibras soltas.	Aplicação simples; Aplicação em qualquer sítio; Qualquer operário consegue realizar a reparação; Reparação de baixo custo.	Aplicação temporária; Sem melhorias estruturais; Elevada condutibilidade elétrica.
Aplicação de resina	Esta técnica consiste em injetar resina para selar a zona danificada, de forma a prevenir que o dano se alastre.	Aplicação simples; Reparação de baixo custo.	Aplicação temporária; Reparação cosmética.
Aplicação de <i>potting</i>	O <i>potting</i> consiste numa mistura de resina com fibras curtas de vidro e/ou carbono. Esta mistura é aplicada quando se verifica a formação de pequenos furos e/ou fissuras.	Aplicação relativamente simples; Reparação estrutural.	Reparação cuidada.
Reforços aparafusados	Estes reforços consistem em chapas ou placas de material compósito aparafusados através de dois furos a realizar na altura da reparação.	Reparação temporária para utilização a curto prazo.	Aplicação temporária; A reparação causa danos irreparáveis no componente.
Reforços colados	Os reforços são produzidos previamente à sua colagem na estrutura danificada, pelo que são curados em autoclave. No entanto, a geometria do reforço tem de ser bastante similar à da superfície a reparar, apenas com uma sobreposição de cerca de 25 mm. Estes reforços também podem conter núcleo.	Reparação estrutural; Aplicação permanente.	Necessidade de garantir o mesmo empilhamento da estrutura.
Reparação com pré-impregnados	A reparação com reforços pré-impregnados evita a necessidade de se realizarem misturas de resina, o que torna o processo mais limpo. No entanto, é necessário realizar um ciclo de cura a cerca de 180°C.	Não existe a necessidade de realizar mistura de resina; Processo “limpo”.	Possibilidade de ocorrerem descolagens do núcleo durante o ciclo de cura.

Tabela 4 – Processos de reparação de materiais compósitos (adaptado de Armstrong et al. (2020))
(continuação)

	Características	Vantagens	Desvantagens
Laminação à temperatura ambiente	Como o nome sugere, esta reparação consiste na laminação manual de telas do mesmo material da estrutura, à temperatura ambiente.	Cura realizada apenas à temperatura ambiente; Apenas necessita de vácuo; Possibilidade de laminar mais telas para compensar perda de desempenho.	Desempenho a alta temperatura é inferior à da estrutura pré-dano; Apenas aplicável a pequenos danos.
Laminação com cura a elevada temperatura	Semelhante à laminação à temperatura ambiente, mas a adição de um ciclo de cura.	Idênticas às da laminação à T_{amb} ; Aplicável a danos com dimensões consideráveis.	Necessário realizar um ciclo de cura com temperatura e pressão.
Reparação através de chanfros ou escalonados	Este é o processo de reparação mais complexo, que consiste em desbastar a zona danificada, camada a camada, seja com um chanfro ou com um escalonado, ou seja a remoção das camadas em formato de degraus. Posteriormente realiza-se a laminação, geralmente com <i>preg</i> , de forma a preencher toda a zona desbastada. Na Figura 9 é possível verificar este processo.	Propriedades similares às da estrutura pré-dano; Reparação permanente.	Processo complexo e de elevada exigência; Necessidade de realizar um ciclo de cura com temperatura e vácuo.

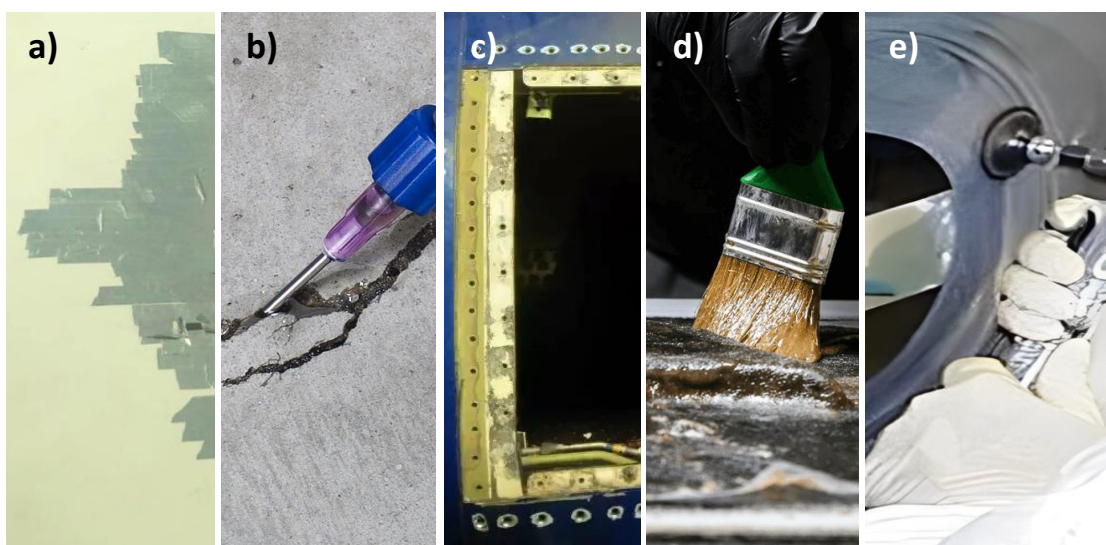


Figura 9 – Exemplos de processos de reparação de componentes em material compósito: a) reparação com *speedtape*; b) injeção de resina; c) aplicação de reforços aparafusados; d) laminação manual à temperatura ambiente; e) reparação através de escalonados

2.2.8. Estado-da-arte de reparações

A reparação de estruturas em material compósito desempenha um papel importante, tanto na sustentabilidade do planeta como na redução de custos na produção. Desta forma, têm sido conduzidas novas investigações no sentido de otimizar as reparações, assim como garantir (e melhorar) as propriedades mecânicas das estruturas pós-reparação.

Na Tabela 5 são descritos estudos realizados recentemente e considerados mais relevantes, no âmbito da reparação de materiais compósitos.

Tabela 5 – Artigos publicados relacionados com as reparações de materiais compósitos

Autor	Descrição
Das et al. (2021)	Neste artigo, os autores abordam a necessidade de detetar fissuras (e microfissuras) nos materiais compósitos, uma vez que a sua presença afeta a integridade de uma estrutura, em especial na indústria aeroespacial. Assim, através da realização de ensaios NDT e respetiva análise por AI, os autores concluíram que os seus prognósticos eram bastante fiáveis, pelo que o tempo necessário para efetuar a análise a uma estrutura foi reduzido significativamente, comparativamente à análise realizada por um operador.
Asiliskender et al. (2023)	Neste artigo, os autores investigaram uma estratégia à base de simulações do fluxo da resina, também conhecido por <i>Computational Fluid Dynamics</i> (CFD), para melhorar a fiabilidade e a eficácia das reparações por injeção de resina. O estudo revelou a importância de manter um rácio de pressão de vácuo – pressão de injeção baixo, assim como a realização de furações em locais estratégicos (com elevada permeabilidade) e distribuídas uniformemente, e não de forma intuitiva, para garantir que os danos são totalmente preenchidos por resina.
Sarmah et al. (2023)	Neste artigo, os autores desenvolveram um novo método de reparação de materiais compósitos que consiste em aquecer uma tela de fibra de carbono através de um campo elétrico em formato de plasma, gerado por uma descarga de barreira dielétrica (DPD), para posterior laminação, ao invés de submeter o componente ao processo comum de laminação, vácuo e cura. O estudo permitiu verificar que as propriedades entre reparações pelo método mais convencional e pelo método DPD são similares, enquanto este último é vantajoso quando é necessário realizar uma reparação no local de trabalho do componente.
Yan et al. (2023)	Neste artigo, os autores desenvolveram uma <i>framework</i> de <i>Machine Learning</i> , que consiste num conjunto de algoritmos capazes de prever o desempenho de reparações de materiais compósitos, mais especificamente de reparações através de laminação escalonada. O estudo permitiu concluir que a <i>framework</i> consegue replicar com bastante exatidão o empilhamento dos componentes a ser reparados, e propor uma técnica de reparação capaz de garantir a integridade estrutural dos mesmos ao longo do tempo.
Topal et al. (2023)	Neste artigo, os autores investigaram a possibilidade de se adicionarem à resina nanomateriais (TEGO e MWCNT), para as reparações de materiais compósitos, de forma a aumentar a sua durabilidade. O estudo permitiu concluir que os componentes reparados com MWCNT tiveram as suas propriedades mecânicas aumentadas, nomeadamente a rigidez e a resistência mecânicas, enquanto os reforçados com TEGO aumentaram a sua resistência contra a propagação de fissuras, já que este nanomaterial aumenta a tenacidade.

2.3. Análise de estruturas e materiais compósitos

A análise de estruturas e, mais especificamente, dos materiais compósitos, é um passo crucial de um projeto, garantindo que o seu dimensionamento está de acordo com as condições a que a estrutura estará sujeita ao longo da sua vida útil. Desta forma, existem técnicas e métodos capazes de verificar vários aspetos do dimensionamento, seja através de ensaios experimentais, técnicas analíticas ou de modelações numéricas. Uma vez que os materiais compósitos são anisotrópicos, a sua análise envolve uma complexidade superior à análise de materiais isotrópicos, como os metais. Recorrendo à tecnologia computacional atual, o Método de Elementos Finitos facilita e reduz o tempo destas verificações, o que permite assegurar a eficiência e durabilidade destas estruturas.

2.3.1. Técnicas de análise de estruturas

As técnicas de análise de estruturas realizadas de forma mais comum são os métodos experimentais baseados na deformação, os estudos analíticos e os métodos numéricos baseados no método de elementos finitos (MEF). Os métodos experimentais têm como limitação a dificuldade de recriar todas as condições à qual a estrutura vai estar sujeita, e de ensaiar estruturas de elevadas dimensões. Desta forma, são escolhidas secções mais críticas, de forma a facilitar os ensaios experimentais. Os ensaios mais comuns são os ensaios à flexão (em 3 e 4 pontos), os ensaios à tração, os ensaios ao corte, os ensaios à compressão (no caso das estruturas *sandwich*) e os ensaios à fratura (Hodgkinson 2000).

Associados às estruturas em material compósito, os métodos analíticos podem ser distribuídos por três grupos distintos, designadamente as teorias de deformação global (TDG), as teorias de deformação global-local (TDGL) e as teorias de deformação local (TDL), que diferem na forma como os deslocamentos da estrutura são analisados. As TDG admitem apenas um campo de deslocamentos para toda a estrutura, enquanto que as TDL admitem campos de deslocamentos distintos para cada camada do material compósito. As TDGL estão no meio termo entre as restantes duas teorias, pelo que admitem um campo de deslocamentos para a estrutura global, com zonas de descontinuidade, nas quais a malha será mais refinada (Hoa e Feng 1996).

Os métodos analíticos mais comuns para a análise de estruturas em materiais compósitos são a Teoria Clássica dos Laminados (TCL), as Teorias de Deformação de Corte de Primeira Ordem (TDCPO) e as Teorias de Deformação de Corte de Ordem Superior (TDCOS). A TCL é um método de aplicação simples, que se baseia nas teorias de placas para materiais isotrópicos, isto é, admite que secções planas e normais ao plano médio da estrutura assim o permanecem após a deformação (Timoshenko e Woinowsky-Krieger 1959). As TDCPO, contrariamente à TCL, admitem que as secções permanecem planas, mas não normais ao plano médio após a deformação, pelo que já são tidas em consideração as deformações de corte transversal (Yang et al. 1966). As TDCOS são o método mais complexo, visto considerarem que as secções não permanecem planas nem normais ao plano médio após a deformação, isto é, para além de considerarem as deformações de corte transversal, também consideram que as deformações de corte não são constantes, contrariamente à TDCPO (Reddy 1984).

Os métodos numéricos via Método dos Elementos Finitos são abordados posteriormente neste subcapítulo.

2.3.2. Critérios de cedência e rotura

Para a análise de estruturas é fundamental a aplicação de critérios de cedência e de rotura que permitam garantir a capacidade de a mesma suportar os esforços a que está sujeita, assim como validar o material que está a ser considerado para o projeto. Os mais comuns para as estruturas em material compósito são o critério da deformação máxima, o critério da tensão máxima, o critério de Tsai-Hill, o critério de Tsai-Wu e o Hashin-Rotem (Camanho 2002).

O critério da deformação máxima é um critério não-interativo, isto é, não tem em conta os esforços combinados das várias componentes do tensor das tensões, o que torna este critério menos conservador quando o estado de tensão se desvia da uniaxialidade. Este critério admite que a rotura ocorre quando uma das deformações atinge o respetivo valor de rotura, de acordo com as equações 1, 2 e 3 (de Moura et al. 2010).

$$-\epsilon_{uc1} < \epsilon_1 < \epsilon_{ut1} \quad (\text{Equação 1})$$

$$-\epsilon_{uc2} < \epsilon_2 < \epsilon_{ut2} \quad (\text{Equação 2})$$

$$|\gamma_{12}| < \gamma_{u12} \quad (\text{Equação 3})$$

O critério da tensão máxima admite que a rotura se dá quando uma das tensões atinge o respetivo valor de rotura, como é possível verificar nas equações 4, 5 e 6 (de Moura et al. 2010).

$$-\sigma_{uc1} < \sigma_1 < \sigma_{ut1} \quad (\text{Equação 4})$$

$$-\sigma_{uc2} < \sigma_2 < \sigma_{ut2} \quad (\text{Equação 5})$$

$$|\tau_{12}| < \tau_{u12} \quad (\text{Equação 6})$$

O critério de Tsai-Hill é um critério interativo quadrático, que foi desenvolvido a partir do critério de cedência de von Mises para metais isotrópicos, critério este de referência para a verificação do dimensionamento de estruturas metálicas. O critério de Tsai-Hill admite um Estado Plano de Tensão (EPT), que prevê a rotura dos materiais compósitos anisotrópicos de acordo com a equação 7. A limitação mais relevante deste critério é o facto de considerar que as tensões de cedência à tração e à compressão são idênticas (Azzi e Tsai 1965).

$$\frac{\sigma_1^2}{\sigma_{u1}^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_{u1}^2} + \frac{\sigma_2^2}{\sigma_{u2}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{\tau_{u12}^2} = 1 \quad (\text{Equação 7})$$

O critério de Tsai-Wu, ao contrário do critério de Tsai-Hill, tem em consideração ambas as tensões de cedência do material à tração e à compressão. Para um EPT, o critério de Tsai-Wu segue a expressão presente na Equação 8 (Tsai e Wu 1971).

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_6\tau_{12} + F_{66}\tau_{12}^2 = 1 \quad (\text{Equação 8})$$

Para além dos quatro critérios referidos no relatório, existem outros dois que merecem ser mencionados, nomeadamente o critério de Hashin-Rotem (Hashim 1980) e o critério de Puck-Schürmann (Puck e Schürmann 2004).

$$\frac{\sigma_1}{X_t} \geq 1 \quad (\text{Equação 9})$$

$$\frac{\sigma_1}{X_c} \leq -1 \quad (\text{Equação 10})$$

$$\frac{\sigma_2}{Y_t} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \geq 1 \quad (\text{Equação 11})$$

$$\frac{\sigma_2}{Y_c} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \geq 1 \quad (\text{Equação 12})$$

$$\frac{1}{\epsilon_{1c}} \left(\epsilon_1 + \frac{v_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f} \sigma_{22} \right) = 1 \quad (\text{Equação 13})$$

$$\frac{1}{\epsilon_{1c}} \left| \left(\epsilon_1 + \frac{v_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f} \sigma_{22} \right) \right| + (10\gamma_{21})^2 = 1 \quad (\text{Equação 14})$$

$$\sqrt{\left(\frac{\tau_{21}}{S_{21}} \right)^2 + \left(1 - P_{VP}^+ \frac{Y_T}{S_{21}} \right)^2 \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2} + P_{VP}^+ \frac{\sigma_{22}}{S_{21}} + \frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11D}} = 1 \quad (\text{Equação 15})$$

$$\frac{1}{S_{21}} \left(\sqrt{(\tau_{21})^2 + (P_{VP}^- \sigma_{22})^2} + P_{VP}^- \sigma_{22} \right) + \frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11D}} = 1 \quad (\text{Equação 16})$$

$$\left[\left(\frac{\tau_{21}}{2(1 + P_{VV}^-)S_{21}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2 \right] \frac{Y_C}{(-\sigma_{22})} + \frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11D}} = 1 \quad (\text{Equação 17})$$

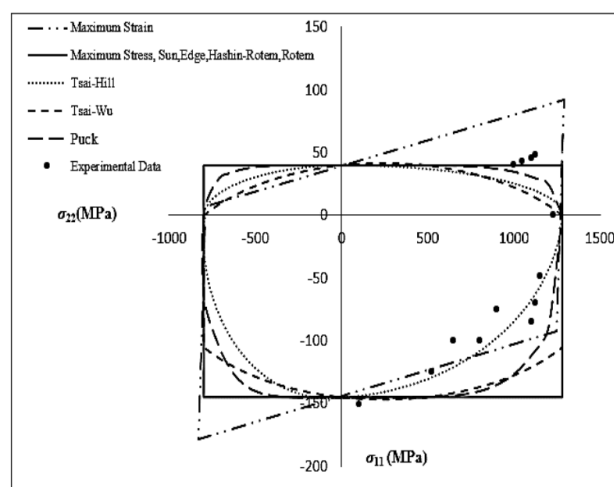


Figura 10 - Comparação entre os vários critérios para os materiais compósitos (adaptado de Bright e Sumathi (2017))

Na Figura 10 é possível observar os vários critérios mencionados previamente sobrepostos num gráfico. Os critérios de máxima tensão e máxima deformação apresentam linhas retas, uma vez que refletem um critério de falha simples, caso em que a falha é esperada após se ultrapassar um valor específico de tensão ou deformação numa das direções. O critério de Tsai-Wu e de Tsai-Hill seguem uma falha quadrática e consideram a interação entre as tensões nas diferentes direções.

2.3.3. Modelação numérica

Existem vários métodos numéricos aplicáveis à modelação de materiais compósitos, nomeadamente o MEF, o Método de Volumes Finitos, o Método de Diferenças Finitas, o Método dos Mínimos Quadrados, entre outros (Venkateshan e Swaminathan 2014).

O MEF, o método numérico mais difundido, permite a resolução de problemas que, de forma analítica, seriam demasiado complexos e/ou demorados de resolver. Na sua base, o MEF consiste na divisão da estrutura numa malha de elementos menores que, quando conhecidas as suas condições fronteira, permitem determinar a solução de variáveis nodais dos nós de cada elemento. Primeiramente, é necessário definirem-se todas as variáveis de campo relevantes para o problema, nomeadamente os deslocamentos e/ou rotações, que vão permitir definir o elemento na sua forma, localização dos nós e respetivas variáveis associadas pela criação do vetor de variáveis nodais (\mathbf{a}_e) e do vetor de forças nodais (\mathbf{f}_e). Seguidamente determinam-se os deslocamentos no interior do elemento (\mathbf{u}_e), em que \mathbf{N} representa as funções de interpolação; o vetor de deformações ($\boldsymbol{\epsilon}$), em que \mathbf{B} representa a matriz de deformações; o vetor de tensões ($\boldsymbol{\sigma}$), em que a matriz \mathbf{D} representa as relações tensão-deformação da Teoria da Elasticidade; a matriz de rigidez do elemento (\mathbf{k}_e); e o vetor de forças nodais (\mathbf{f}_e) (Campilho 2012).

Para se obter a solução de um sistema completo, utiliza-se a seguinte Equação 14, na qual \mathbf{R} representa as reações da estrutura, \mathbf{F} o vetor de forças global, \mathbf{K} a matriz de rigidez global e \mathbf{A} o vetor de deslocamentos global, que resultam da combinação de \mathbf{f}_e , \mathbf{k}_e e \mathbf{a}_e de cada elemento, respetivamente.

$$\mathbf{R} + \mathbf{F} = \mathbf{KA} \quad (\text{Equação 18})$$

Todos os *softwares* de análise de estruturas pelo MEF resolvem intrinsecamente as equações listadas previamente, de forma a resolver e a permitir visualizar os resultados da análise (forma não deformada, deformada, contorno de tensões, entre outros). Para se chegar a esta visualização é necessário cumprir alguns requisitos do *software*, nomeadamente relativos ao componente (criar o componente e/ou criar um sólido através das diversas ferramentas de modelação CAD), às suas propriedades (inserir material, secção, propriedades do laminado no caso dos materiais compósitos), ao conjunto (inserir os diversos componentes), às suas interações (características do contacto entre componentes), aos esforços a que a estrutura está sujeita (adicionar cargas e condições de fronteira) e à sua malha (criação da malha através dos seus parâmetros e do tipo de elemento) (Campilho 2012).

Os *softwares* de análise de estruturas pelo MEF também permitem escolher o tipo de estudo a realizar. Como análises mais comuns na indústria refere-se a análise estática (comportamento

de componentes e mecanismos sob ação de esforços constantes), a análise modal (permite a estimativa das frequências e modos naturais de vibração), a análise à encurvadura (comportamento de componentes esbeltos sujeitos a esforços de compressão), a análise térmica (para verificar os fenómenos de transferência de calor, seja convecção, condução ou radiação), o teste de queda (comportamento de componentes após um embate com um obstáculo), a análise à fadiga (comportamento de um componente sujeito a esforços cíclicos ao longo do tempo), a análise não linear (comportamento de componentes sob cargas próximas da rotura e/ou grandes deformações) e a análise dinâmica linear (comportamento de componentes sujeitos a cargas variáveis ao longo do tempo) (Campilho 2012).

2.3.4. Softwares de modelação numérica

Uma vez que existem aplicações diversas para o Método de Elementos Finitos, os *softwares* disponíveis acabam por se distinguir entre eles pelas suas capacidades. Os mais comuns na indústria, para desenvolvimento de produto, atualmente são o Solidworks®, Abaqus®, Ansys®, Femap®, Inventor® ou Nastran®.

Não obstante, as bases destes *softwares* têm vários aspetos em comum, nomeadamente a possibilidade de modelar de forma paramétrica, ou importar geometrias a partir de certos formatos, os componentes a analisar; a montagem de diversos componentes de forma a formar mecanismos/estruturas; a atribuição das propriedades às peças, em função do material escolhido, tanto do regime elástico como do plástico; a definição do tipo de contacto entre componentes, de forma a permitir a análise da sua interação; a atribuição dos esforços (concentrados, distribuídos, térmicos) e deslocamentos; a capacidade integrada de gerar as malhas (nós e elementos), em função de certos *inputs* do utilizador; a escolha do tipo de análise a realizar (estática, dinâmica, modal, fadiga, entre outros); a escolha entre as diferentes teorias dos deslocamentos (grandes deslocamentos, pequenos deslocamentos, encurvadura); a construção matemática e resolução do problema através de um conjunto de expressões; e a visualização dos resultados de forma intuitiva, através de gráficos com esquemas de cores (Campilho 2012) (Szabó e Babuška 2021).

2.3.5. Modelação numérica de materiais compósitos

Os materiais compósitos, dado serem anisotrópicos, implicam técnicas de modelação numérica distintas das dos materiais isotrópicos, de forma a ser possível replicar com melhor exatidão o comportamento real destes materiais. Para tal, considera-se uma análise da micromecânica, uma análise através de modelos semi-empíricos ou através de modelos de homogeneização (Jawaid et al. 2018).

A análise da micromecânica do material permite calcular as propriedades da combinação de vários materiais (normalmente uma matriz e um reforço) através das propriedades mecânicas de cada componente individual. Algumas das propriedades são, por exemplo, os módulos de elasticidade longitudinal e transversal, E_1 e E_2 , respetivamente, o coeficiente de Poisson, ν_{12} , e o módulo de corte, G_{12} , a partir das propriedades da fibra (f) e da matriz (m) (de Moura et al. 2010). As equações para estes cálculos são as seguintes:

$$E_1 = V_f E_{1f} + V_m E_m \quad (\text{Equação 19})$$

$$E_2 = \frac{E_{1f} E_m}{V_f E_m + V_m E_{2f}} \quad (\text{Equação 20})$$

$$\nu_{12} = V_f \nu_{12f} + V_m \nu_m \quad (\text{Equação 21})$$

$$G_{12} = \frac{G_{12f} G_m}{V_f G_m + V_m G_{12f}} \quad (\text{Equação 22})$$

Os modelos semi-empíricos, ou semi-físicos, são baseados em parâmetros com valor físico significativo. Estes modelos têm em consideração os princípios teóricos e valores empíricos, de forma a conseguir prever fidedignamente as propriedades de um material compósito. Alguns destes modelos são, por exemplo, a lei das misturas modificada, que tem em conta as orientações do *filler* (material adicionado ao compósito para melhorar propriedades mecânicas ou reduzir o custo do mesmo) e os efeitos da sua interação; o método de Halpine-Tsai, que é eficaz para prever as propriedades de compósitos de fibras curtas alinhadas; e o método de Hirsch, que combina aspetos do modelo de Voigt e de Reuss com parâmetros ajustáveis, influenciados pela orientação do reforço e o seu comprimento (Jawaid et al. 2018).

Os modelos de homogeneização foram desenvolvidos para conciliar a escala macroscópica de um material compósito (o seu comportamento mecânico geral) com a sua escala microscópica (o comportamento individual de cada componente), derivado das relações macroscópicas e microscópicas da tensão e da deformação. Alguns modelos são o método de Tsai-Pagano, que se baseia na teoria da elasticidade ortotrópica para calcular o módulo de Young de compósitos de fibra curta; o método de Eshelby, que lida com o problema da inclusão nos materiais compósitos, isto é, heterogeneidades num material homogéneo, devido à presença de pequenas partículas (ou mesmo porções consideráveis) de um material com propriedades mecânicas distintas; o método da inclusão equivalente que, similarmente ao método referido previamente se foca nas inclusões no material, mas desta vez a uma escala macroscópica; e o modelo de Mori-Tanaka, que considera as interações entre os reforços e as matrizes num material compósito, possibilitando estimar a deformação dos reforços no interior da matriz (Jawaid et al. 2018).

A modelação em *software* para os materiais compósitos é tipicamente baseada no *Extended Finite Element Method* (XFEM) ou no *Cohesive Zone Model* (CZM), que permitem modelar o comportamento de materiais e estruturas em situações complexas, como fraturas e delaminações (Wu et al. 2019). O XFEM é uma extensão do MEF que permite a modelação de descontinuidades do material e fissuras sem a necessidade de refinação de malha, através da introdução de funções enriquecimento na formulação dos elementos finitos (Rege e Lemu 2017). O CZM é um método que permite modelar o início e propagação de fissuras nos materiais, através da inclusão de elementos coesivos que permitem simular a propagação de fissuras nos percursos onde são aplicados modelos numéricos (Ye e Chen 2011) (Wciślik e Pała 2021).

2.3.6. Modelação numérica de reparações em materiais compósitos

As reparações em materiais compósitos implicam uma modelação numérica bastante complexa, envolvendo elementos finitos distintos em função dos componentes da estrutura. Em reparações propriamente ditas, a adesão entre componentes (material da estrutura e material da reparação) pode ser modelada através de elementos coesivos, via *Cohesive Zone Model* (CZM), normalmente com lei de degradação linear ou trapezoidal, com uma aproximação contínua, isto é, os elementos CZM são utilizados para modelar o volume total da camada adesiva, como é possível de observar na Figura 11 (Moreira e Campilho 2015).

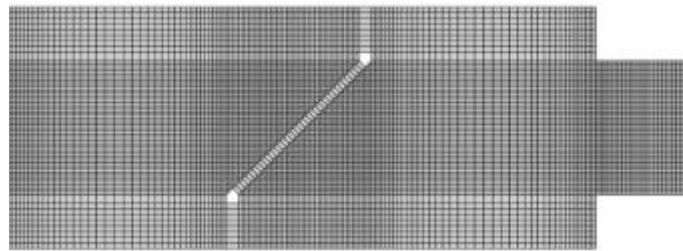


Figura 11 - Malha de elementos finitos com elementos coesivos a unir a reparação à estrutura base (adaptado de Moreira e Campilho (2015))

Nas reparações de materiais compósitos, os laminados são mais facilmente modelados como elementos ortotrópicos, em função das propriedades mecânicas de cada direção dos reforços, e como cascas, isto é, superfícies finas e, normalmente, curvas ou com geometrias complexas (Soni et al. 2023). Com a junção dos elementos ortotrópicos do laminado e dos elementos coesivos da camada adesiva é possível analisar o tipo de falha que irá ocorrer na interface destes elementos, seja pela fratura intralaminar da matriz, pela fratura intralaminar dos reforços ou pelo descolamento interlaminar do laminado e/ou descolamento da zona adesiva, como é possível de verificar na Figura 12.

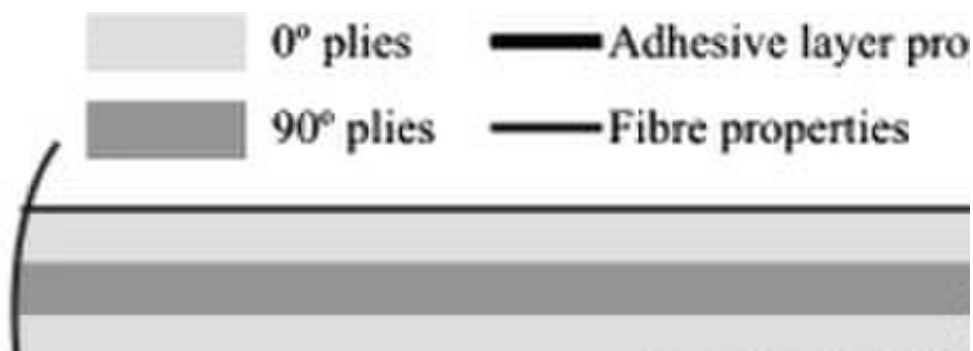


Figura 12 - Posição dos elementos de interface (adaptado de Campilho et al. (2009))

Por outro lado, através do XFEM é possível modelar fissuras sem que exista a necessidade de refazer constantemente a malha, o que reduz a exigência computacional requerida. O XFEM também permite a modelação de descontinuidades sem que as mesmas necessitem de se conformar às limitações tradicionais da malha, pela adição de graus de liberdade extra em nós nos elementos que se encontram nas descontinuidades (Mohammadi 2012). Este método está em constante evolução pela combinação com outros métodos, como o Método dos Elementos de Fronteira, e através da sua integração com *Machine Learning* (Martínez et al. 2021).

2.3.7. Estado-da-arte da modelação de reparações

De forma a garantir que o desempenho das reparações de estruturas em material compósito se assemelha, ou ultrapassa, as características da estrutura pré-dano, têm sido realizados desenvolvimentos no sentido de aproximar a modelação através do MEF para pré-validar o seu desempenho. Na Tabela 6 é possível verificar algumas investigações recentes relacionadas com a modelação de reparações de materiais compósitos.

Tabela 6 – Artigos publicados relacionados com a modelação de reparações de materiais compósitos

Autor	Descrição
Moreira e Campilho (2015)	Neste artigo, os autores estudaram o efeito da variação do ângulo do chanfro em reparações de chanfro interior com reforços externos em estruturas de alumínio, via análise experimental e CZM. O estudo teve como objetivo validar os métodos CZM na previsão das reparações de estruturas, assim como na otimização das mesmas. Assim, os autores conseguem verificar que, ao integrar os métodos CZM, foi possível estudar diferentes configurações com o ângulo do chanfro e, assim, concluir que com a diminuição do ângulo, a resistência da reparação aumenta.
Kaddouri et al. (2022)	Neste artigo, os autores investigaram a resistência à tração de uma placa de alumínio reparada com material compósito ao variar a posição e tamanho do defeito de união, através do Integral-J. Dessa forma, foi desenvolvido um modelo matemático para avaliar os resultados deste integral, sem depender do Abaqus, o que demonstrou uma correlação com uma margem de erro entre os 4% e os 13%, em função dos parâmetros, entre os dois modelos de análise.
Bellali et al. (2021)	Neste artigo, os autores estudam a possibilidade de combinar a análise via XMEF e via CZM para prever a rotura das reparações em material compósito, mais especificamente o dano adesivo entre interfaces. Foi possível verificar que o modelo é capaz de prever eficazmente a iniciação e desenvolvimento da descolagem adesiva, através da identificação de quatro parâmetros: resistência ao descolamento, deflexão por efeitos de flexão, trajetória de deslocamento e esforços de corte no adesivo. Foi possível de concluir que a natureza da interface do adesivo influencia significativamente o processo de deslocamento e dano consecutivo.
Belhouari et al. (2023)	Neste artigo, os autores analisam o impacto da temperatura no comportamento mecânico dos compósitos de fibra de vidro e poliéster, assim como de adesivos epóxicos sob esforços estáticos, presentes nas reparações. Os ensaios experimentais com temperatura serviram para alimentar dados a um modelo MEF, que permitiu verificar que: com o aumento da temperatura, a resistência mecânica do compósito vidro/poliéster reduziu significativamente, enquanto o adesivo epóxico se tornou mais dúctil. Este estudo demonstrou a influência da temperatura nas propriedades mecânicas e de fratura dos materiais compósitos e adesivos, o que possibilita a otimização das reparações.
Djebbar et al. (2022)	Neste artigo, os autores recorreram à análise numérica de uma estrutura em alumínio reparada com reforços únicos e duplos, através da combinação do MEF – modelo plástico -, para os danos da placa, com CZM para a rotura coesiva do adesivo. O estudo validou este método numérico seguido por uma análise de malha, da observação da melhoria significativa das propriedades estruturais, através da melhoria da redistribuição de tensões da estrutura, o que implica um alívio de tensões no entalhe.

Revisão Bibliográfica

3. Desenvolvimento

No capítulo 3 é apresentado todo o desenvolvimento inerente à dissertação de mestrado e encontra-se dividido em 3 subcapítulos.

O primeiro subcapítulo refere todos os materiais e métodos a utilizar para as reparações dos materiais compósitos, sejam eles técnicas de reparação propriamente ditas ou técnicas numéricas que vão permitir comparar resultados obtidos, assim como todos os requisitos e limitações associados, finalizando com o planeamento das atividades a decorrer ao longo do desenvolvimento desta dissertação.

O segundo subcapítulo tem como objetivo descrever toda a produção dos provetes a ensaiar e das técnicas de reparação realizadas, assim como realizar uma análise das propriedades mecânicas obtidas, através de ensaios experimentais.

O terceiro subcapítulo tem como intuito detalhar todo o processo de estudo das reparações em material compósito, via técnicas numéricas. Para este efeito, são descritas todas as condições de análise, a preparação dos modelos numéricos, o modelo de dano a utilizar, finalizando com a comparação de resultados com os dados obtidos experimentalmente.

3.1. Materiais e Métodos

3.1.1. Requisitos e limitações

Com o intuito de aprofundar o conhecimento sobre as técnicas de reparação que melhor se aproximam às propriedades da estrutura pré-dano, existem alguns requisitos e limitações associados à elaboração desta dissertação de mestrado, de forma a tentar aproximar as condições de trabalho às da estrutura já previamente reparada, uma *fairing* pertencente a um lançador espacial que fissurou durante ensaios de lançamento, e permitir assim uma comparação direta com as técnicas realizadas e as que poderiam ser (ou não) mais indicadas para esta situação. Os requisitos passam por garantir que o material compósito reparado é capaz de resistir a aproximadamente 90% da carga suportada pelo material pré-dano, fator que valida se a reparação foi bem sucedida. Isto implica tentar replicar as condições iniciais o melhor possível, pelo que o material a utilizar, o pré-impregnado de fibra de carbono Toray TC250, e ciclo de cura, devem ser idênticos ao da estrutura inicial.

As limitações presentes resultam da dificuldade de replicar com exatidão todas as reparações, uma vez que estas técnicas são complexas e altamente dependentes do trabalho manual, pelo que a habilidade do operador também deverá ser considerado. Desta forma, é necessário realizar algumas simplificações à geometria do dano para facilitar a reprodutibilidade dos resultados. Estas simplificações serão abordadas posteriormente no subcapítulo 3.2.2.1.

3.1.2. Seleção de materiais

3.1.2.1. Estrutura base

A estrutura base é composta por um laminado com diversas camadas de um pré-impregnado de fibra de carbono e resina epóxida, referência Toray TC250. Este material compósito é conhecido por ter um excelente equilíbrio entre rigidez, propriedades mecânicas e desempenho em condições extremas de calor e/ou humidade (Shaik et al. 2021). Na Figura 13 é possível observar um rolo do pré-impregnado escolhido.

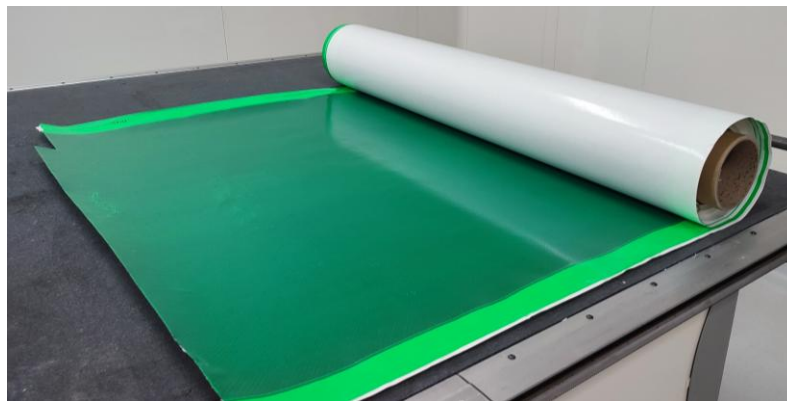


Figura 13 - Rolo do pré-impregnado Toray TC250

Os pré-impregnados Toray TC250 são processados através da laminação do empilhamento pretendido, com compactações intermédias a saco de vácuo, e posteriormente curados em autoclave, em condições de elevada temperatura e pressão, tanto interna (vácuo) como externa (autoclave), para garantir que o material atinge as suas melhores propriedades mecânicas. Para elevar a sua temperatura de transição vítrea (T_g) é ainda realizado um ciclo de pós-cura.

Como é possível observar na Figura 14, a sequência de empilhamento mais comum para um laminado processado com auxílio a saco de vácuo consiste na aplicação, num molde (1) - seja este produzido em alumínio, aço, Invar, material compósito, *tooling board* de epóxi ou de poliuretano, entre outros -, de um agente desmoldante (2) que impeça que o laminado adira à superfície moldante e, conseqüentemente, impeça o seu desmolde. Seguidamente, realiza-se o empilhamento das diversas camadas do laminado (3), assim como de uma placa (4) com um material com coeficiente de expansão similar ao material compósito, de forma a garantir uma espessura constante (opcional), uma camada de filme desmoldante (5), manta de absorção – ou *breather* - (6) e filme de vácuo (7), com especial excesso neste último para que não exista o risco de ficar tensionado, evitando que o vácuo seja aplicado corretamente em todas as secções do componente. O saco de vácuo é selado através da utilização de selante de vácuo (8).

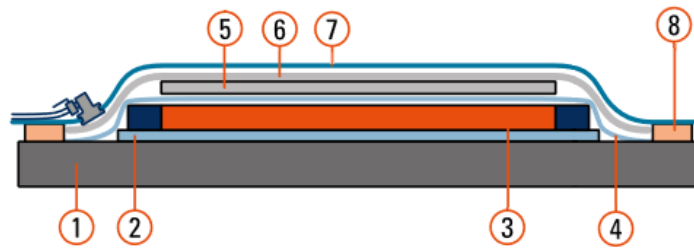


Figura 14 – Esquema do processo de fabricação para a produção de laminados em saco de vácuo
 Na Figura 15 é possível observar o ciclo de cura e pós-cura deste material, inclusive as pressões interna e externa a que os componentes são sujeitos.

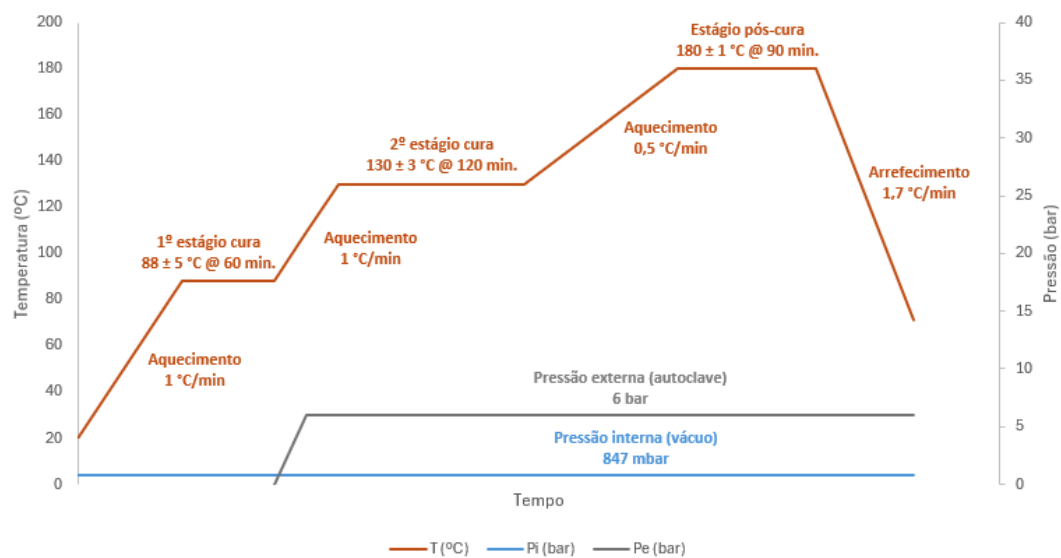


Figura 15 - Ciclo de cura e pós-cura do material Toray TC250 (TORAY 2020)

Após o ciclo de cura apresentado na Figura 15, o material compósito apresenta propriedades mecânicas similares às listadas na Tabela 7, como sugerido pelo fornecedor.

Tabela 7 - Propriedades tabeladas do material Toray TC250 (TORAY 2020)

Propriedades		Norma aplicável
Tensão de cedência 0° (σ_1)	888 MPa	ASTM D 3039
Tensão de cedência 90° (σ_2)	803 MPa	ASTM D 3039
Módulo de elasticidade 0° (E_1)	69,6 GPa	ASTM D 3039
Módulo de elasticidade 90° (E_2)	68,0 GPa	ASTM D 3039
Coeficiente de Poisson (ν_{12})	0,045	-
Resistência ao corte interlaminar (ILSS)	59,2 MPa	ASTM D 2344
Resistência à compressão 0° (σ_{c1})	898 MPa	ASTM D 6641
Resistência à compressão 90° (σ_{c2})	818 MPa	ASTM D 6641
Temp. transição vítrea (T_g) – cura 130 °C e s/ pós cura	140 °C	-
Temp. transição vítrea (T_g) – cura 130 °C e pós-cura 180 °C	180 °C	-

3.1.2.2. Adesivo

Uma vez que o material compósito da reparação se trata de um pré-impregnado, este já contém o teor de matriz suficiente para o reforço que aglomera. Esta quantidade de resina iria permitir a união à estrutura base. No entanto, como a adesão entre os materiais é crítica para o sucesso da reparação, é comum serem utilizados adesivos para promover a colagem entre os substratos. Como o material pré-impregnado se trata de fibras de carbono aglomeradas por uma matriz epóxida, também o adesivo deve ser à base de epóxi para garantir a compatibilidade química e evitar que ocorram mais danos por rotura adesiva, ou seja, pela interface entre adesivo e compósito. O material adesivo também deve ter propriedades similares às da matriz do prepreg para que não ocorra uma rotura coesiva do mesmo, o que limita as propriedades mecânicas de toda a estrutura. Desta forma, foram escolhidos dois adesivos, com propósitos distintos, um filme adesivo para ligar as peles de substituição da reparação à estrutura base e um adesivo no estado líquido (pré-cura) para garantir o preenchimento das fissuras.

