

**Juntas adesivas em aplicações aeronáuticas:
análise experimental e numérica de
CFRP/CFRP e CFRP/alumínio
(versão final após defesa)**

Edmar Oliveira dos Santos Lopes

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(mestrado integrado)

Orientador: Prof. Doutor Abílio Manuel Pereira da Silva

Coorientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

Abril de 2023

Declaração de Integridade

Eu, Edmar Oliveira dos Santos Lopes, que abaixo assino, estudante com o número de inscrição 40077 do curso de Engenharia Aeronáutica (mestrado integrado) da Faculdade de Engenharias, declaro ter desenvolvido o presente trabalho e elaborado o presente texto em total consonância com o **Código de Integridades da Universidade da Beira Interior**.

Mais concretamente afirmo não ter incorrido em qualquer das variedades de Fraude Académica, e que aqui declaro conhecer, que em particular atendi à exigida referenciação de frases, extratos, imagens e outras formas de trabalho intelectual, e assumindo assim na íntegra as responsabilidades da autoria.

Universidade da Beira Interior, Covilhã 05/04/2022

Handwritten signature of Edmar Lopes in black ink.

Dedicatória

Ao meu avô João dos Santos, “Vô Djonsa”, que continues a olhar por mim lá de cima.

*“Science is not only a disciple of reason but,
also, one of romance and passion.”*

Stephen Hawking

Agradecimentos

Em primeiro lugar, ao meu orientador Prof. Doutor Abílio Silva pela oportunidade de realizar este trabalho de extrema importância para o meu crescimento académico. Um agradecimento especial à disponibilidade e dedicação apresentada ao longo da conceção desta dissertação, principalmente pelo conhecimento transmitido durante a orientação.

Ao meu coorientador, Prof. Doutor Pedro Gamboa, pela sua orientação e prontidão na realização da simulação numérica.

Aos Departamentos de Ciências Aeroespaciais e de Engenharia Eletromecânica pela disponibilidade das instalações, equipamentos e logística.

Ao C-MAST - Centro de Ciências e Tecnologias Aeroespaciais (www.aerospace.ubi.pt; Unidade FCT #151) pela disponibilidade das matérias-primas e acesso a equipamentos complementares necessários para o trabalho.

Aos meus pais, José Benvido Lopes e Ernestina Lopes, enorme gratidão por toda a motivação ao longo de todo o meu percurso académico e pelo sacrifício realizado para que pudesse concluir esta formação superior.

Aos meus irmãos e família em geral, pelo suporte e encorajamento durante estes anos de estudo.

À minha namorada, Kenya Fortes, pelo apoio incondicional e encorajamento nos momentos mais difíceis.

A todos os meus amigos que me acompanharam durante este tempo, agradeço pela amizade verdadeira e contribuição para realizar os meus objetivos.

Resumo

A indústria aeronáutica apresenta-se como uma das indústrias presentes na vanguarda da evolução tecnológica da engenharia. A melhoria contínua da integridade estrutural das aeronaves constitui uma prioridade dos engenheiros e investigadores aeronáuticos, principalmente com o surgimento e aumento do uso de novos materiais, como os compósitos. Deste modo, a ligação das estruturas é fundamental para a otimização da sua integridade. As ligações adesivas assumem-se como a alternativa ideal às ligações tradicionais, conseguindo suprimir as desvantagens observadas nas ligações mecânicas mais convencionais.

Dito isto, realizou-se na presente dissertação um estudo numérico e experimental em juntas de sobreposição simples com o objetivo de determinar a viabilidade das ligações adesivas aplicadas nas estruturas aeronáuticas. No procedimento experimental, as juntas de sobreposição simples foram solicitadas a carregamentos de tração, utilizando substratos de alumínio 2005-5000 e laminados de compósito com diferentes sequências de empilhamento, coladas pelo adesivo de origem vegetal *GreenPoxy 56*. O modelo numérico desenvolvido no ANSYS 2022 R2, utilizando o FEA, permitiu a replicação com o maior grau de precisão possível os ensaios de tração.

Relativamente à carga de rotura exibida nos ensaios experimentais, as juntas compostas exclusivamente por aderentes de compósito suportaram cargas mais elevadas em comparação com as juntas contendo aderentes de alumínio. Verificou-se falhas adesivas e coesivas nas JSS's contendo substratos de alumínio e falhas mistas (adesivas, coesivas e rompimento de fibra) nas juntas de laminados de compósito. Embora tenha apresentado limitações em replicar a delaminação observada nas juntas de laminados de compósito, o modelo numérico apresentou percentagens de erro entre 4% e 19% na previsão das cargas de rotura das JSS's.

Palavras-chave

Adesivo; junta adesiva; sobreposição simples; FEA; ensaios de tração; juntas CFRP/CFRP; juntas CFRP/alumínio.

Abstract

The aeronautical industry presents itself as one of the industries at the forefront of the technological evolution of engineering. The continuous improvement of the structural integrity of aircraft is a priority for aeronautical engineers and researchers, especially with the emergence and increased use of new materials, such as composites. In this way, the bonding of structures is fundamental for the optimization of their integrity. Adhesive bonding is assumed to be the ideal alternative to traditional bonding techniques, managing to eliminate the disadvantages observed in older mechanical connections.

That said, a numerical and experimental study was carried out in the present dissertation in single lap joints with the objective of determining the viability of the adhesive bonds applied in aeronautical structures. In the experimental procedure, the single lap joints were subjected to tensile loads, using 2005-5000 aluminum substrates and composite laminates with different stacking sequences, bonded by GreenPoxly 56 plant-derived adhesive. The numerical model developed in ANSYS 2022 R2 , using the FEA, allowed the replication of the tensile tests with the highest possible degree of precision.