O filme adesivo escolhido para as reparações foi o filme XA120 da XPREG®, visível na Figura 16. Este filme adesivo, como referido previamente, é um adesivo estrutural à base de epóxi que tem como objetivo permitir a adesão entre as peles do material compósito, isto é, entre as peles da estrutura base já curada e entre as peles de substituição, não curadas.



Figura 16 - Filme adesivo epóxido XA120 (XPREG 2017)

A utilização deste filme adesivo, de acordo com as indicações do fabricante na sua ficha técnica, garantem a compatibilidade com o material pré-impregnado escolhido para a produção dos provetes. O ciclo de cura recomendado pelo fabricante compreende um primeiro estágio a 90 °C durante 1 hora seguido de um estágio de pós-cura a 120 °C, também durante 1 hora, o que indica que o filme adesivo irá obter as suas propriedades mecânicas totais, referidas na Tabela 8 (Damghani et al. 2022), seguindo o ciclo de cura do pré-impregnado TC250. De notar que a tenacidade à fratura no modo I e II foram estimadas com base em adesivos epóxidos frágeis, uma vez que não foi possível encontrar qualquer ensaio mecânico na bibliografia que validasse estas propriedades.

Tabela 8 – Propriedades esperadas do material XA120 (Damghani et al. 2022)

Propriedades	
Módulo de elasticidade longitudinal (E)	1644 MPa
Módulo de corte (G)	610 MPa
Tensão de rotura à tração (σ)	30 MPa
Tensão de rotura ao corte (τ)	35 MPa
Coefficiente de Poisson (ν_{12})	0,35
Tenacidade à fratura – modo I (G_{Ic})	0,3
Tenacidade à fratura – modo II (G_{IIc})	0,6

O adesivo escolhido para as reparações foi a resina epóxida SR 8200 da Sicomin. As resinas são associadas a um segundo componente, um endurecedor, que permite a realização de uma reação de cura, que transforma a mistura líquida numa rede polimérica tridimensional sólida.



Figura 17 – Resina epóxi SR 8200 e seu endurecedor SD7404

Para esta aplicação, o endurecedor escolhido foi o SD 7404, também da Sicomin. A mistura destes dois componentes referidos promete um bom compromisso entre facilidade de laminação (2h35 de *gel-time* para 100 g de mistura) à temperatura ambiente e propriedades mecânicas finais, após um ciclo de cura. De notar que existe uma limitação após a reparação com este adesivo em específico, uma vez que a temperatura de transição vítrea desta resina epóxida é de 96 °C, bastante inferior aos 130 °C da matriz do material compósito pré-impregnado. Para esta combinação de resina e endurecedor existem três ciclos de cura recomendados pelo fornecedor, que resultam em propriedades mecânicas ligeiramente diferentes. Estas propriedades estão presentes na Tabela 9, assim como os respetivos ciclos de cura.

Tabela 9 - Propriedades tabeladas do material adesivo composto por SR8200/SD7404 (SICOMIN 2024)

	24h@TA + 24h@40°C	24h@TA + 16h@60°C	24h@TA + 8h@80°C
Tensão de cedência à tração (σ)	71 MPa	82 MPa	80 MPa
Módulo de elasticidade longitudinal (E)	3,92 GPa	3,67 GPa	3,71 GPa
Resistência ao corte (τ)	50 MPa	53 MPa	52 MPa
Resistência à compressão (σ_c)	118 MPa	115 MPa	112 MPa
Módulo de corte (G)	3,48 GPa	3,33 GPa	3,22 GPa
Deformação de rotura à tração (ϵ)	2,4 %	5,3 %	5,9 %
Temp. transição vítrea (T_g)	69°C	89°C	96°C

3.1.3. Geometrias a analisar

O dano a ser analisado será a ocorrência de uma fissura numa estrutura em material composto. As fissuras, presentes na Figura 18, são um tipo de dano bastante comum e consistem na rotura das fibras contínuas do reforço e/ou da matriz, que separam o material em dois, ou mais, pedaços e podem ocorrer devido a solicitações por impacto, sobrecarga mecânica, fadiga, defeitos durante a produção (inclusões, porosidades, entre outros) ou pelo efeito do meio ambiente (exposição excessiva a humidade, produtos químicos ou variações drásticas de temperatura).



Figura 18 - Fissura em componente de material composto CFRP

Existem três tipos distintos de modos de rotura numa fissura, visíveis na Figura 19 (Tada et al. 1973):

- Modo I, onde as forças são perpendiculares à fissura, pelo que esta é forçada a abrir;
- Modo II, onde as forças são paralelas à fissura, o que dá origem a uma falha por corte no mesmo plano e;
- Modo III, onde as forças também são transversais à fissura, mas desta vez o material desloca-se para fora do seu plano inicial, também considerada como uma falha por corte.

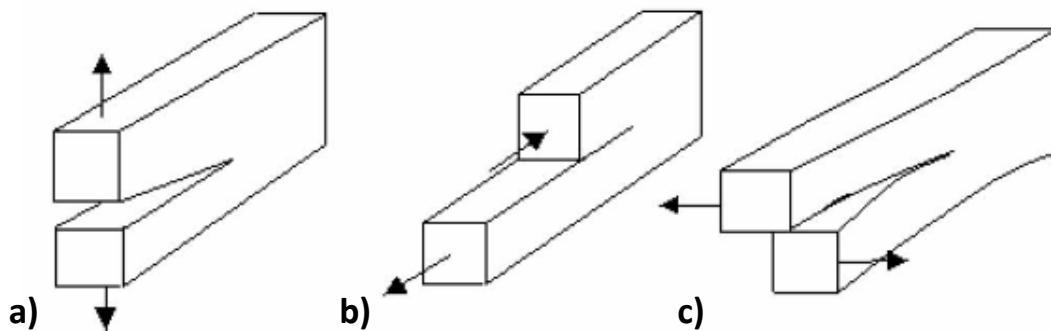


Figura 19 - Modos de rotura de uma fissura: a) Modo I, b) Modo II e c) Modo III

Como seria de esperar, o aparecimento de fissuras, por exemplo devido a um impacto ou à fadiga, numa estrutura reduz drasticamente a resistência do laminado e, como é criada uma descontinuidade no material, dá-se a origem de pontos de concentração de tensões que, tendencialmente, resultam na propagação da mesma. De forma a ser possível restituir a integridade quase total de uma estrutura em material compósito danificada é necessário que o dano seja totalmente identificado previamente à escolha da tipologia da reparação. Para tal, existem vários tipos de ensaios, desde os destrutivos aos não destrutivos, como referido previamente durante a revisão bibliográfica, no subcapítulo 2.1.6. Para a geometria de uma fissura (Figura 20 a) foram identificadas dois tipos de reparações possíveis, designadamente o remendo através do preenchimento da mesma com adesivo (Figura 20 b) e a substituição das peles em torno da área danificada (Figura 20 c).

Este primeiro tipo de reparação, como referido no parágrafo anterior, consiste no preenchimento da fissura com adesivo. No entanto, para garantir a total reparação da área danificada, é recomendado que seja realizada uma furação em cada extremidade da fissura, de forma a impedir a sua posterior propagação. Também é recomendado aumentar a espessura da fissura para que o adesivo consiga preencher completamente o seu interior. De seguida, é necessário garantir a limpeza da zona de reparação, para remover quaisquer resíduos provenientes do passo anterior. O passo seguinte é a realização da mistura da resina com o endurecedor para formar o adesivo. Neste tipo de reparações é comum a adição de fibras curtas à mistura anterior para formar um *potting*, que melhora as propriedades mecânicas da fissura reparada à compressão. Esta mistura é utilizada para preencher a totalidade da área danificada e, após a preparação de um saco de vácuo em torno dessa zona para garantir pressão mecânica, é realizado o ciclo de cura conforme a ficha técnica do adesivo. Após a conclusão do ciclo de cura e remoção do saco de vácuo é necessário garantir que a superfície superior da secção reparada está à face da superfície superior da estrutura base, pelo que o material em excesso é removido através da utilização de uma rebarbadora e/ou lixas. De forma a melhorar as propriedades mecânicas da zona reparada, é comum a laminação com adesivo de uma pele no topo da reparação, do mesmo material da estrutura base e com algum excesso em todas as direções, após garantir a limpeza de toda a secção, para a remoção dos resíduos do adesivo.

Desenvolvimento

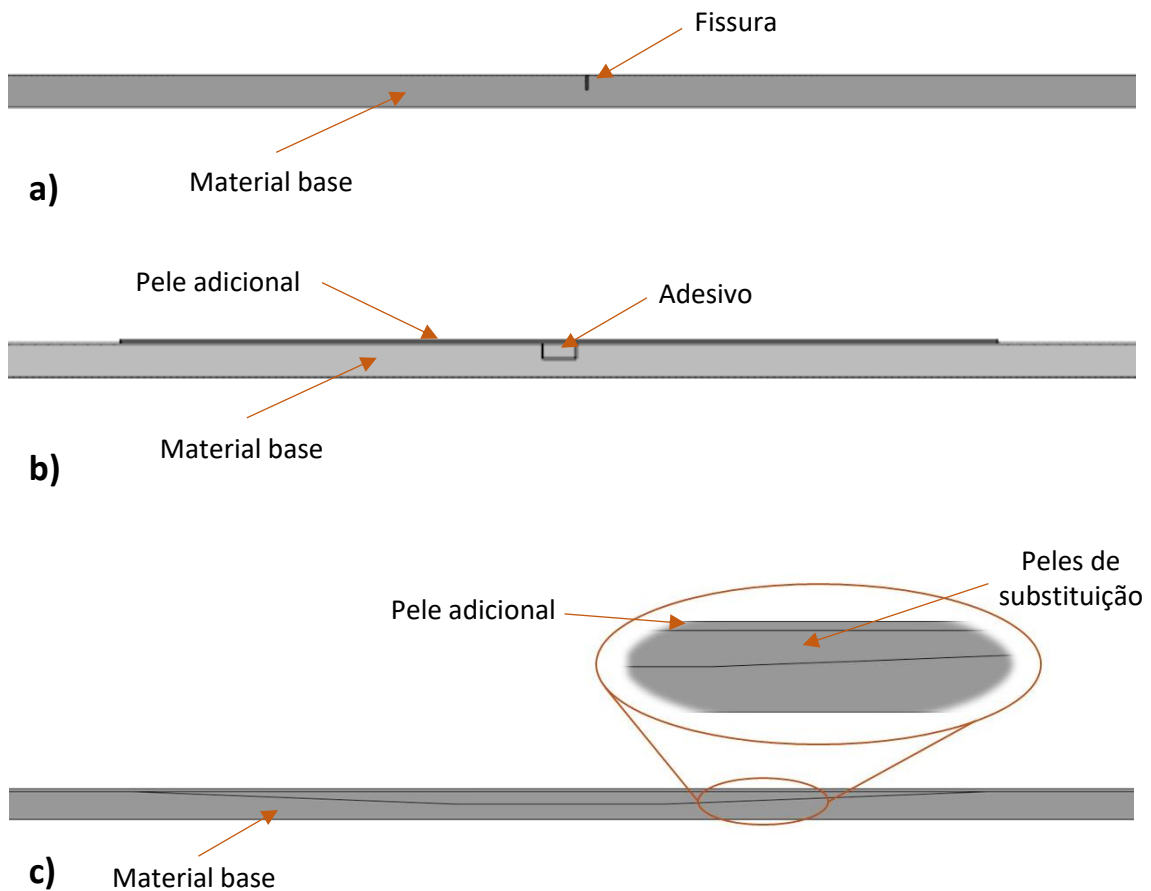


Figura 20 - Geometrias da zona de reparação: a) fissura pré-reparação; b) reparação por preenchimento de adesivo; c) reparação por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado

O segundo tipo de reparação consiste na substituição das peles de reforço em torno da área da fissura por peles novas, em formato de degrau ou escalonado - *stepped-taper* -, como é possível observar na Figura 21. Este processo é mais complexo que o anterior e exige que o técnico seja mais cuidadoso na preparação do procedimento.

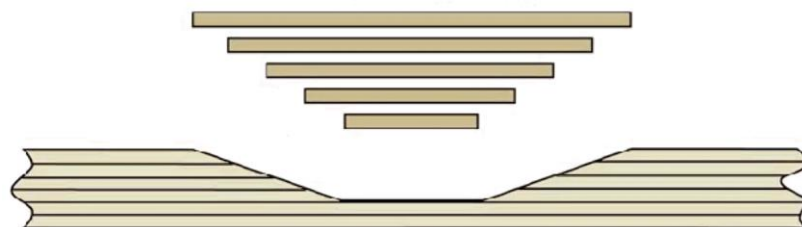


Figura 21 - Reparação em material compósito em formato de escalonado

A reparação é iniciada pela remoção das peles do reforço em torno da fissura, em formato de escalonado, isto é, uma sequência de camadas de reforço são removidas, desde a base da estrutura até ao topo, com incrementos na dimensão do material a remover. A quantidade de material a remover pode ser calculada de duas formas distintas: através da escolha de um

ângulo para o escalonado ou através da escolha de uma dimensão para a variação do comprimento do material entre camadas. Esta remoção pode ser realizada através de lixadoras pneumáticas e deve ser realizada de forma cautelosa, uma vez que é necessária precisão de movimentos para evitar a remoção de camadas em excesso – a espessura de cada camada do material compósito pré-impregnado é cerca de 0,23 mm. Após a remoção das peles em torno da secção danificada, é necessária a remoção de todos os resíduos produzidos no passo anterior, de forma a permitir a total adesão do adesivo à estrutura base. De seguida, para devolver a integridade da estrutura, preenche-se o escalonado criado com a sequência de novas peles de pré-impregnado, com início na pele de menor dimensão para a maior. De forma a melhorar as propriedades mecânicas da zona reparada, é comum a laminação de uma pele no topo da reparação, do mesmo material da estrutura base e, geralmente, com 25 mm de excesso em todas as direções. Para finalizar a reparação, prepara-se um segundo saco de vácuo e realiza-se o ciclo de cura de referência para o material pré-impregnado.

3.1.4. Seleção da técnica numérica

As simulações numéricas baseadas em elementos finitos (MEF) são ferramentas poderosas para a análise de juntas unidas. No entanto, existem limitações ao tentar aproximar as juntas adesivas à realidade, uma vez que os seus comportamentos são complexos (plasticidade, concentração de tensões, iniciação e propagação de fissuras), pelo que se torna necessário modelos numéricos que ultrapassem estas limitações. Assim, e como referido previamente na revisão bibliográfica, a técnica *Cohesive Zone Model* (CZM) é uma aproximação numérica comumente utilizada na análise da iniciação e propagação de fissuras em diferentes materiais incluindo compósitos, com a particularidade de simular de forma particularmente eficaz o dano em camadas de adesivo (Ramalho et al. 2021).

A técnica CZM introduz elementos coesivos numa malha para permitir modelar a zona envolvente da fissura. Estes elementos representam a relação entre os esforços e os deslocamentos dos nós da malha da estrutura, e envolvem uma primeira fase no regime linear elástico, seguida do seu amaciamento, que conduz à rotura (lei da tração-separação) (Campilho 2023). Esta técnica também permite simular simultaneamente diferentes caminhos de rotura (da Silva e Campilho 2012), assim como previsões independentes da malha (Campilho 2023). Desta forma, como os tipos de reparação referidos previamente envolvem a utilização de adesivos para unir o material da estrutura base e o material da reparação, ambos compósitos, a técnica numérica CZM foi escolhida para simular o comportamento do adesivo, o desempenho mecânico das reparações, e respetiva comparação com a estrutura pré-dano.

3.1.5. Planeamento de trabalhos

O objetivo principal da dissertação é a comparação das propriedades mecânicas de uma estrutura em material compósito íntegra, a uma que sofreu algum tipo de dano e necessitou de retrabalho. Para tal, pretende-se realizar um trabalho experimental através da produção e ensaio de provetes e um trabalho numérico de análise às propriedades mecânicas apresentadas pela estrutura após a sua reparação.

Desenvolvimento

Para cumprir os objetivos propostos previamente, é vantajosa a definição de um planeamento de trabalhos, dividido em tarefas mais curtas e respetivas sub-tarefas, nomeadamente: materiais e métodos; trabalho experimental; trabalho numérico; pesquisa bibliográfica e escrita. Este planeamento de trabalhos pode ser visualizado na Figura 22.

ATIVIDADES	MÊS	MARÇO 2024					ABRIL 2024					MAIO 2024					JUNHO 2024					JULHO 2024					AGOSTO 2024					SETEMBRO 2024							
	SEMANA	S9	S10	S11	S12	S13	S14	S15	S16	S17	S18	S19	S20	S21	S22	S23	S24	S25	S26	S27	S28	S29	S30	S31	S32	S33	S34	S35	S36	S37	S38	S39	S40						
1. Materiais e métodos																																							
1.1. Identificação dos requisitos e limitações																																							
1.2. Seleção de materiais																																							
1.3. Seleção das geometrias a analisar																																							
1.4. Seleção da técnica numérica																																							
2. Trabalho experimental																																							
2.1. Fabrico e ensaio dos materiais selecionados																																							
2.1.1. Fabrico dos provetes controlo																																							
2.1.2. Ensaio do material compósito base																																							
2.1.3. Ensaio do adesivo																																							
2.2. Fabrico das reparações																																							
2.2.1. Fabrico dos laminados																																							
2.2.2. Preparação para a ligação adesiva																																							
2.2.3. Ligação adesiva																																							
2.2.4. Preparação para ensaios																																							
2.3. Ensaio das reparações																																							
2.3.1. Realização dos ensaios																																							
2.3.2. Tratamento de dados																																							
3. Trabalho numérico																																							
3.1. Condições da análise																																							
3.2. Preparação dos modelos numéricos																																							
3.3. Tratamento de dados																																							
4. Pesquisa bibliográfica e escrita																																							

Figura 22 – Planeamento de trabalhos

A primeira sub-tarefa diz respeito a toda a preparação para as reparações, desde a verificação dos requisitos e limitações existentes, a escolha dos materiais a utilizar, a seleção das geometrias de dano a analisar e a seleção da técnica numérica para as verificações.

A segunda sub-tarefa é a mais extensa e diz respeito a todo o trabalho experimental desenvolvido: o fabrico e ensaio dos provetes controlo do material pré-impregnado e dos adesivos, todo o processo de produção da reparação dos provetes e o ensaio dos mesmos.

A terceira sub-tarefa envolve a validação do comportamento e resistência da reparação, executado no trabalho experimental via simulações em *software*.

A quarta sub-tarefa acompanha todas as anteriores e envolve a produção do documento que visa detalhar o procedimento executado ao longo da dissertação de mestrado, através da revisão bibliográfica e escrita.

3.2. Trabalho experimental

3.2.1. Fabrico e ensaio dos materiais selecionados

3.2.1.1. Fabrico dos provetes controlo

Para que exista uma base de comparação que permita verificar a eficácia das reparações do material compósito, foram fabricadas duas placas distintas para cada ensaio, uma placa totalmente uniforme de material TC250 e uma placa com a descontinuidade, que simula o

aparecimento de uma fissura no material. Os ensaios identificados para a obtenção de propriedades mecânicas foram o ensaio à tração e o ensaio à flexão em três pontos. Cada um destes ensaios é compreendido numa panóplia de normas diferentes, pelo que foram escolhidas as referidas nas fichas técnicas do material compósito TC250.

Para o caso do ensaio à tração, a norma associada é a ASTM D 3039 (International 2014) que não restringe as dimensões dos provetes, pelo que foram considerados provetes com 200x15x2 mm. Para o caso do ensaio à flexão em três pontos, a norma ASTM D2344 (International 2022) recomenda a utilização de provetes cujo comprimento deve ser seis vezes a espessura, e a largura deverá ser duas vezes a espessura. Desta forma, foram considerados provetes com as dimensões de 40x12x6 mm.

O primeiro passo para a produção de provetes em material compósito pré-impregnado passa pela preparação do mesmo, isto é, o corte do material com as dimensões das placas de onde os provetes serão cortados. Para tal, e estando já definidas a dimensões das placas (considerar excesso de material para o *trim* a realizar no equipamento CNC), o material é cortado com o auxílio de uma mesa de corte e de forma a garantir o empilhamento previsto para as mesmas, como é possível observar na Figura 23.

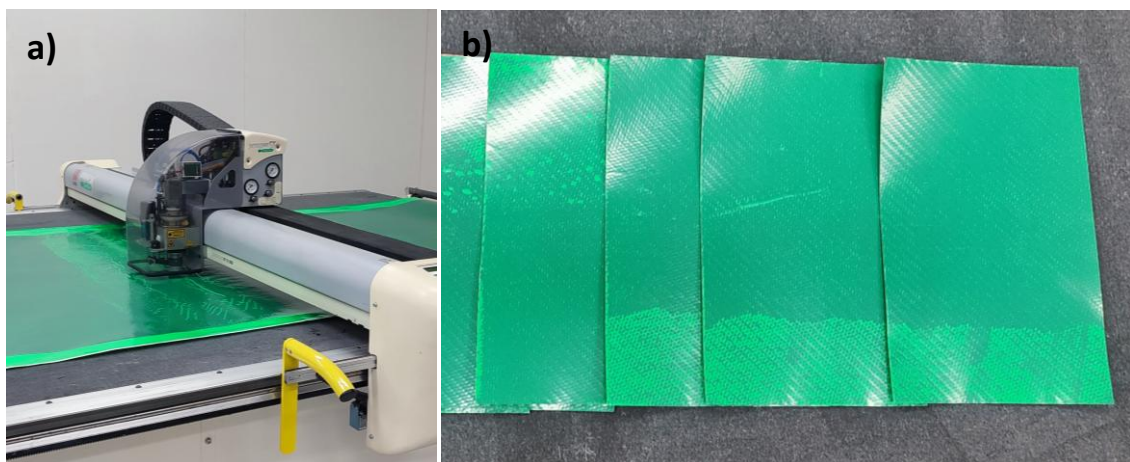


Figura 23 - Preparação do material compósito: a) corte do material com auxílio de uma mesa de corte; b) placas de material compósito TC250 cortado

Seguidamente é necessário preparar a superfície onde as placas serão laminadas, para garantir que não existem impurezas na mesma a ser inclusas nos provetes ou que impeçam a desmoldação. Para tal, uma chapa de alumínio foi limpa com acetona, um solvente que permite a remoção de gorduras presentes na superfície, e foram aplicadas três camadas de desmoldante Loctite® Frekote® 700-NC, como recomendado na sua ficha técnica, espaçadas o tempo suficiente para que a camada anterior evaporasse.

Uma vez garantida a preparação da superfície moldante, foi iniciado o processo de laminação manual. A primeira preocupação a ter durante este processo é a verificação da orientação do reforço no pré-impregnado, para que este seja laminado de acordo com o empilhamento já previamente definido para as placas. Para o caso destes provetes, todas as peles foram laminadas a 0 graus, ou seja, $[0^\circ]_9$ e $[0^\circ]_{26}$, para o caso dos ensaios à tração e dos ensaios à flexão a 3 pontos, respetivamente.

Desenvolvimento

Estas peles foram laminadas de forma consecutiva, à temperatura ambiente, com o auxílio de um rolo e/ou espátula que permitem a compactação do pré-impregnado para evitar pequenos vazios, sempre com o cuidado de posicionar as peles de forma a evitar que se formem pequenas rugas. A laminação da primeira pele e da última podem ser observadas na Figura 24.

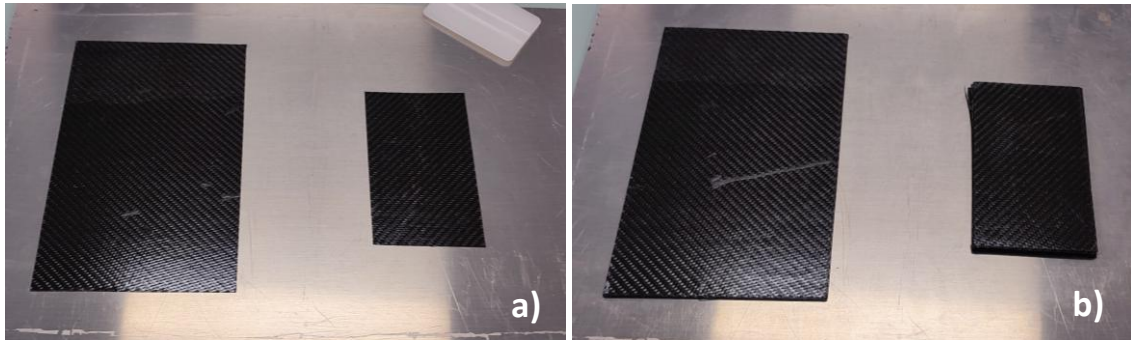


Figura 24 - Processo de laminação manual das placas de controlo: a) primeira camada de pré-impregnado; b) última camada de pré-impregnado

As placas produzidas com o objetivo de simular uma fissura no material foram laminadas de forma a provocar uma descontinuidade do material, isto é, as peles foram cortadas a meio previamente à laminação e posicionadas para que existisse uma folga entre o material, apenas para criar uma descontinuidade do reforço. Na Figura 25 é possível observar a laminação destas placas, ainda com o filme protetor do pré-impregnado para facilitar a visualização.

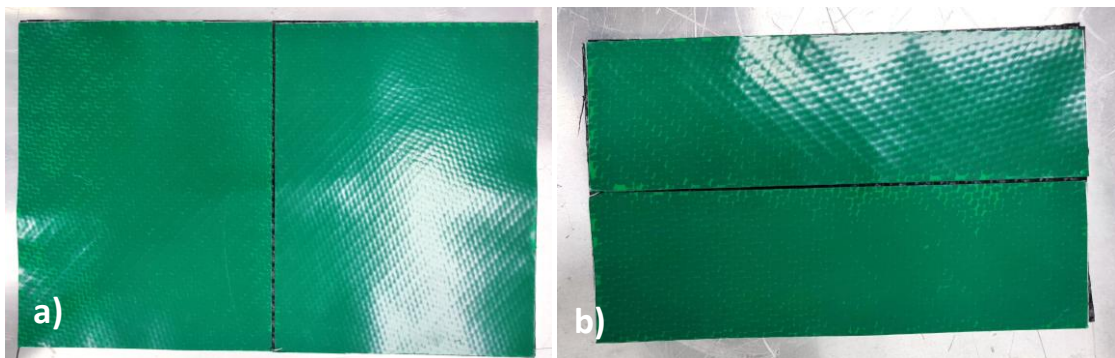


Figura 25 – Visualização da descontinuidade no material que simula a fissura no material: a) Placa para provetes de tração; b) Placa para provetes de flexão

Para terminar o processo de laminação das placas, foi preparado um saco de vácuo para permitir a compactação e remoção do ar entre as camadas do laminado e foi realizado o ciclo de cura a vácuo contínuo, que consistiu num primeiro estágio a 88 °C durante 1 hora, seguido de um segundo estágio a 130 °C durante 2 horas, com rampas de aquecimento de aproximadamente 1,5 °C por minuto e uma pressão de vácuo de 1 bar. Na Figura 26 é possível observar a preparação do saco de vácuo e o resultado final das placas pós-desmoldação.

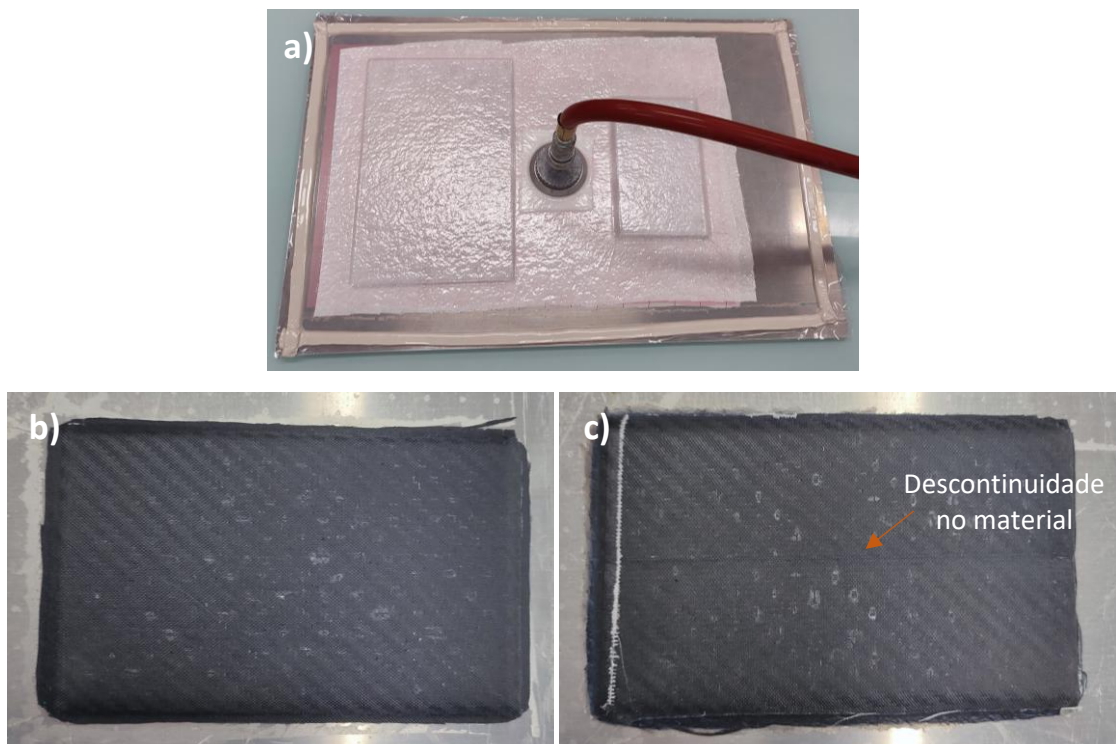


Figura 26 – Finalização da laminação manual: a) saco de vácuo; b) placa integral para provetes à flexão; c) placa com descontinuidade para provetes à flexão

O último passo para a obtenção dos provetes foi a maquinação das respetivas placas em equipamento CNC, com as dimensões definidas previamente no relatório, e de acordo com as normas associadas aos ensaios mecânicos a realizar. De notar que, para evitar que os provetes se soltassem da placa a meio do processo da maquinação e se danificassem, foram criadas zonas de conformidade de material nas extremidades onde as amarras da máquina de ensaios os iria agarrar, como é possível observar na Figura 27, removidas manualmente após o término da maquinação.

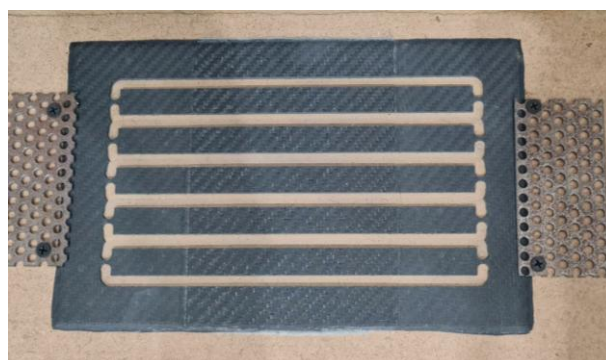


Figura 27 – Placa de provetes de controlo para ensaios à tração, ainda com as zonas de conformidade de material

Na Figura 28 é possível observar os provetes de controlo para ambos os ensaios mecânicos, e na Tabela 10 e na Tabela 11 é possível analisar as dimensões efetivas de todos os provetes a ensaiar nesta primeira fase (de controlo sem descontinuidade e com descontinuidade).

Desenvolvimento

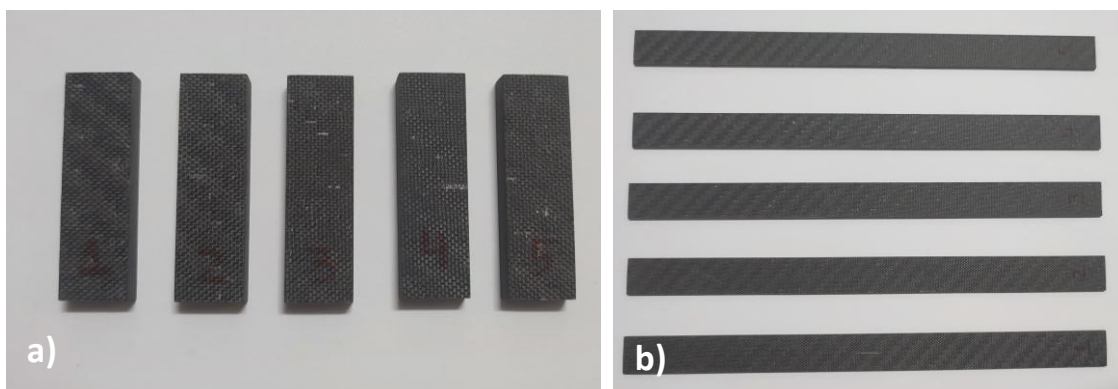


Figura 28 – Provetes controlo maquinados: a) para ensaio à flexão em 3 pontos; b) para ensaio à tração

Tabela 10 – Verificação dimensional dos provetes de controlo para o ensaio de flexão a 3 pontos

Ensaio	Descontinuidade [S / N]	Provete	Comprimento [mm]		Largura [mm]		Espessura [mm]	
Flexão 3 Pontos	N	1	40,00	40,00	11,90	11,92	6,25	6,23
			40,00		11,95		6,25	
			40,00		11,90		6,20	
		2	40,10	40,05	12,05	12,03	6,20	6,23
			40,05		12,05		6,20	
			40,00		12,00		6,30	
		3	40,00	40,05	12,00	12,03	6,25	6,22
			40,05		12,05		6,20	
			40,10		12,05		6,20	
		4	40,00	39,95	12,00	11,98	6,20	6,15
	39,95		12,00		6,25			
	39,90		11,95		6,15			
	5	39,90	39,87	11,95	11,95	6,30	6,28	
		39,90		11,95		6,25		
		39,80		11,95		6,30		
	S	1	40,00	40,10	12,00	11,97	6,60	6,57
			40,20		11,95		6,50	
			40,10		11,95		6,60	
		2	40,00	40,05	12,00	12,00	6,40	6,45
			40,10		12,00		6,45	
40,05			12,00		6,50			
3		40,10	40,12	11,95	11,97	6,60	6,55	
		40,10		12,00		6,45		
		40,15		11,95		6,60		
4		40,00	40,00	12,00	11,98	6,60	6,50	
	40,00	12,00		6,40				
	40,00	11,95		6,50				
5	39,95	39,95	11,90	11,95	6,40	6,33		
	40,00		11,95		6,20			
	39,90		12,00		6,40			

Tabela 11 – Verificação dimensional dos provetes de controlo para o ensaio de tração

Ensaio	Descontinuidade [S / N]	Provete	Comprimento [mm]		Largura [mm]		Espessura [mm]	
Tração	N	1	200,00	200,02	15,00	14,98	2,00	1,98
			200,00		14,95		2,00	
			200,05		15,00		1,95	
		2	200,00	200,02	14,95	14,98	2,00	2,00
			200,05		15,00		2,00	
			200,00		15,00		2,00	
		3	200,05	200,03	15,00	15,00	2,00	1,98
			200,05		15,00		1,95	
			200,00		15,00		2,00	
		4	200,10	200,05	15,05	15,02	2,00	2,00
			200,00		15,00		2,00	
			200,05		15,00		2,00	
		5	200,05	200,02	15,10	15,07	2,00	2,03
			200,00		15,00		2,10	
			200,00		15,10		2,00	
	S	1	200,00	200,02	15,00	15,00	2,05	2,07
			200,05		15,00		2,05	
			200,00		15,00		2,10	
		2	199,95	199,98	15,00	15,00	2,10	2,08
			200,00		15,00		2,10	
200,00			15,00		2,05			
3		200,00	199,95	14,95	14,98	2,10	2,08	
		199,90		15,00		2,05		
		199,95		15,00		2,10		
4		199,95	199,98	15,05	15,05	2,10	2,10	
		200,00		15,10		2,10		
		200,00		15,00		2,10		
5		200,00	200,02	15,00	15,00	2,05	2,05	
		200,00		15,00		2,10		
		200,05		15,00		2,00		

Para ser possível comparar as propriedades teóricas do adesivo com as propriedades expectáveis para a reparação, foi preparada a produção de provetes para dois ensaios distintos, provetes *bulk* para ensaios de tração e provetes para ensaios *Thick Adherend Shear Test* (TAST).

Os provetes *bulk* para os ensaios de tração consistem em provetes produzidos integralmente de adesivo segundo a norma francesa NF T 76-142 (Afnor 2021) e ensaiados segundo a norma europeia EN ISO 527-2 (Standards 2012). Esta última sugere a utilização de provetes em formato de *dog-bone*, como é possível observar na Figura 29, de forma a ser possível analisar uma secção de dimensões controladas. Este ensaio permite obterem-se as seguintes propriedades mecânicas: módulo de elasticidade longitudinal (E), deformação na rotura (ϵ) e tensão de rotura (σ).

Desenvolvimento

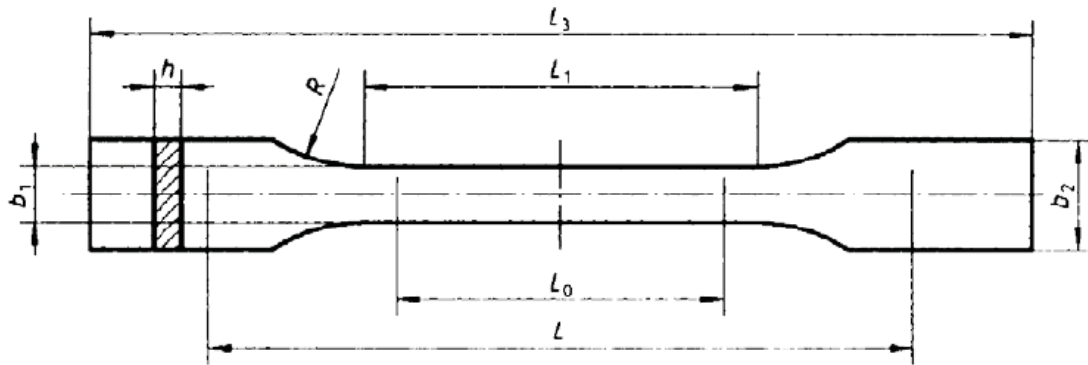


Figura 29 - Provete em formato *dog-bone* (Martínez et al. 2012)

Para a produção destes provetes foi utilizado um molde já existente que consiste em 3 componentes distintos: um bloco para servir de base, um bloco para servir de tampa com furações para permitir o escoamento do excesso de adesivo e uma chapa colocada no interior dos componentes anteriores para conferir o formato *dog-bone* aos provetes. Na Figura 30 é possível observar parte do referido molde.

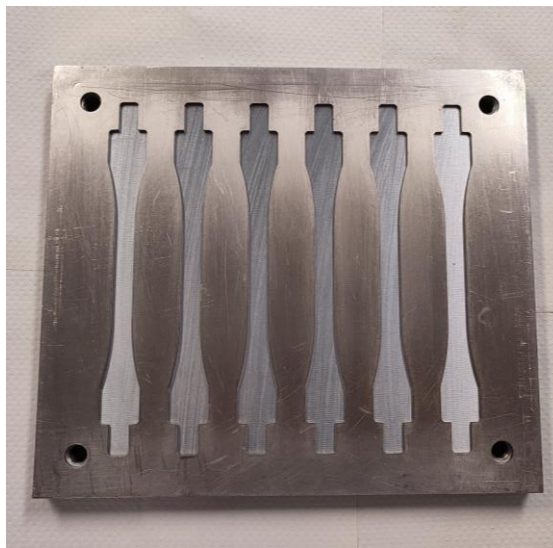


Figura 30 - Molde para produção de provetes *bulk*

De forma similar à produção de materiais compósitos, e para garantir que o adesivo não adere ao molde, este é preparado através de limpeza com acetona para remover resíduos e gorduras presentes na superfície moldante, seguida da aplicação de 3 camadas do agente desmoldante Frekote® 700-NC, procedimento previsto na ficha técnica deste agente.

A produção destes provetes é simples, uma vez que apenas consiste em verter o adesivo nas cavidades com o formato *dog-bone* da chapa interior do molde até que estas fiquem totalmente preenchidas, seguido do fecho do molde com a tampa com quatro parafusos para pressão exercida garantir a espessura pretendida para os provetes. Na Figura 31 é possível observar o processo de produção dos provetes.

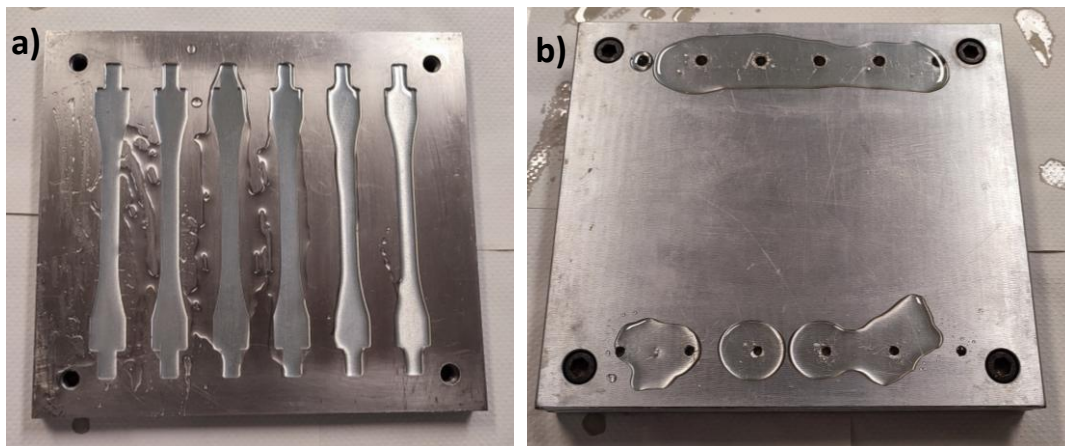


Figura 31 - Produção dos provetes *bulk* de adesivo: a) molde aberto para preenchimento da chapa com formato *dog-bone*; b) molde fechado com o excesso de adesivo visível nas furações da chapa superior

De notar que não foi realizada uma desgaseificação da mistura de resina que serve como adesivo. Foi realizado o ciclo de cura previsto na ficha técnica do material, de 24 horas à temperatura ambiente seguido de 8 horas a 80°C, para conferir as propriedades mecânicas à mistura de resina SR 8200 e de endurecedor SD 7404, ambos da Sicomin. Seguidamente foi realizada a desmoldação dos provetes. Como referido previamente, não foi realizada a desgaseificação da mistura de resina e endurecedor, pelo que, como é possível observar na Figura 32, eram visíveis pequenos vazios ao longo dos provetes 1, 4 e 5, que indicam a presença de ar no interior da mistura, defeito que irá reduzir as propriedades mecânicas resultantes do ensaio mecânico dos provetes afetados.

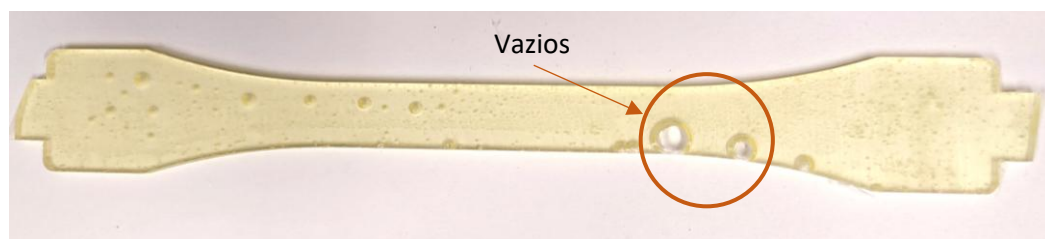


Figura 32 – Vazios presentes no interior do provete *bulk* de adesivo número 1

Os provetes para ensaio TAST consistem em dois substratos de aço unidos por uma junta topo a topo de adesivo, geometria esta descrita na norma ISO 11003-2 (Standards 2019) e visível na Figura 33. Este ensaio permite o ensaio à tração dos provetes e a análise do adesivo ao corte, que resulta na obtenção das seguintes propriedades mecânicas: módulo de corte (G), tensão de corte (τ_r) e deformação máxima ao corte (γ_r) através da análise da curva τ - γ resultante.