Regarding the maximum tensile loads exhibited in the experimental tests, the joints composed exclusively of composite adherents supported higher loads compared to the joints containing aluminum adherents. Adhesive and cohesive failures were verified in the SLJ's containing aluminum substrates and mixed failures (adhesive, cohesive and fiber breakage) in the joints of composite laminates. Although it had limitations in replicating the delamination observed in composite laminate joints, the numerical model presented error percentages between 4% and 19% predicting the maximum tensile loads of the SLJ's.

Keywords

Adhesive; adhesive joint; single lap joint; FEA; tensile tests; CFRP/CFRP joints; CFRP/alumínium.

Índice

Dedicatória.....	v
Agradecimentos	vii
Resumo	ix
Palavras-chave	ix
Abstract.....	xi
Keywords	xi
Lista de Figuras.....	xvii
Lista de Tabelas	xxi
Lista de Acrónimos	xxiii
Lista de Símbolos.....	xxiii
Capítulo 1 - Introdução	1
1.1 Motivação.....	1
1.2 Objetivos.....	5
1.3 Estrutura da tese	6
Capítulo 2 – Estado da arte	7
2.1 Compósitos	7
2.1.1 Reforço	8
2.1.2 Matriz.....	8
2.2 Uniões adesivas.....	9
2.2.1 Evolução histórica	9
2.2.2 Definição	13
2.2.3 Modos de carregamento.....	14
2.2.4 Modos de falha	17
2.2.5 Tipos de uniões adesivas	19
2.2.6 Adesivos	20
2.2.6.1 Classificação segundo a composição química.....	22
2.2.6.2 Classificação segundo a função	23
2.2.6.3 Espessura do adesivo.....	23
2.2.7 Tratamento da superfície	24
2.3 Caso de estudo - <i>A study on the strength of adhesively bonded joints with different adherends</i> [42].....	25

2.3.1 Resultados experimentais	28
2.3.1.1 Efeito da sequência de empilhamento nas SLJ compósito-compósito (Tipo-I) e compósito-alumínio (Tipo-II).....	28
2.3.1.2 Efeito da espessura do aderente superior nas SLJ compósito-alumínio (Tipo-III) e alumínio-alumínio (Tipo-IV)	29
2.3.2 Análise numérica.....	30
Capítulo 3 – Procedimento Experimental	31
3.1 Materiais.....	31
3.1.1 Aderentes	31
3.1.1.1 Compósito carbono/epóxi	31
3.1.1.2 Alumínio 2005-5000	34
3.1.2 Adesivo	34
3.2 Juntas de sobreposição simples.....	37
3.2.1 Processo de fabrico	38
3.2.3 Ensaios de tração	39
Capítulo 4 – Simulação numérica	41
4.1 Condições da simulação numérica	41
4.2 Previsão da carga de rotura	43
Capítulo 5 – Análise e Discussão dos resultados.....	45
5.1 Ensaios de tração das juntas de sobreposição simples	45
5.1.1 Juntas adesivas alumínio/alumínio e compósito/alumínio	47
5.1.1.1 Análise da resistência da junta	47
5.1.1.2 Análise do dano	48
5.1.2 Juntas adesivas compósito/compósito.....	50
5.1.2.1 Análise da resistência da junta	50
5.1.2.2 Análise do dano.....	52
5.2 Simulação Numérica	54
5.2.1 Carga de rotura	54
5.2.2 Distribuição de tensões	56
Capítulo 6 – Considerações Finais	63
6.1 Conclusões finais	63
6.2 Recomendações para trabalhos futuros.....	64

Referências.....	65
Anexo A.....	69
A.1 Distribuições de tensões na interface inferior adesivo/aderente	70
A.2 Distribuições de tensões a meio do adesivo	73

Lista de Figuras

Figura 1 - Evolução do uso de Compósitos em aeronaves (adaptado de [1])	2
Figura 2 - Comparação da distribuição de tensões e rigidez entre uniões adesivas e uniões rebitadas (adaptado de [2])	3
Figura 3 - Componentes estruturais ligados por adesivos (adaptado de [3])	4
Figura 4 - Evolução do número de artigos publicados sobre juntas adesivas	5
Figura 5 - Comparação de propriedade entre metais e compósitos de matriz polimérica (adaptado de [5])	7
Figura 6 - Bombardeiro De Havilland DH98 Mosquito: (a) aeronave em vôo, (b) estrutura montada com adesivos[18]	11
Figura 7 - De Havilland Comet I : (a) aeronave em vôo, (b) aeronave em fase de construção [19,20]	12
Figura 8 - Aeronave SAAB 2000 [22].....	12
Figura 9 - Ciência da adesão e disciplinas envolvidas	13
Figura 10 - Exemplo de uma união adesiva (adaptado de [2]).....	13
Figura 11 - União Adesiva (adaptado de [25])	14
Figura 12 - Tipos de esforços presentes nas uniões adesivas: (a) compressão, (b) tração, (c) corte ou cisalhamento, (d) arrancamento ou delaminação, (e) clivagem. [26]	15
Figura 13 - Distribuição de tensões em um adesivo quando tensionado em corte (esquerda) e (direita) arrancamento ou clivagem (adaptado de [30]).....	16
Figura 14 - Modos de falha (adaptado de [32])	17
Figura 15 - Configurações geométricas de uniões (adaptado de [17])	19
Figura 16 - Efeito da espessura dos aderentes nos modos de falha das uniões adesivas	20
Figura 17 - Classificação dos adesivos segundo a função [37].....	23
Figura 18 - Geometria da junta de sobreposição simples.....	27
Figura 19 - Cargas máximas de falha obtidas de acordo com quatro seqüências diferentes de empilhamento do compósito;(a) Tipo-I e (b) Tipo-II.....	28
Figura 20 - As cargas máximas de falha obtidas de acordo com três espessuras diferentes de alumínio; (a) Tipo-III e (b) Tipo-IV.....	29
Figura 21 - Corte do pré impregnado.....	32

Figura 22 – Autoclave.....	33
Figura 23 - Ciclo térmico do laminado no autoclave[43].....	33
Figura 24 - Ensaio de resistência ao material dos adesivos SR GreenPoxy 56, Ebalta AH 150/IP 430 e Biresin CR122	36
Figura 25 - Geometria e dimensões (em mm) das JSS's com o adesivo SR GreenPoxy 56.	38
Figura 26 - (a) Máquina corte Struers Accutom-2 utilizada no corte dos provetes; (b) Máquina Struers DAP-V utilizada no polimento das placas	38
Figura 27 - Estufa.....	39
Figura 28 - (a) Máquina Shimadzu modelo; (b) provete na máquina.....	40
Figura 29 - Elementos finitos: (a) SOLID186 e (b) SOLID185[47].....	42
Figura 30 – (a) Malha de elementos finitos; (b) Refinamento na extremidade do adesivo	43
Figura 31 - Condições de fronteira.....	43
Figura 32 - Algoritmo implementado na simulação numérica, baseado no PFM. Adaptado de [48]	44
Figura 33 - Curvas típicas carga-deslocamento das JSS: (a) alumínio/alumínio, (b) alumínio/compósito e (c) compósito/compósito	45
Figura 34 – Carga máxima suportada e deslocamento das configurações Alumínio/alumínio e Compósito/alumínio.....	47
Figura 35 – Macroscopia ótica às superfícies de falha das juntas de sobreposição simples com comprimentos de sobreposição de 25mm.	49
Figura 36 - Carga máxima suportada e deslocamento das configurações Compósito/compósito	50
Figura 37 - Distribuição das tensões normais σ_{yy} no path AB: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).....	57
Figura 38 - Distribuição das tensões de corte τ_{xy} no path AB: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).....	58

Figura 39 - Distribuição das tensões equivalentes de Von Mises σ_{eq} no path AB: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f)..... 59

Figura 40 - Distribuição das tensões equivalentes de Von Mises σ_{eq} no path CD: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).....60

Figura 41 - Distribuição das tensões equivalentes de Von Mises σ_{eq} no path EF: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f)..... 70

Figura 42 - Distribuição das tensões normais σ_{yy} no path EF: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).....71

Figura 43 - Distribuição das tensões de corte τ_{xy} no path EF: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f)..... 72

Figura 44 – Distribuição das tensões normais σ_{yy} no path CD: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f)..... 73

Figura 45 - Distribuição das tensões de corte τ_{xy} no path CD: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f)..... 74

Lista de Tabelas

Tabela 1 - Desenvolvimento histórico dos adesivos estruturais [16] **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 2 - Classificação de adesivos (adaptado de [36]) **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 3 - Curvas de tensão-deformação e propriedades do adesivo DP460 e do aderente AA2024-T3 **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 4 - Propriedades mecânicas do compósito carbono/epóxi T300/934 com 16 laminados..... **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 5 - Parâmetros geométricos utilizados no processo experimental **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 6 - Resultados do trabalho experimental e da FEA das juntas de sobreposição simples Tipo-I e Tipo-II..... **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 7 - Propriedades mecânicas do SEAL® Texipreg HS 160 REM[43] **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 8 - Propriedades mecânicas do alumínio 2005-5000. **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 9 – Propriedades mecânica dos adesivos Biresin® CR122, AH 150/IP 430 e SR GreenPoxy 56..... **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 10 - Configurações das juntas de sobreposição simples. **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 11 - Valores obtidos dos ensaios de tração das juntas alumínio/alumínio ... **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 12 - Modos de falha das juntas Alumínio/alumínio e Compósito/alumínio **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 13 - Modos de falha das juntas Compósito/compósito **Erro! Marcador não definido.**

Tabela 14 - Cargas de rotura da FEA e dos ensaios experimentais. 54

Lista de Acrónimos

ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
ADH	Falha adesiva ou <i>adhesive failure</i>
COH	Falha coesiva ou <i>cohesive failure</i>
FT	Falha de rompimento da fibra ou <i>fiber-tear failure</i>
LFT	Falha de rompimento leve da fibra ou <i>light-fiber-tear failure</i>
MF	Falha mista ou <i>mixed failure</i>
PABST	<i>Primary Adhesively Bonded Structures Technology</i>
SB	Falha na haste do aderente ou <i>stock-break failure</i>
TLC	Falha coesiva de camada fina ou <i>thin-layer cohesive failure</i>
PMC	Compósito de matriz polimérica
MMC	Compósito de matriz metálica
CMC	Compósito de matriz cerâmica
FRP	Polímeros reforçados com fibras
FEM	Método dos elementos finitos ou <i>finite element method</i>
FEA	Análise dos elementos finitos ou <i>finite element analysis</i>
JSS	Junta de sobreposição simples
ACP	<i>Ansys Composite PrepPost</i>
PFM	Método da falha progressiva ou <i>Progressive failure method</i>