Para a produção destes provetes foi utilizado um gabarito já existente constituído pela placa de base com pernos, que guiam o posicionamento dos substratos de aço, e por duas placas, que servem para bloquear o deslocamento axial dos substratos, ficando assim totalmente bloqueado o seu movimento. São também utilizadas duas fitas de teflon com 1 mm de espessura para garantir o afastamento correto dos substratos. Na Figura 34 é possível observar o referido gabarito.

Desenvolvimento

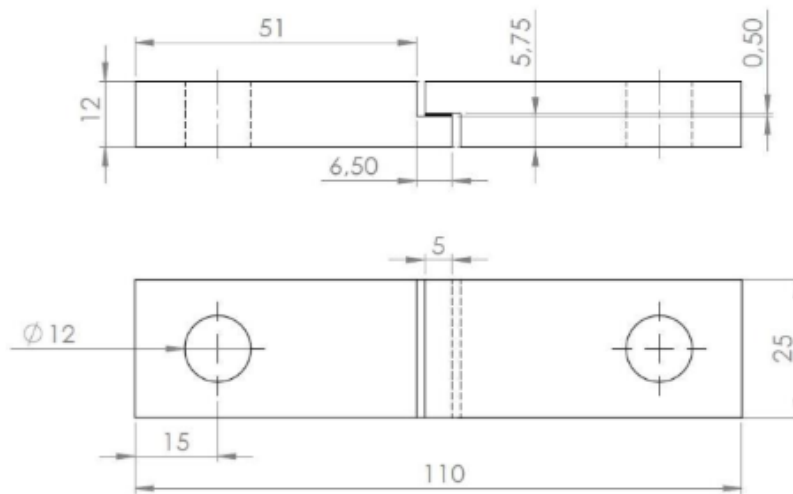


Figura 33 – Dimensões de provetes para ensaio TAST (Silva et al. 2011)

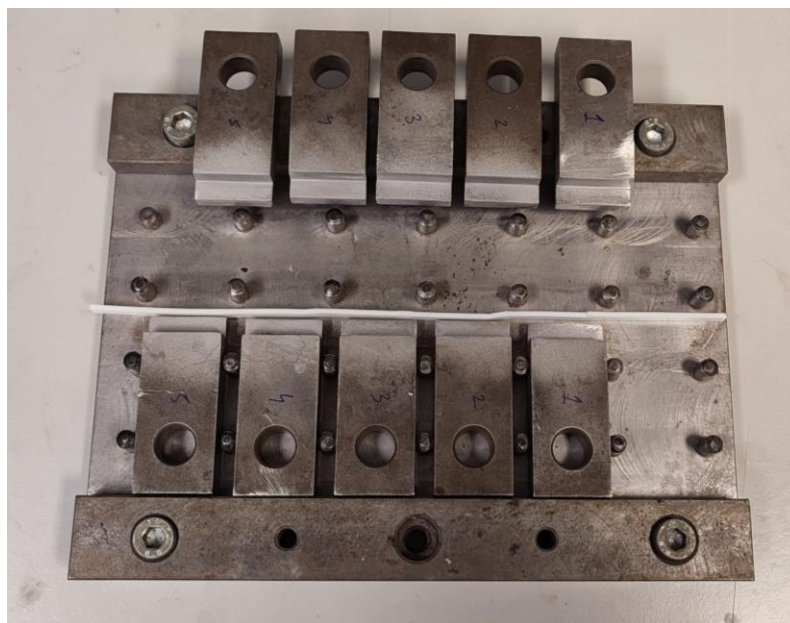


Figura 34 - Gabarito de produção dos provetes TAST

Uma vez que os substratos se encontravam com resíduos de um adesivo utilizado anteriormente, estes foram levados ao forno a 80°C para facilitar a remoção da maioria do mesmo, seguido da granalhagem da zona da junta topo a topo, com granalha de óxido de alumínio, rica em Al_2O_3 . O passo seguinte é comum à produção dos restantes provetes, designadamente limpeza com acetona da totalidade do gabarito e dos substratos e aplicação do agente desmoldante Frekote® 700-NC nas placas do gabarito.

À semelhança dos provetes *bulk* de adesivo, apenas é necessário verter o adesivo na secção da junta e posicionar o segundo substrato no topo do primeiro, garantindo o seu alinhamento pelo gabarito de produção, como é possível verificar na Figura 35.

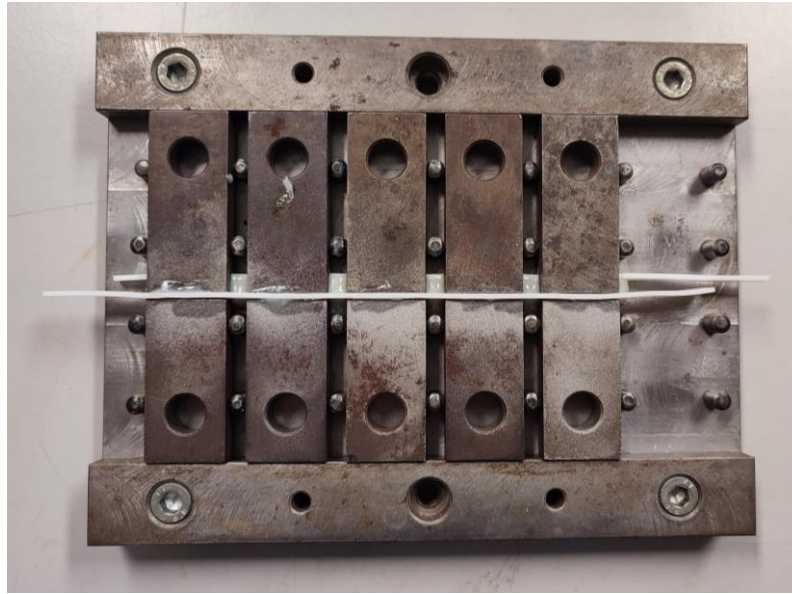


Figura 35 – Passo final da produção dos provetes TAST

Foi realizado o ciclo de cura previsto na ficha técnica do material, de 24 horas à temperatura ambiente seguido de 8 horas a 80°C, para conferir as propriedades mecânicas finais à mistura de resina SD 8200 e de endurecedor SR 7404, ambos da Sicomin. Seguidamente foi realizada a desmoldação dos provetes e respetiva remoção do excedente de adesivo por meios mecânicos, como é possível de visualizar na Figura 36.

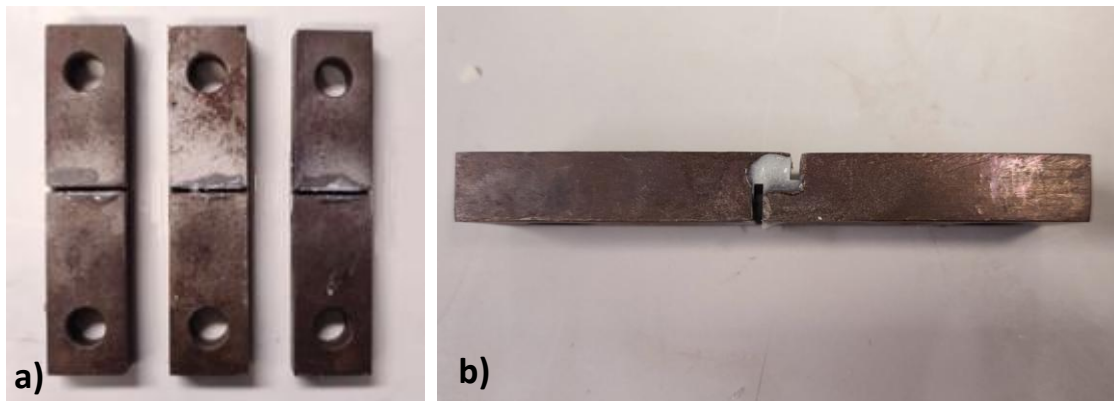


Figura 36 – Provetes TAST: a) vista de cima; b) vista lateral

3.2.1.2. Ensaio do compósito

Os ensaios de tração foram realizados no equipamento MTS FlexTest 60, equipado com um servo hidráulico (série 370.25), uma célula de carga de 100 kN (série 661.20), à temperatura ambiente e com uma velocidade de ensaio de 2 mm/min. Foi utilizado um extensómetro biaxial (série 632.85) nos ensaios para medir a deformação real dos provetes. O *set-up* do ensaio pode ser observado na Figura 37, como de acordo com a norma ASTM D 3039.

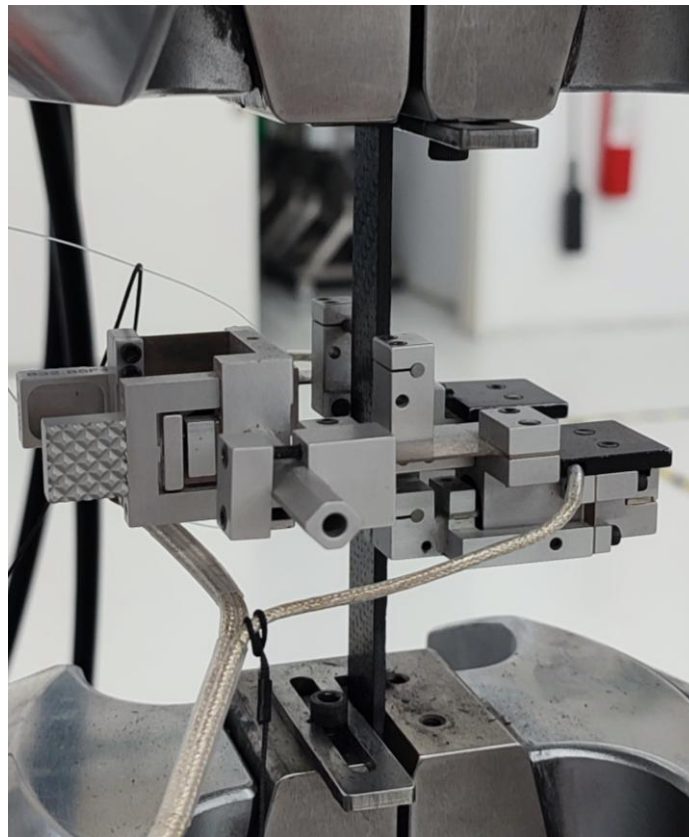


Figura 37 - *Set-up* do ensaio de tração do material compósito

À semelhança dos provetes de flexão a 3 pontos, também para os ensaios de tração foram preparados e ensaiados 10 provetes, 5 íntegros e 5 com descontinuidade. O resultado final dos provetes pode ser observado na Figura 38 e na Figura 39, assim como as respetivas curvas força-deslocamento e tensão-deformação da Figura 40 à Figura 43.

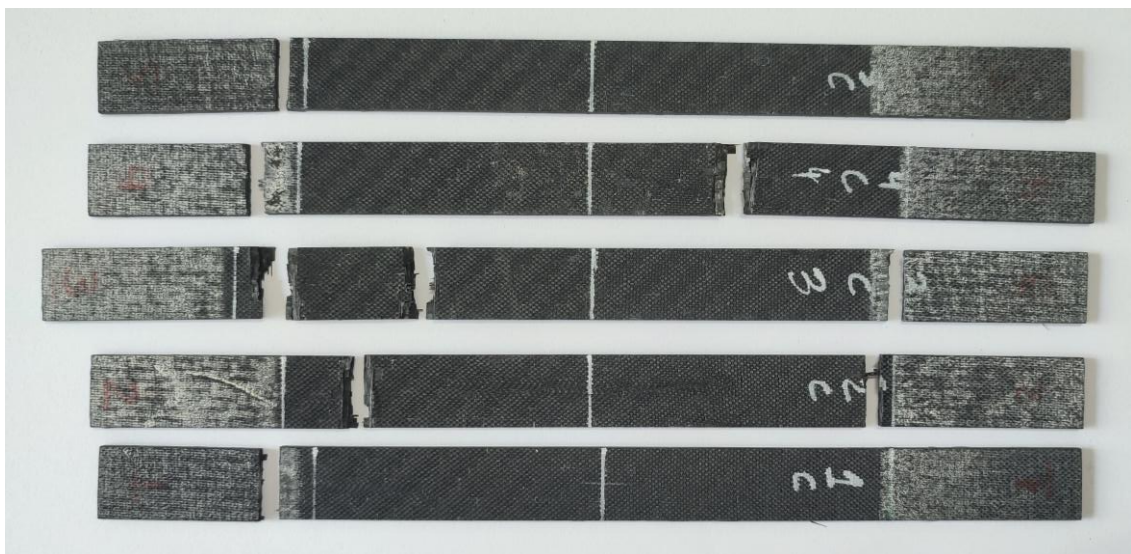


Figura 38 - Provetes de controlo sem descontinuidade após ensaios de tração

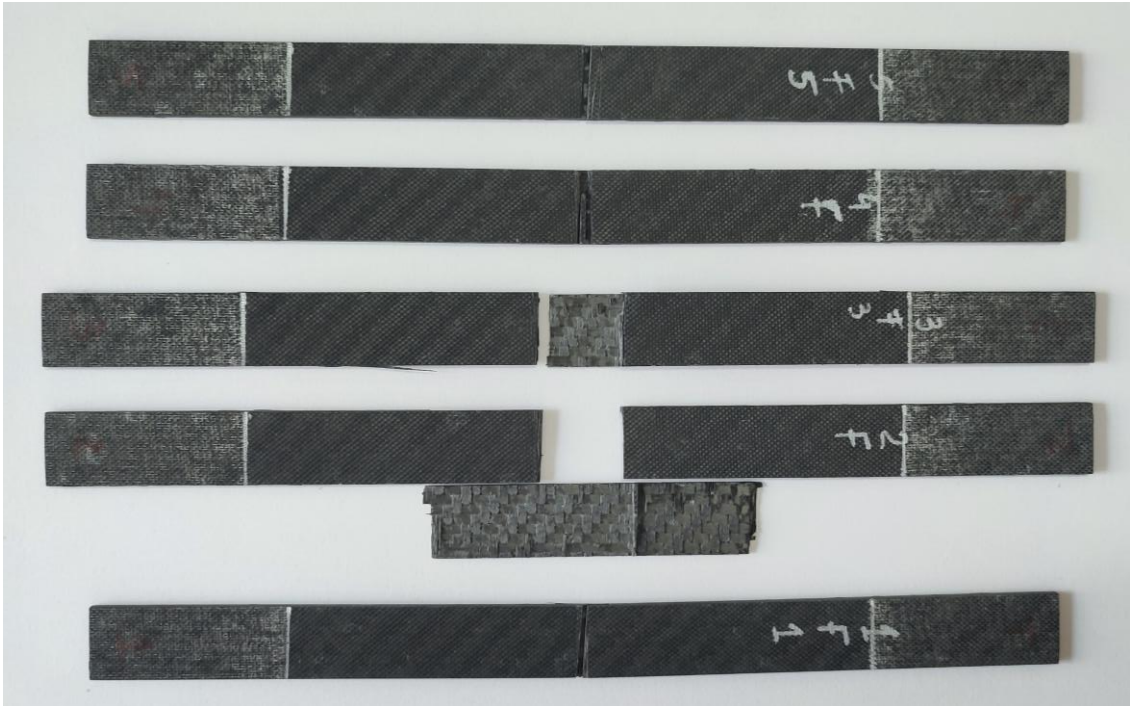


Figura 39 - Provetes de controle com descontinuidade após ensaios de tração

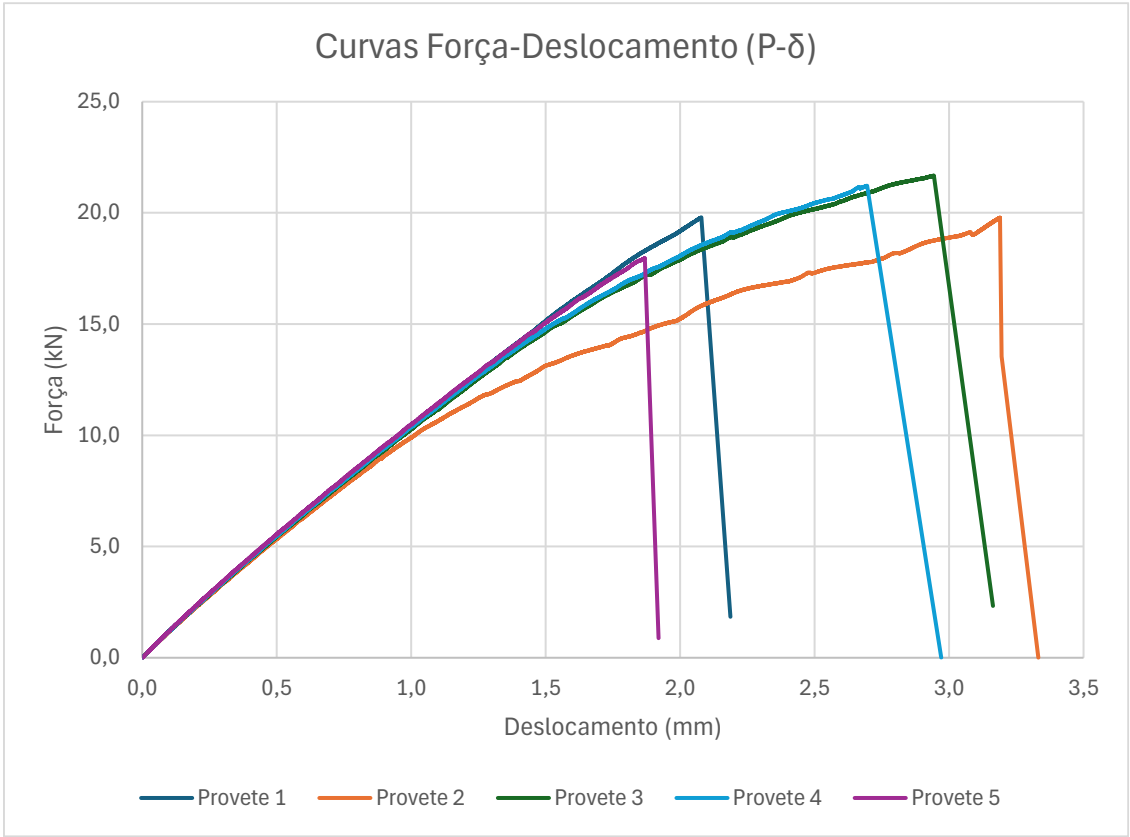


Figura 40 - Ensaio de tração: curvas força-deslocamento dos provetes sem descontinuidade

Desenvolvimento

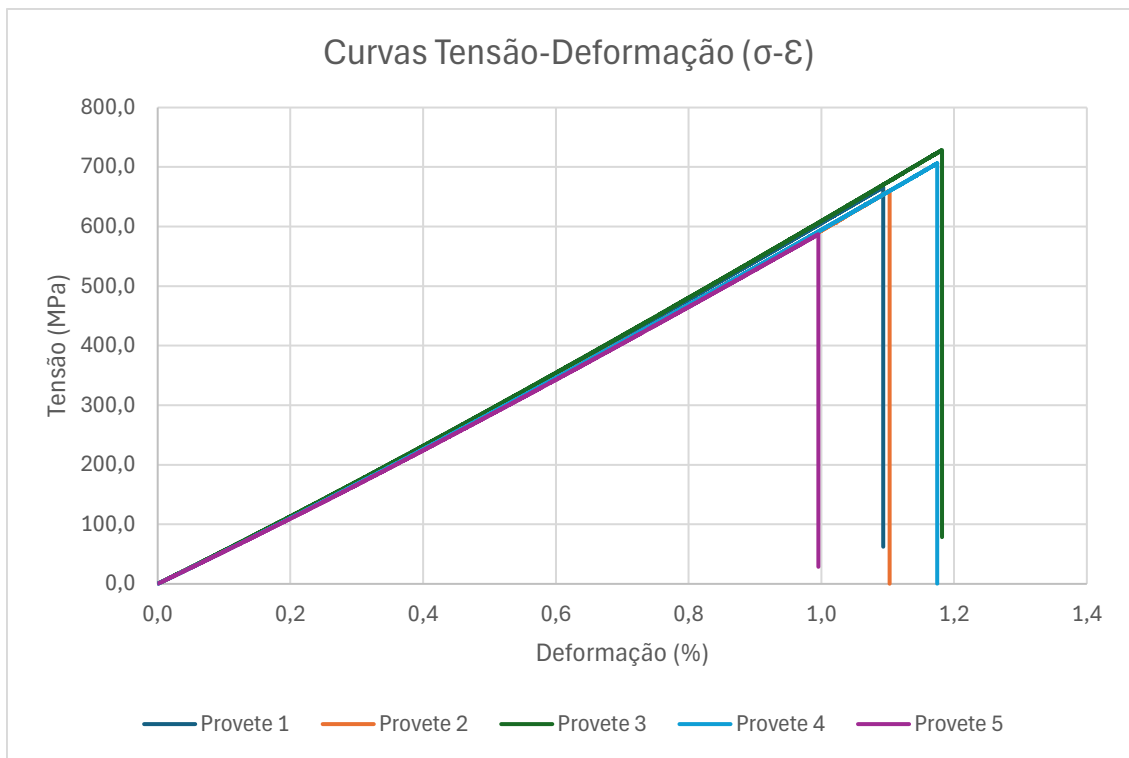


Figura 41 - Ensaio de tração: curvas tensão-deformação dos provetes sem descontinuidade

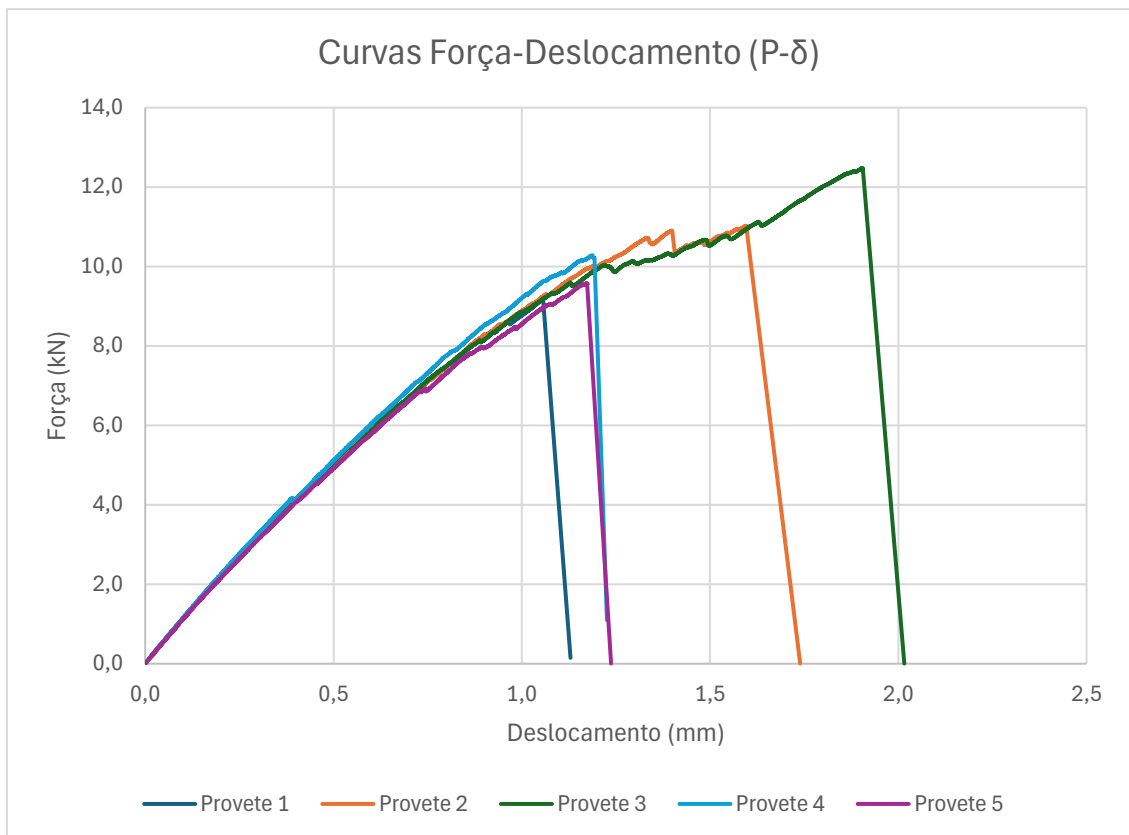


Figura 42 - Ensaio de tração: curvas força-deslocamento dos provetes com descontinuidade

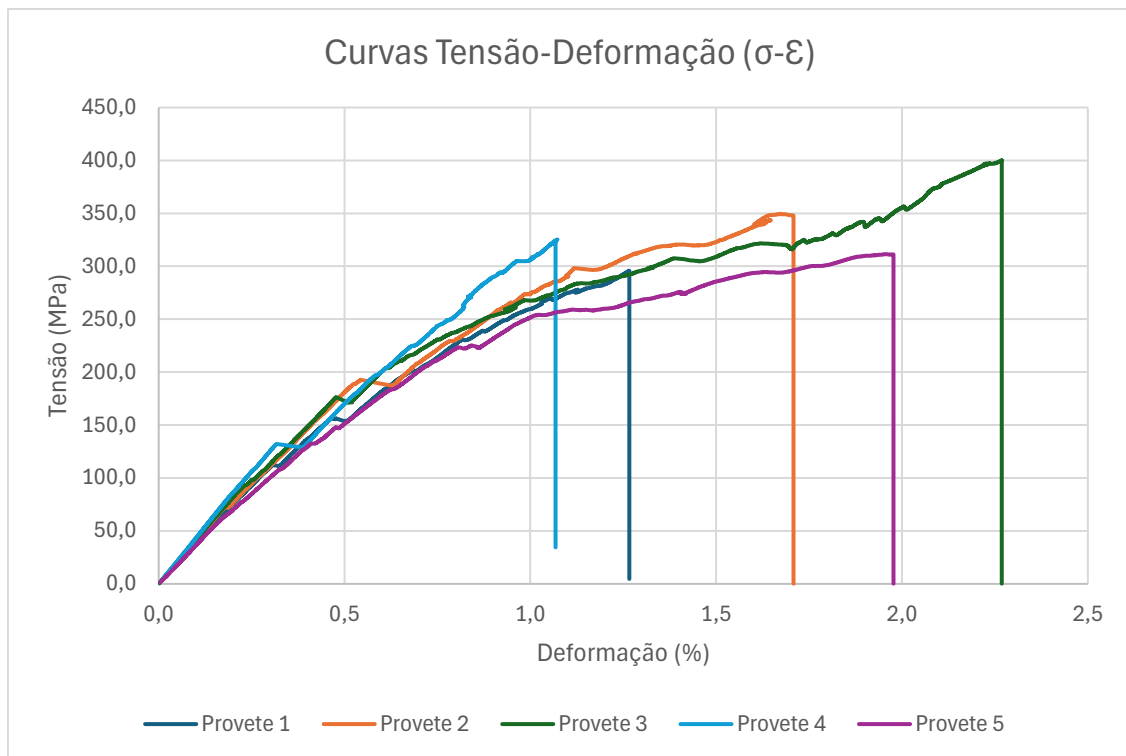


Figura 43 - Ensaio de tração: curvas tensão-deformação dos provetes com descontinuidade

De notar que o provete número 2 sem descontinuidade escorregou ligeiramente nas amarras do equipamento do ensaio mecânico, pelo que o declive da reta no gráfico força-deslocamento, correspondente ao regime elástico, não é coerente com os resultados dos restantes provetes. No entanto, como a deformação foi medida através da utilização de um extensómetro, a curva tensão-deformação mantém-se similar às restantes. Os restantes provetes sem descontinuidade apresentam uma linearidade no limite elástico muito similar entre eles, ao que corresponde uma boa reprodutibilidade do ensaio. Ao ser introduzida a variável da descontinuidade no material compósito, é possível verificar nas curvas prévias que existe alguma variabilidade nas mesmas, com especial ênfase nas curvas tensão-deformação, uma vez que não podem ser consideradas lineares.

Os ensaios de flexão em 3 pontos foram realizados no equipamento Shimadzu AG-X, equipado com uma célula de carga de 100 kN, à temperatura ambiente e com uma velocidade de ensaio de 1 mm/min. A distância entre amarras definida foi de 32 mm e o punção de carregamento tinha raio igual a 5 mm. O *set-up* do ensaio pode ser observado na Figura 44, preparado de acordo com a norma ASTM D 2344 (International 2022).

Para este ensaio mecânico foram preparados e ensaiados 10 provetes, 5 de material compósito íntegro e 5 de material compósito com uma descontinuidade, como descrito no subcapítulo anterior. O estado final dos provetes sem e com descontinuidade pode ser observado na Figura 45 e Figura 46, respetivamente.



Figura 44 - *Set-up* do ensaio de flexão em 3 pontos do material composto

As curvas força-deslocamento e tensão-deformação dos dois tipos de provetes distintos podem ser analisadas da Figura 47 à Figura 50.



Figura 45 - Ensaio de flexão em 3 pontos: estado pós-ensaio dos provetes sem descontinuidade



Figura 46 - Ensaio de flexão em 3 pontos: estado pós-ensaio dos provetes com descontinuidade

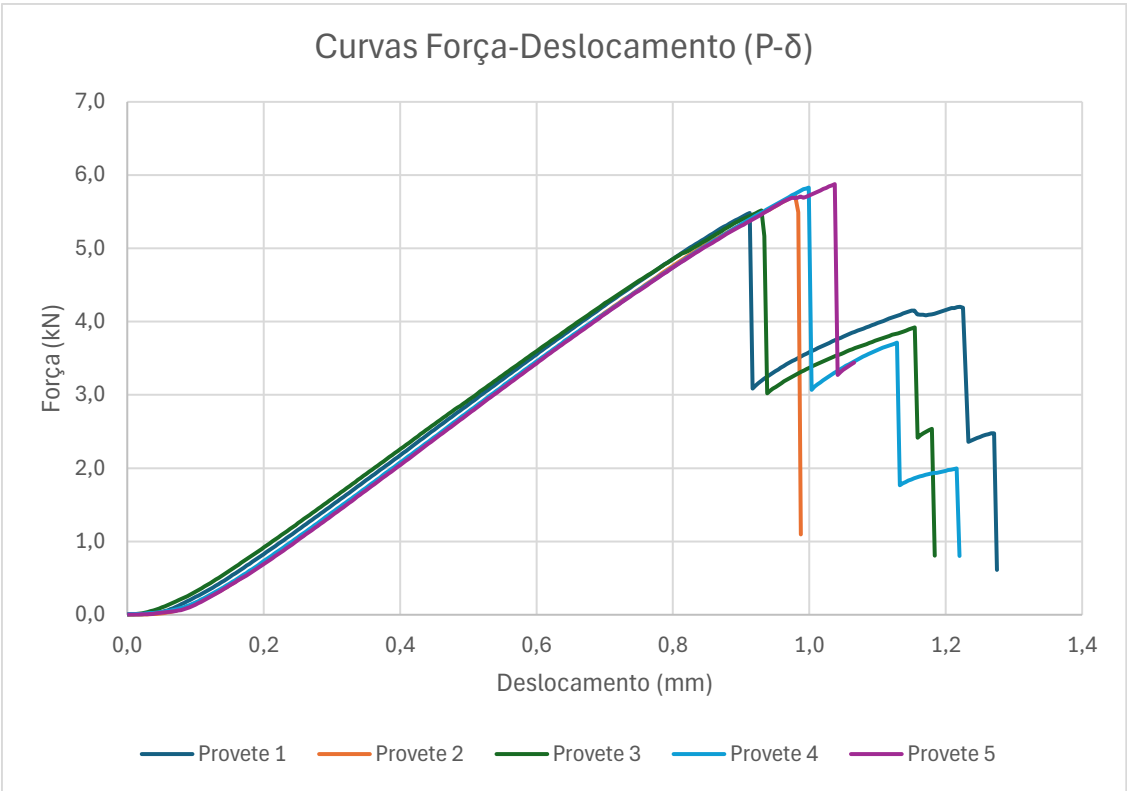


Figura 47 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas força-deslocamento dos provetes sem descontinuidade

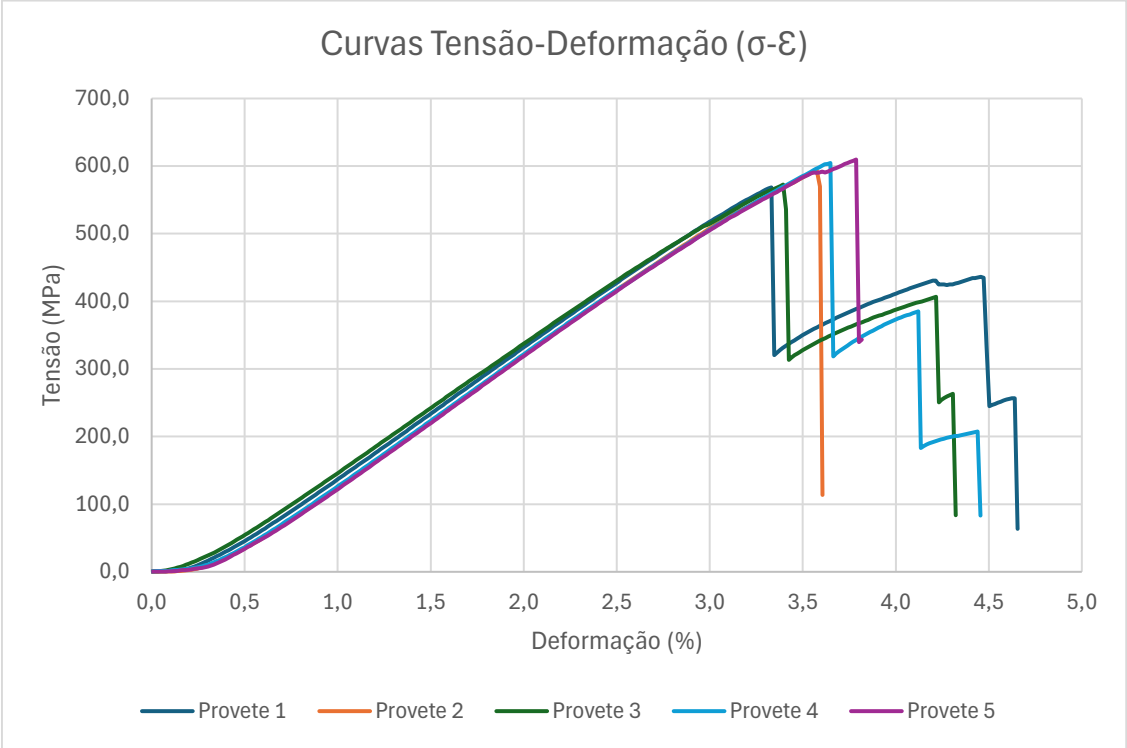


Figura 48 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas tensão-deformação dos provetes sem descontinuidade

Desenvolvimento

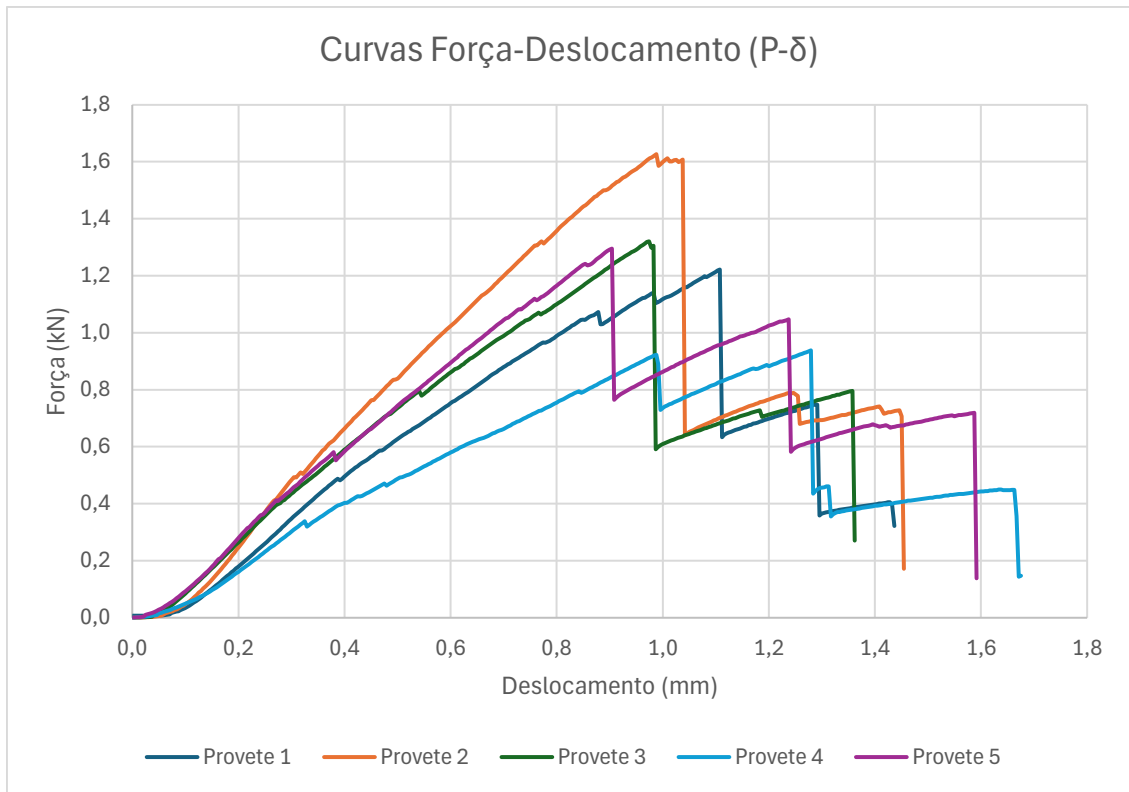


Figura 49 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas força-deslocamento dos provetes com descontinuidade

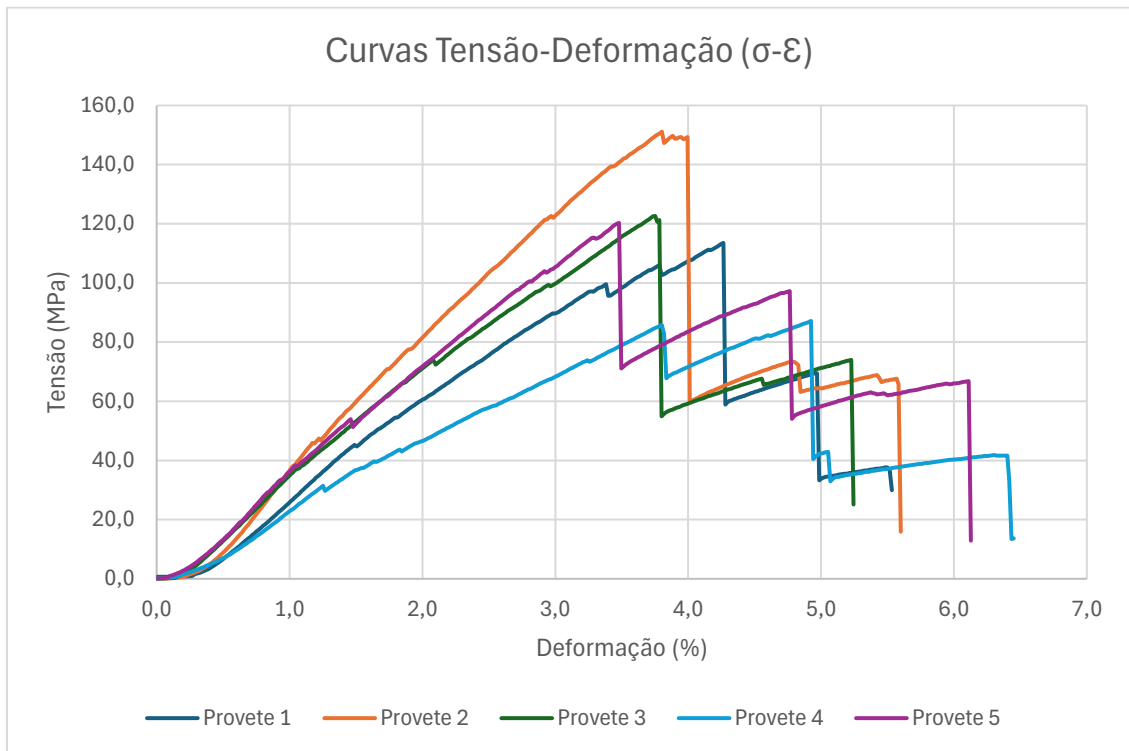


Figura 50 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas tensão-deformação dos provetes com descontinuidade

De forma similar aos resultados dos ensaios à tração, também foram obtidas curvas bastante lineares e com uma boa reprodutibilidade para os provetes integrais de material compósito mas, ao ser introduzida a variável da descontinuidade, as curvas apresentam uma grande variabilidade entre si, inclusive na força de rotura e tensão limite de cedência.

3.2.1.3. Ensaio do adesivo

Como referido previamente, para ser possível comparar as propriedades mecânicas tabeladas do adesivo epóxico SR 8200 + SD 7404 com as propriedades expectáveis na reparação foram identificados dois ensaios mecânicos: ensaios de tração a provetes *bulk* e ensaios TAST.

Os ensaios de tração dos provetes *bulk* foram realizados no equipamento Shimadzu AG-I, equipado com uma célula de carga de 10 kN, à temperatura ambiente, com uma velocidade de ensaio de 1 mm/min e com recurso a um extensómetro para medir o deslocamento. O *set-up* do ensaio pode ser observado na Figura 51, preparado de acordo com a norma EN ISO 527-2. Para este ensaio foram produzidos e testados 6 provetes.



Figura 51 - *Set-up* do ensaio à tração dos provetes *bulk*

Como seria de esperar de uma resina epóxida, com base em materiais similares (Lange e Radford 1971, Koo et al. 2016), os provetes *bulk* de adesivo epóxico sofreram todas roturas frágeis, com uma deformação plástica muito pequena na zona adjacente à fratura. Tal fenómeno pode ser observado na Figura 52.

Desenvolvimento

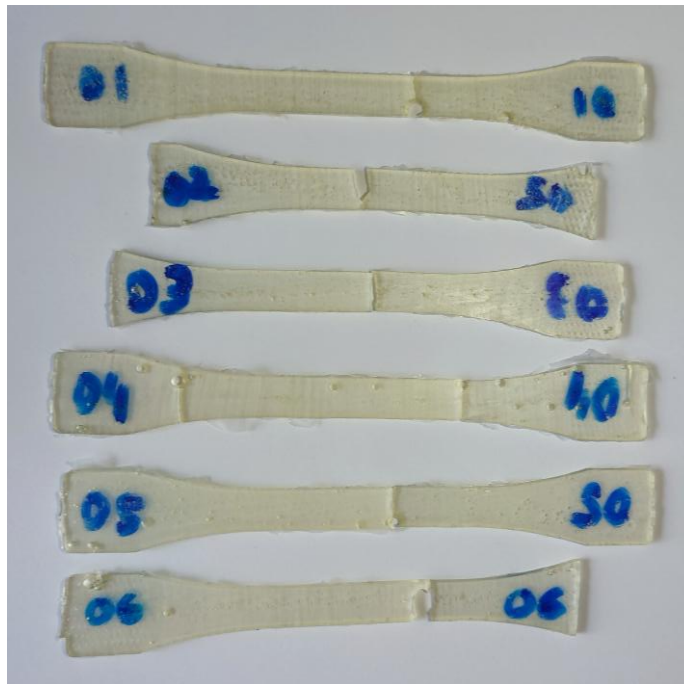


Figura 52 - Provetes *bulk* de adesivo fraturados após ensaio de tração

Também como esperado, os provetes que tinham no seu interior pequenos vazios, originários na presença de ar no molde e/ou adesivo aquando do seu vazamento, verificaram propriedades mecânicas empobrecidas, tais como os provetes 1, 4 e 5, uma vez que a área da secção resistente desses provetes era inferior. Desta forma, estes últimos provetes não serão considerados para a medição e comparação das propriedades mecânicas com a literatura.