Lista de Símbolos

$E [GPa]$	Módulo de Young ou módulo de elasticidade
ν	Coefficiente de Poisson
$\epsilon [mm/mm]$	Deformação à tração
$\sigma [MPa]$	Tensão normal
$\sigma_y [MPa]$	Resistência à tração
$\sigma_f [MPa]$	Resistência à flexão
$G [GPa]$	Módulo de flexão
$\sigma_{yy} [MPa]$	Tensão normal
$\tau_{xy} [MPa]$	Tensão de corte
$\sigma_{eq} [MPa]$	Tensão equivalente de Von Mises

Capítulo 1 - Introdução

No Capítulo 1, visa-se debruçar sobre a importância das juntas adesivas no mundo atual, tendo como principal foco a aplicação na indústria aeronáutica. Pretende-se justificar a crescente aposta dos materiais compósitos, tais como as uniões adesivas, na produção industrial, demonstrando a viabilidade e necessidade do uso de novos materiais com propriedades promissoras em detrimento dos tradicionais. No seguimento deste capítulo, apresentam-se os objetivos do trabalho realizado, bem como a estrutura do mesmo.

1.1 Motivação

Nos dias atuais, o mundo encontra-se em uma busca urgente por novos tipos de materiais que satisfaçam as necessidades da indústria de forma sustentável, tendo em conta a escassez de matéria-prima e o impacto ambiental nos tempos vindouros. Deste modo, nota-se um crescimento de interesse na procura pelo aprimoramento e eficiência de novas técnicas de produção industrial e, a indústria aeronáutica não é exceção.

A indústria aeronáutica assume-se como uma das indústrias de maior preponderância no cenário mundial, em virtude da busca por formas de mobilidade mais eficientes, suscitando uma evolução constante em prol da descoberta dos materiais e processos de fabrico que mais se encaixam na realidade atual e nas necessidades do futuro próximo.

A demanda por meios de transporte mais rápidos e com menor emissão de elementos nocivos ao meio ambiente tem vindo a crescer, fazendo com que a indústria procure formas inovadoras de melhorar a integridade estrutural, reduzindo também o peso e os gastos inerentes ao processo de fabricação. Sendo assim, tem-se revelado uma aposta crescente em novos tipos de materiais, tais como os materiais compósitos, polímeros e ligas especiais, embora ainda se faça bastante uso dos metais. Um exemplo do crescimento da utilização dos novos tipos de materiais no setor aeronáutico, mais concretamente os materiais compósitos, encontra-se ilustrado na Figura 1.

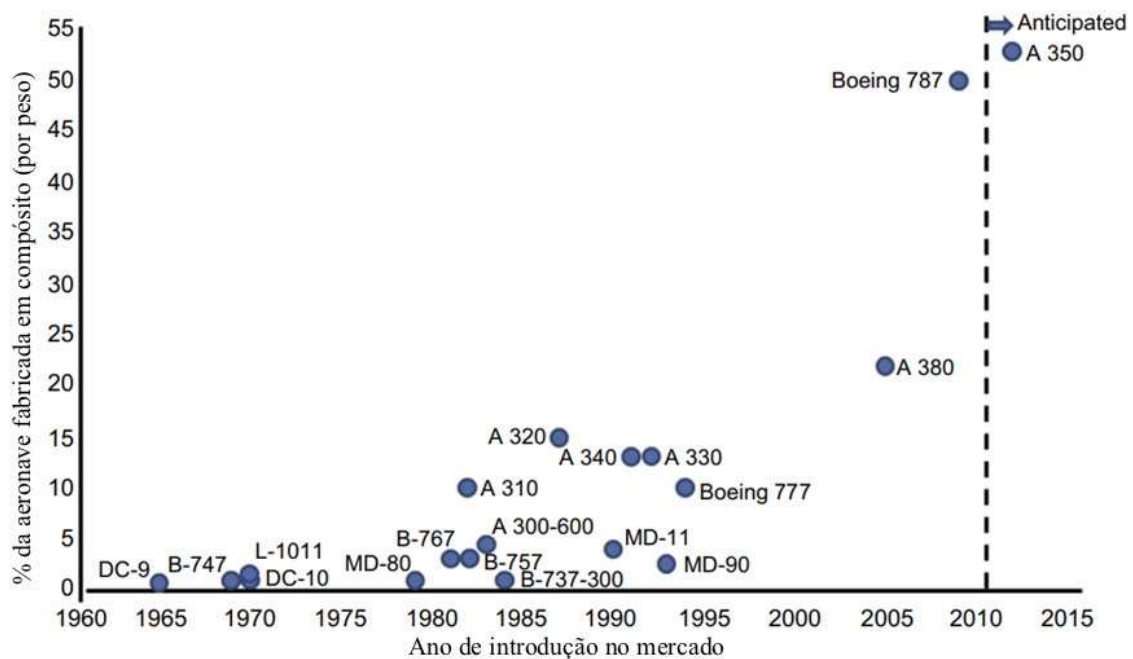


Figura 1 - Evolução do uso de Compósitos em aeronaves (adaptado de [1]).

Devido a questões de geometria e ao alto custo de produção, o fabrico de componentes de grande porte em uma única peça torna-se inviável, fazendo com que sejam necessárias ligações mecânicas de modo a unir as peças, tais como: parafusos, rebites, ligações soldadas e uniões adesivas.

Com o surgimento de novos materiais com matriz polimérica dominante, as ligações mecânicas tradicionais (parafusos, rebites, soldadura), embora tenham cumprido o seu propósito com eficácia, não se assumem como a opção mais adequada para a ligação entre materiais com características diferentes e que atinjam os resultados pretendidos. No entanto, as uniões adesivas revelam-se como a escolha mais acertada para essas aplicações, em desfavor dos métodos tradicionais, apresentando inúmeras vantagens, tais como:

- Permite a união de materiais diferentes, como por exemplo metais, plásticos, entre outros;
- Maior liberdade de design devido à combinação de novos materiais e à redução das restrições dimensionais impostas pela soldadura;
- Redução do peso estrutural, graças à melhor distribuição das tensões, aumento da resistência à fadiga e rigidez de componentes ligados por uniões adesivas;
- Ausência de danos metalúrgicos ou cicatrizes de soldadura, proporcionando melhor aparência e qualidade;
- Técnicas de montagem simples e pouca tensão residual;
- Custos de produção, geralmente, mais baixos;

- Limitação da propagação da corrosão;
- Absorção de vibração, evitando afrouxamento;
- Impede distorção causada por interferência, encolhimento e ajustes cônicos.

A Figura 2 ilustra o impacto da utilização de adesivos, em detrimento dos métodos tradicionais, principalmente na distribuição de tensões e rigidez. As ligações mecânicas tradicionais originam uma concentração de tensões nas imediações dos furos, resultando numa distribuição não uniforme da carga. Nas extremidades do adesivo também existem concentrações de tensões consideráveis, no entanto, menos acentuadas do que nas juntas mecânicas. Além de que a perfuração das superfícies para a ligação mecânica induz defeitos superficiais, resultando numa falha prematura da união.

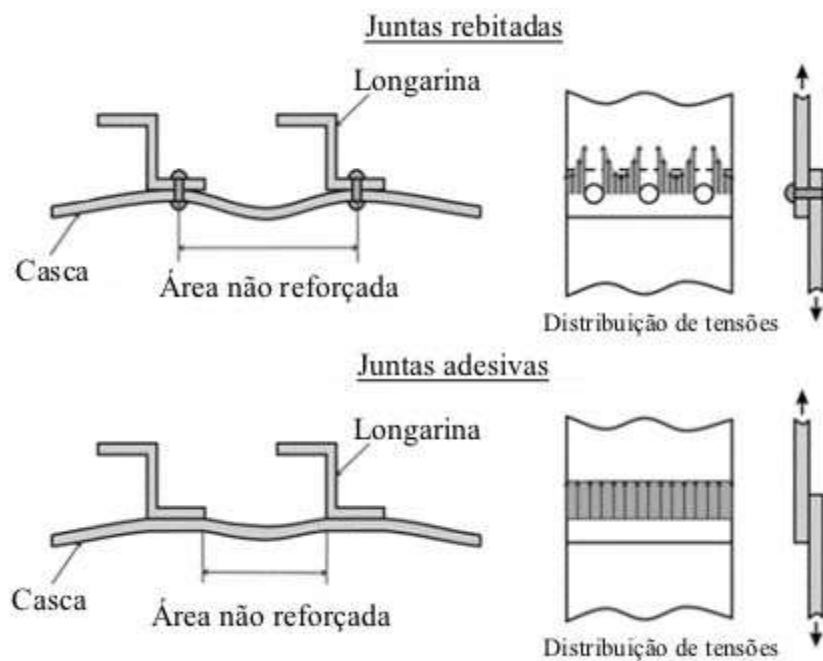


Figura 2 - Comparação da distribuição de tensões e rigidez entre uniões adesivas e uniões rebitadas (adaptado de [2]).

Entretanto, apresentam algumas desvantagens, principalmente quando sujeitas a condições extremas, nomeadamente:

- Colapso quando sujeitos a impactos de altas velocidades;
- Suscetibilidade à falha quando sujeito a forças de arrancamento e clivagem;
- Mudanças nas propriedades de acordo com o tempo, temperatura e humidade;
- Dificuldade de inspeção;
- Durabilidade limitada;

- Resistência e tenacidade relativamente baixas, comparativamente com os metais, limitando a sua aplicação;
- Pouca rigorosidade do processo de colagem e conseqüente longo processo de espera.

Deste modo, as juntas adesivas encontram-se bastante presentes na indústria aeronáutica, principalmente na ligação de componentes estruturais, como ilustrado na Figura 3.



Figura 3 - Componentes estruturais ligados por adesivos (adaptado de [3]).

Com a crescente aposta nos compósitos e adesivos, surge a necessidade de aprofundar os conhecimentos relacionados com a melhor forma de exponenciar o potencial desta tecnologia, visto ser um campo bastante inexplorado. Desde o início do século XXI, tem-se notado um crescimento avultado de publicações relativos às uniões adesivas, sendo que em 2021 atingiu-se o pico de artigos de investigação abordando esse tema. Estes estudos debruçam, maioritariamente, sobre formas mais eficientes de melhorar o comportamento mecânico com o uso dos adesivos, reduzindo o peso e o custo. Encontra-se ilustrado na Figura 4 a evolução do número de artigos publicados na plataforma Scopus, contendo estudos sobre as uniões adesivas.