Na Figura 53 e na Figura 54 é possível observar as curvas força-deslocamento e tensão-deformação, respetivamente.

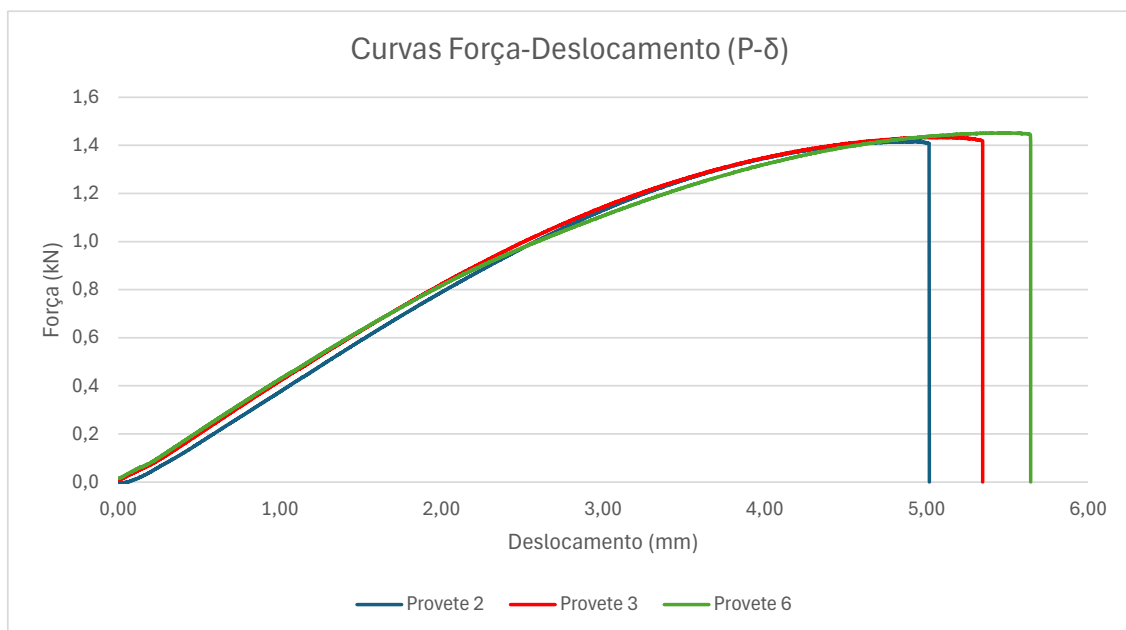


Figura 53 - Curvas força-deslocamento dos provetes de controlo *bulk*

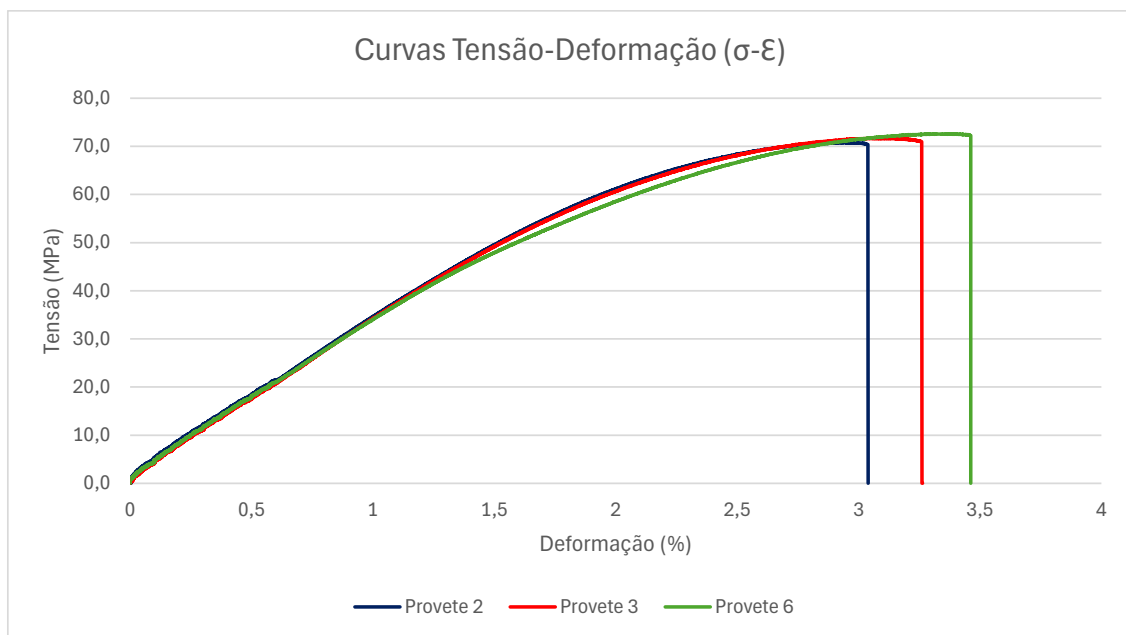


Figura 54 - Curvas tensão-deformação dos provetes de controlo *bulk*

Os ensaios dos provetes TAST foram realizados no equipamento de testes Shimadzu AG-X, equipado com uma célula de carga de 100 kN, à temperatura ambiente e com uma velocidade de ensaio de 0,5 mm/min. O *set-up* do ensaio pode ser observado na Figura 55, preparado de acordo com a norma ISO 11003-2.

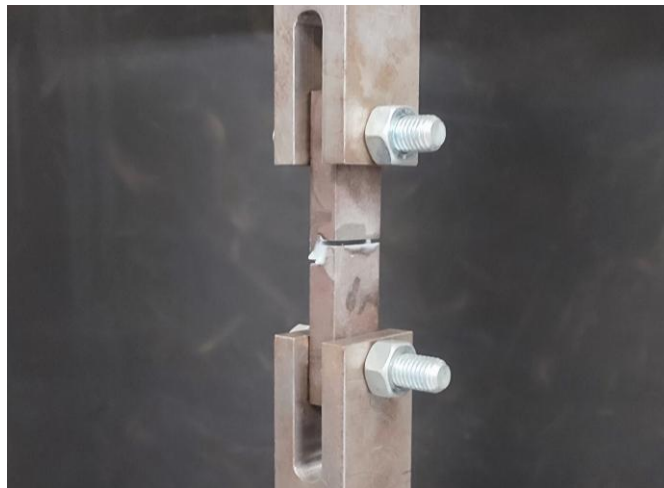


Figura 55 – *Set-up* do ensaio dos provetes TAST

O molde para os provetes TAST foi utilizado para duas produções distintas de 6 provetes cada, totalizando 12 unidades. No entanto, durante a desmoldação, 6 provetes sofreram uma rotura adesiva, pelo que ficaram inutilizados. Dos 6 provetes testados, apenas 4 foram considerados para os ensaios, uma vez que os restantes 2 obtiveram resultados incoerentes com os provetes considerados conformes. Os mesmos podem ser visualizados na Figura 56, com exceção do provete 4, uma vez que pertencia a uma produção distinta (das duas realizadas, como referido previamente). De referir que todos os 4 provetes testados sofreram rotura coesiva no adesivo, ainda que em certas zonas a descoesão seja muito próxima da interface entre o adesivo e o aço.

Desenvolvimento

As respectivas curvas força-deslocamento e tensão-deformação podem ser visualizadas na Figura 57 e na Figura 58.



Figura 56 - Provetes TAST após a realização dos ensaios

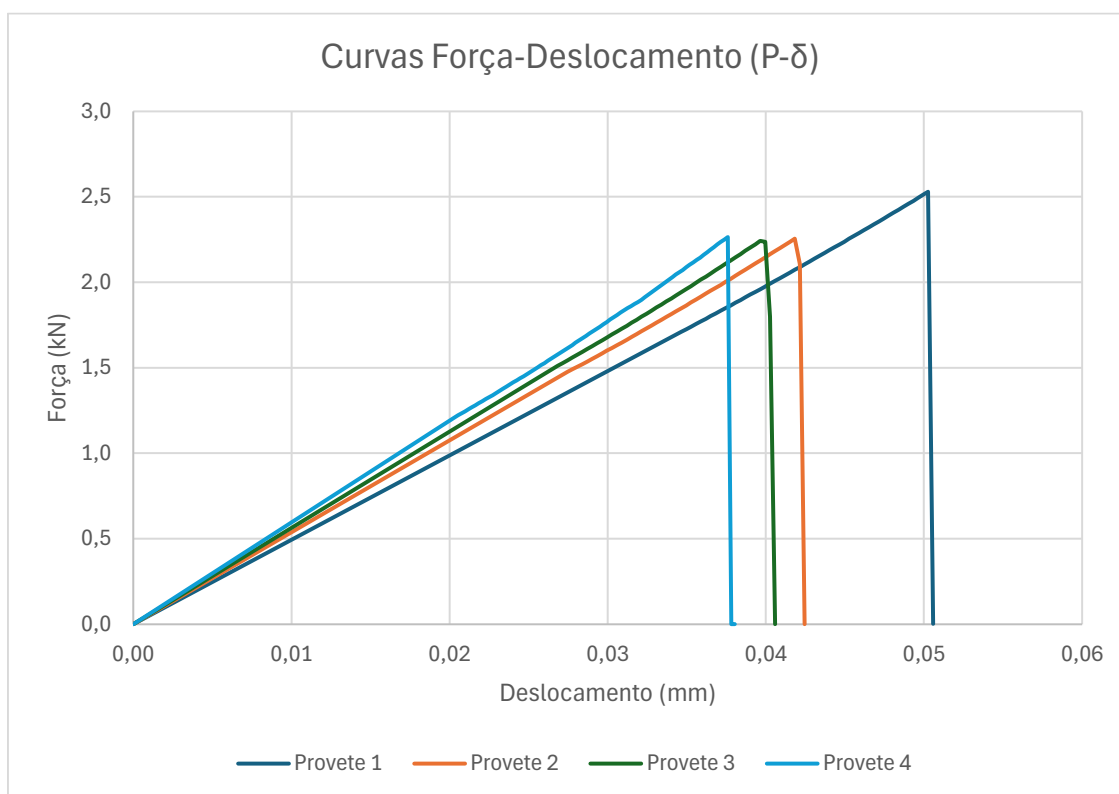


Figura 57 - Curvas força-deslocamento resultantes dos ensaios dos provetes TAST

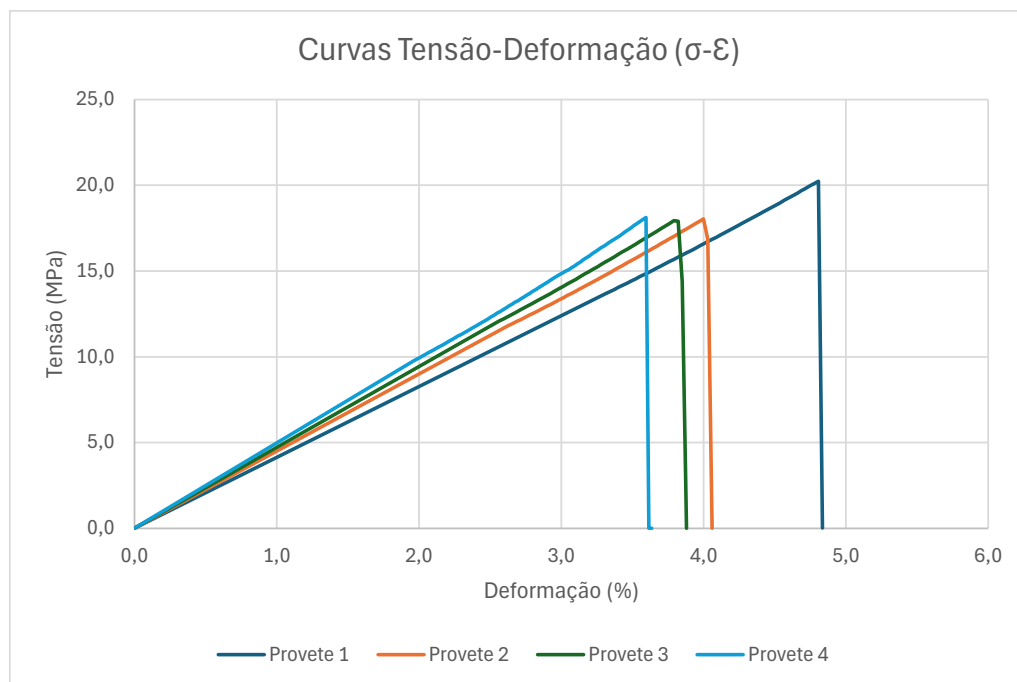


Figura 58 - Curvas tensão-deformação resultantes dos ensaios dos provetes TAST

3.2.1.4. Propriedades obtidas

As propriedades mecânicas obtidas através dos ensaios de flexão em 3 pontos e de tração, para o material compósito pré-impregnado de fibra de carbono TC250, podem ser visualizadas da Tabela 12 à Tabela 13. De notar que a linha denominada “Desvio” nas tabelas dos provetes sem descontinuidade visa comparar os mesmos com os resultados presentes na ficha técnica do material compósito, e a linha “Variação” nas tabelas dos provetes com descontinuidade tem como objetivo comparar os resultados entre os provetes ensaiados com e sem descontinuidade.

Tabela 12 - Propriedades mecânicas dos provetes de pré-impregnado sem descontinuidade à tração

	Força máxima (F)	Tensão de cedência (σ_y)	Extensão pós-rotura (ϵ)	Módulo de elasticidade (E_1)	Coefficiente de Poisson (ν_{12})
Provete 1	19,79 kN	666,01 MPa	1,73 %	57,70 GPa	0,06
Provete 2	19,78 kN	660,14 MPa	2,66 %	56,66 GPa	0,05
Provete 3	21,67 kN	728,46 MPa	2,45 %	57,97 GPa	0,06
Provete 4	21,21 kN	706,30 MPa	2,25 %	56,63 GPa	0,05
Provete 5	17,96 kN	586,12 MPa	1,56 %	55,85 GPa	0,06
Média	20,08 kN	669,40 MPa	2,13 %	56,96 GPa	0,06
Desvio padrão	1,30	48,75	0,42	0,77	0,01
Coef. de variação	7,25 %	7,28 %	22,05 %	1,52 %	10,00 %
Ficha Técnica	-	888,00 MPa	-	69,6 GPa	0,045
Desvio	-	-24,62 %	-	-13,85 %	+33,33 %

Desenvolvimento

Tabela 13 - Propriedades mecânicas dos provetes de pré-impregnado com descontinuidade à tração

	Força máxima (F)	Tensão de cedência (σ_y)	Extensão pós-rotura (ϵ)	Módulo de elasticidade (E_1)	Coefficiente de Poisson (ν_{12})
Provete 1	9,19 kN	296,29 MPa	0,88 %	35,18 GPa	0,02
Provete 2	11,02 kN	352,72 MPa	1,33 %	35,25 GPa	0,04
Provete 3	12,48 kN	406,24 MPa	1,59 %	36,50 GPa	0,04
Provete 4	10,28 kN	325,26 MPa	0,99 %	41,21 GPa	0,05
Provete 5	9,58 kN	311,39 MPa	0,98 %	32,21 GPa	0,02
Média	10,51 kN	338,38 MPa	1,15 %	36,07 GPa	0,03
Desvio padrão	1,17	38,69	0,27	2,93	0,01
Coef. de variação	12,41 %	12,78 %	25,75 %	9,09 %	39,46 %
Média s/ descont.	20,08 kN	669,40 MPa	2,13 %	56,96 GPa	0,06
Variação	-47,66 %	-49,45 %	-46,01 %	-36,67 %	-50,00 %

De notar que a tensão de corte interlaminar (ILSS) se refere à resistência da matriz entre as camadas do material pré-impregnado, e é apenas possível de medir em ensaios de flexão em que a distância entre amarras é pequena em relação à espessura do provete, e quando a matriz do material compósito é frágil, como é o caso da resina epóxida.

Tabela 14 - Propriedades mecânicas dos provetes de pré-impregnado sem descontinuidade à flexão em 3 pontos

	Força máxima (F)	Tensão de corte (τ_{12})	Tensão de corte interlaminar (ILSS)	Módulo de corte (G_{12})
Provete 1	5,48 kN	568,59 MPa	55,35 MPa	15,98 GPa
Provete 2	5,72 kN	593,65 MPa	57,26 MPa	15,10 GPa
Provete 3	5,52 kN	572,55 MPa	55,31 MPa	16,34 GPa
Provete 4	5,83 kN	604,57 MPa	59,32 MPa	15,89 GPa
Provete 5	5,87 kN	609,47 MPa	58,71 MPa	14,77 GPa
Média	5,68 kN	589,77 MPa	57,19 MPa	15,62 GPa
Desvio padrão	0,16	16,54	0,76	0,59
Coef. de variação	3,12 %	3,13 %	3,24 %	4,19 %
Ficha Técnica	-	-	59,20 MPa	-
Desvio	-	-	-3,40 %	-

Tabela 15 - Propriedades mecânicas dos provetes de pré-impregnado com descontinuidade à flexão em 3 pontos

	Força máxima (F)	Tensão de corte (τ_{12})	Tensão de corte interlaminar (ILSS)	Módulo de corte (G_{12})
Provete 1	1,22 kN	113,55 MPa	11,66 MPa	2,99 GPa
Provete 2	1,63 kN	151,10 MPa	15,76 MPa	4,26 GPa
Provete 3	1,32 kN	122,67 MPa	12,63 MPa	3,54 GPa
Provete 4	0,94 kN	87,12 MPa	9,03 MPa	2,44 GPa
Provete 5	1,29 kN	120,31 MPa	12,84 MPa	4,03 GPa
Média	1,28 kN	118,95 MPa	12,38 MPa	3,45 GPa
Desvio padrão	0,22	20,45	2,17	0,67
Coef. de variação	17,24 %	19,22 %	19,55 %	21,64 %
Média s/ descont.	5,68 kN	589,77 MPa	57,19 MPa	15,62 GPa
Variação	-77,33 %	-79,83 %	-78,35%	-77,91 %

Tal como esperado, a presença de uma fissura no material compósito empobrece as propriedades mecânicas da estrutura, pelo que se torna crucial proceder à sua respetiva identificação e reparação. De notar que as propriedades obtidas nos ensaios da tensão de corte e do módulo de corte não foram comparadas com as presentes na ficha técnica do material, uma vez que o empilhamento considerado pela Toray é diferente (empilhamento com camadas a $\pm 45^\circ$).

No caso dos ensaios à tração, a tensão de cedência e o módulo de elasticidade longitudinal previstos pela ficha técnica do material compósito são ligeiramente superiores aos valores obtidos (desvios de 24,62 % e 13,85 %, respetivamente), enquanto que é possível verificar uma redução drástica das propriedades mecânicas dos provetes com descontinuidade (a tensão de cedência é aproximadamente apenas metade), face aos provetes controlo. No caso dos ensaios à flexão em 3 pontos, os resultados são próximos às propriedades apresentados na ficha técnica do material, nomeadamente a tensão de corte interlaminar, com um desvio de 3,40 %. Com a introdução da descontinuidade neste último ensaio, a redução da integridade do material foi ainda mais acentuada, com desvios próximos a 80 %.

As propriedades mecânicas obtidas para o adesivo, composto pela mistura de resina epóxida SR 8200 e endurecedor SD 7404 da Sicomin, podem ser visualizadas na Tabela 16 e na Tabela 17, resultantes dos ensaios realizados no subcapítulo anterior. De notar que as propriedades dos provetes *bulk* são bastante próximas das esperadas, mas as dos provetes TAST apresentam uma discrepância elevada com as propriedades apresentadas na ficha técnica.

Tabela 16 – Propriedades mecânicas dos provetes *bulk* de adesivo à tração

	Força máxima (F)	Tensão de cedência (σ_y)	Deformação (ϵ)	Módulo de elasticidade longitudinal (E)
Provete 1	-	-	-	-
Provete 2	1416,4 N	70,82 MPa	3,47 %	3,71 GPa
Provete 3	1434,4 N	71,72 MPa	3,44 %	3,80 GPa
Provete 4	-	-	-	-
Provete 5	-	-	-	-
Provete 6	1452,7 N	72,63 MPa	3,46 %	3,90 GPa
Média	1434,5 N	71,72 MPa	3,46 %	3,80 GPa
Desvio padrão	14,82	0,74	0,01	0,08
Coef. de variação	1,27 %	1,72 %	0,44 %	2,50 %
Ficha Técnica	-	80,00 MPa	5,90 %	3,71 GPa
Desvio	-	-11,54 %	-70,52 %	+2,37 %

Tabela 17 - Propriedades mecânicas dos provetes TAST de adesivo à tração

	Força máxima (F)	Tensão de corte (τ_y)	Deformação (ϵ)	Módulo de corte (G)
Provete 1	2529,5 N	20,24 MPa	4,84 %	0,41 GPa
Provete 2	2254,9 N	18,04 MPa	4,06 %	0,45 GPa
Provete 3	2241,5 N	17,93 MPa	3,88 %	0,47 GPa
Provete 4	2265,3 N	18,12 MPa	3,64 %	0,50 GPa
Média	2322,8 N	18,58 MPa	4,11 %	0,46 GPa
Desvio padrão	107,01	0,86	0,40	0,03
Coef. de variação	5,95 %	5,96 %	12,65 %	8,25 %
Ficha Técnica	-	52,00 MPa	5,90 %	3,22 GPa
Desvio	-	-179,87 %	-43,55%	-600,00 %

3.2.2. Fabrico das reparações

3.2.2.1. Fabrico dos laminados

As placas destinadas ao processo de reparação foram produzidas de forma idêntica aos provetes controlo com a descontinuidade no pré-impregnado de fibra de carbono, uma vez que se pretende simular as condições iniciais e o efeito dos defeitos nas estruturas em material compósito, neste caso a propagação de uma fissura. Desta forma, o procedimento descrito no subcapítulo 3.2.1.1 mantém-se válido para a placa base destes provetes. Para efeitos de maior reprodutibilidade das condições entre provetes, foi evitado fazer o desbaste das secções danificadas de forma manual, ainda que este seja o procedimento mais comum para as reparações de estruturas em material compósito. No caso desta dissertação, foram preparados

modelos CAD que replicassem as placas base com a remoção das secções danificadas, seja o alargamento das fissuras para preenchimento ou o desbaste do rampeado do escalonado para substituição de peles, para fabrico por maquinação CNC. Os parâmetros utilizados para a maquinação dos provetes no equipamento CNC foram uma rotação de 7958 rpm, uma velocidade de avanço de 2120 mm/min e uma profundidade de corte por passagem de 2 mm, com recurso a uma fresa própria para materiais compósitos, Kennametal CBDB0600AXAS, composta por metal duro com revestimento adiamantado. Nas reparações por preenchimento da fissura com adesivo, as placas destinadas aos ensaios de tração e de flexão a 3 pontos podem ser observadas na Figura 59. De forma a garantir que o adesivo consegue preencher a totalidade da fissura, esta foi alargada com recurso a uma fresa de topo com diâmetro 6 mm que, com uma passagem no centro da descontinuidade, removeu a secção envolvente à fissura.

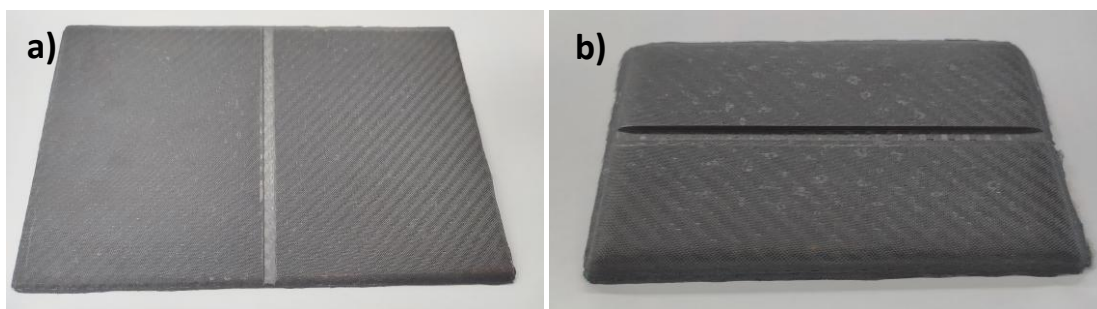


Figura 59 – Preparação das reparações por preenchimento de adesivo: a) placa destinada a provetes de tração; b) placa destinada a provetes de flexão a 3 pontos

De seguida, as placas foram preparadas para o começo da reparação propriamente dita, através da limpeza de quaisquer resíduos provenientes da maquinação CNC e/ou gorduras presentes na superfície com recurso a acetona. Já no caso das reparações por substituição das peles de fibra de carbono em formato de escalonado, foi considerado um ângulo de 2° para o rampeado, de forma a permitir uma transição suave entre o rebaixo provocado pela fissura e a estrutura base. No entanto, como a placa para os ensaios à flexão a 3 pontos não tem dimensão suficiente para cumprir este requisito, foi considerado o ensaio da secção mais crítica do escalonado, isto é, a secção em que mais material teve de ser removido para que a fissura deixasse de existir. Desta forma, esta última placa base apenas foi produzida com a espessura necessária para simular a remoção do material compósito danificado. Na Figura 60 é possível observar a placa base destinada aos ensaios à tração, em formato de escalonado.

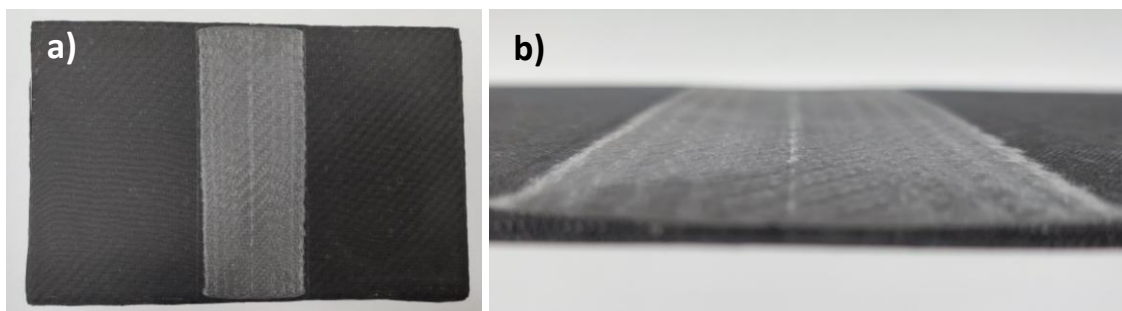


Figura 60 – Preparação das reparações por substituição de peles em formato de escalonado: a) vista de cima da placa base; b) vista de frente da placa base

3.2.2.2. Execução da reparação

O passo seguinte passa pelo preenchimento da fissura alargada com fios de fibra de carbono nas direções principais, primeiramente paralelamente à descontinuidade e de seguida perpendicularmente (Figura 61 a)), seguido do vazamento da mistura de resina epóxida SR 8200, endurecedor SD 7404 e fibras curtas, processo também conhecido como *potting*. A adição das fibras de carbono na mistura do adesivo permite que as propriedades mecânicas não dependam unicamente da resina epóxida, conferindo propriedades mecânicas superiores à reparação. Foi utilizado um rácio de 30 para 70 entre o peso da resina + endurecedor e os fios de fibra de carbono. Na Figura 61 é possível observar o processo do preenchimento da fissura.

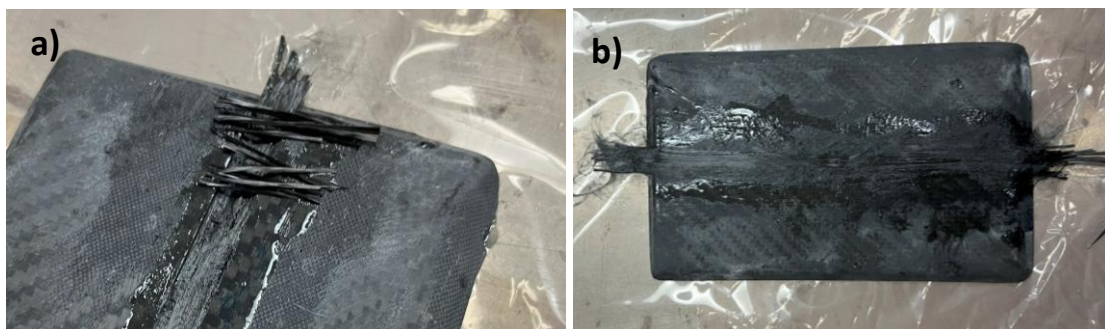


Figura 61 – Processo de reparação por preenchimento da fissura: a) deposição de fios de carbono; b) vazamento de resina epóxida para preenchimento

De notar que a fissura deve ser preenchida em excesso, isto é, após a finalização da deposição das fibras de carbono e do vazamento da resina deve ser possível observar uma saliência na secção maquinada, excedente este que será removido *a posteriori*. Para conferir as propriedades mecânicas esperadas à resina epóxida, foi cumprido o ciclo de cura recomendado pelo fabricante de 24 horas à temperatura ambiente, seguido de 8 horas a 80 °C e em vácuo contínuo para evitar a formação de vazios no interior do preenchimento da fissura.

Como referido, após o ciclo de cura recomendado, é necessário remover o excedente de preenchimento através de lixamento manual, com precaução para não remover a pele exterior da placa base. Esta remoção do excedente serve para que a estrutura volte às suas dimensões iniciais. Na Figura 62 é possível observar as placas de provetes para ensaios à tração e para ensaios à flexão a 3 pontos já com este último passo realizado.

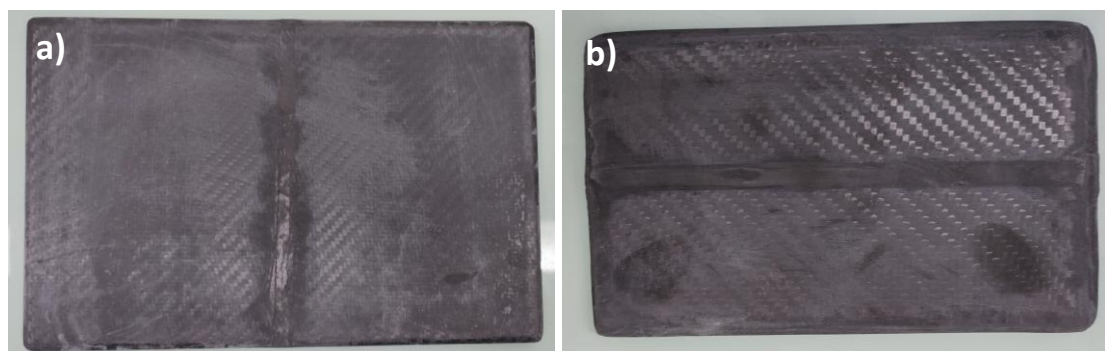


Figura 62 – Processo de reparação por preenchimento da fissura: a) placa para provetes para ensaios à tração; b) placa para provetes para ensaios à flexão

De seguida, é aplicada uma camada do filme adesivo XA120 para promover a adesão entre a estrutura reparada e uma última camada de pré-impregnado de fibra de carbono TC250. Esta última camada de fibra de carbono deverá ter uma margem de 25 mm em todas as direções para além da secção do preenchimento e tem como propósito ajudar a distribuir as tensões aplicadas entre cada metade da placa separada pela fissura preenchida, presente na Figura 62.

Uma vez que, após o ciclo de cura da resina epóxida da Sicomin, esta apenas apresenta uma temperatura de transição vítrea de 96 °C, não seria viável cumprir o ciclo de cura recomendado pelo fabricante do material compósito pré-impregnado. Neste caso a resina epóxida poderia perder propriedades mecânicas durante o ciclo de cura do pré-impregnado. Desta forma, a Toray, fornecedora do pré-impregnado, foi contactada para que fosse possível arranjar um bom compromisso entre o ciclo de cura a realizar e as propriedades mecânicas obtidas, devolvendo um ciclo de 10 horas a 88 °C, que irá corresponder a 90% da cura total do material compósito, segundo as suas simulações/ensaios. Na Figura 63 é possível observar as placas finais da reparação por preenchimento da fissura.

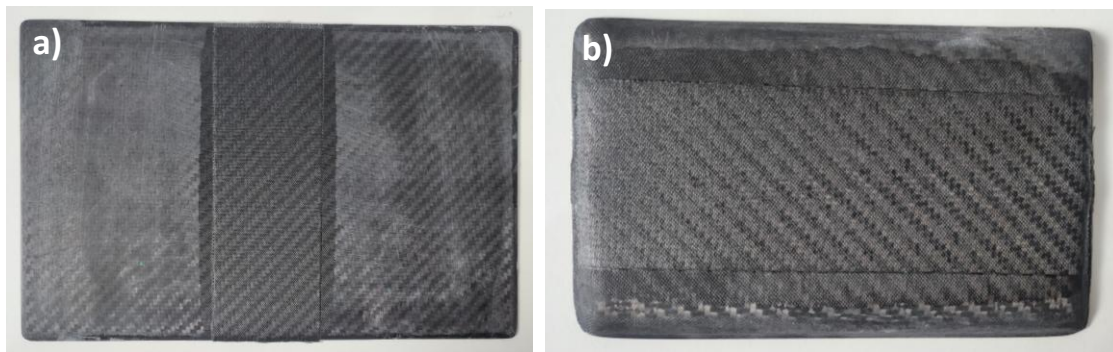


Figura 63 - Processo de reparação por preenchimento da fissura: a) placa reparada para ensaios à tração; b) placa reparada para ensaios à flexão

Após a preparação da reparação em formato de escalonado, os passos seguintes são comuns aos da laminação manual previstos para as estruturas bases. Desta forma, é efetuada a limpeza cuidada da zona a laminar com as peles de substituição, com recurso a acetona, para remover todos os resíduos e gorduras resultantes dos passos anteriores.

Seguidamente, foram cortadas as peles de substituição, de acordo com o ângulo do escalonado previsto de 2°, para preencher os degraus obtidos durante a remoção do material em torno da fissura, como descrito no subcapítulo 3.2.2.1. Também foi cortada uma pele de filme adesivo, com dimensão suficiente para cobrir toda a zona a ser reparada. As peles de substituição podem ser observadas na Figura 64 a). As peles de substituição foram laminadas considerando um excedente de aproximadamente 16 mm entre camadas, da pele de menor dimensão para a maior, terminando com uma pele de pré-impregnado extra, com um excesso de 25 mm em ambas as direções para além da zona da reparação, para melhorar a resistência da reparação, como é possível observar na Figura 64 b).

Desenvolvimento

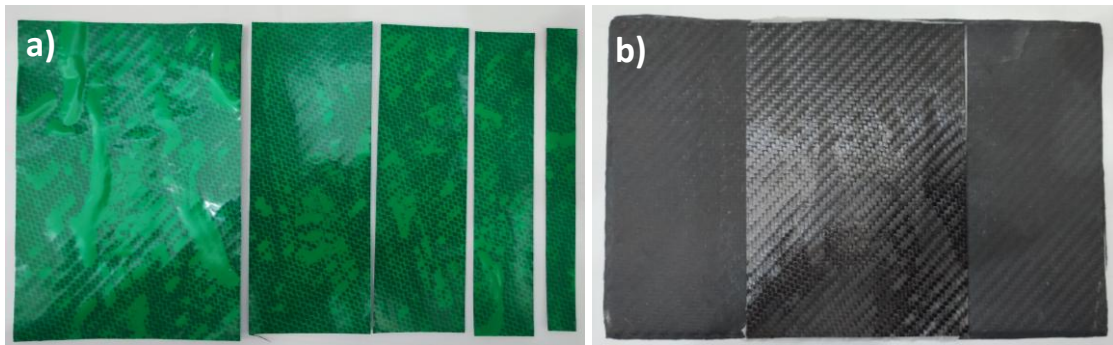


Figura 64 – Processo de reparação por substituição de peles, em formato de escalonado: a) preparação das peles de substituição; b) laminação da reparação

De notar que, devido à dimensão exigida pela norma ASTM D 2344 para os provetes de compósito a ensaiar por flexão em 3 pontos, não existe espaço suficiente para a rampa de 2° proposta. Dessa forma, foi analisada a secção mais crítica da reparação, ou seja, a zona central onde mais camadas de material compósito são removidas. Assim, foram laminadas peles completas para esta placa.

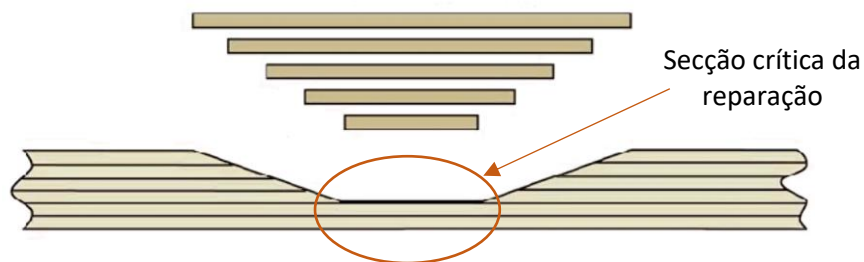


Figura 65 – Zona crítica da reparação por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado

Para finalizar, foi preparado um saco de vácuo com uma pressão interna de 1 bar e as placas foram sujeitas ao ciclo de cura previsto na sua ficha técnica, que compreende um primeiro estágio a 88 °C durante 1 hora, seguido de um segundo estágio a 130 °C durante 2 horas, com rampas de aquecimento de aproximadamente 1,5 °C por minuto. As placas reparadas podem ser observadas na Figura 66.

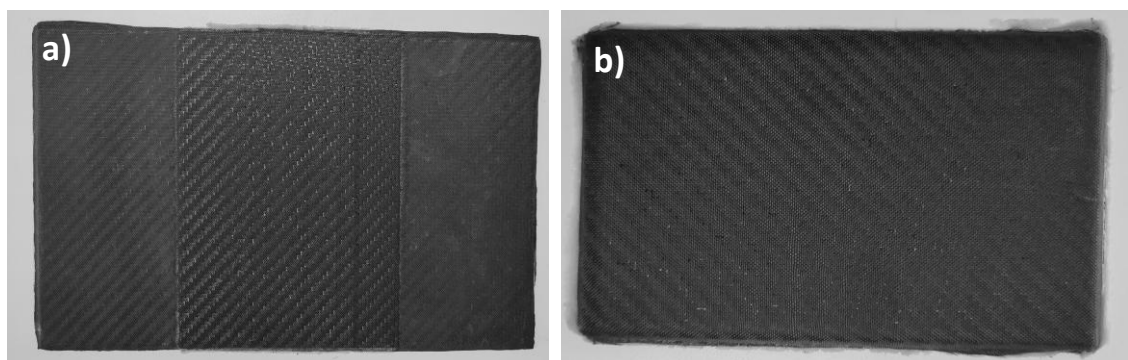


Figura 66 - Processo de reparação por substituição de peles, em formato de escalonado: a) placa reparada para ensaios à tração; b) placa reparada para ensaios à flexão

3.2.2.3. Preparação para ensaios

Como preparação para os ensaios mecânicos a realizar, as placas em material compósito foram sujeitas a maquinação CNC para se obterem os provetes com o maior rigor dimensional possível, como é possível observar na Figura 67. De notar que, para evitar que os provetes se soltassem da placa a meio do processo da maquinação e se danificassem, foram criadas zonas de conformidade de material nas extremidades onde as amarras da máquina de ensaios os iria agarrar, removidas manualmente após o término da maquinação.

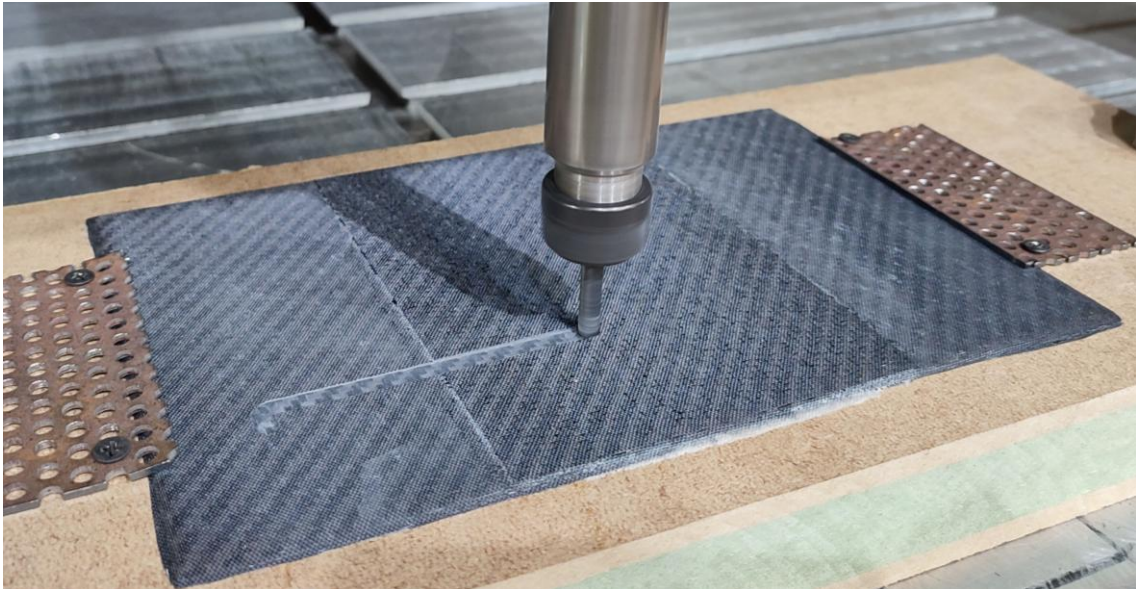


Figura 67 – *Trim* por maquinação CNC dos provetes para ensaios mecânicos das reparações

Os provetes obtidos para ensaios de tração e de flexão em 3 pontos podem ser observados na Figura 68 e na Figura 69, respetivamente. À semelhança dos provetes controlo, também foi realizado um controlo dimensional dos provetes, presente na Tabela 18 e na Tabela 19, que indica que existiu uma boa repetibilidade entre provetes devido ao *trim* ter sido realizado por maquinação CNC, processo capaz de garantir uma boa exatidão das dimensões pretendidas.