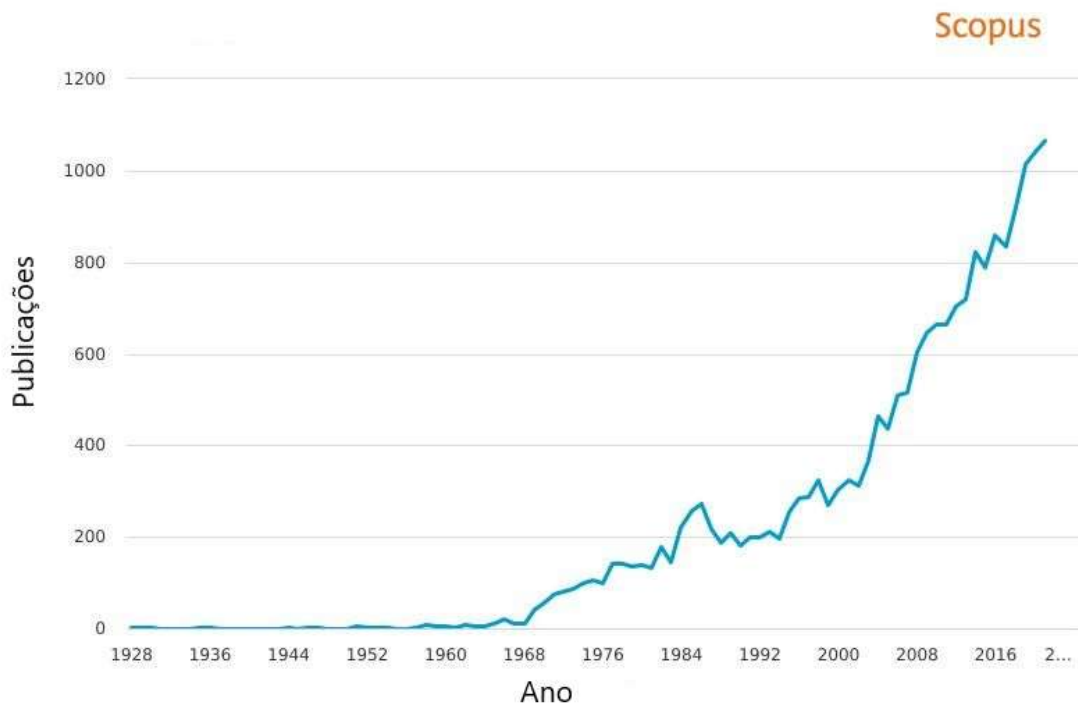


Figura 4 - Evolução do número de artigos publicados sobre juntas adesivas.

1.2 Objetivos

Por meio do conhecimento adquirido durante o percurso académico, pretende-se aprofundar os conhecimentos existentes durante este período de pesquisa e adquirir novos domínios. Deste modo, torna-se imperativo a definição de objetivos específicos, de forma a guiar a conceção desta dissertação, neste caso:

1. Enquadramento da preponderância e evolução do uso de ligações adesivas na indústria aeronáutica;
2. Análise paramétrica do comportamento mecânico das uniões adesivas de sobreposição simples;
3. Estudo do desempenho dos adesivos com diferentes tipos de materiais;
4. Examinar os modos de falha das uniões de sobreposição simples;
5. Elaboração de um relatório capaz de retratar, sucintamente, os procedimentos experimentais e conseqüentemente, apresentar as devidas conclusões dos resultados obtidos.

1.3 Estrutura da tese

Com o propósito de facilitar a compreensão e transmissão dos conhecimentos obtidos ao longo do trabalho, descritos nos objetivos anteriormente, esta dissertação encontra-se dividida em seis capítulos.

Neste **Capítulo 1**, tenciona-se expor a importância das uniões adesivas na Engenharia Aeronáutica, bem como os objetivos a alcançar ao longo da elaboração desta dissertação e descrição da estrutura da tese.

O **Capítulo 2** baseia-se na realização de uma revisão bibliográfica da utilização das uniões adesivas, tendo como principal foco, a utilização na indústria aeronáutica e aeroespacial. Aborda, ainda, os conceitos teóricos relativos às ligações adesivas e qualquer tema que será introduzido ao longo dos capítulos seguintes.

O **Capítulo 3** detalha o procedimento experimental realizado, apresentando a metodologia utilizada e descrevendo a execução dos ensaios.

No **Capítulo 4** aborda-se o processo realizado na implementação do modelo numérico no ANSYS R2, descrevendo as especificações técnicas da simulação.

O **Capítulo 5** resume-se na apresentação e discussão dos resultados obtidos do trabalho experimental em comparação com os valores extraídos dos métodos numéricos.

O **Capítulo 6** é último desta tese, corresponde à apresentação das conclusões finais deste trabalho e considerações para futuros projetos.

Capítulo 2 – Estado da arte

O Capítulo 2 visa realizar uma revisão da literatura, englobando o uso das uniões adesivas ao longo da história, bem como um enquadramento dos conceitos teóricos fundamentais para um entendimento completo do tema em estudo.

2.1 Compósitos

Desde há muito tempo que se tem conhecimento do potencial dos compósitos na solução de problemas de engenharia. A partir dos anos 60, esses materiais começaram a chamar a atenção da indústria, principalmente em compósitos de matriz polimérica. O compósito substituiu extensivamente o aço e o alumínio e mostrou, em muitos casos, um desempenho aprimorado. Observou-se a redução de peso de 60 a 80% em relação ao aço e em torno de 20 a 50% em relação ao alumínio, oferecendo propriedades iguais ou melhores pelo uso de compósitos [4]. A Figura 5 ilustra uma comparação entre as propriedades dos metais e dos compósitos. É de realçar o baixo peso, a baixa expansão térmica, alta rigidez, alta resistência específica e alta resistência à fadiga dos compósitos, comparando com o aço e o alumínio. Embora apresentem inúmeras vantagens, a aplicação dos compósitos ainda possui algumas limitações, devido à informação limitada do seu comportamento em ambientes extremos. Algo que já não acontece com os metais, devido à vasta experiência e aperfeiçoamento do seu uso na indústria.