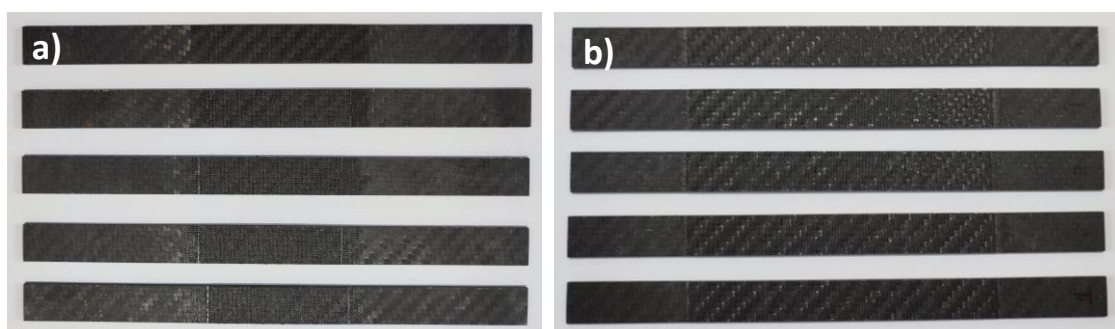


Figura 68 – Provetes reparados para ensaio à tração: a) com preenchimento da fissura; b) com substituição das peles danificadas, em formato de escalonado

Tabela 18 - Verificação dimensional dos provetes reparados para o ensaio de tração

Ensaio	Reparação	Provete	Comprimento [mm]		Largura [mm]		Espessura [mm]	
Tração	Preenchimento da fissura	1	199,95	199,98	14,95	14,98	2,00	1,97
			200,00		15,00		1,95	
			200,05		15,00		1,95	
		2	200,00	200,00	15,00	15,00	2,05	2,02
			200,00		15,00		2,00	
			200,00		15,00		2,00	
		3	200,00	200,02	15,00	15,00	2,00	2,00
			200,05		15,00		2,00	
			200,00		15,00		2,00	
		4	200,10	200,03	15,00	14,98	1,90	1,93
	200,00		14,95		1,95			
	200,00		14,95		1,95			
	Substituição das peles, em formato de escalonado	5	200,00	200,00	15,00	14,98	2,05	2,03
			200,00		14,95		2,05	
			200,00		15,00		2,00	
200,00			15,00		2,00			
200,00			15,00		2,00			
Substituição das peles, em formato de escalonado	1	200,00	200,00	15,00	14,98	2,05	2,05	
		200,00		14,95		2,05		
		200,00		14,95		2,05		
		200,00		14,90		2,00		
		200,05		14,90		2,00		
Substituição das peles, em formato de escalonado	2	200,00	200,03	15,00	14,95	2,05	2,02	
		200,00		14,95		2,00		
		200,05		14,90		2,00		
Substituição das peles, em formato de escalonado	3	200,00	200,00	15,00	14,98	2,05	2,05	
		200,00		14,95		2,05		
		200,00		15,00		2,05		
Substituição das peles, em formato de escalonado	4	200,00	200,02	15,00	14,98	2,05	2,03	
		200,05		14,95		2,05		
		200,00		14,95		2,00		
Substituição das peles, em formato de escalonado	5	200,00	200,00	15,00	15,00	2,05	2,02	
		200,00		15,00		2,00		
		200,00		15,00		2,00		

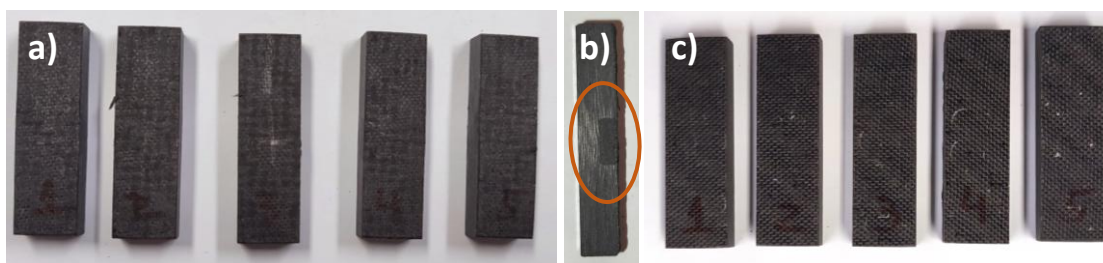


Figura 69 - Provetes reparados para ensaio à flexão em 3 pontos: a) com preenchimento da fissura (vista de cima); b) com preenchimento da fissura (vista lateral); c) com substituição das peles danificadas

Tabela 19 - Verificação dimensional dos provetes reparados para o ensaio de flexão a 3 pontos

Ensaio	Reparação	Provete	Comprimento [mm]		Largura [mm]		Espessura [mm]	
Flexão em 3 pontos	Preenchimento da fissura	1	40,05	40,05	12,00	11,98	6,60	6,65
			40,05		12,00		6,70	
			40,00		11,95		6,65	
		2	40,00	39,98	11,90	11,98	6,80	6,78
			40,00		12,05		6,80	
			39,95		12,00		6,75	
		3	40,00	40,03	12,00	11,98	6,80	6,82
			40,00		12,00		6,85	
			40,10		11,95		6,80	
		4	39,95	40,00	12,00	12,00	6,80	6,75
			40,05		12,00		6,75	
			40,00		12,00		6,70	
		5	40,00	40,00	12,00	11,98	6,80	6,82
			40,00		12,00		6,80	
			40,00		11,95		6,85	
	Substituição das peles, em formato de escalonado	1	40,00	40,00	12,00	11,98	6,40	6,42
			40,00		11,95		6,45	
			40,00		12,00		6,40	
		2	40,00	40,00	12,00	11,98	6,45	6,43
			40,00		12,00		6,45	
40,00			11,95		6,40			
3		40,00	39,98	12,00	11,98	6,40	6,40	
		40,00		12,00		6,40		
		39,95		11,95		6,40		
4		39,75	39,77	12,20	12,13	6,45	6,48	
		39,80		12,10		6,50		
		39,75		12,10		6,50		
5		40,00	40,03	12,00	11,98	6,40	6,42	
		40,05		11,95		6,45		
		40,05		12,00		6,40		

3.2.3. Ensaio das reparações

3.2.3.1. Descrição do equipamento do ensaio (*set-up*)

De forma a não serem inseridas novas variáveis nos resultados dos ensaios mecânicos, os provetes foram ensaiados nas mesmas condições previstas para os provetes controlo, que foram descritas no subcapítulo 3.2.1.2.

Assim, para os ensaios de tração, o equipamento utilizado foi o MTS FlexTest 60, equipado com um atuador servo hidráulico da série 370.25, uma célula de carga de 100 kN da série 661.20 e um extensómetro biaxial da série 632.85, também da MTS. Os ensaios foram realizados à temperatura ambiente e com uma velocidade de 2 mm/min, como previsto na norma ASTM D 3039. Na Figura 70 a) é possível visualizar o equipamento de ensaios e na Figura 70 b) o extensómetro biaxial.

Desenvolvimento

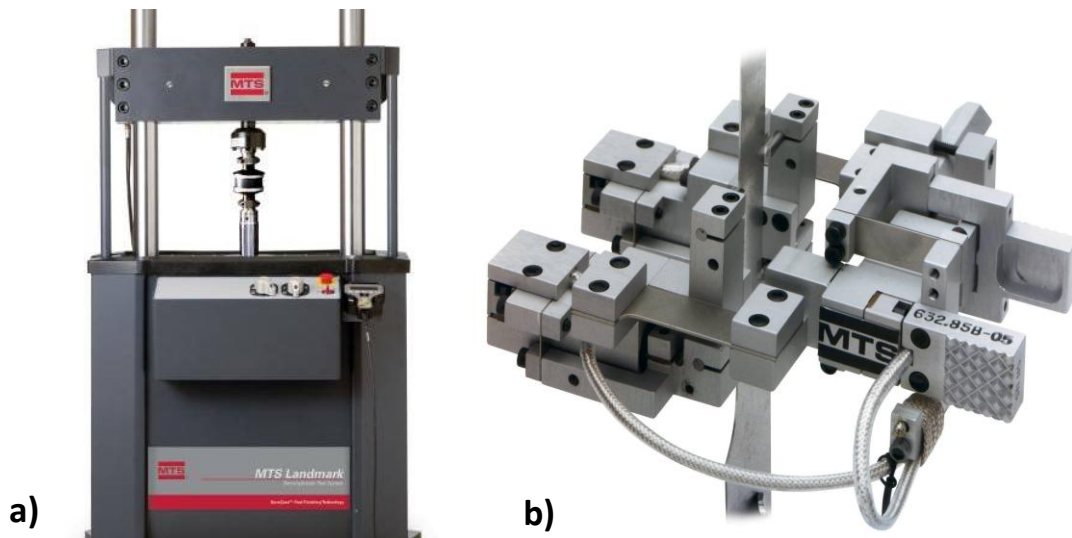


Figura 70 – Equipamento utilizado nos ensaios de tração: a) controlador, servo hidráulico e célula de carga; b) extensômetro biaxial (MTS 2024)

Para os ensaios de flexão em 3 pontos, o equipamento utilizado foi o Shimadzu AG-X, também equipado com uma célula de carga de 100 kN. O ensaio foi preparado de acordo com a norma ASTM D 2344, com uma velocidade de ensaio de 1 mm/min, à temperatura ambiente, uma distância entre amarras de 32 mm e um punção de carregamento com um raio de 5 (MTS 2024)mm. O equipamento pode ser observado na Figura 71.



Figura 71 - Equipamento utilizado nos ensaios de flexão em 3 pontos (Shimadzu 2024)

3.2.3.2. Realização dos ensaios

Tanto para os ensaios de tração e de flexão em 3 pontos foram preparados e testados 10 provetes, 5 reparados através do preenchimento da fissura com adesivo, e 5 reparados através da substituição de peles em formato de escalonado, como descrito no subcapítulo 3.2.2.3. As condições dos ensaios foram descritas no subcapítulo anterior. O estado final dos provetes ensaiados pode ser observados da Figura 72 até à Figura 75.

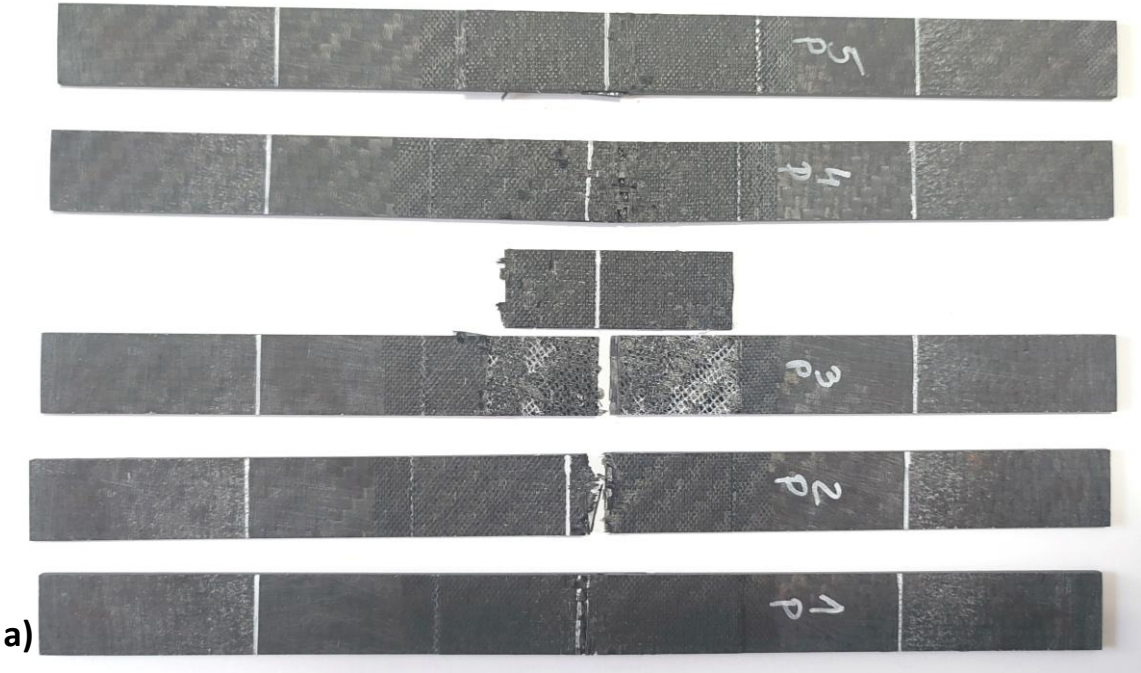


Figura 72 - Provetes reparados por preenchimento da fissura após ensaios de tração: a) vista de cima; b) vista lateral

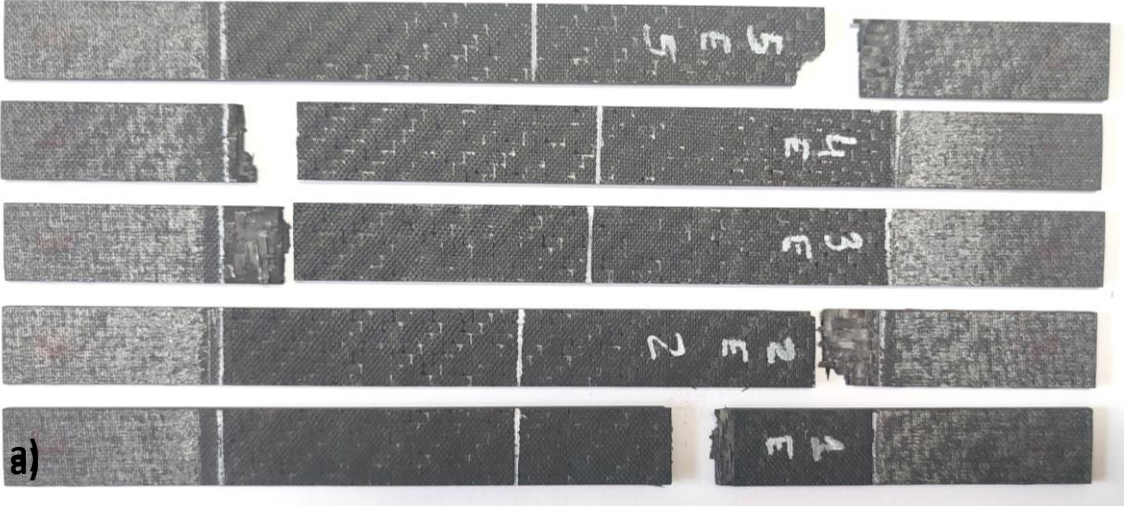


Figura 73 - Provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado, após ensaios de tração: a) vista de cima; b) vista lateral



Figura 74 - Provetes reparados por preenchimento da fissura após ensaios de flexão em 3 pontos



Figura 75 - Provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado, após ensaios de flexão em 3 pontos

Após a realização dos ensaios mecânicos, ambos os equipamentos permitiram exportar os dados brutos em ficheiros .csv, isto é, um ficheiro de valores separados por vírgulas. No *software* Microsoft Excel é possível trabalhar estes dados de forma a separá-los por linhas e colunas, assim como realizar pequenas correções aos valores de deslocamento e/ou força iniciais para que não sejam consideradas pequenas folgas nos equipamentos e/ou erros no *set-up* inicial. Após a análise dos dados brutos em Excel, é possível calcular os restantes parâmetros correspondentes a cada ensaio, assim como preparar os gráficos com as curvas força-deslocamento e tensão-deformação.

3.2.4. Resultados experimentais

3.2.4.1. Curvas força-deslocamento e tensão-deformação

Como é possível observar da Figura 76 à Figura 79, no geral existe uma boa reprodutibilidade dos resultados dos ensaios de tração aos provetes reparados, ainda que exista alguma variação da força e correspondente tensão máxima entre os provetes. No limite elástico dos provetes, com exceção das curvas tensão-deformação da reparação por preenchimento da fissura cujo extensómetro poderá ter escorregado, é possível verificar uma boa linearidade das curvas.

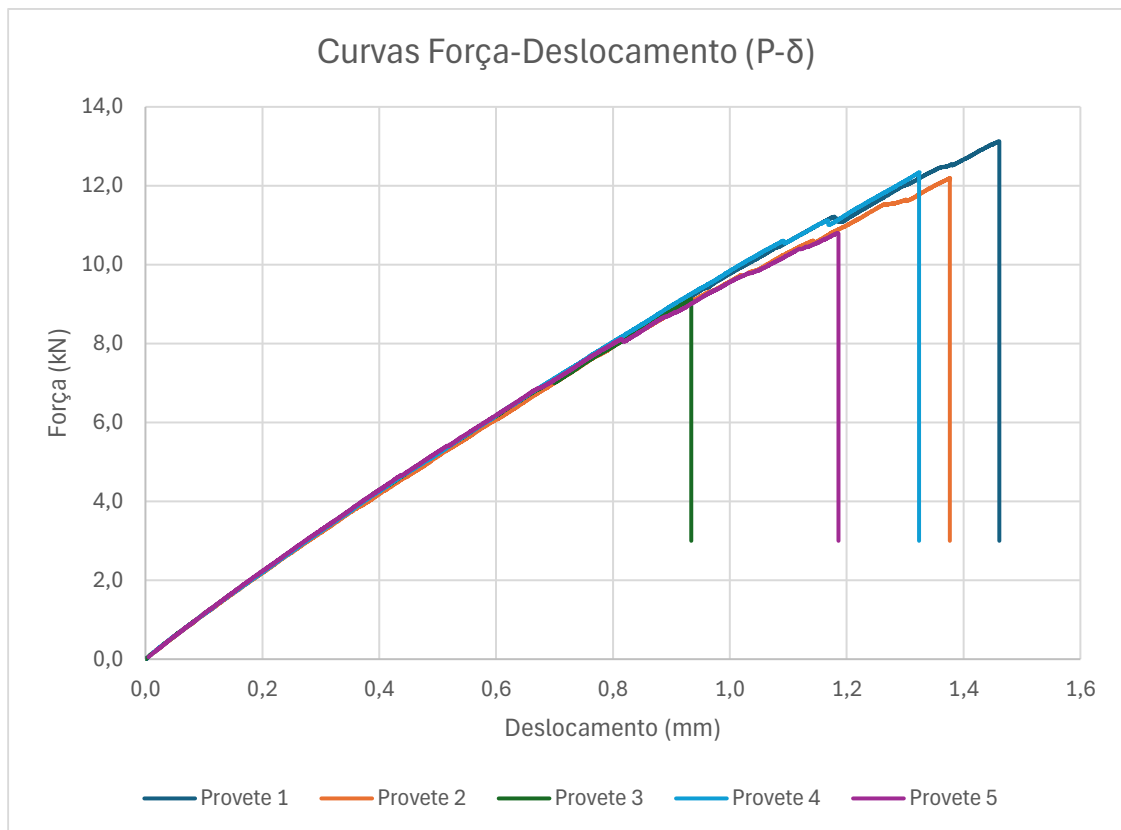


Figura 76 - Ensaio de tração: curvas força-deslocamento dos provetes reparados por preenchimento da fissura

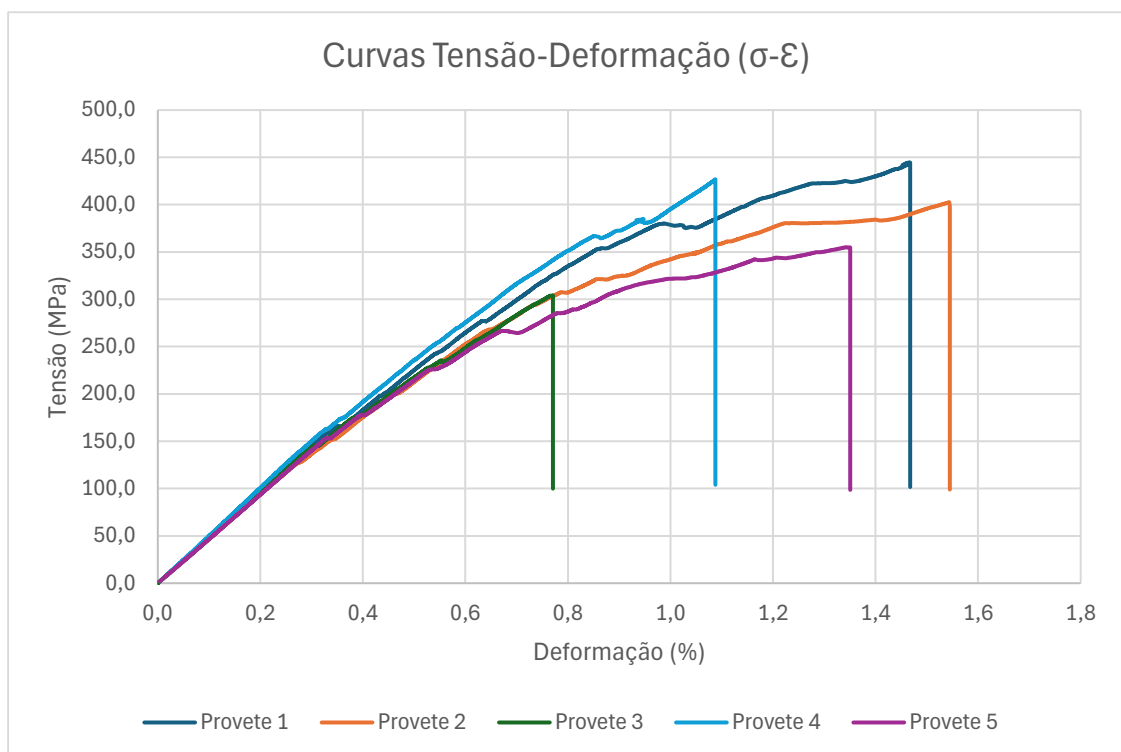


Figura 77 - Ensaio de tração: curvas tensão-deformação dos provetes reparados por preenchimento da fissura

Desenvolvimento

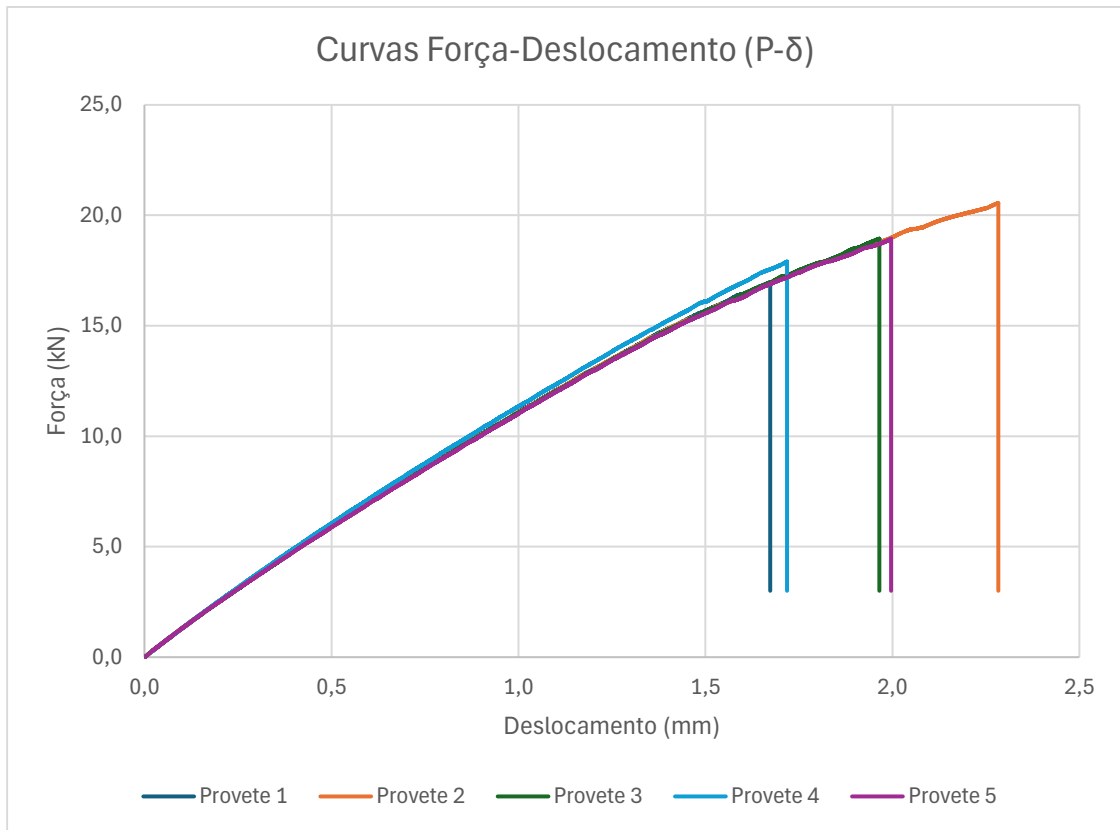


Figura 78 - Ensaio de tração: curvas força-deslocamento dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado

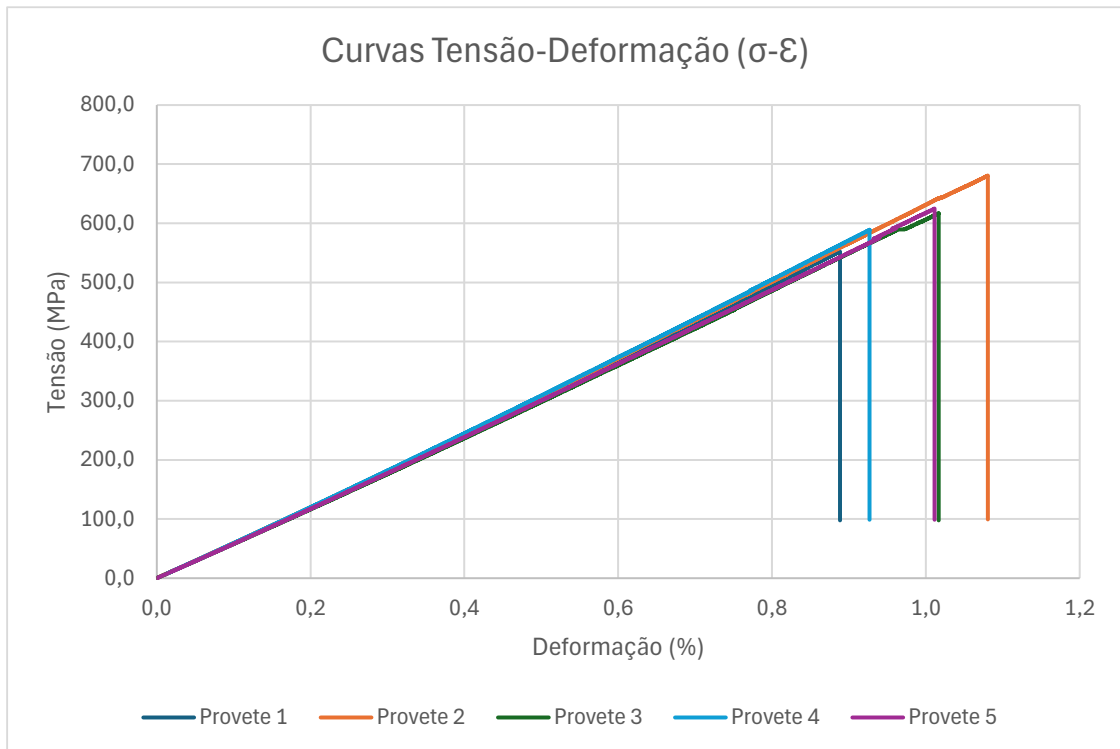


Figura 79 - Ensaio de tração: curvas tensão-deformação dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado

Desenvolvimento

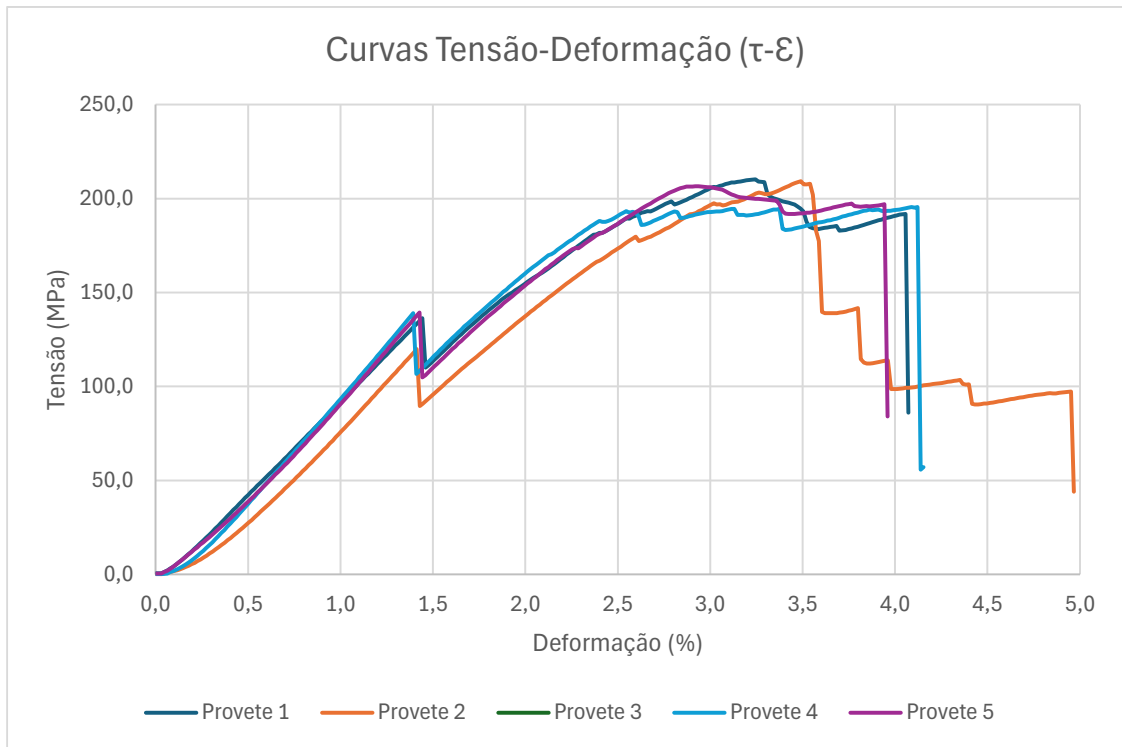


Figura 81 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas tensão-deformação dos provetes reparados por preenchimento da fissura

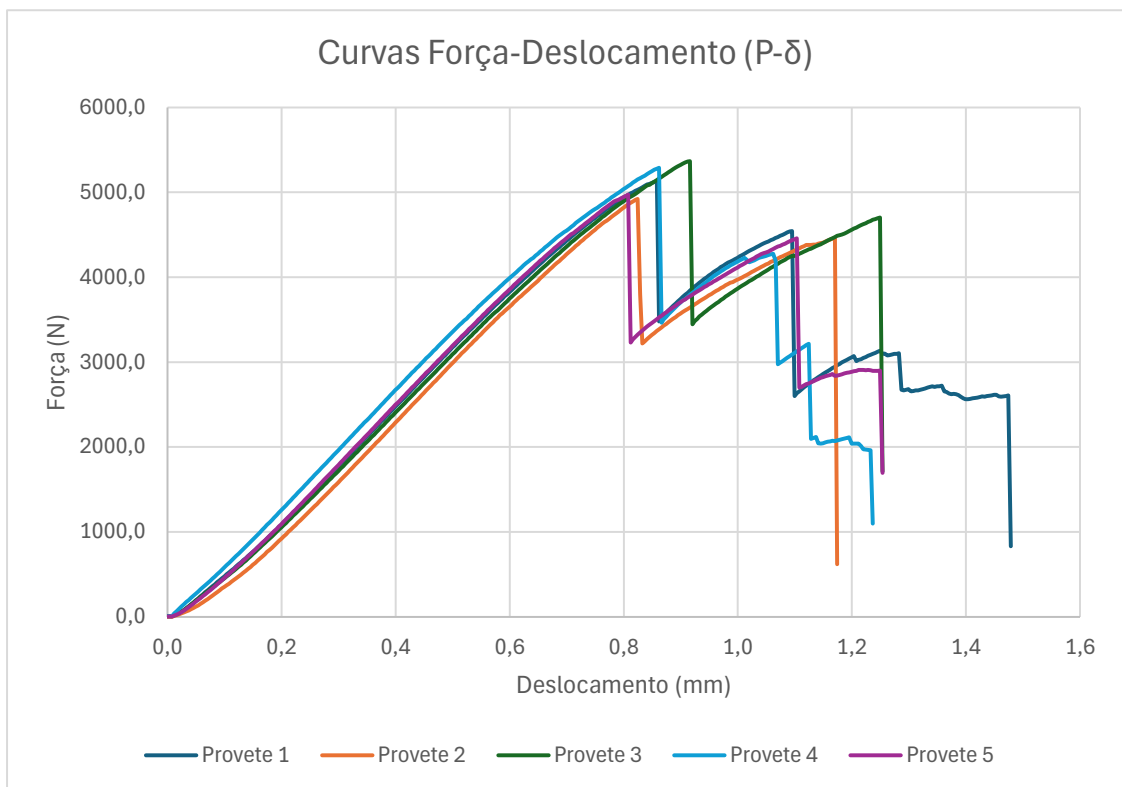


Figura 82 - Ensaio de tração: curvas força-deslocamento dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado

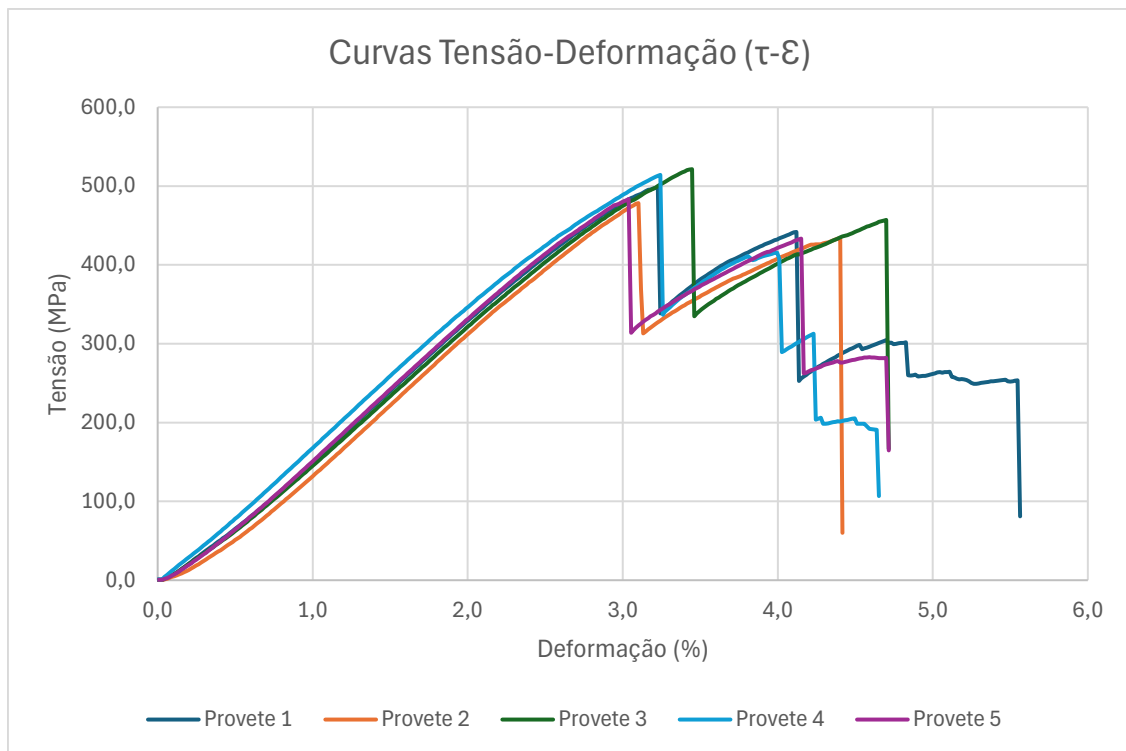


Figura 83 - Ensaio de flexão em 3 pontos: curvas tensão-deformação dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado

3.2.4.2. Modos de rotura

Ao analisar a Figura 72 e a Figura 73, é de fácil observação que os provetes de tração, tanto os reparados com recurso ao preenchimento da fissura como os reparados através da substituição das peles danificadas em formato de escalonado, sofreram rotura em modo II, isto é, a carga aplicada pelo equipamento do ensaio mecânico originou tensões de corte nas camadas do laminado, que originaram uma fissura no material paralela à reparada, e conseqüente propagação da mesma.

Através da análise da Figura 74 e Figura 75, é possível concluir que os provetes para o ensaio de flexão em 3 pontos sofreram rotura no modo I e modo II, respetivamente. Isto significa que, nos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, ocorreu a separação do adesivo e do substrato em material compósito pela sua interface e conseqüente propagação da fissura a meio do vão do ensaio, enquanto nos provetes reparados pela substituição das peles danificadas, a solicitação aplicada originou tensões de corte no plano das camadas do laminado, que levou à separação das mesmas.

3.2.4.3. Rigidez da reparação

Para comparar as diferenças entre a rigidez dos provetes controlo sem descontinuidade, dos provetes reparados por preenchimento da fissura e dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, sobrepuseram-se as curvas força-deslocamento dos 15 provetes (5 de cada tipo) ensaiados previamente, como é possível observar na Figura 84. De forma a facilitar a comparação da rigidez das mesmas, foi calculada a

Desenvolvimento

média das curvas dos 5 provetes de cada tipo, e os respectivos dados foram apresentados na Figura 85.

Dos 5 provetes produzidos para cada tipo de análise distinta (controlo e os dois tipos de reparação realizadas), todos foram considerados válidos, uma vez que os resultados se mantiveram coerentes entre si. Na legenda da Figura 84 é possível ver a diferenciação dos vários provetes ensaiados, em que o primeiro número corresponde ao provete ensaiado e a letra ao tipo de análise realizada (C – Controlo; P – reparação por preenchimento da fissura; E – reparação por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado).

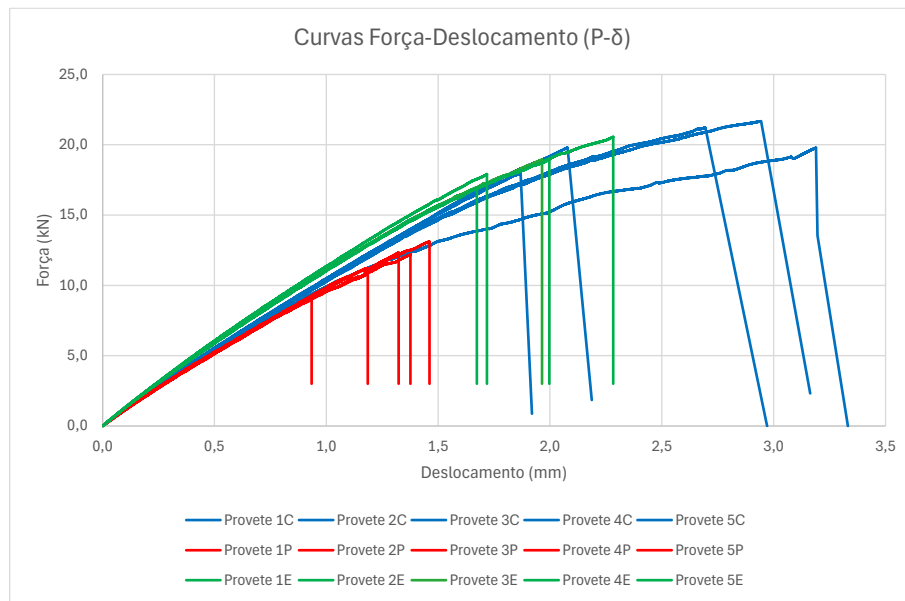


Figura 84 - Comparação das curvas força-deslocamento entre os provetes controlo e os dois tipos de reparação

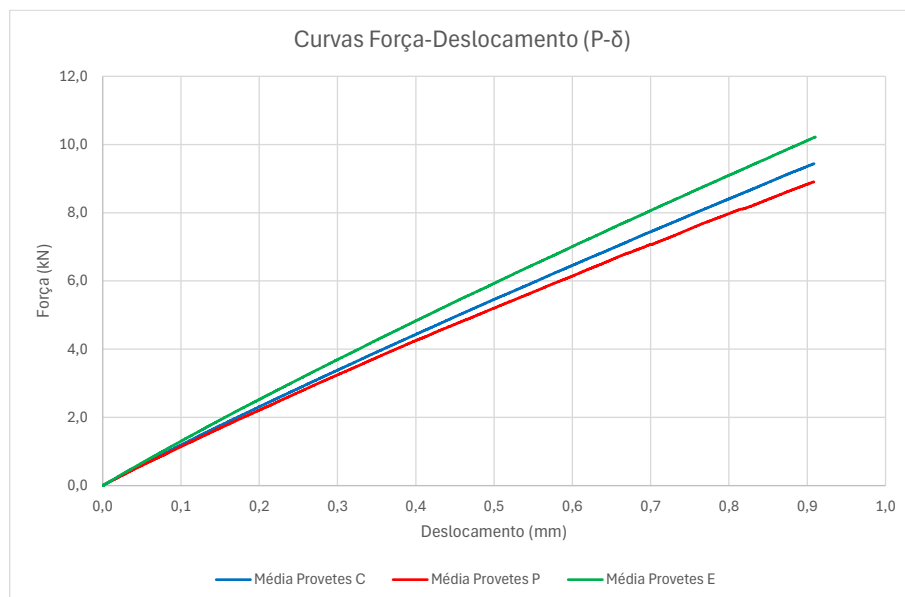


Figura 85 - Comparação da média das curvas força-deslocamento entre os provetes controlo e os dois tipos de reparação

Ao analisar as figuras é possível verificar que a reparação por preenchimento da fissura compreendeu uma rigidez inferior (47,67 GPa) à estrutura original (56,96 GPa), enquanto que foi verificado um aumento na rigidez da estrutura após a reparação por substituição das peles danificadas em formato de escalonado (60,27 GPa). Estes resultados podem ser explicados pela descontinuidade de material na zona do preenchimento na reparação por preenchimento da fissura, que altera a distribuição de tensões da estrutura e reduz a rigidez da mesma. Por outro lado, a reparação por substituição das peles danificadas em formato de escalonado apresenta uma camada extra de material pré-impregnado que aumenta a secção resistente e, conseqüentemente, aumenta a rigidez da estrutura face à original.

3.2.4.4. Resistência da reparação e capacidade de restituição

Da Tabela 20 à Tabela 23 é possível observar as propriedades mecânicas obtidas através de ambos os ensaios mecânicos realizados aos provetes alvo dos dois tipos de reparação distintos. Analisando os valores presentes nas tabelas, é possível concluir que a integridade dos provetes reparados através da substituição das peles danificadas em formato de escalonado, face aos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, é superior, isto é, as propriedades mecânicas aproximam-se das observadas para os provetes controlo sem a descontinuidade no material compósito (cerca de 90% das propriedades mecânicas dos provetes controlo). Este comportamento mostra uma boa capacidade de restituição e um sucesso no processo da reparação. Já as propriedades mecânicas da reparação por preenchimento da fissura ficam bastante aquém das pretendidas (aproximadamente menos 50 % das propriedades mecânicas dos provetes controlo), ainda que se observem melhorias face às dos provetes controlo com a descontinuidade, pelo que este tipo de reparação é aconselhado para reparações estéticas, isto é, secções da estrutura em material compósito que não sejam críticas para o funcionamento do componente. Os coeficientes de variação relativamente baixos indicam uma boa reprodutibilidade dos ensaios realizados.

Tabela 20 - Propriedades mecânicas dos provetes reparados por preenchimento da fissura à tração

	Força máxima (F)	Tensão de rotura (σ_r)	Extensão pós-rotura (ϵ)	Módulo elasticidade long. (E_1)	Coefficiente Poisson (ν_{12})
Provete 1	13,12 kN	445,33 MPa	1,22 %	48,42 GPa	0,04
Provete 2	12,20 kN	403,18 MPa	1,15 %	45,05 GPa	0,04
Provete 3	9,12 kN	303,96 MPa	0,78 %	48,05 GPa	0,05
Provete 4	12,34 kN	426,03 MPa	1,10 %	50,00 GPa	0,05
Provete 5	10,79 kN	354,33 MPa	0,99 %	46,81 GPa	0,04
Média	11,51 kN	386,57 MPa	1,05 %	47,67 GPa	0,05
Desvio padrão	1,41	51,28	0,15	1,66	0,005
Coef. de variação	13,72 %	14,83 %	16,38 %	3,89 %	12,00 %
Média (controlo)	20,08 kN	669,40 MPa	2,13 %	56,96 GPa	0,06
Variação	-42,68 %	-42,25 %	-50,70 %	-16,31 %	-16,67 %

Desenvolvimento

De notar que o provete 3 da reparação por preenchimento da fissura não obteve resultados coerentes com os restantes provetes idênticos, pelo que as suas propriedades mecânicas não foram consideradas para a posterior análise da capacidade da restituição da reparação e consequente comparação com a estrutura pré-dano. À semelhança das tabelas dos provetes controlo, a linha denominada “Variação” nas tabelas dos provetes reparados tem como objetivo comparar os resultados entre estes últimos e dos provetes de controlo sem descontinuidade, descritos previamente no subcapítulo 3.2.1.4.

Tabela 21 - Propriedades mecânicas dos provetes reparados por substituição das peles danificadas à tração

	Força máxima (F)	Tensão de rotura (σ_r)	Extensão pós-rotura (ϵ)	Módulo de elasticidade long. (E_1)	Coefficiente de Poisson (ν_{12})
Provete 1	16,96 kN	552,27 MPa	1,39 %	60,08 GPa	0,06
Provete 2	20,55 kN	681,72 MPa	1,90 %	61,15 GPa	0,06
Provete 3	18,94 kN	616,62 MPa	1,64 %	59,08 GPa	0,06
Provete 4	17,91 kN	587,72 MPa	1,43 %	61,25 GPa	0,06
Provete 5	18,94 kN	625,96 MPa	1,66 %	59,77 GPa	0,06
Média	18,66 kN	612,86 MPa	1,61 %	60,27 GPa	0,06
Desvio padrão	1,20	42,97	0,18	0,83	0,00
Coef. de variação	7,18 %	7,84 %	12,78 %	1,54 %	0,00 %
Média (controlo)	20,08 kN	669,40 MPa	2,13 %	56,96 GPa	0,06
Variação	-7,07 %	-8,45 %	-24,69 %	-5,80 %	-

Tabela 22 - Propriedades mecânicas dos provetes reparados por preenchimento da fissura à flexão em 3 pontos

	Força máxima (F)	Tensão de corte (τ_{12})	Tensão de corte interlaminar (ILSS)	Módulo de corte (G_{12})
Provete 1	2,32 kN	210,18 MPa	21,84 MPa	8,00 GPa
Provete 2	2,31 kN	209,28 MPa	21,33 MPa	6,65 GPa
Provete 3	-	-	-	-
Provete 4	2,16 kN	195,48 MPa	19,98 MPa	7,82 GPa
Provete 5	2,28 kN	206,47 MPa	20,92 MPa	7,36 GPa
Média	2,27 kN	205,35 MPa	21,02 MPa	7,46 GPa
Desvio padrão	0,06	5,86	0,68	0,52
Coef. de variação	3,25 %	3,30 %	3,75 %	8,07 %
Média (controlo)	5,68 kN	589,77 MPa	57,19 MPa	15,62 GPa
Variação	-60,08 %	-65,18 %	-63,25 %	-52,26 %

Tabela 23 - Propriedades mecânicas dos provetes reparados por substituição das peles danificadas à flexão em 3 pontos

	Força máxima (F)	Tensão de corte (τ_{12})	Tensão de corte interlaminar (ILSS)	Módulo de corte (G_{12})
Provete 1	5,13 kN	498,39 MPa	49,99 MPa	16,18 GPa
Provete 2	4,92 kN	478,61 MPa	47,94 MPa	15,07 GPa
Provete 3	5,37 kN	521,56 MPa	52,48 MPa	15,92 GPa
Provete 4	5,29 kN	514,24 MPa	50,47 MPa	16,53 GPa
Provete 5	4,98 kN	483,66 MPa	48,52 MPa	16,30 GPa
Média	5,14 kN	499,29 MPa	49,88 MPa	16,00 GPa
Desvio padrão	0,16	15,23	1,32	0,46
Coef. de variação	3,76 %	3,74 %	3,58 %	3,53 %
Média (controlo)	5,68 kN	589,77 MPa	57,19 MPa	15,62 GPa
Variação	-9,54 %	-15,34 %	-12,10%	+2,43 %

3.2.4.5. Energia de rotura

A energia de rotura consiste na quantidade de energia necessária de transmitir a um material, através de um equipamento de ensaios de tração, para que ocorra a sua rotura. É possível obter esta energia de forma indireta, através do cálculo da área sob a curva força-deslocamento obtida durante o ensaio mecânico. No caso dos provetes testados (controlo sem descontinuidade e os dois tipos de reparação) recorreu-se a uma simplificação das curvas ao assumir-se que estas são equivalentes a um triângulo retângulo perfeito. Desta forma a área sob a curva pode ser calculada através da expressão da área de um triângulo. Na Tabela 24 é possível analisar a energia de rotura dos provetes ensaiados, assim como a comparação entre os mesmos.

Tabela 24 - Energia de rotura dos provetes ensaiados

	Energia de rotura (J)		
	Controlo s/ desc.	Preench. fissura	Subs. peles (escalonado)
Provete 1	22,15	10,13	14,96
Provete 2	32,96	8,93	24,48
Provete 3	34,28	4,47	19,76
Provete 4	31,51	9,02	17,15
Provete 5	18,03	6,78	19,85
Média	27,79	7,87	19,24
Desvio padrão	7,24	2,25	3,56
Coef. de variação	26,06 %	28,64 %	18,52 %
Comparação	-	-71,68 %	-30,77 %

De notar que, à semelhança das propriedades mecânicas demonstradas previamente, também a energia de rotura é superior nos provetes controlo do que nos provetes reparados. Entre reparações, o método de substituição das peles danificadas em formato de escalonado é que o melhor se aproxima aos valores iniciais do material íntegro (-30,77 %, face aos -71,68 % dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura).

3.2.5. Comparação com resultados da literatura

Como termo de comparação para os resultados experimentais, foram procurados estudos sobre reparação de materiais compósitos com uma combinação de geometria e materiais similares às referidas ao longo dos últimos capítulos, que podem ser visualizados na Tabela 25.

Tabela 25 – Comparação dos resultados experimentais com resultados da literatura

Autor	Descrição
Damghani et al. (2022)	<p>Neste estudo, os autores investigaram a resistência da reparação de material compósito em formato de escalonado através da variação do comprimento do rampeado em função da espessura do laminado, e compararam a diferença das propriedades mecânicas em função a quantidade de material removido. Os autores verificaram que as juntas reparadas permitiram obter cerca de 95% da rigidez do laminado íntegro e uma eficiência de reparação de aproximadamente 77% da sua resistência mecânica.</p> <p>Neste artigo não foi considerado um ângulo específico para o rampeado, mas sim um comprimento do degrau. Não obstante, a capacidade de restituição da reparação é coerente com os resultados obtidos nesta dissertação.</p>
Psarras et al. (2020)	<p>Neste artigo, os autores avaliaram as diferenças entre metodologias de reparação de material compósito em formato de escalonado (reparação através da utilização de peles não curadas e de peles curadas), tanto de forma experimental, como numérica. Este estudo permitiu concluir que, para um ângulo de inclinação de 1,68°, os resultados apontam para uma capacidade de restituição de cerca de 70% da tensão de rotura e de 95% da rigidez do laminado.</p> <p>Comparando o método de reparação com as peles não curadas com os provetes ensaiados nesta dissertação, ainda que o ângulo de inclinação utilizado seja ligeiramente inferior (1,68° do artigo, face aos 2° dos ensaiados), os valores obtidos para a capacidade de restituição da tensão de rotura e rigidez do laminado são semelhantes das obtidas experimentalmente nesta tese.</p>
Ghazali et al. (2019)	<p>Neste artigo, os autores analisaram a capacidade de restituição das propriedades mecânicas numa estrutura em material compósito reparada em formato de escalonado através de ensaios experimentais e de modelos numéricos. Neste estudo foi considerado um ângulo de inclinação de 3° para a reparação, ao que coincidiu cerca de 55% da resistência mecânica, face ao laminado integral. De notar que as roturas dos provetes foram todas verificadas no adesivo, tanto coesivas como adesivas.</p> <p>Comparativamente com os provetes ensaiados nesta dissertação, a capacidade de restituição da reparação é bastante inferior, possivelmente devido ao adesivo utilizado pelos autores, uma vez que as roturas coesivas no adesivo se verificaram quando este estava submetido a uma tensão bastante inferior às previstas nesta dissertação.</p>

Tabela 25 – Comparação dos resultados experimentais com resultados da literatura (continuação)

Autor	Descrição
Pierce et al. (2017)	<p>Neste artigo, os autores estudaram a reparação de pequenos defeitos, como fissuras ou poros, em estruturas em material compósito através do seu preenchimento e/ou injeção de resina epóxida. Os autores verificaram que este método de reparação é mais aconselhado para restituir as propriedades mecânicas à compressão, mas que a grande vantagem é o compromisso entre complexidade do mesmo e a reparação estética da estrutura. Mais ensaios mecânicos serão realizados brevemente pelos autores.</p> <p>À semelhança dos provetes ensaiados nesta dissertação, também os valores das propriedades mecânicas são consideravelmente inferiores às do material íntegro, pelo que é recomendável que este método seja mais apropriado para reparações estéticas.</p>

3.3. Trabalho numérico

3.3.1. Condições de análise

Para a realização do trabalho numérico referente à análise da integridade dos métodos de reparação de materiais compósitos, descritos no capítulo do trabalho experimental, foram utilizados elementos sólidos do tipo deformáveis e inseridos num plano 2D. Este tipo de elementos são uma boa aproximação do modelo real quando se verifica que existe uma dimensão bastante mais reduzida que as restantes duas, com a vantagem de tornarem a simulação bastante mais expedita. Para a modelação dos provetes a simular, criação da malha dos modelos numéricos e respetivo pós-processamento foi utilizado o *software* Abaqus® na versão 2021, comercializado pela SIMULIA. Todo o processo de preparação dos modelos numéricos no Abaqus® encontra-se descrito no subcapítulo 3.3.2 da presente dissertação. Para a definição das condições de análise do trabalho numérico, é necessário ter em consideração a definição dos parâmetros para a malha. Uma vez perante uma análise estática e implica num plano 2D, com não linearidades geométricas e de modelos simples (provetes com geometrias retangulares), o tipo de elementos considerados foram os quadriláteros, uma vez que permitem uma maior precisão para o tipo de geometrias a analisar, face aos elementos triangulares, também bastante comuns em problemas 2D (Barbero 2023). Na Figura 86 é possível observar os parâmetros utilizados para a malha das partes sólidas, nomeadamente o substrato em material compósito, e na Figura 87 os parâmetros para as zonas coesivas, como é o caso do adesivo da reparação. Como referido previamente, e verificado na Figura 86, as partes deformáveis são compostas por elementos quadráticos num estado plano de tensão e com integração reduzida para tornar a simulação mais expedita, ao que lhes confere o código “CPS4R”. Já as partes coesivas são compostas por elementos quadráticos coesivos num plano 2D, de forma a serem compatíveis com os restantes elementos do modelo, ao que lhes confere o código “COH2D4”. Outro aspeto relevante nos parâmetros de malha que foi considerado, em ambos os tipos de elementos (sólidos e coesivos) são a introdução de viscosidade para os elementos, igual a 1×10^{-5} . Este valor auxilia na convergência da solução e deve ser reduzido o suficiente para não induzir em erro a precisão dos resultados numéricos (Systèmes 2008).

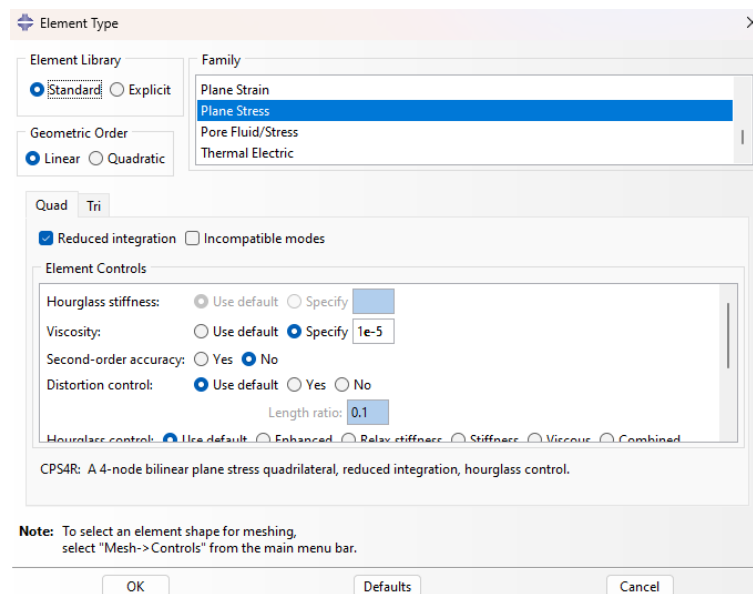


Figura 86 – Parâmetros de malha das partes sólidas dos modelos

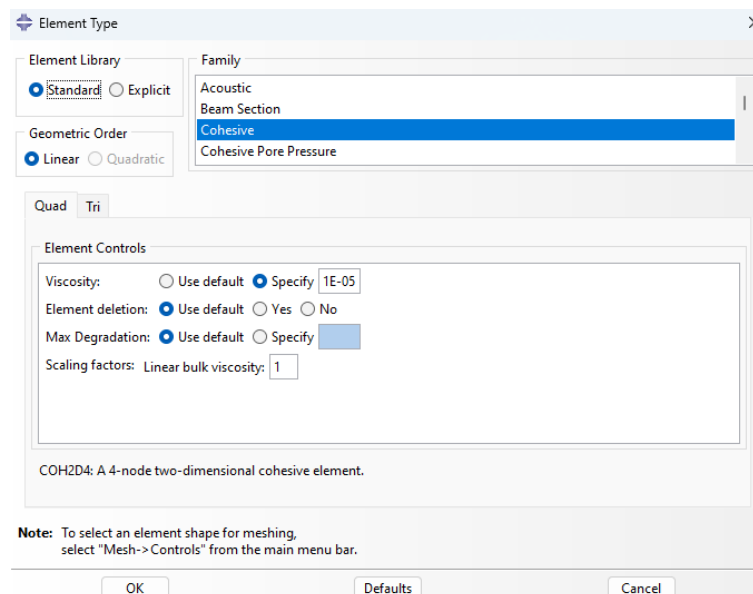


Figura 87 – Parâmetros de malha das partes coesivas dos modelos sólidos

Outro aspeto importante a considerar nas condições de análise diz respeito ao tipo de contactos existentes entre os elementos constituintes dos modelos. Assim, para os modelos constituídos por um conjunto de componentes, foi considerado um contacto do tipo “*surface-to-surface*”, de forma a definir a interação entre uma superfície deformável e uma superfície rígida (mais elaborado posteriormente no subcapítulo 3.3.2). Para esta interação é necessário escolher uma “*master surface*” e uma “*slave surface*”, isto é, uma superfície dominante que mantém o seu deslocamento e deformação quase inalteradas durante a simulação, normalmente associadas a superfícies rígidas e/ou de malha mais grosseira, e uma superfície cuja deformação é imposta pela outra superfície (Systèmes 2008). Na Figura 88 é possível observar os parâmetros definidos para este tipo de interação.

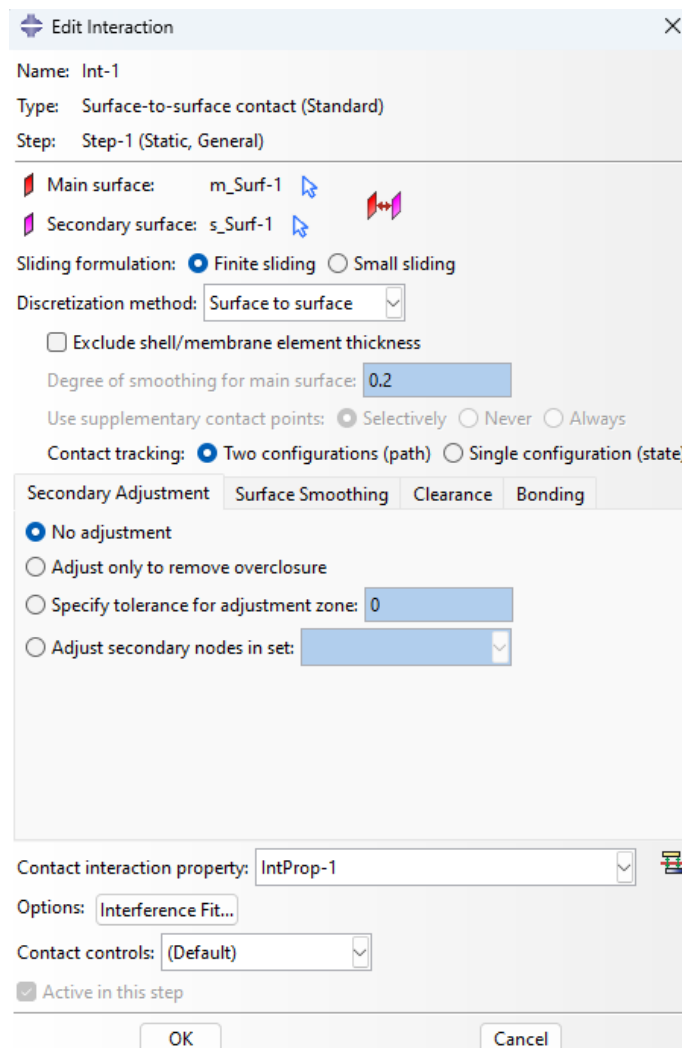


Figura 88 – Parâmetros de interação de contacto “*surface to surface*”

De notar que, para este tipo de interação, é necessário atribuir propriedades relativas aos comportamentos tangencial e normal do contacto. No caso deste trabalho numérico, as propriedades definidas foram as pré-definidas do Abaqus®: contacto tangencial sem fricção e contacto normal do tipo “duro”.

Ainda para as condições de análise, foi prevista a criação de um novo *step*, para além do já pré-definido “Inicial step” pelo Abaqus®. A criação do segundo *step* tem como objetivo aplicar as fixações, cargas e respetivas direções, e evitar possíveis instabilidades no modelo numérico devido a perdas de capacidade de carga. Os parâmetros alterados neste *step* englobam a ativação da análise geométrica não linear, isto é, o Abaqus® tem em consideração as alterações na configuração do modelo durante a simulação e recalcula a rigidez e forças internas ao longo do processo iterativo da análise numérica, a redução do tamanho dos incrementos da simulação e o aumento do número máximo de incrementos da simulação (Systèmes 2008). Estes parâmetros estão presentes na Figura 89.

Desenvolvimento

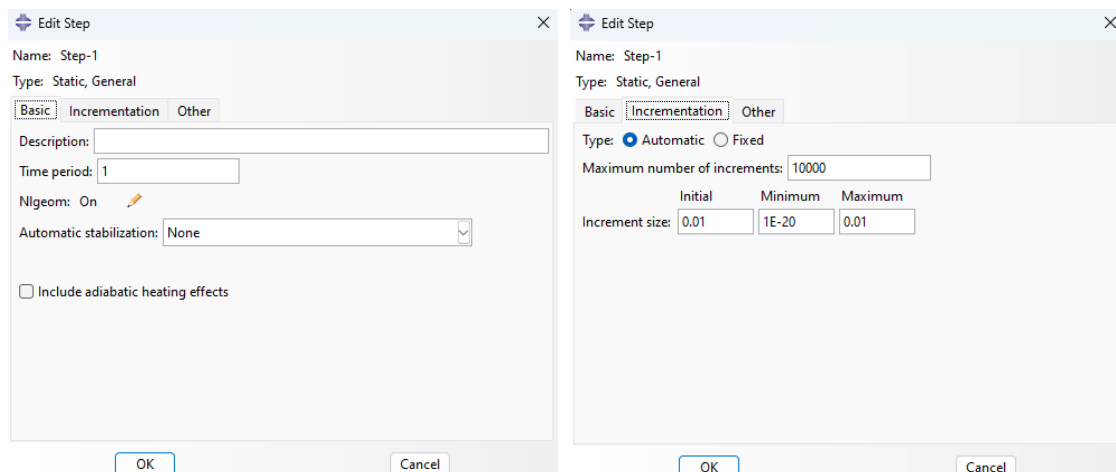


Figura 89 – Parâmetros do *step* dos modelos numéricos

No módulo “*Properties*” é necessário definir todas as propriedades dos materiais a utilizar nos modelos numéricos. No caso deste trabalho experimental consideraram-se dois materiais sólidos, o pré-impregnado de fibra de carbono (CFRP) e a mistura de resina, e dois materiais coesivos, o filme adesivo e novamente a mistura de resina. Foi necessário separar a resina em dois materiais distintos devido às limitações de modelação dos elementos coesivos, que impedem a sua utilização para camadas muito espessas, como é o caso do preenchimento da cavidade alargada da fissura.

Para o caso dos materiais sólidos é necessário definir os seus comportamentos elásticos. A mistura de resina é simples uma vez que se trata de um material isotrópico, pelo que apenas requiere a introdução do módulo de elasticidade e coeficiente de Poisson. Já o CFRP, um material ortotrópico, necessita da definição das nove constantes de engenharia (módulos de elasticidade, coeficientes de Poisson e módulos de corte nas três direções principais), assim como a definição de um critério de rotura, como é o caso do critério de Tsai-Wu, através da definição das tensões de rotura à tração e à compressão nas direções normais e transversas e da tensão máxima de corte. Para o caso dos materiais coesivos é necessário definir as propriedades elásticas e a sua propagação de dano. Para ambos os materiais, são definidos o módulo de elasticidade longitudinal e módulos de corte nas direções longitudinais e transversas, assim como as tensões de rotura nas três direções principais, energia de rotura ao corte e à tração, e ainda a viscosidade do material.

Para finalizar as condições de análise do trabalho numérico, é necessário definir os *outputs* a adquirir do Abaqus® para cada incremento da análise, nomeadamente as variáveis das reações nos vários pontos definidos como fixação e o deslocamento provocado pelo equipamento de ensaios mecânicos. Como se tratam de modelos de métodos de reparação em materiais compósitos, é necessário introduzir alguns *outputs* de fratura do material, como “SDEG”, a degradação escalar dos elementos coesivos; “HSNFCCRT”, “HSNFCTRT”, “HSNMCCRT”, “HSNMTCRT”, referentes ao critério de dano de Hashin; “CFailure”, os componentes de medição da rotura do critério de Tsai-Wu; e “CSMAXSCRT”, “CSMAXUCRT”, “CSQUADSCRT”, “CSQUADUCRT”, referentes aos critérios de iniciação do dano para elementos coesivos. Na Figura 90 é possível observar os requisitos para o “*Field Output*”.

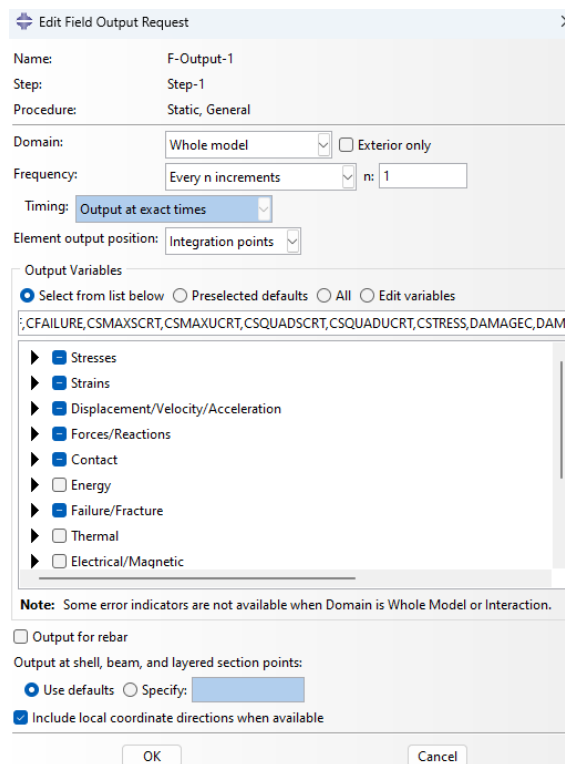


Figura 90 - Parâmetros para o “Field Output” do módulo “Step”

3.3.2. Preparação dos modelos numéricos

De forma similar ao trabalho experimental, são consideradas 4 análises distintas para o trabalho experimental, designadamente modelos para ensaios à tração e à flexão de ambos os métodos de reparação considerados (preenchimento da fissura com adesivo e a substituição das peles danificadas em formato de escalonado).

Nos modelos para ensaios à tração, a abordagem para a modelação numérica teve bastantes similaridades. O primeiro passo consiste na modelação, num plano 2D, do contorno externo de metade dos provetes, devido aos efeitos de simetria, seguido da respetiva partição do modelo para ter em conta as zonas com preenchimento da cavidade com resina e aplicação de filme adesivo, em função do método de reparação. Nesta partição do modelo também é importante considerar divisões para facilitar a criação de malha e evitar possíveis distorções da mesma. Para finalizar os parâmetros no módulo “Part” é ainda necessário eliminar as faces de perda de continuidade de elementos coesivos. Outra simplificação necessária diz respeito à redução da espessura das camadas de elementos coesivos, uma vez que as análises com elementos coesivos apenas resultam para espessuras reduzidas como as camadas adesivas. Assim, a zona do preenchimento da mistura de resina foi dividida numa zona coesiva, na interface com os restantes materiais, e numa zona deformável, no interior das zonas coesivas.

Na Figura 91 e Figura 92 é possível observar estes parâmetros definidos para ambas as reparações. De notar que a verde está representado o material compósito, a bege o filme adesivo, a vermelho a zona coesiva da mistura de resina e a azul a zona deformável da mistura de resina.

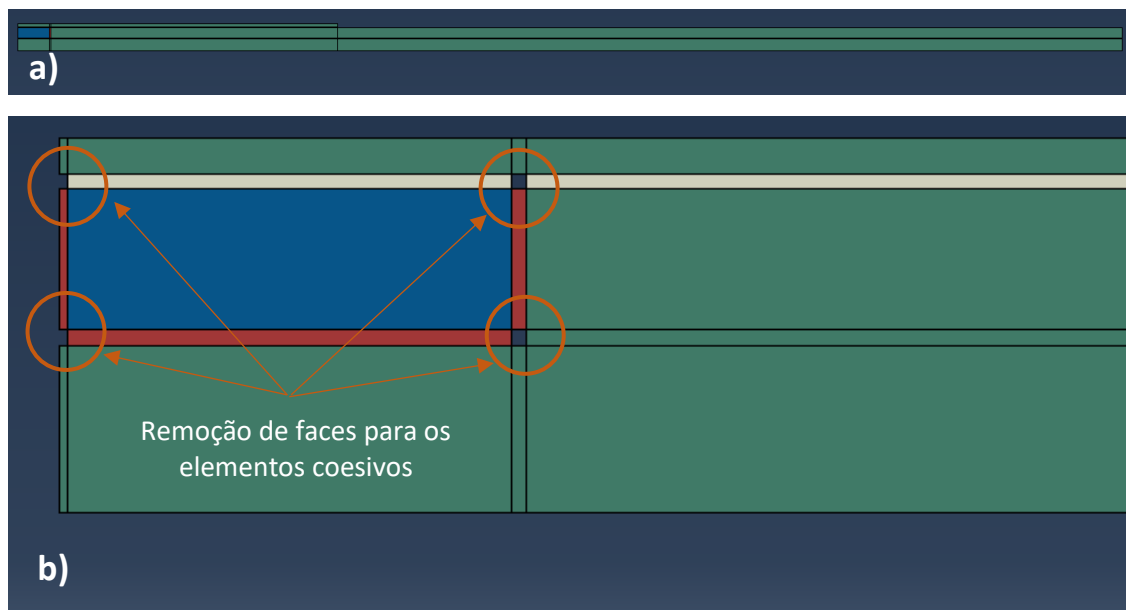


Figura 91 - Modelação do módulo "Part" dos provetes reparados por preenchimento da fissura à tração: a) provete completo; b) detalhe da zona da reparação

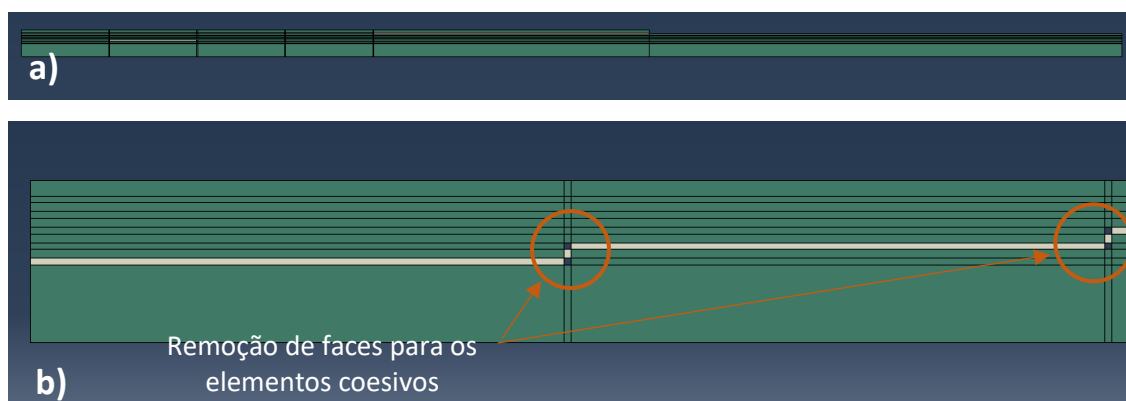


Figura 92 - Modelação do módulo "Part" dos provetes reparados por substituição das peles danificadas à tração: a) provete completo; b) detalhe da zona da reparação

Seguidamente, foi necessário introduzir os parâmetros no módulo "Property", referente aos materiais a considerar para os modelos numéricos. Para tal, foram introduzidas no Abaqus® as propriedades mecânicas obtidas através dos ensaios experimentais realizados. Como referido previamente, devido à utilização de elementos coesivos é necessário considerar 4 materiais distintos, ao invés de apenas 3: o material compósito, o filme adesivo, a mistura de resina coesiva e a mistura de resina sólida. De notar que, em caso de falta de propriedades mecânicas devido à impossibilidade de as estimar através dos ensaios realizados, foram consideradas as propriedades nas fichas técnicas dos materiais e/ou obtidas experimentalmente em estudos realizados por outros autores. Após a definição destes materiais, foi necessário associar os mesmos às secções respetivas, de acordo com o código de cores referido no módulo anterior. Para finalizar o módulo "Property", foi ainda necessário definir a orientação do material compósito, uma vez que as suas propriedades mecânicas são ortotrópicas.

No caso dos provetes para ensaios à tração, no módulo “*Assembly*” apenas é necessário utilizar o comando “*Create instance*” e o módulo “*Interaction*” não foi utilizado, uma vez que este modelo apenas contém um componente. No módulo “*Step*” foram definidas as condições de análise como previsto no subcapítulo 3.3.1.

No módulo “*Load*” foram definidas as fixações e os pontos de aplicação da carga, válidos para os dois métodos de reparação. No caso dos modelos numéricos das reparações por preenchimento da fissura e por substituição das peles danificadas em formato de escalonado, as fixações foram consideradas em toda a linha de simetria dos provetes como encastrados (fixo em todas as direções de deslocamento e rotação), como demonstrado na Figura 93 a). Já no caso do carregamento, foi considerado um deslocamento máximo de 1,5 mm na direção do eixo O_x , na superfície oposta ao encastramento, e uma restrição do movimento no eixo O_y , como demonstrado na Figura 93 b).

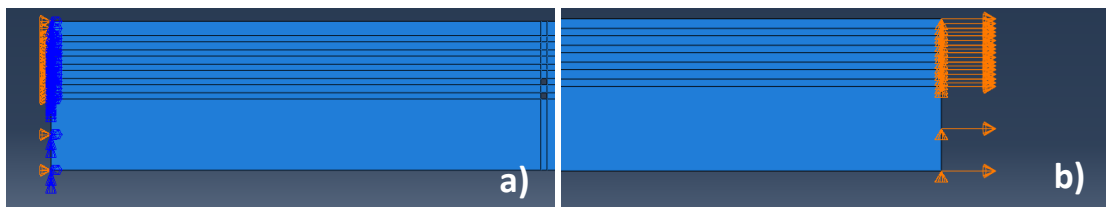


Figura 93 – Parâmetros do módulo “*Load*”: a) pontos de fixação e simetria; b) pontos de carregamento

No módulo “*Mesh*” é necessário definir o tipo de elementos de malha, assim como os restantes parâmetros, como descrito no subcapítulo 3.3.1, e exemplificado na Figura 86 e na Figura 87. Após definidos estes parâmetros, é necessário associar os elementos à respetiva geometria, em função dos materiais previstos para os métodos de reparação (CFRP e mistura de resina sólida são elementos do tipo “*CPS4R*”, e filme adesivo e mistura de resina coesiva são elementos do tipo “*COH2D4*”).

Seguidamente, é necessário começar a preparar o refinamento da malha, para que se obtenham os resultados com a maior fiabilidade possível. Para tal, nas zonas mais críticas para a análise numérica, como as periferias dos elementos coesivos e dos pontos de carregamento, é necessário que a malha seja mais refinada para se obter a precisão requerida nos resultados. Assim, tendo em conta estas considerações, são definidas as “*seed edges*” das geometrias. No caso dos elementos coesivos, as “*seed edges*” são definidas “*by number*” e com apenas um elemento. Já para os elementos sólidos, as “*seed edges*” são definidas “*by size*” e com um *bias* único ou duplo. Nas superfícies que delimitam os elementos coesivos utiliza-se um *bias* duplo para refinar a malha perto destes elementos e, no centro, uma malha grosseira, uma vez que não é uma secção com gradientes elevados de tensão para a análise. Na extremidade do provete, utiliza-se uma *bias* única, pelo que a malha se torna mais grosseira à medida que se aproxima deste local. Após este passo, apenas é necessário gerar as malhas dos modelos numéricos, que estão presentes na Figura 94 e na Figura 95.

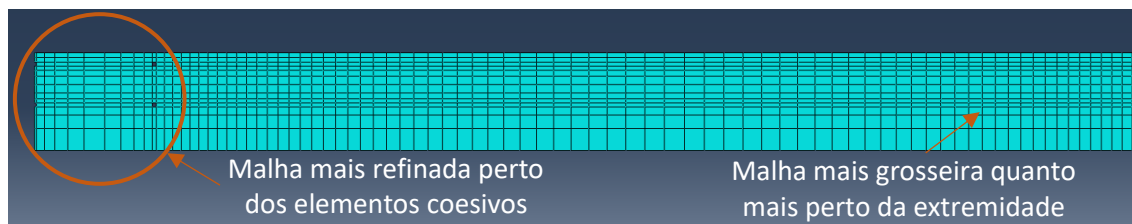


Figura 94 – Malha gerada para o modelo numérico dos provetes reparados por preenchimento de resina, à tração



Figura 95 – Malha gerada para o modelo numérico dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, à tração

Após gerar as malhas, os modelos numéricos ficam aptos para a criação de um “*Job*” e posterior submissão do mesmo para obtenção dos resultados. Estes resultados são analisados posteriormente no subcapítulo 3.3.4.

Para os modelos numéricos dos ensaios à flexão em 3 pontos, o primeiro passo é idêntico aos ensaios à tração, e passa pela modelação do contorno da geometria, definição das partições e remoção de faces entre elementos coesivos, no módulo “*Part*”. Ao contrário dos provetes de tração, de forma a ser mais fácil evitar a rotação provocada pelo carregamento, os provetes foram modelados na sua totalidade, não tendo em consideração a sua simetria. No caso da reparação por preenchimento da fissura com adesivo, também foi necessário dividir a resina em duas geometrias distintas, a resina deformável e resina coesiva, para permitir utilizar os modelos de dano coesivo apenas nas regiões com gradiente de tensão mais elevado. De notar que, devido à forma de carregamento e suporte do ensaio de flexão em 3 pontos, foi necessário modelar o punção e os suportes utilizados no ensaio mecânico, assim como definir uma partição para permitir um refinamento da malha nestes pontos e um ponto de referência para facilitar a montagem do conjunto no módulo “*Assembly*”. À semelhança dos outros modelos numéricos, também o código de cores dos materiais se aplica (CFRP a verde, filme adesivo a bege, resina deformável a azul e resina coesiva a vermelho). Na Figura 96 e na Figura 97 é possível observar os modelos dos provetes no módulo “*Part*” do Abaqus®, e na Figura 98 é possível observar o modelo do punção de carregamento e dos suportes do equipamento de ensaios.

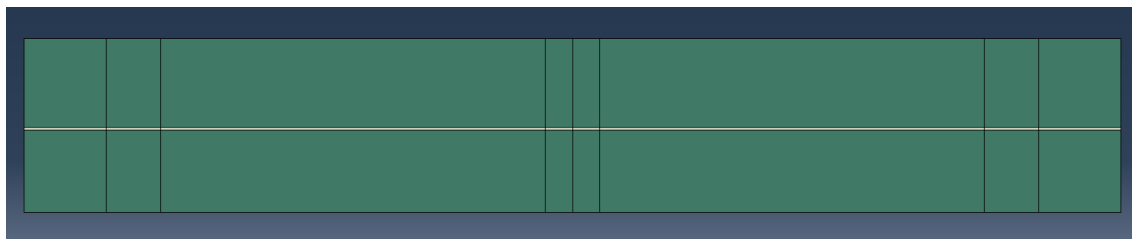


Figura 96 - Modelação do módulo “*Part*” dos provetes reparados por preenchimento da fissura à flexão

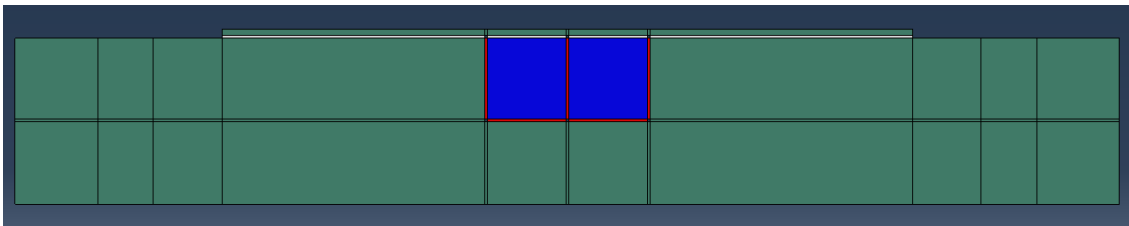


Figura 97 - Modelação do módulo "Part" dos provetes reparados por substituição das peles à flexão

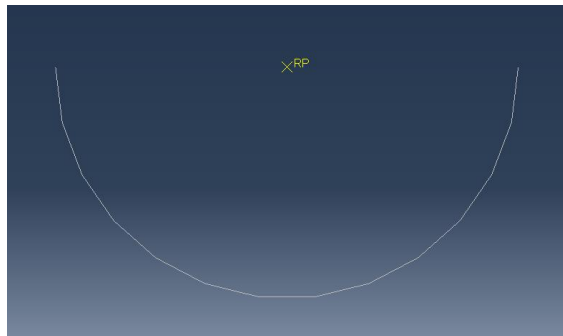


Figura 98 - Modelação do módulo "Part" do punção de carregamento e suportes do ensaio mecânico

No módulo "Property" foram inseridas as mesmas propriedades mecânicas obtidas experimentalmente nos ensaios mecânicos realizados previamente, e de seguida associadas às respetivas secções, de acordo com o código de cores definido previamente. Para finalizar este módulo foi ainda definida a orientação do material compósito, à semelhança do realizado previamente nos modelos que simulam o ensaio à tração.

Para os modelos que simulam o ensaio à flexão, como existe mais do que um componente torna-se necessário realizar a montagem do conjunto, como de acordo com o *set-up* previsto para o ensaio mecânico. Assim, com recurso a um conjunto de comandos de rotação, translação e padrões lineares, é possível posicionar corretamente a punção no centro do provete, os suportes distanciados 32 mm entre si, e o provete com a reparação na face inferior do provete, no caso do preenchimento da fissura, à semelhança dos ensaios realizados, como é possível observar na Figura 99 e na Figura 100.

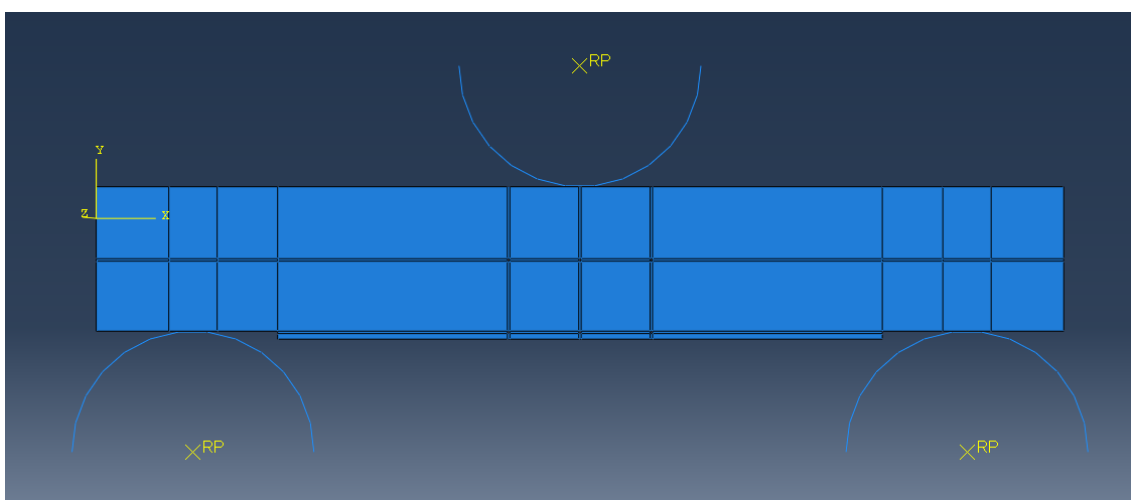


Figura 99 – Modelação do conjunto para ensaio à flexão da reparação por preenchimento da fissura

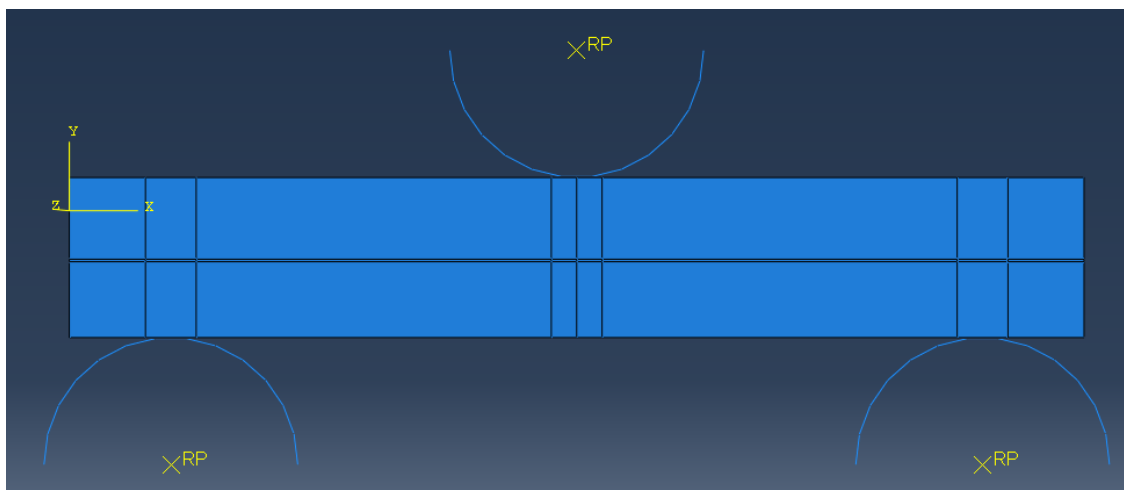


Figura 100 – Modelação do conjunto para ensaio à flexão da reparação por substituição das peles danificadas em formato de escalonado

O módulo “Step” ficou definido como previsto no subcapítulo das condições de análise.

No caso destes ensaios, é necessário definir os contactos no módulo “Interaction” do Abaqus®, uma vez que é necessário definir o tipo de contacto entre o provete, o punção de carregamento e os suportes. Assim, como referido previamente, aplicam-se os parâmetros já definidos nas condições de análise. É necessário seleccionar o punção e os suportes como superfície dominante, uma vez que são rígidas e apresentam uma malha bastante mais grosseira que a do provete. Como é possível observar na Figura 101, as linhas a vermelho indicam as superfícies dominantes e as linhas a rosa das superfícies deformáveis, onde o contacto irá ocorrer, e são válidas para ambos os métodos de reparação.