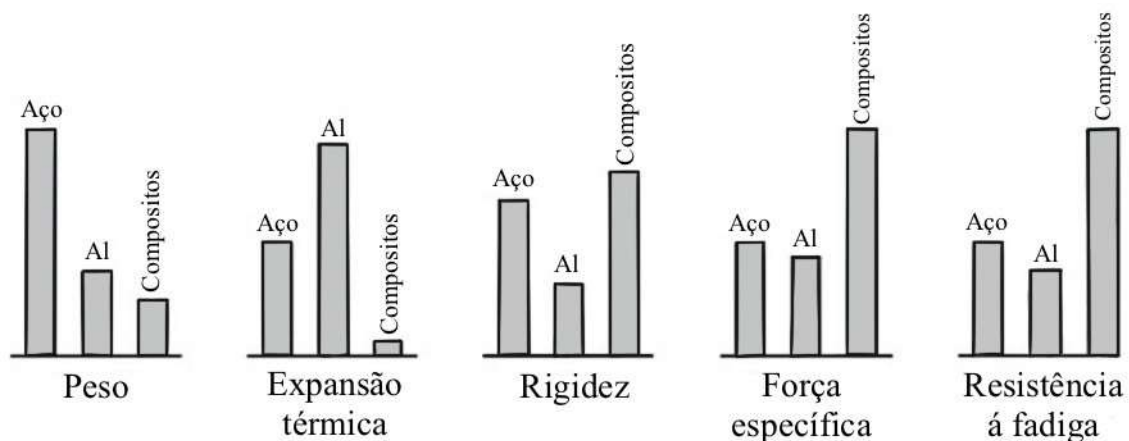


Figura 5 - Comparação de propriedade entre metais e compósitos de matriz polimérica (adaptado de [5]).

Por definição, um material compósito é obtido quando dois ou mais materiais diferentes são combinados para criar um material superior e único, onde, geralmente o material mais resistente é referido como reforço e o material menos resistente é referido como matriz [6]. A matriz mantém o arranjo geométrico das partículas e transmite a essas

fibras a carga que atua no componente compósito. O material compósito resultante é capaz de desempenho mecânico intermediário, ou seja, superior ao da matriz, mas inferior ao do reforço de partículas [7].

Os compósitos podem ser divididos em três categorias: PMC (compósitos de matriz polimérica, MMC (compósitos de matriz metálica) e CMC (compósitos de matriz cerâmica). Quando as fibras são combinadas com resina ou plástico, elas se tornam polímeros reforçados com fibras (FRP) [8]. Os FRP's são os materiais compósitos mais utilizados em estruturas aeroespaciais, em virtude das suas propriedades únicas, como alto desempenho, baixo peso, maior rigidez e melhor resistência à corrosão, tornando-os uma escolha atraente para aplicações aeronáuticas [9].

2.1.1 Reforço

Os reforços para compósitos podem ser fibras ou partículas, sendo que cada um possui suas próprias aplicações, embora as fibras sejam as mais comuns e tenham a maior influência nas propriedades mecânicas da peça. O papel principal do reforço é aumentar a resistência, rigidez e outras propriedades mecânicas do compósito. Geralmente, as propriedades mecânicas atingem o seu potencial na direção de orientação das fibras. Essa característica dos compósitos permite que o fabricante da peça especifique certas percentagens das fibras em determinadas orientações para uma aplicação específica [10].

Os materiais compósitos por serem anisotrópicos, as fibras funcionam bem quando sujeitas a forças de tração, porém em comparação com estruturas isotrópicas (metálicas), o comportamento em compressão não é assim tão bom e a resistência ao corte permanece baixa [11].

As fibras podem ser de origem orgânica ou inorgânica, sendo que as principais fibras utilizadas incluem fibra de vidro, aramida ou kevlar, carbono (alto módulo ou alta resistência), boro (alto módulo ou alta resistência), carboneto de silício e polietileno de alta densidade [7]. A mais utilizada é a fibra de vidro E que representa mais de 95% das aplicações. Além disso, a fibra de aramida também é de grande interesse [11].

2.1.2 Matriz

Quando um compósito é submetido a forças externas, a matriz por ser mais fraca que as fibras de reforço, não se espera que suporte a carga imposta. No entanto, a matriz é responsável por transferir as cargas impostas para as fibras. A eficácia da transferência de carga é crucial para o bom desempenho do compósito [10]. O papel da matriz é ligar

as fibras de reforço, distribuir as tensões, aumentar a resistência química da estrutura em relação a ataques ambientais exteriores (temperatura, humidade, entre outros) e dar a forma desejada ao produto final [11].

Os materiais da matriz podem ser poliméricos, metálicos ou cerâmicos. Os polímeros são estruturalmente muito mais complexos que os metais ou cerâmicas. Possuem um menor custo e podem ser facilmente fabricados, daí o fato serem mais utilizados no campo de matrizes, tanto no ramo aeronáutico como nos demais. Por outro lado, os polímeros têm menor resistência e temperatura de serviço mais baixos [5].

As matrizes de origem polimérica podem ser agrupadas em dois grupos: as termoplásticas e as termoendurecíveis. As matrizes termoplásticas assumem-se como polímeros lineares capazes de serem sujeitas à fundição ou deformação. Possuem deformações elevadas até a falha, visto que podem sofrer deformações plásticas extensas, resultando em uma resistência ao impacto significativamente melhorada. Os polímeros termoendurecíveis são constituídos por moléculas de cadeia longa que curam por reticulação para formar uma rede totalmente tridimensional e não podem ser derretidas e deformadas. Apresentam a grande vantagem de permitir a fabricação de compósitos a temperaturas e pressões relativamente baixas, uma vez que passam por um estágio de baixa viscosidade antes da polimerização [12]. Deste modo, os polímeros termoendurecíveis acabam por ser preferíveis, sendo que apresentam tipicamente maior resistência mecânica, rigidez e temperatura de serviço.