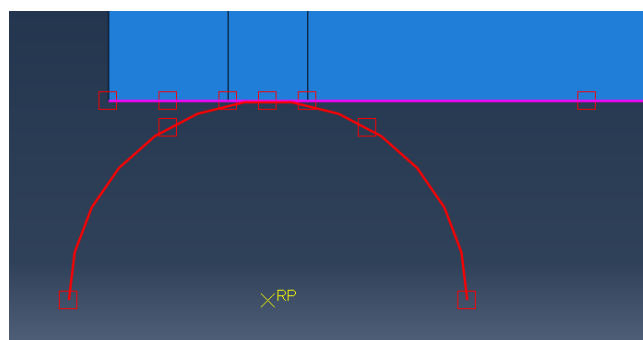


Figura 101 - Definição das superfícies de contacto dos modelos numéricos

No módulo “Load”, os parâmetros são muito similares entre os dois métodos de reparação, uma vez que o *set-up* do ensaio mecânico é idêntico. Assim, é necessário definir que os suportes são encastrados nos seus centros da circunferência e que o punção vai induzir um carregamento no provete, definido na forma de um deslocamento de 1,5 mm apenas no eixo Oy. À semelhança dos modelos numéricos anteriores, também é necessário bloquear o movimento do punção no eixo Ox, assim como a sua rotação. De forma a garantir a fiabilidade dos resultados numéricos, é ainda bloqueado o movimento em Ox no ponto central da superfície inferior do provete, para evitar assim movimento de corpo rígido devido à inexistência de suporte horizontal. O carregamento descrito previamente pode ser observado na Figura 102.

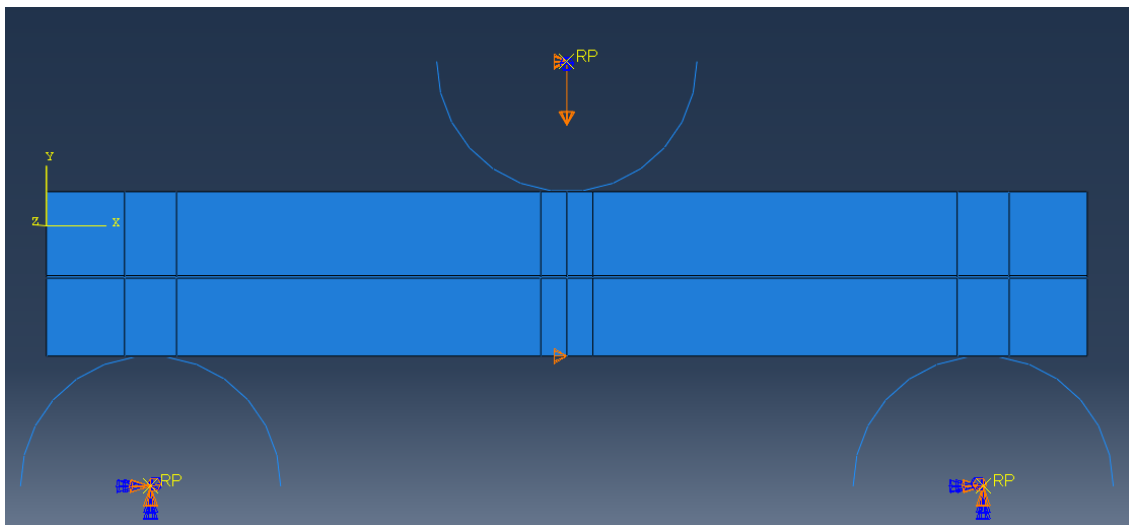


Figura 102 - Definição das condições fronteira dos modelos numéricos a simular o ensaio à flexão

Para finalizar os modelos numéricos, é necessário definir os parâmetros para a criação da malha no módulo “Mesh”. O primeiro passo é associar os elementos à respetiva geometria, em função dos materiais previstos para os métodos de reparação (CFRP e mistura de resina sólida são elementos do tipo “CPS4R”, e filme adesivo e mistura de resina coesiva são elementos do tipo “COH2D4”). De seguida, definem-se os “seed edges” para ambos os modelos numéricos. Neste caso, como as geometrias destes modelos são mais simples que as dos que simulam os ensaios à tração, definiu-se uma *bias* nula, isto é, o tamanho dos elementos não varia em função da sua posição. Assim, é possível existir uma malha mais refinada nas secções onde se dá o contacto com o punção e os suportes e, no caso da reparação por preenchimento da fissura, nas extremidades do adesivo coesivo. À semelhança dos modelos numéricos anteriores, o tamanho da malha dos elementos coesivos foi definido “*by number*” com apenas um elemento. Como a malha dos suportes e punção não têm grandes requisitos, não é necessário ter grande consideração pelos parâmetros de refinamento das respetivas malhas, pelo que se utilizaram os pré-definidos pelo Abaqus®. As malhas geradas para os provetes submetidos aos ensaios à flexão em 3 pontos podem ser observadas na Figura 103 e na Figura 104.

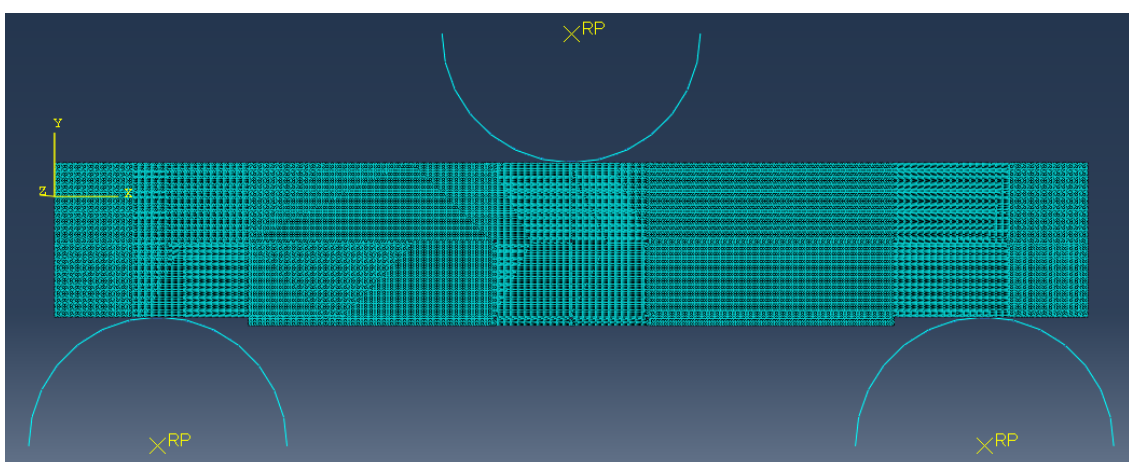


Figura 103 - Malha gerada para o modelo numérico dos provetes reparados por preenchimento de resina, à flexão

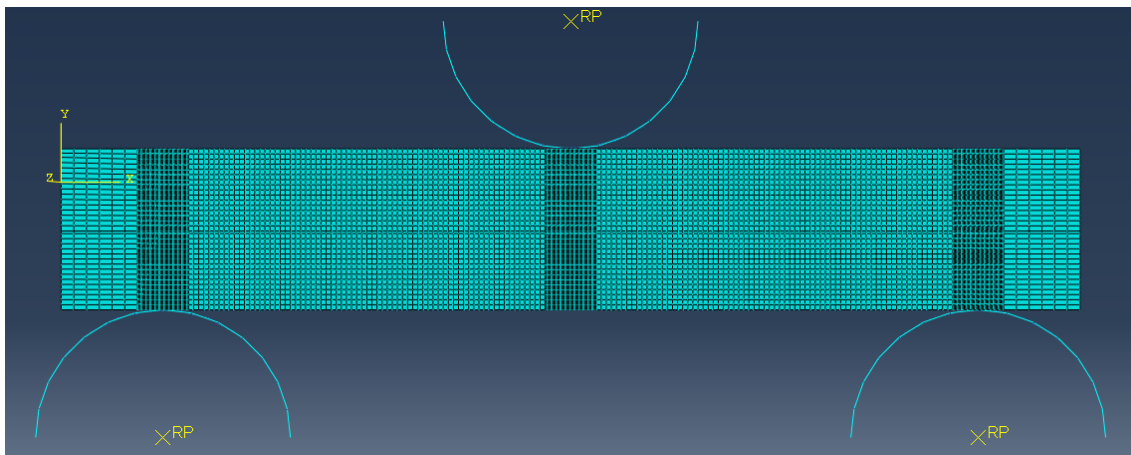


Figura 104 - Malha gerada para o modelo numérico dos provetes reparados por substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à flexão

Após este passo, os modelos numéricos estão aptos para serem simulados no módulo “Job”. As respetivas análises de resultados são apresentadas no subcapítulo 3.3.4.

3.3.3. Modelo de dano utilizado

Como abordado previamente, o modelo de dano utilizado para analisar as reparações em material compósito é o modelo de dano coesivo triangular, que se baseia numa relação entre tensões e deslocamentos que unem os nós dos elementos coesivos. Isto permite simular o comportamento elástico do material até à sua tensão de rotura (t_n^0 em tração e t_s^0 em corte) e conseqüente propagação dos danos. Este modelo de dano, como mostrado na Figura 105, apresenta uma fase inicial elástica, seguida da progressão linear do dano, que pode ter origem a partir de critérios de tensão ou deformação. No caso dos critérios de tensão, são exemplos MAXS (*maximum nominal stress*) ou QUADS (*quadratic nominal stress*), respetivamente:

$$\max \left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}, \frac{t_s}{t_s^0} \right\} = 1 \quad ; \quad \frac{\langle t_n \rangle^2}{t_n^0} + \frac{t_s^2}{t_s^0} = 1. \quad (\text{Equação 23})$$

De notar a utilização dos parêntesis de Macaulay, que indica que uma tensão de compressão não induz dano no material. Este critério é bastante utilizado em estudos realizados, distingue-se dos restantes critérios pela sua boa precisão de resultados (Campilho et al. 2009).

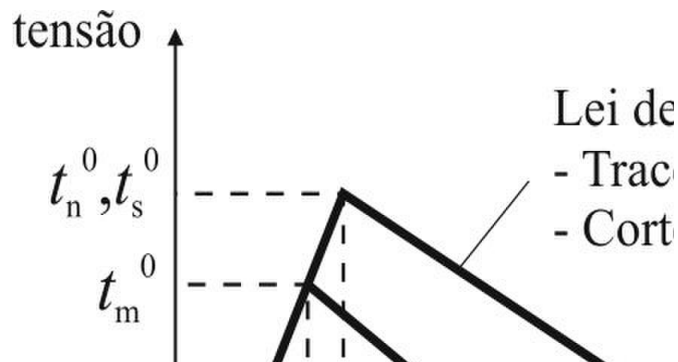


Figura 105 - Lei de tensão de separação triangular (Rocha e Campilho 2018)

No caso dos critérios de deformação, são exemplos MAXE (*maximum nominal strain*) e QUADE (*quadratic nominal strain criterion*), respetivamente:

$$\max \left\{ \frac{\langle \varepsilon_n \rangle}{\varepsilon_n^0}, \frac{\varepsilon_s}{\varepsilon_s^0} \right\} = 1 ; \quad \left\{ \frac{\langle \varepsilon_n \rangle}{\varepsilon_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{\varepsilon_s}{\varepsilon_s^0} \right\}^2 = 1, \quad (\text{Equação 24})$$

onde ε_n e ε_n^0 correspondem à deformação à tração atual e máxima, respetivamente, e ε_s e ε_s^0 à deformação ao corte atual e máxima. A partir deste ponto o material vai apresentar dano, ou amolecimento do material, até atingir a abertura de falha (δ^f) que corresponde à separação total das interfaces (Rocha e Campilho 2018). A obtenção do parâmetro δ_m^f é previsto por um critério linear energético baseado nos valores de G_{IC} e G_{IIC} :

$$\left\{ \frac{G_I}{G_{IC}} \right\}^\alpha + \left\{ \frac{G_{II}}{G_{IIC}} \right\}^\alpha = 1, \quad (\text{Equação 25})$$

onde α representa um parâmetro da lei de potência, e G_{IC} e G_{IIC} definem a evolução da deformação à tração, e respetivos deslocamentos associados, nas direções normal e transversa.

3.3.4. Resultados numéricos

3.3.4.1. Curvas força-deslocamento

Como é possível verificar da Figura 106 à Figura 109, as curvas força-deslocamento das análises numéricas são bastante próximas das curvas experimentais, ainda que, como esperado, as primeiras sejam bastante mais lineares e com uma carga máxima de rotura ligeiramente superior. Este comportamento pode ser explicado pelo facto de os modelos numéricos não estarem sujeitos a efeito experimentais nele causados com os processos de fabrico dos laminados e processo de reparação que podem induzir pequenos defeitos no material.

Desenvolvimento

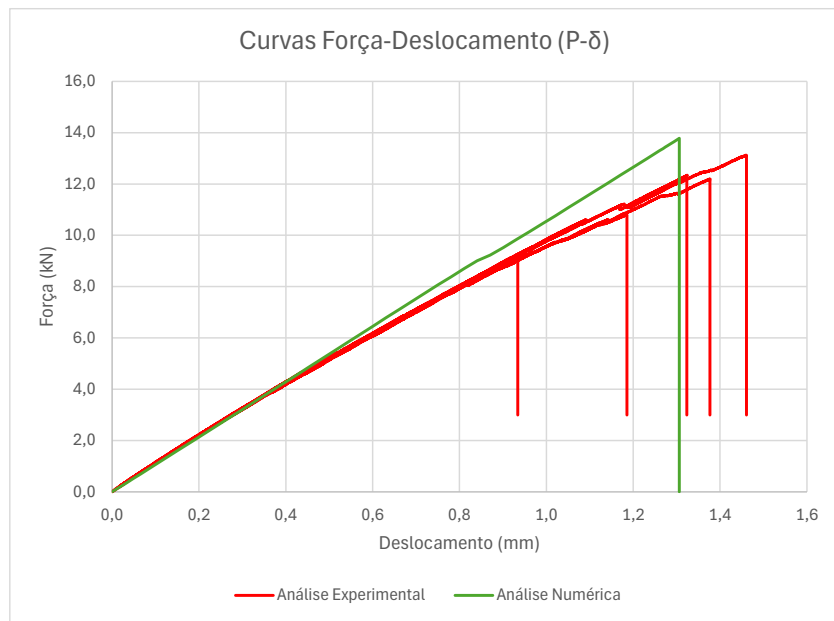


Figura 106 – Comparação das curvas força-deslocamento experimentais e numéricas dos provetes reparados por preenchimento da fissura, à tração

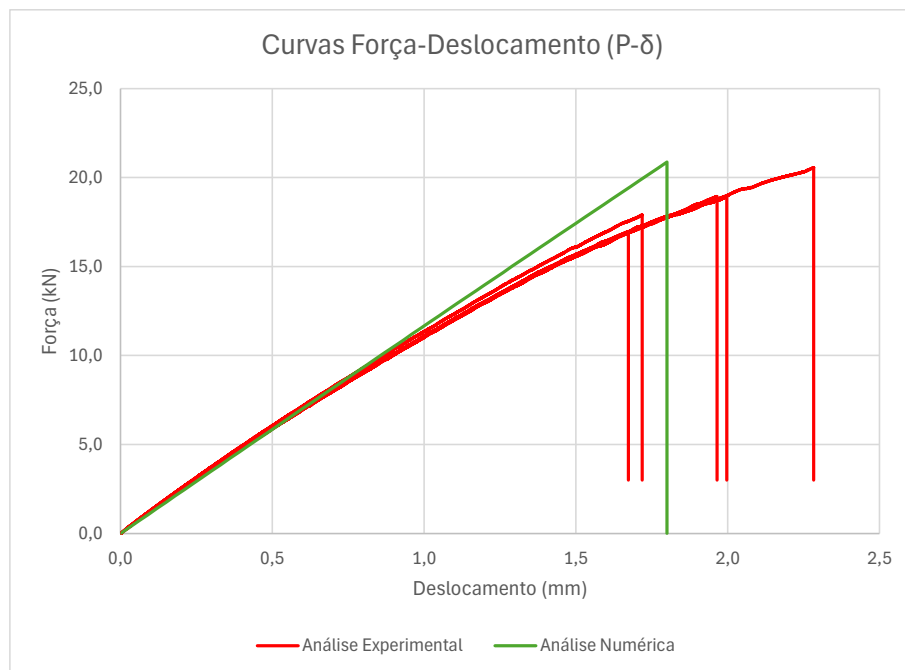


Figura 107 - Comparação das curvas força-deslocamento experimentais e numéricas dos provetes reparados por substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração

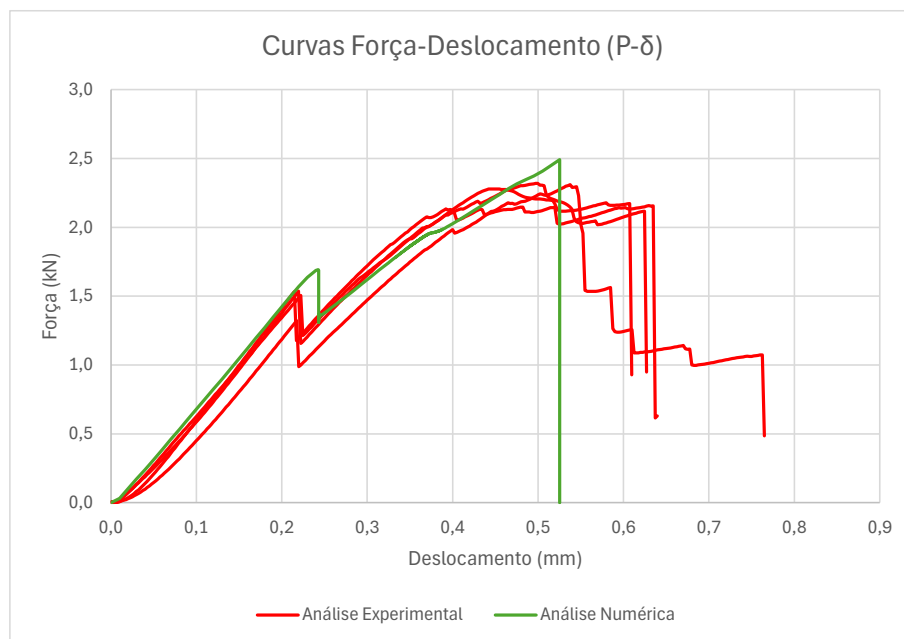


Figura 108 - Comparação das curvas força-deslocamento experimentais e numéricas dos provetes reparados por preenchimento da fissura, à tração

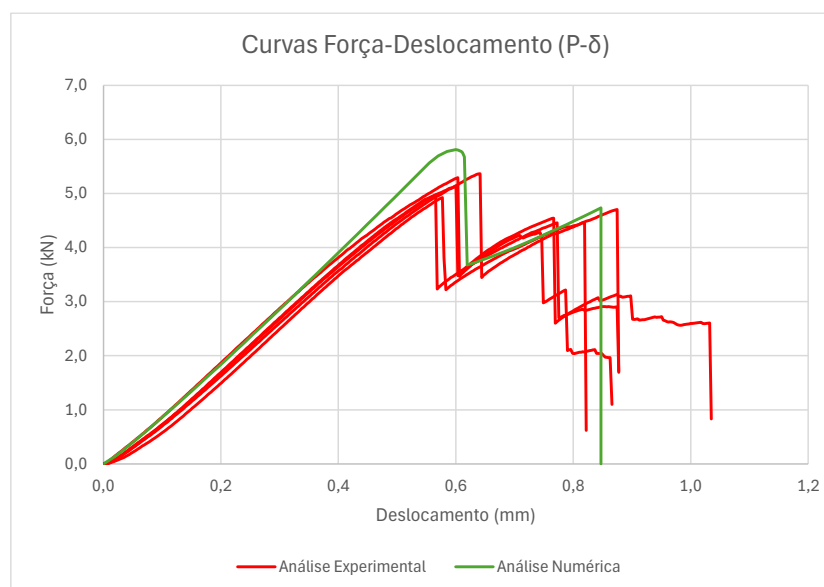


Figura 109 - Comparação das curvas força-deslocamento experimentais e numéricas dos provetes reparados por substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à flexão

3.3.4.2. Modos de rotura

A iniciação e a propagação do dano dos ensaios mecânicos e dos modelos numéricos permite concluir que são bastante similares entre si, pelo que os modos de rotura são idênticos aos descritos previamente no subcapítulo 3.2.4.2. Assim, como é possível observar na Figura 110 e Figura 111 através do critério de cedência de Tsai-Wu, os modelos numéricos dos provetes submetidos à tração sofreram rotura com predominância em modo II, ou seja, as tensões de corte introduzidas ao longo do ensaio mecânico originaram uma fissura no material, e posterior propagação, paralela à fissura original reparada. Já os provetes submetidos aos ensaios de

Desenvolvimento

flexão (Figura 112 e Figura 113) sofreram rotura predominantemente em modo I e em modo II, respetivamente, ou seja, o modelo numérico da reparação por preenchimento da fissura verificou separação do adesivo e substrato em material compósito ao longo da sua interface, enquanto o modelo numérico da reparação por substituição das peles danificadas, em formato de escalonado, verificou o aparecimento de tensões de corte no plano das camadas do laminado, que levou à sua separação do material de base.

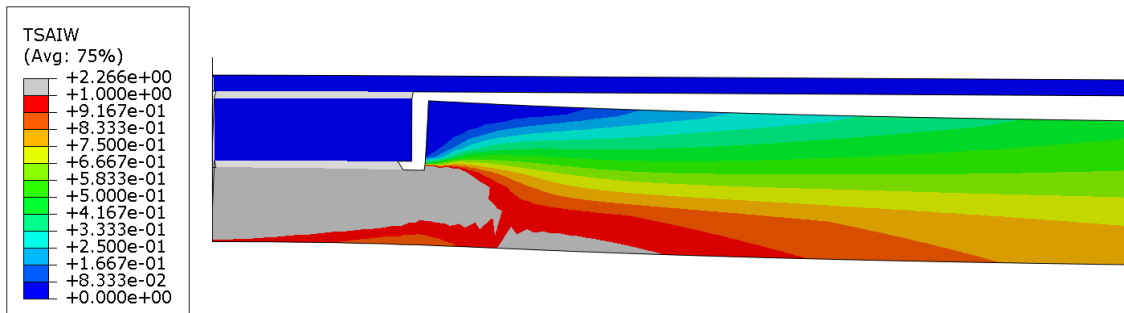


Figura 110 – Resultados numéricos da rotura dos provetes reparados por preenchimento da fissura, à tração

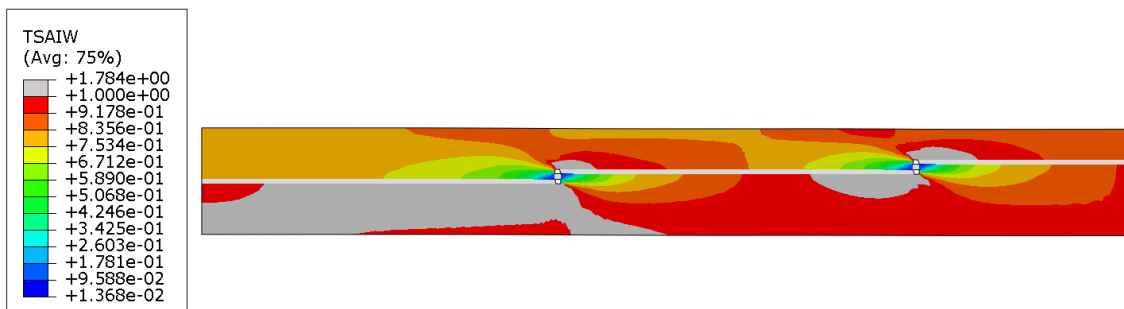


Figura 111 - Resultados numéricos da rotura dos provetes reparados por substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração

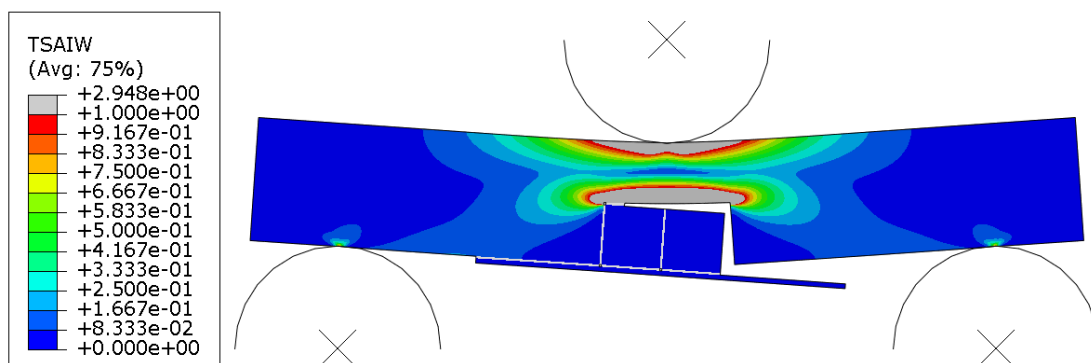


Figura 112 - Resultados numéricos da rotura dos provetes reparados por preenchimento da fissura, à flexão

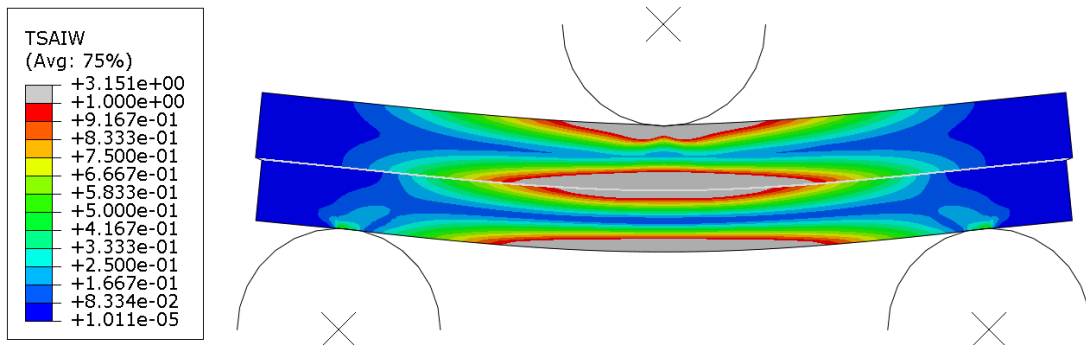


Figura 113 - Resultados numéricos da rotura dos provetes reparados por substituição das peles danificadas, à flexão

3.3.4.3. Análise de tensões no adesivo

De forma a analisar as tensões presentes nos dois tipos de adesivo usados na reparação, o filme adesivo e a mistura de resina, é necessário preparar novamente os modelos numéricos através da atribuição de propriedades sólidas às secções com elementos coesivos, assim como modificar a malha de forma a que esta acompanhe estas alterações e para que seja refinada o suficiente para se obter a variação das tensões presentes com precisão, em função da sua posição ao longo do provete. Seguidamente, é necessário definir o caminho que o *software* irá assumir como a camada de adesivo, para que este devolva os gráficos tensão-posição pretendidos. Da Figura 114 à Figura 117 é possível observar os caminhos referidos previamente, a vermelho para o filme adesivo e a rosa para a mistura de resina, definidos no centro das camadas adesivas.



Figura 114 – Caminhos definidos para adquirir as tensões no adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à tração



Figura 115 - Caminhos definidos para adquirir as tensões no adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração

Desenvolvimento

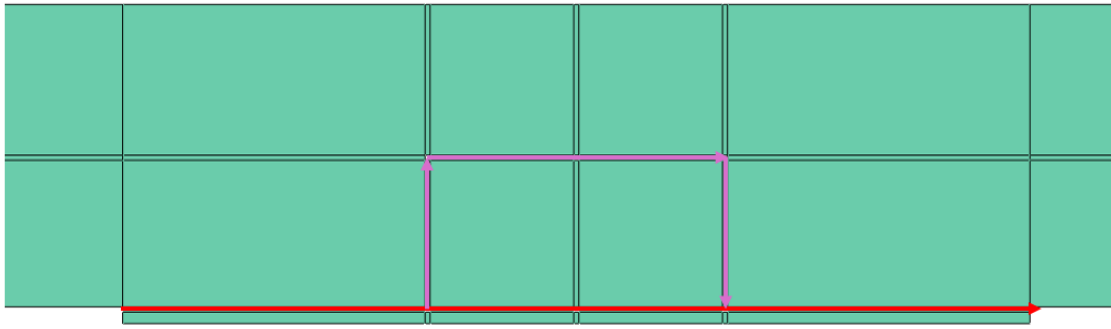


Figura 116 – Caminhos definidos para adquirir as tensões no adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à flexão

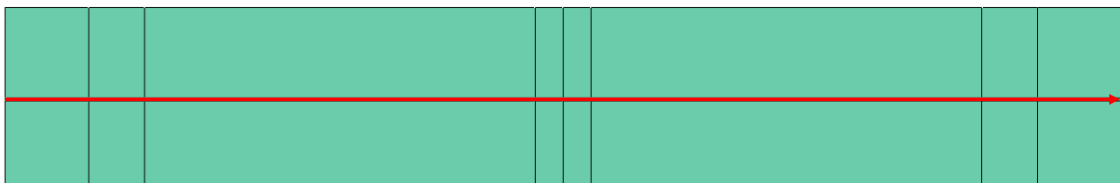


Figura 117 - Caminhos definidos para adquirir as tensões no adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à flexão

Após a definição dos caminhos para as camadas de adesivo, é possível obter os respectivos gráficos da tensão em função da posição relativa na camada do mesmo. O *software* permite analisar a tensão de arrancamento através da componente normal ao adesivo, S_{11} ou S_{22} em função da orientação da camada, e a tensão de corte através da componente transversa da mesma, S_{12} . De notar que, uma vez que os provetes reparados pelo preenchimento da fissura têm mais do que um adesivo, e conseqüentemente mais do que um caminho, foi necessário dividir a análise da tensão em caminhos distintos.

Da Figura 118 à Figura 121 é possível observar as tensões de arrancamento e corte nos adesivos dos provetes reparados através do preenchimento da fissura ensaiados à tração. Como expectável, devido à natureza do ensaio de tração, as tensões de arrancamento apenas são notórias na extremidade livre do filme adesivo devido ao pequeno relevo originado pela pele extra, e nas paredes verticais da mistura de resina. As tensões de corte prevalecem nas extremidades do filme adesivo e na parede vertical mais afastada do eixo de simetria do provete.

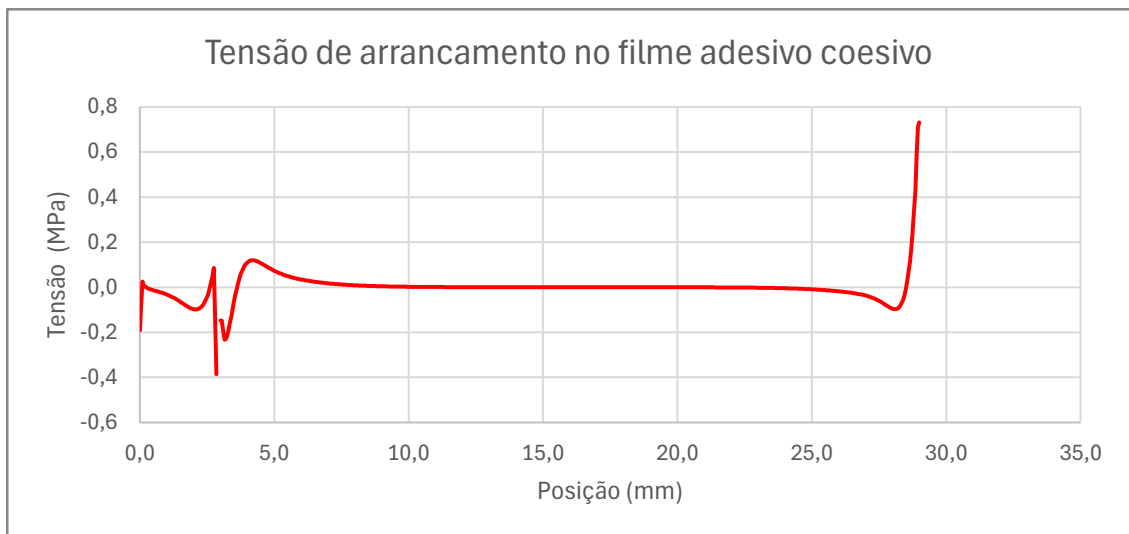


Figura 118 – Tensão de arrancamento no filme adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à tração

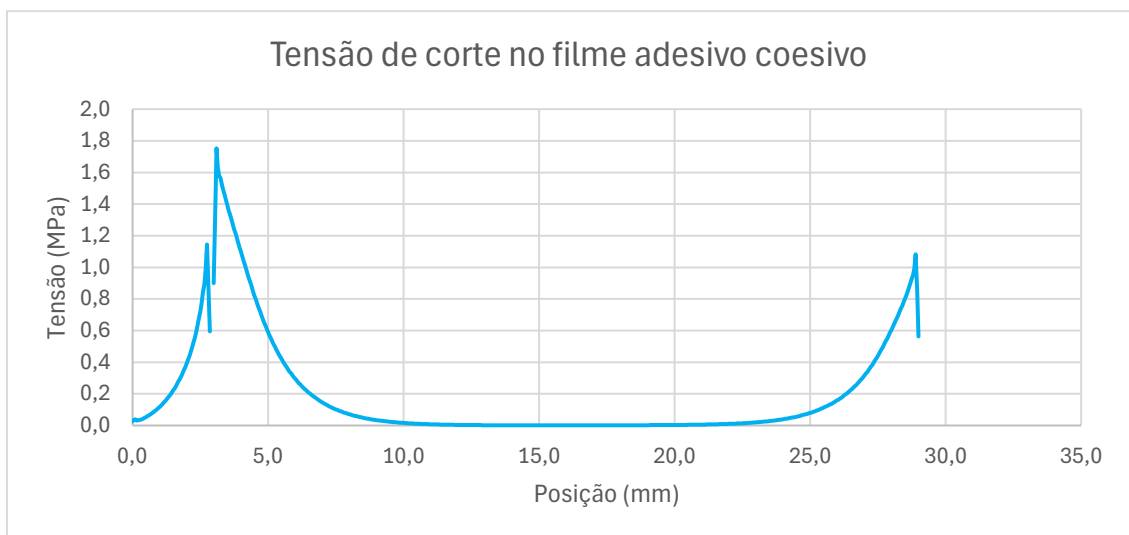


Figura 119 - Tensão de corte no filme adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à tração

Desenvolvimento

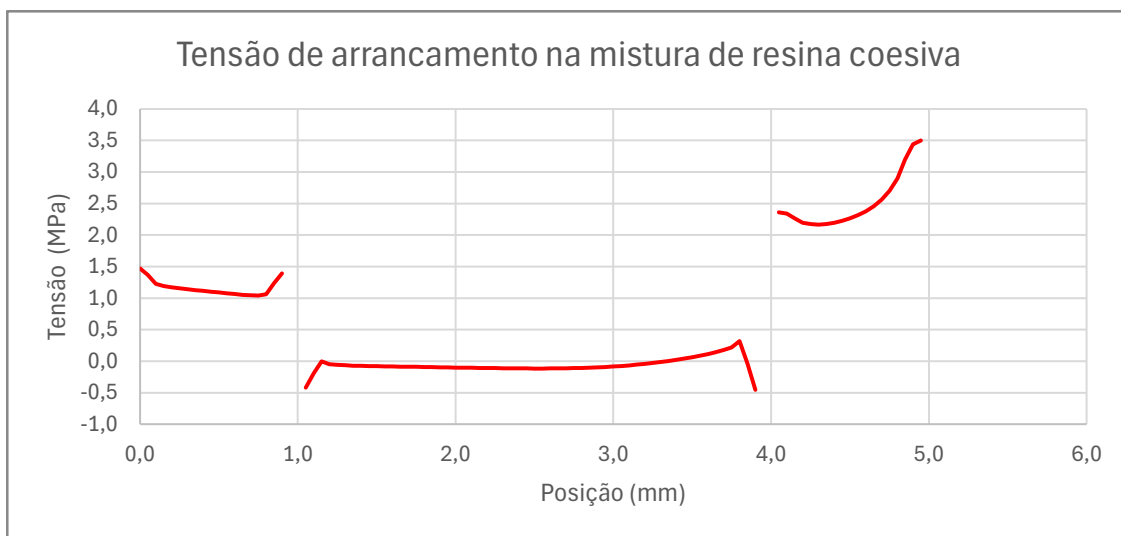


Figura 120 - Tensão de arrancamento na mistura de resina dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à tração

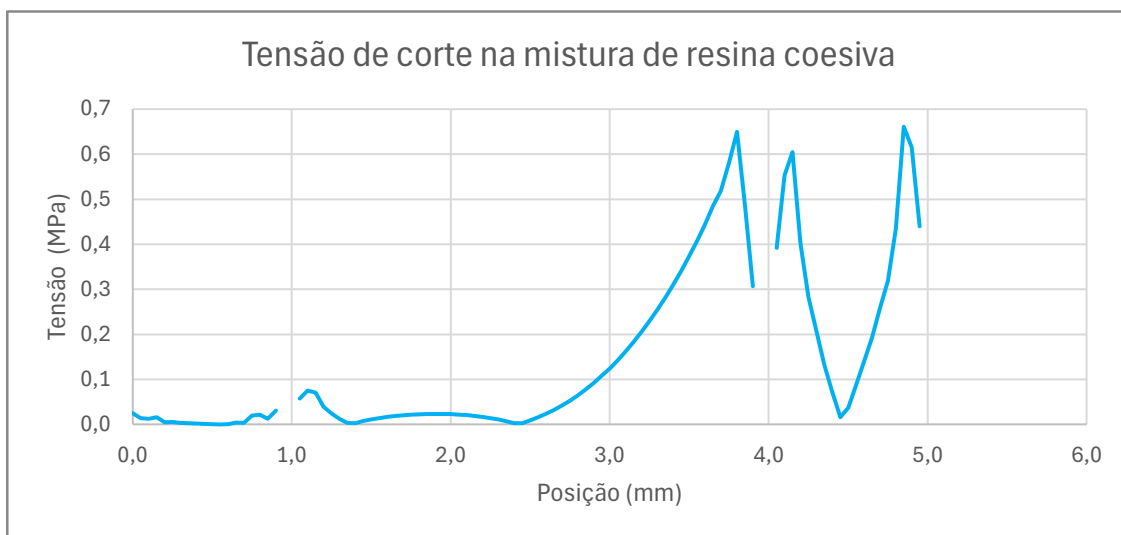


Figura 121 - Tensão de corte na mistura de resina dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à tração

Na Figura 122 e Figura 123 é possível analisar as tensões no filme adesivo dos provetes reparados por substituição das peles danificadas em formato de escalonado ensaiados à tração, que indicam que existem tensões de compressão entre os degraus do escalonado propriamente dito, possivelmente devido à descontinuidade exigida pelos elementos coesivos, e picos de tensão de arrancamento na extremidade livre do adesivo originados pelo relevo causado pela pele de material compósito extra. A tensão de corte também é predominante nas secções extremas dos degraus do escalonado.

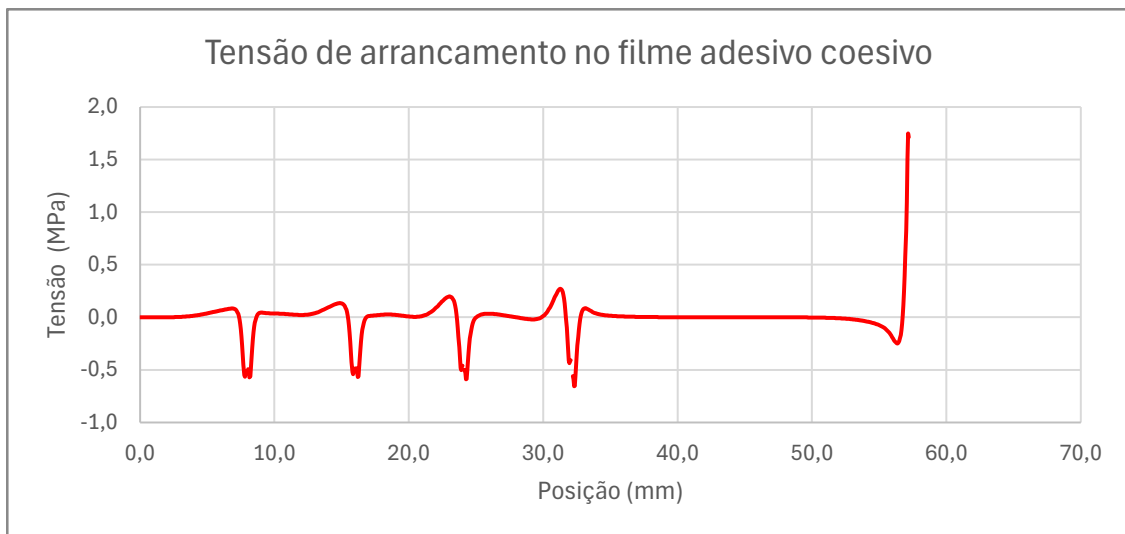


Figura 122 - Tensão de arrancamento no filme adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração

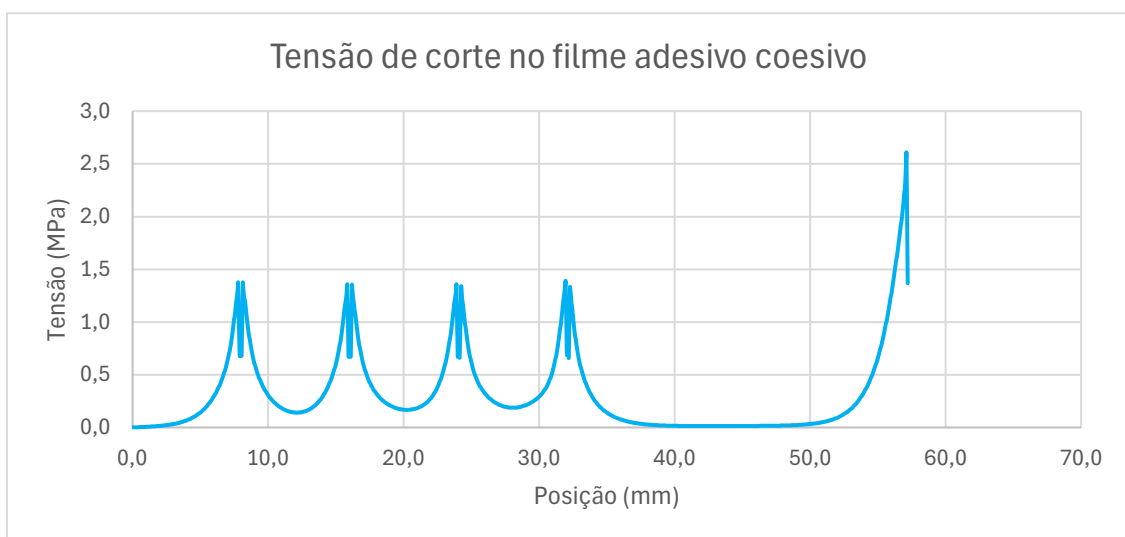


Figura 123 - Tensão de corte no filme adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração

Da Figura 124 à Figura 127 é possível observar as tensões nos adesivos dos provetes reparados através do preenchimento da fissura ensaiados à flexão em 3 pontos. Como previsto, as tensões são simétricas face ao eixo do centro do provete e, relativamente ao filme adesivo, as tensões de arrancamento são relativamente reduzidas pelo que se pode considerar que o adesivo apenas está sujeito a tensões de corte, devido à natureza do carregamento de um ensaio de flexão em 3 pontos. A camada horizontal de mistura de resina tem tensões aproximadamente nulas, enquanto que estas estão concentradas nas camadas verticais, com especial foco na secção mais próxima da superfície inferior, onde se verificam tensões elevadas devido ao efeito da deformação do provete que propicia a separação do material compósito e da resina. Estas elevadas tensões de arrancamento originam a rotura predominante em modo I, verificada previamente.

Desenvolvimento

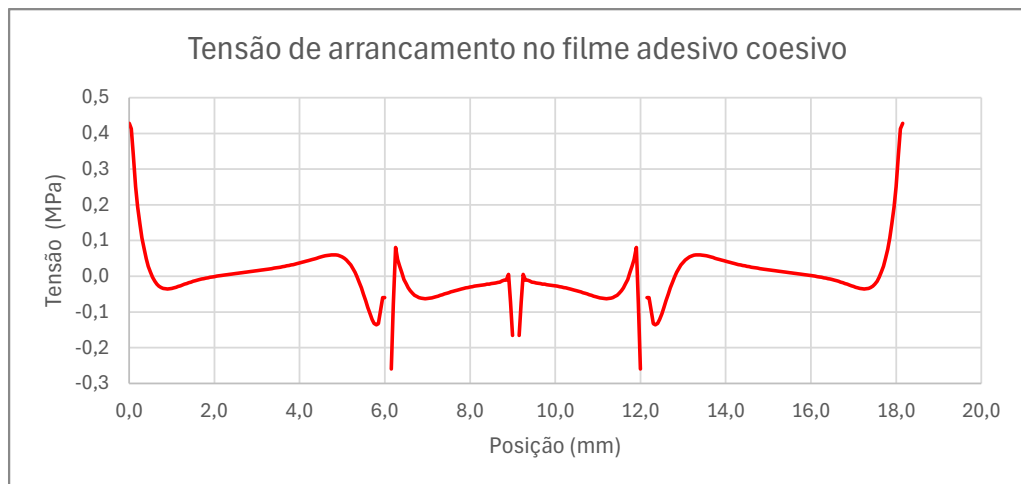


Figura 124 - Tensão de arrancamento no filme adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à flexão

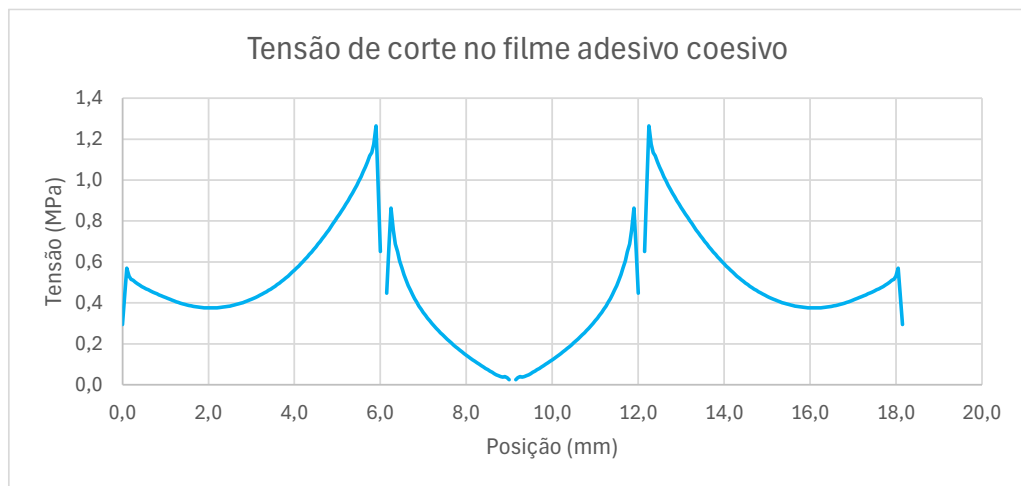


Figura 125 - Tensão de corte no filme adesivo dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à flexão

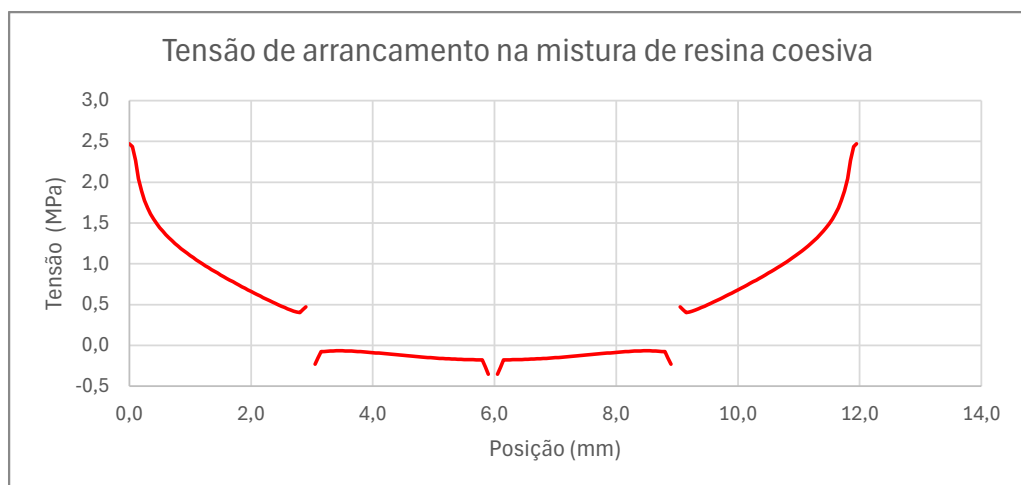


Figura 126 - Tensão de arrancamento na mistura de resina dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à flexão

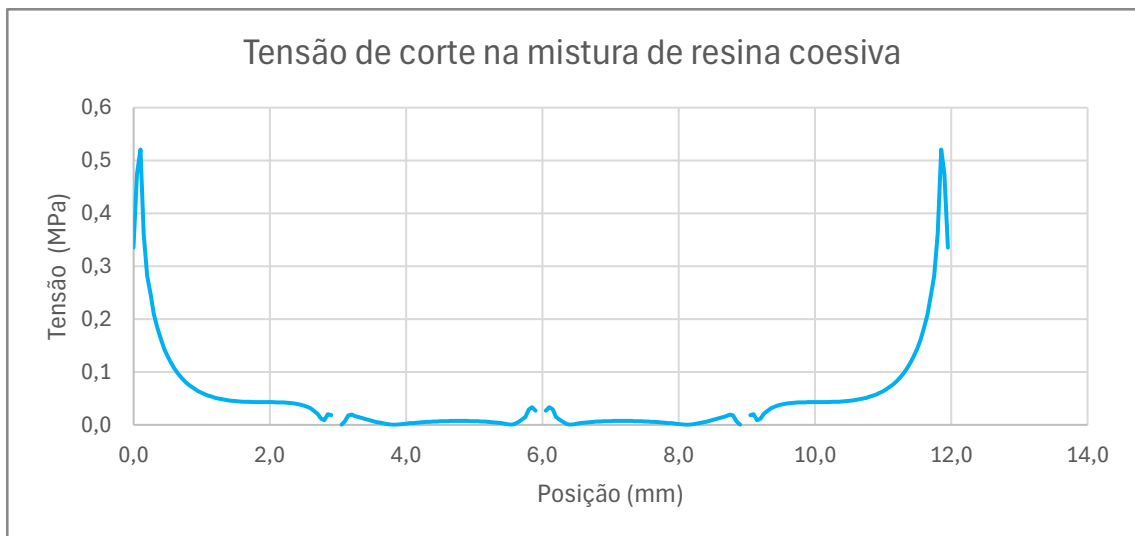


Figura 127 - Tensão de corte na mistura de resina dos provetes reparados pelo preenchimento da fissura, à flexão

Na Figura 128 e Figura 129 é possível analisar as tensões no filme adesivo dos provetes reparados através da substituição das peles danificadas em formato de escalonado, que indicam que as tensões de arrancamento predominam nas zonas onde existe contacto com o punção de carregamento e suportes do ensaio, enquanto as tensões de corte são máximas a meio das secções entre o punção e os suportes, originando a rotura predominante em modo II e levando à separação do adesivo do material de base.

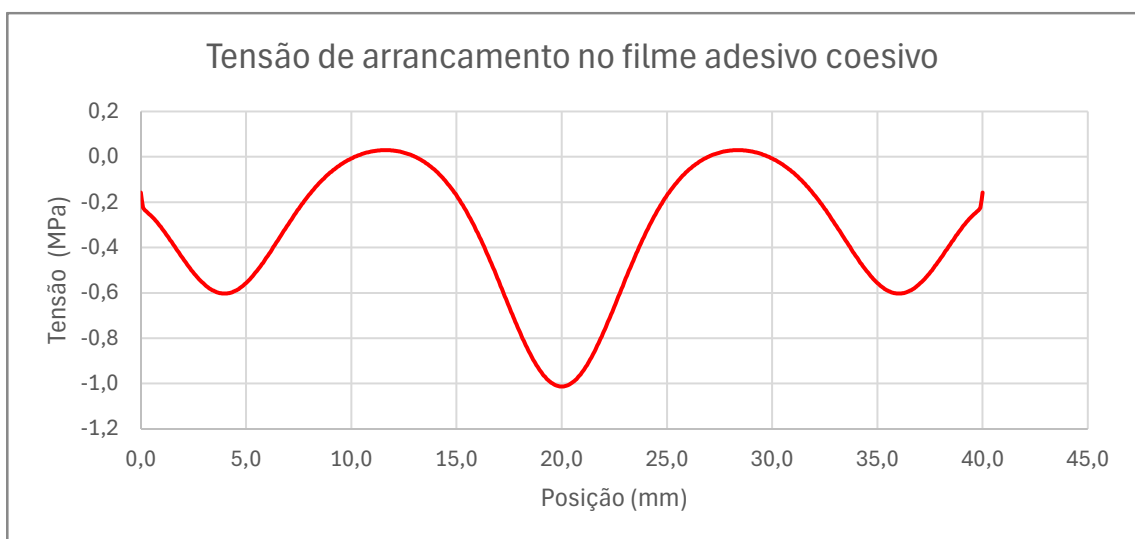


Figura 128 - Tensão de arrancamento no filme adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração

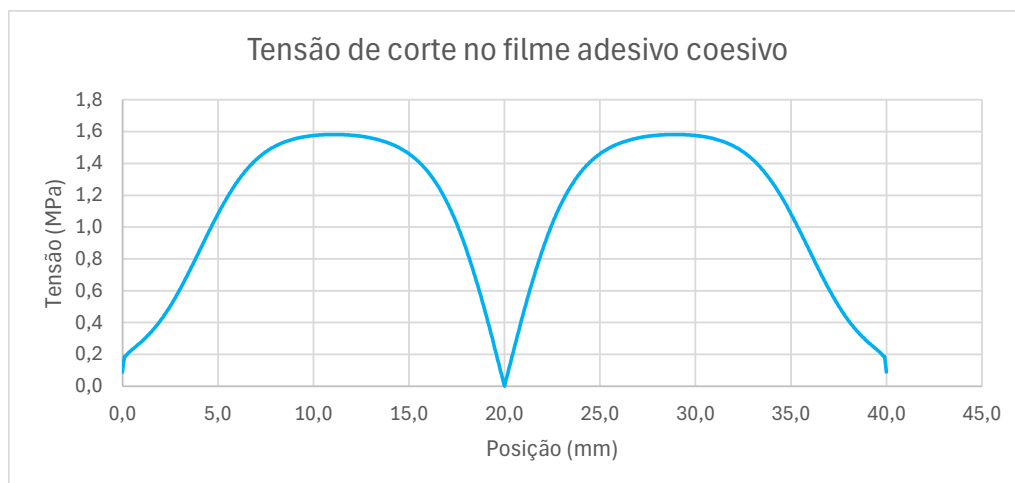


Figura 129 - Tensão de corte no filme adesivo dos provetes reparados pela substituição das peles danificadas em formato de escalonado, à tração

3.3.4.4. Rigidez da reparação

A rigidez dos modelos numéricos é bastante próxima das respetivas médias dos ensaios experimentais, especialmente o limite elástico do método de reparação por substituição das peles danificadas em formato de escalonado. De notar que a curva força-deslocamento dos ensaios experimentais da reparação por preenchimento da fissura tem um ligeiro decréscimo do declive a partir dos 0,5 mm de deslocamento, o que não acontece na análise numérica, como é possível de observar na Figura 130. Este fenómeno pode ocorrer devido aos pequenos defeitos introduzidos ao longo do processo produtivo destes provetes. Não obstante, a rigidez dos modelos numéricos está bastante próxima da rigidez dos provetes de controlo, também de esperar uma vez que as propriedades mecânicas do material compósito ensaiado foram utilizadas como *input* para o *software*. A Figura 130 mostra que os resultados são apresentados na legenda como “C” de controlo, “P” de preenchimento da fissura e “E” de substituição das peles danificadas em formato de escalonado.

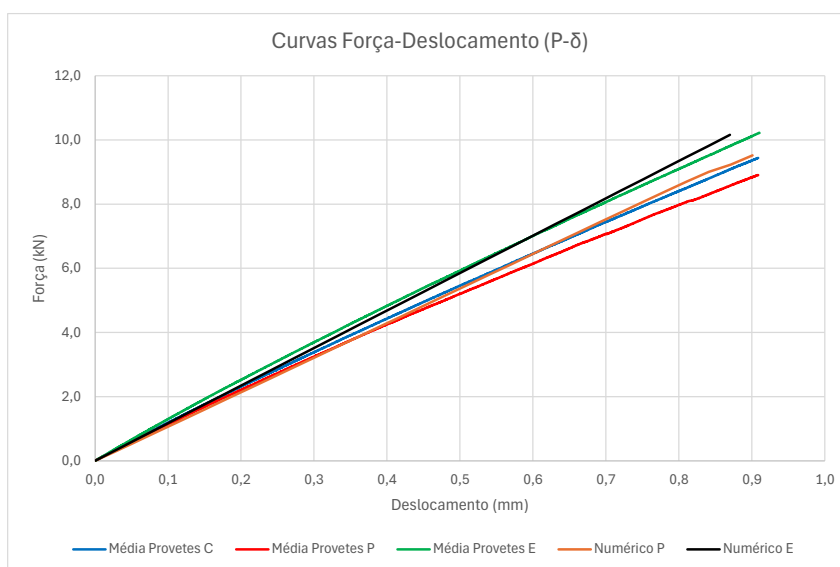


Figura 130 - Comparação da média das curvas força-deslocamento experimentais e numéricas

3.3.4.5. Resistência da reparação e capacidade de restituição

De forma a comparar os valores das propriedades mecânicas entre os resultados experimentais e o resultados numéricos, assim como avaliar a capacidade de restituição dos dois métodos de reparação, foram analisadas as propriedades obtidas através do *software*, como é possível observar na Tabela 26 (tração) e Tabela 27 (flexão em 3 pontos). É possível verificar que, efetivamente, os resultados obtidos através da reparação por preenchimento da fissura com a mistura de resina ficam aquém das propriedades do material compósito íntegro, com uma capacidade de restauração de 33 % e 58 % da resistência mecânica nos ensaios de tração e flexão em 3 pontos, respetivamente, que indicam que este método de reparação é mais aconselhado para reparações com requisitos estruturais não críticos. Por outro lado, as reparações por substituição das peles danificadas em formato de escalonado demonstram resultados muito próximos da estrutura original sem dano, com desvios de cerca de 1% da resistência mecânica inicial, como visível na comparação com os provetes controlo, indicador que este método tem elevado potencial para o reaproveitamento de componentes em material compósito danificados.

Comparando os resultados experimentais com os numéricos, é possível verificar que as simulações permitem replicar com alguma exatidão as condições de análise propostas pelos ensaios mecânicos realizados, com desvios da resistência mecânica inferiores a 15 % no caso dos ensaios à tração e inferiores a 30 % no caso dos ensaios à flexão em 3 pontos.

Tabela 26 – Comparação das propriedades mecânicas dos resultados experimentais e numéricos dos ensaios à tração

	Controlo s/ desc.	Preench. fissura		Subs. peles (escalonado)	
		Experimental	Numérico	Experimental	Numérico
Rigidez	10,41 N/m	10,28 N/m	10,75 N/m	11,22 N/m	11,65 N/m
Comparação c/ controlo	-	-1,25 %	+3,27 %	+7,78 %	+11,91 %
Comparação exp. / num.	-	+4,57 %		+3,83 %	
Tensão de rotura	669,40 MPa	386,57 MPa	443,80 MPa	612,86 MPa	672,14 MPa
Comparação c/ controlo	-	-42,25 %	-33,70 %	-8,45 %	+0,41 %
Comparação exp. / num.	-	+14,80 %		+9,67 %	
Deslocamento máximo	2,743 mm	1,341 mm	1,306 mm	2,049 mm	1,800 mm
Comparação c/ controlo	-	-51,11 %	-52,39 %	-25,30 %	-34,38 %
Comparação exp. / num.	-	+2,61 %		-12,15 %	

Desenvolvimento

Tabela 27 - Comparação das propriedades mecânicas dos resultados experimentais e numéricos dos ensaios à flexão

	Controlo s/ desc.	Preench. fissura		Subs. peles (escalonado)	
		Experimental	Numérico	Experimental	Numérico
Rigidez	5,09 N/m	6,17 N/m	6,84 N/m	8,90 N/m	9,44 N/m
Comparação c/ controlo	-	+21,22 %	+34,38 %	+74,85 %	+85,46 %
Comparação exp. / num.	-	+10,86 %		+6,07 %	
Tensão de corte	589,77 MPa	205,35 MPa	250,31 MPa	449,29 MPa	583,58 MPa
Comparação c/ controlo	-	-65,18 %	-57,55 %	-15,34 %	-1,05 %
Comparação exp. / num.	-	+21,89 %		+29,89 %	
Deslocamento de carga máx.	0,972 mm	0,529 mm	0,525 mm	0,600 mm	0,604 mm
Comparação c/ controlo	-	-45,58 %	-45,99 %	-38,27 %	-37,86 %
Comparação exp. / num.	-	-0,756 %		+0,667 %	

3.3.4.6. Energia de rotura

À semelhança do trabalho experimental, também nos resultados numéricos se recorre à simplificação do cálculo da energia de rotura através da aproximação das curvas força-deslocamento a um triângulo retângulo perfeito. Assim, e como é possível observar na Tabela 28, os valores experimentais e numéricos são próximos, com desvios de aproximadamente 14 % e 2 % para as reparações por preenchimento da fissura e substituição das peles danificadas em formato de escalonado, respetivamente.

Tabela 28 – Comparação dos valores da energia de rotura experimentais e numéricos

	Controlo s/ desc.	Preench. fissura		Subs. peles (escalonado)	
		Experimental	Numérico	Experimental	Numérico
Energia de rotura (J)	27,79	7,87	9,00	19,24	18,78
Comparação c/ controlo	-	-71,68 %	-67,61 %	-30,77 %	-32,42 %
Comparação exp. / num.	-	+14,36 %		-2,39 %	

4. Conclusão

4.1. Conclusões finais

Este estudo incidiu na análise experimental e numérica de estruturas em material compósito sujeitas a dois métodos de reparação distintos, o preenchimento da fissura com uma mistura de resina e a substituição das peles danificadas em formato de escalonado. Foram realizados ensaios mecânicos de tração e de flexão em 3 pontos para validar as propriedades mecânicas das estruturas. Na análise numérica, recorreu-se ao MEF para replicar o comportamento experimental das estruturas ensaiadas.

Quanto aos ensaios experimentais, é possível concluir que:

- No geral existe uma boa reprodutibilidade do comportamento elástico das curvas força-deslocamento e tensão-deformação dos resultados experimentais, ainda que com ligeiras variações nos picos de carga máxima, e tensão correspondente;
- Ambos os métodos de reparação de materiais compósitos sofreram rotura com predominância de modo II nos ensaios à tração, pelo que originaram uma fissura no material paralela à reparação, e consequente propagação. Por outro lado, nos ensaios de flexão em 3 pontos, os provetes reparados por preenchimento da fissura sofreram rotura maioritariamente em modo I e os provetes reparados por substituição das peles danificadas em formato de escalonado sofreram rotura maioritariamente em modo II;
- Ao comparar a rigidez entre os provetes controlo sem descontinuidade e de ambas as técnicas de reparação verifica-se que a rigidez da reparação por preenchimento é inferior aos provetes controlo sem qualquer dano em cerca de 16 %, enquanto a por substituição em formato de escalonado (60,27 GPa) apresenta uma rigidez ligeiramente superior (+5,81 %);
- A capacidade de restituição da resistência mecânica do método de preenchimento da fissura (aproximadamente 60 %) é consideravelmente inferior que a do método de substituição das peles danificadas em formato de escalonado (cerca de 90 %). Esta diferença indica que, para componentes estruturais sujeitos a condições de trabalho exigentes, se deverá optar pelo segundo método de reparação. No entanto, o preenchimento da fissura é um bom compromisso entre a capacidade de restituição e a facilidade de execução do método de reparação;

Conclusão

- A energia requerida para a rotura dos provetes é consideravelmente mais elevada nos provetes sem dano (27,79 J), seguido da reparação em formato de escalonado (- 30,77 %) e, por último, o preenchimento da fissura (- 71,68 %).

Relativamente aos ensaios numéricos, verifica-se que:

- As curvas força-deslocamento numéricas apresentam uma boa concordância com as curvas experimentais homólogas. Esta semelhança deve-se à utilização do modelo de dano coesivo e ao critério de cedência de Tsai-Wu, que simula especialmente bem o comportamento dos adesivos, assim como a iniciação e propagação de fissuras;
- A iniciação e propagação do dano nos modelos numéricos são quase idênticos aos verificados experimentalmente, pelo que os modos de rotura também são coerentes;
- Devido ao relevo causado pela pele extra da reparação, dá-se um pequeno ponto de acumulação de tensões na extremidade da mesma, tanto de arrancamento como de corte, pelo que foi comum a separação desta camada ao longo do adesivo;
- As simulações permitem replicar com precisão aceitável as propriedades das estruturas reparadas ensaiadas experimentalmente, nomeadamente a resistência mecânica, com desvios inferiores a 15 % no caso do ensaio à tração e inferiores a 30 % no caso dos ensaios à flexão em 3 pontos.

4.2. Limitações e trabalhos futuros

Como possíveis trabalhos futuros para continuidade deste estudo, sugere-se:

- Analisar experimentalmente a reparação de outros tipos de dano comum nos materiais compósitos e em estruturas *sandwich*, como é o caso do descolamento do núcleo das peles ou da delaminação das camadas, com respetiva validação através do MEF;
- Ensaia experimentalmente o filme adesivo XA120 com o objetivo de obter as propriedades mecânicas da tenacidade à fratura, uma vez que não existem dados disponíveis para este material, e posterior substituição das propriedades estimadas neste trabalho para melhorar a capacidade de precisão dos modelos;
- Modelar numericamente os métodos de reparação e ensaios realizados neste trabalho, mas com recurso a modelos tridimensionais e/ou a critérios de rotura mais complexos, como é o caso do critério de Hashin.

Referências

- AED. (2023). "Sobre nós - AED Cluster Portugal." Retrieved 14/11/2023, from <https://www.aedportugal.pt/sobre-nos/#infoBeginning>.
- Afnor (2021). Structural adhesives - Preparation method of structural adhesive plates for characterization test pieces.
- Akovali, G. e C. Kaynak (2001). Constituent materials. *Handbook of composite fabrication*, Smithers Rapra Technology.
- Andrew, J. J. e H. N. Dhakal (2022). "Sustainable biobased composites for advanced applications: recent trends and future opportunities – A critical review." *Composites Part C: Open Access* **7**: 100220.
- Armstrong, K. B., W. Cole, E. Chesmar e F. Museux (2020). Care and repair of advanced composites, SAE international.
- Arumugam, V., C. S. Kumar, C. Santulli, F. Sarasini e A. J. Stanley (2011). "A global method for the identification of failure modes in fiberglass using acoustic emission." *Journal of Testing and Evaluation* **39**(5): 1.
- ASD (2023). The Economic Impact of the European Aerospace and Defence Industry. ASD, ASD.
- Asiliskender, A., J. Peiró, K.-Y. Lee, A. Parlamas, B. Falzon e Z. Kazancı (2023). "Predicting filling efficiency of composite resin injection repair." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* **174**: 107708.
- Ayranci, C. e J. P. Carey (2008). "2D braided composites: A review for stiffness critical applications." *Composite Structures* **85**: 43-58.
- Azzi, V. e S. W. Tsai (1965). "Anisotropic strength of composites: Investigation aimed at developing a theory applicable to laminated as well as unidirectional composites, employing simple material properties derived from unidirectional specimens alone." *Experimental mechanics* **5**: 283-288.
- Barbero, E. J. (2023). Finite element analysis of composite materials using Abaqus®, CRC press.
- Belhouari, M., A. Benkheira, K. Madani, R. Campilho e X. Gong (2023). "Effect of Temperature on the Energy Release Rate Variation in Repaired Laminate Composites." *Journal of Failure Analysis and Prevention* **23**(1): 420-435.
- Bellali, M. A., B. Serier, M. Mokhtari, R. D. Campilho, F. Lebon e H. Fekirini (2021). "XFEM and CZM modeling to predict the repair damage by composite patch of aircraft structures: Debonding parameters." *Composite Structures* **266**: 113805.
- Bowkett, M. e K. Thanapalan (2017). "Comparative analysis of failure detection methods of composites materials' systems." *Systems Science & Control Engineering* **5**: 168-177.
- Bright, R. J. e M. Sumathi (2017). "Failure analysis of FRP composite laminates using progressive failure criteria." *Int. J. Sci. Eng. Res* **8**: 12.
- Buragohain, M. K. (2018). *Composite Structures: Design, Mechanics, Analysis, Manufacturing, and Testing*, Taylor & Francis, a CRC title, part of the Taylor & Francis imprint, a member of the Taylor & Francis Group, the academic division of T & F Informa, plc.
- Camanho, P. P. (2002). "Failure criteria for fibre-reinforced polymer composites." *Secção de Mecânica Aplicada, Departamento de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto*.
- Campilho, R. D. S. G. (2012). *Método de Elementos Finitos: Ferramentas para Análise Estrutural*. Porto, Portugal, Publindústria, Edições Técnicas, Lda.
- Campilho, R. D. S. G. (2023). "Design of Adhesive Bonded Joints." *Processes* **11**(12): 3369.

Referências

- Campilho, R. D. S. G., M. F. S. F. de Moura e J. J. M. S. Domingues (2009). "Numerical prediction on the tensile residual strength of repaired CFRP under different geometric changes." *International Journal of Adhesion and Adhesives* **29**(2): 195-205.
- Campilho, R. D. S. G., M. F. S. F. de Moura, A. M. G. Pinto, J. J. L. Morais e J. J. M. S. Domingues (2009). "Modelling the tensile fracture behaviour of CFRP scarf repairs." *Composites Part B: Engineering* **40**(2): 149-157.
- Castanie, B., C. Bouvet e M. Ginot (2020). "Review of composite sandwich structure in aeronautic applications." *Composites Part C: Open Access* **1**: 100004.
- CEiiA. (2024). Retrieved 27/08/2024, from <https://www.ceiia.com/>.
- Chen, C.-T. e G. X. Gu (2019). "Machine learning for composite materials." *MRS Communications* **9**(2): 556-566.
- Cho, S.-K., H.-J. Kim e S. H. Chang (2011). "The application of polymer composites to the table-top machine tool components for higher stiffness and reduced weight." *Composite Structures* **93**: 492-501.
- CIREP (2017). Boletim Informativo n.º165 - 10/11/2017. Lisboa, Portugal, Centro de informações e Relações Públicas CIREP.
- Clearwater (2011). "Aerospace Global Report 2011." A Clearwater Industrials Team Report.
- Czub, K. e M. Barburski (2017). "Mechanical properties of flax roving composites reinforcement." *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* **254**.
- da Silva, L. F. M. e R. D. S. G. Campilho (2012). *Advances in Numerical Modelling of Adhesive Joints*. Advances in Numerical Modeling of Adhesive Joints. L. F. M. da Silva and R. D. S. G. Campilho. Berlin, Heidelberg, Springer Berlin Heidelberg: 1-93.
- Damghani, M., S. Bolanos, A. Chahar, J. Matthews, G. A. Atkinson, A. Murphy e T. Edwards (2022). "Design, novel quality check and experimental test of an original variable length stepped scarf repair scheme." *Composites Part B: Engineering* **230**: 109542.
- Das, M., S. Sahu e D. R. Parhi (2021). "Composite materials and their damage detection using AI techniques for aerospace application: A brief review." *Materials Today: Proceedings* **44**: 955-960.
- de Moura, M. F. S. F., A. B. de Morais e A. G. de Magalhães (2010). *Materiais Compósitos - Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*. Porto, Portugal, Publindústria, Edições Técnicas.
- Dell'Anno, G., I. Partridge, D. Cartié, A. Hamlyn, E. Chehura, S. James e R. Tatam (2012). "Automated manufacture of 3D reinforced aerospace composite structures." *International Journal of Structural Integrity* **3**: 22-40.
- Djebbar, S. C., K. Madani, M. El Ajrami, A. Houari, N. Kaddouri, M. Mokhtari, X. Feugas e R. Campilho (2022). "Substrate geometry effect on the strength of repaired plates: Combined XFEM and CZM approach." *International Journal of Adhesion and Adhesives* **119**: 103252.
- Eckold, G. (1994). 6 - Manufacture. Design and Manufacture of Composite Structures. G. Eckold, Woodhead Publishing: 251-304.
- Espaço2030. (2023). "Espaço 2030 - Portugal Space." Retrieved 14/11/2023, from <https://ptspace.pt/pt/espaco-2030/>.
- Fu, Y. e X. Yao (2022). "A review on manufacturing defects and their detection of fiber reinforced resin matrix composites." *Composites Part C: Open Access* **8**: 100276.
- Garney, G. (2006). *Defects found through non-destructive testing methods of fiber reinforced polymeric composites*, ProQuest.
- Ghazali, E., M.-L. Dano, A. Gakwaya e C.-O. Amyot (2019). "Mechanical performance of repaired sandwich panels: Experimental characterization and finite-element modelling." *Journal of Sandwich Structures & Materials* **21**(4): 1357-1378.
- Gholizadeh, S. (2016). "A review of non-destructive testing methods of composite materials." *Procedia Structural Integrity* **1**: 50-57.

- Grédiac, M. (2001). "On the stiffness design of thin woven composites." *Composite Structures* **51**: 245-255.
- Hafiz, A., S. Sapuan e I. R.A (2021). Applications of composites in aerospace industry. Advanced Bio- and Mineral based Natural Fibre Composites (SBMC2021).
- Hashim, Z. (1980). "Failure criteria for unidirectional fiber composite." *Journal of Applied Mechanics* **47**: 3292334.
- Heng, W., L. Weihua e K. Bachagha (2023). "Review on design strategies and applications of flexible cellulose-carbon nanotube functional composites." *Carbohydrate Polymers* **321**: 121306.
- Hoa, S. e W. Feng (1996). "Application of a global/local finite element model to composite laminates." *Science and Engineering of Composite Materials* **5**(3-4): 151-168.
- Hodgkinson, J. M. (2000). *Mechanical testing of advanced fibre composites*, Woodhead publishing.
- Hoff, N. (1944). "a MAUTNER." *SE, Sandwich Construction, Aeronautical Engineering Review* **3**(8): 29.
- International, A. (2014). *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*.
- International, A. (2022). *Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates*.
- Ivanov, D. S. e S. V. Lomov (2020). *Modeling of 2D and 3D woven composites. Polymer Composites in the Aerospace Industry (Second Edition)*. W. P. Series.
- Jacoby, M. (2004). "COMPOSITE MATERIALS: Custom blending of materials with distinct characteristics leads to advanced composites with tailor-made properties." *Chemical & Engineering News* **82**: 34-41.
- James, T. (2007). "Manufacturing." *Reving Up*.
- Jawaid, M., M. Thariq e N. Saba (2018). *Modelling of damage processes in biocomposites, fibre-reinforced composites and hybrid composites*, Woodhead Publishing.
- Kaddouri, N., K. Madani, S. Djebbar, M. Belhouari e R. Campilho (2022). "Impact of bonding defect on the tensile response of a composite patch-repaired structure: Effect of the defect position and size." *Structural Engineering and Mechanics* **84**(6): 799-811.
- Karwasara, D., M. Srivastava e S. Sharma (2022). "COMPOSITE MATERIAL USAGE IN AEROSPACE INDUSTRY." **11**.
- Koo, B., N. Subramanian e A. Chattopadhyay (2016). "Molecular dynamics study of brittle fracture in epoxy-based thermoset polymer." *Composites Part B: Engineering* **95**: 433-439.
- Koyama, K., H. Hoshikawa e G. Kojima (2013). "Eddy current nondestructive testing for carbon fiber-reinforced composites." *Journal of Pressure Vessel Technology* **135**(4): 041501.
- Lange, F. e K. Radford (1971). "Fracture energy of an epoxy composite system." *Journal of Materials Science* **6**: 1197-1203.
- Li-wen, L. (2001). "Development of thermosetting resin matrix used for advanced composite materials." *Thermosetting Resin*.
- Lotfi, A., H. Li, D. V. Dao e G. Prusty (2021). "Natural fiber-reinforced composites: A review on material, manufacturing, and machinability." *Journal of Thermoplastic Composite Materials* **34**(2): 238-284.
- Lu, Y. (2010). *Non-destructive evaluation on concrete materials and structures using cement-based piezoelectric sensor*, Hong Kong University of Science and Technology (Hong Kong).
- Luthada, P. (2023). "The Composite Sky: Advanced Materials Defining Modern Aerospace."
- Ma, B., Y. Zhang, J. Li, D. Chen, R. Liang, S. Fu e D. Li (2023). "4D printing of multi-stimuli responsive rigid smart composite materials with self-healing ability." *Chemical Engineering Journal* **466**: 143420.

Referências

- Martínez, E. R., S. Chakraborty e S. Tesfamariam (2021). "Machine learning assisted stochastic XFEM for stochastic crack propagation and reliability analysis." *Theoretical and Applied Fracture Mechanics* **112**: 102882.
- Martínez, J., J. Diéguez, A. Enrique, A. Pereira e J. Pérez García (2012). "Modelization and Structural Analysis of FDM Parts." *AIP Conference Proceedings* **1431**: 842-848.
- Mohammadi, S. (2012). *XFEM fracture analysis of composites*, Wiley Online Library.
- Moreira, R. e R. Campilho (2015). "Strength improvement of adhesively-bonded scarf repairs in aluminium structures with external reinforcements." *Engineering Structures* **101**: 99-110.
- Moreira, R. D. F. e R. D. S. G. Campilho (2015). "Strength improvement of adhesively-bonded scarf repairs in aluminium structures with external reinforcements." *Engineering Structures* **101**: 99-110.
- Morrison, M. (2023). "Top 100 aerospace companies ranked by revenue." Retrieved 18/12/2023, from <https://www.flightglobal.com/flight-international/top-100-aerospace-companies-ranked-by-revenue/154606.article>.
- MTS. (2024). "Controladores FlexTest®." Retrieved 10/08/2024, from <https://www.mts.com/br/products/test-system-components/flextest-controllers>.
- Mulaveesala, R. e T. Suneet (2005). "Frequency modulated thermal wave imaging for non destructive testing." *Materials Evaluation* **63**: 1046-1050.
- OECD (2011). "ISIC REV. 3 Technology intensity definition." Directorate for Science, Technology and Industry Economic Analysis and Statistics Division.
- Parveez, B., M. I. Kittur, I. A. Badruddin, S. Kamangar, M. Hussien e M. A. Umarfarooq (2022). "Scientific Advancements in Composite Materials for Aircraft Applications: A Review." *Polymers* **14**.
- Pierce, R. S., W. C. Campbell e B. G. Falzon (2017). Injection repair of composites for automotive and aerospace applications. Proceedings of the 21st International Conference on Composite Materials, Xi'an, China.
- Pilato, L. A. e M. J. Michno (1994). *Advanced composite materials*, Springer Science & Business Media.
- Prashanth, S., S. Km, K. S. Nithin e Sachhidan (2017). "Fiber Reinforced Composites - A Review." *Journal of Material Sciences & Engineering* **6**: 1-6.
- Psarras, S., T. Loutas, G. Galanopoulos, G. Karamadoukis, G. Sotiriadis e V. Kostopoulos (2020). "Evaluating experimentally and numerically different scarf-repair methodologies of composite structures." *International Journal of Adhesion and Adhesives* **97**: 102495.
- ptspace. (2023). "Centros de Investigação - Portugal Space." Retrieved 10/11/2023, from <https://ptspace.pt/centros-de-investigacao/>.
- Puck, A. e H. Schürmann (2004). Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models. Failure criteria in fibre-reinforced-polymer composites, Elsevier: 832-876.
- Quilter, A. (2001). "Composites in aerospace applications." *IHS White Paper* **444**(1): 264.
- Rahulan, N., S. S. Sharma, N. Rakesh e R. Sambhu (2022). "A short review on mechanical properties of SLM titanium alloys based on recent research works." *Materials Today: Proceedings* **56**: A7-A12.
- Ramalho, L. D. C., I. J. Sánchez-Arce, R. D. S. G. Campilho e J. Belinha (2021). "Strength prediction of composite single lap joints using the critical longitudinal strain criterion and a meshless method." *International Journal of Adhesion and Adhesives* **108**: 102884.
- Rawlings, R. D. (2009). *MATERIALS SCIENCE AND ENGINEERING -Volume III*, EOLSS Publishers Company Limited.
- Reddy, J. N. (1984). "A simple higher-order theory for laminated composite plates." *Journal of Applied Mechanics* **51**(4).

- Rege, K. e H. Lemu (2017). A review of fatigue crack propagation modelling techniques using FEM and XFEM. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, IOP Publishing.
- Regeringskansliet (2005). "The aerospace industry - an integral part of innovative sweden." Swedish Ministry of Industry Employment and Communications.
- Rocha, R. J. B. e R. D. S. G. Campilho (2018). "Evaluation of different modelling conditions in the cohesive zone analysis of single-lap bonded joints." *The Journal of Adhesion* **94**(7): 562-582.
- Saha, P. K. (2016). *Aerospace manufacturing processes*, CRC Press.
- Santhanakrishnan, V. e H. Seidlitz (2018). "Potential repair techniques for automotive composites: A review." *Composites Part B: Engineering* **145**: 28-38.
- Sarmah, A., S. S. Dasari, N. Nagabandi, D. G. Carey, S. A. Micci-Barreca, A. Vashisth e M. J. Green (2023). "Patch repair of composites using Dielectric Barrier Discharge-induced heating and curing." *Applied Materials Today* **32**: 101821.
- Savage, G. e M. Oxley (2010). "Repair of composite structures on Formula 1 race cars." *Engineering Failure Analysis* **17**(1): 70-82.
- Shaik, F., M. Ramakrishna e P. D. Varma (2021). "A review on fabrication of thermoset prepreg composites using out-of-autoclave technology." *Incas Bulletin* **13**(2): 133-149.
- Shimadzu. (2024). "AGX-V2 Series." Retrieved 10/08/2024, from <https://www.shimadzu.com/an/products/materials-testing/uni-ttm/autograph-precision-universal-tester/index.html>.
- Shin, J. H., D. Kim, T. Centea e S. R. Nutt (2019). "Thermoplastic prepreg with partially polymerized matrix: Material and process development for efficient part manufacturing." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*.
- SICOMIN (2024). SR 8200 / SD 740x: Laminating Epoxy System. S. E. Systems.
- Silva, A. N., F. Amaral, P. C. Filipe e GRICES. (2005). "Aeronáutica e Espaço: Contributos para uma Plataforma de Inovação."
- Silva, L. F. M., A. Öchsner e R. Adams (2011). *Handbook of Adhesion Technology*: 1-7.
- Skoczylas, J., S. Samborski e M. Kłonica (2019). "The application of composite materials in the aerospace industry." *Journal of Technology and Exploitation in Mechanical Engineering* **5**.
- Soni, R., R. Verma, R. Kumar Garg e V. Sharma (2023). "A critical review of recent advances in the aerospace materials." *Materials Today: Proceedings*.
- Standards, I. (2012). *Plastics — Determination of tensile properties. Part 2: Test conditions for moulding and extrusion plastics*.
- Standards, I. (2019). *Adhesives — Determination of shear behaviour of structural adhesives. Part 2: Tensile test method using thick adherends*.
- Systèmes, D. (2008). *Getting started with Abaqus: Interactive edition (version 6.8)*.
- Szabó, B. e I. Babuška (2021). "Finite Element Analysis: Method, Verification and Validation."
- Tada, H., P. C. Paris e G. R. Irwin (1973). "The stress analysis of cracks." *Handbook*, Del Research Corporation **34**(1973).
- Timoshenko, S. e S. Woinowsky-Krieger (1959). *Theory of plates and shells*, McGraw-hill New York.
- Topal, S., A. Al-Nadhari, C. Yildirim, B. Beylergil, C. Kan, S. Unal e M. Yildiz (2023). "Multiscale nano-integration in the scarf-bonded patches for enhancing the performance of the repaired secondary load-bearing aircraft composite structures." *Carbon* **204**: 112-125.
- TORAY (2020). *Toray TC250: Product Data Sheet*. T. A. Composites.
- Tsai, S. W. e E. M. Wu (1971). "A general theory of strength for anisotropic materials." *Journal of composite materials* **5**(1): 58-80.
- Vasiliev, V. V. e E. V. Morozov (2013). Chapter 12 - Optimal composite structures. Advanced Mechanics of Composite Materials (Third Edition). V. V. Vasiliev and E. V. Morozov. Boston, Elsevier: 745-796.

Referências

- Venkateshan, S. P. e P. Swaminathan (2014). Chapter 12 - Introduction to PDEs. Computational Methods in Engineering. S. P. Venkateshan and P. Swaminathan. Boston, Academic Press: 523-527.
- Wciślik, W. e T. Pała (2021). "Selected aspects of cohesive zone modeling in fracture mechanics." *Metals* **11**(2): 302.
- Wong, J., A. Altassan e D. W. Rosen (2023). "Additive manufacturing of fiber-reinforced polymer composites: A technical review and status of design methodologies." *Composites Part B: Engineering* **255**: 110603.
- Wu, J.-Y., J.-F. Qiu, V. P. Nguyen, T. K. Mandal e L.-J. Zhuang (2019). "Computational modeling of localized failure in solids: XFEM vs PF-CZM." *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering* **345**: 618-643.
- XPREG (2017). XA120: Technical Datasheet. X. p. technology.
- Yan, B., M. Tong, C. Furtado, F. Danzi, A. Arteiro e P. P. Camanho (2023). "A design methodology of composite scarf repairs using artificial intelligence." *Composites Part B: Engineering* **266**: 111020.
- Yang, P. C., C. H. Norris e Y. Stavsky (1966). "Elastic wave propagation in heterogeneous plates." *International Journal of solids and structures* **2**(4): 665-684.
- Ye, Q. e P. Chen (2011). "Prediction of the cohesive strength for numerically simulating composite delamination via CZM-based FEM." *Composites Part B: Engineering* **42**(5): 1076-1083.
- Zachariah, S. A., K. Dayananda Pai e B. Satish Shenoy (2021). "Multi-level hybridization in mitigating impact damages in advanced composites – A review on recent trends." *Materials Today: Proceedings* **46**: 9059-9066.

Declaração de Integridade

Declaro ter conduzido este trabalho académico com integridade. Não plagiei ou apliquei qualquer forma de uso indevido de informações ou falsificação de resultados ao longo do processo que levou à sua elaboração.

Declaro que o trabalho apresentado neste documento é original e de minha autoria, não tendo sido utilizado anteriormente para nenhum outro fim.

Declaro ainda que tenho pleno conhecimento do Código de Conduta Ética do P.PORTO.

NOME: Carlos Guilherme Moreira Pereira

ISEP, Porto, 31 de outubro de 2024