2.2 Uniões adesivas

2.2.1 Evolução histórica

Desde os primórdios da humanidade, que o Homem usufrui da utilização de adesivos, principalmente de carácter natural, de maneira a fortalecer e decorar os seus utensílios. Por isso, não se consegue definir um momento exato da invenção das uniões feitas por meio de adesivos, sendo que existem inúmeras evidências arqueológicas e de literatura que implicam a montagem de objetos por meio desse processo. Em 1963, realizou-se uma descoberta arqueológica na região de Koenigsau, nas montanhas Harz, onde foram encontradas ferramentas de 80000 anos atrás, pertencentes aos Neandertais. Após análises, conclui-se a presença de substâncias adesivas, comprovando a existência dos adesivos desde há muito tempo [13].

Apesar do surgimento de uniões adesivas ser datado muitos séculos atrás, a fabricação de adesivos a nível industrial, só se tornou realidade no século XVIII [14]. No início do

século XX já se fazia uso dos adesivos no setor aeronáutico, maioritariamente baseados em caseína, embora deparassem com problemas relacionados com a durabilidade, principalmente quando sujeitos a ambientes húmidos ou altas temperaturas. Surgiu-se a necessidade de melhorar o desempenho dos adesivos de carácter natural, fazendo que acabassem por ser substituídos por adesivos sintéticos, ultrapassando o obstáculo da durabilidade com a inserção de polímeros com boa tenacidade. Os adesivos viriam a sofrer uma evolução drástica, tendo como pontapé de saída a introdução das resinas de fenol-formaldeído[15]. A Tabela 1 retrata a disponibilização dos adesivos sintéticos para uso comercial, ao longo do século XX.

Tabela 1 - Desenvolvimento histórico dos adesivos estruturais [16].

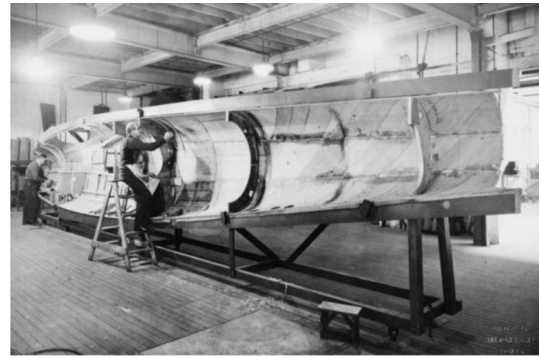
Data aproximada de disponibilidade comercial	Tipo de adesivo
1910	Fenol-formaldeído
1930	Formaldeído de ureia
1940	Nitrilo-fenólico Vinil-fenólico Acrílico Poliuretano
1950	Epóxis Ciano acrilatos Anaeróbicos
1960	Poliamida Polímeros de Polibenzimidazol Poliquinoxalina
1970	Acrílico de segunda geração

O aprimoramento dos adesivos sintéticos maximizou as vantagens e aplicações das juntas adesivas, sobretudo em ligações estruturais da engenharia e, a engenharia aeronáutica não foi exceção. O setor aeronáutico apresentava-se como uma indústria em expansão e numa busca incessante por novas formas de reduzir o preço estrutural e melhorar o desempenho das suas aeronaves. Desta forma, o desenvolvimento dos adesivos sintéticos apresentou-se como uma oportunidade de alcançar esse objetivo, fazendo com que a engenharia aeronáutica fosse um dos pioneiros na junção de componentes estruturais recorrendo ao uso das uniões adesivas.

Durante a 1ª Guerra Mundial, a companhia Schutte-Lanz fabricou aeronaves utilizando esse processo, fazendo uso de cola para ligar os seus componentes estruturais, dando início ao recurso das juntas coladas na construção de aeronaves[16]. No período da 2ª Guerra Mundial, o bombardeiro *De Havilland DH98 Mosquito* (Figura 5a) tornou-se uma das primeiras aeronaves a utilizar uniões adesivas, em massa, no processo de montagem da sua estrutura, recorrendo a resinas de formaldeído de ureia. O *De Havilland DH98 Mosquito* foi contruído maioritariamente em madeira, sendo a casca feita com contraplacado, as longarinas com madeira de balsa e madeira laminada de balsa. A casca foi colada recorrendo ao uso do adesivo fenólico *Tego* e o resto da estrutura colada com adesivos de caseína, ilustrada na Figura 6b).



(a)



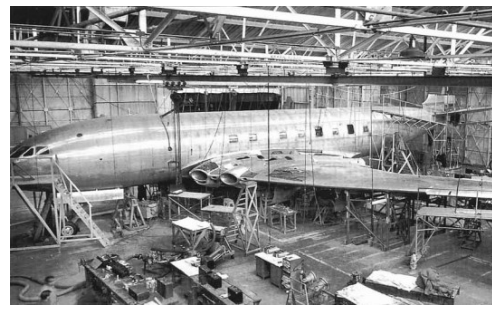
(b)

Figura 6 - Bombardeiro De Havilland DH98 Mosquito: (a) aeronave em vôo, (b) estrutura montada com adesivos[17].

A *De Havilland* continuaria a sua aposta em uniões adesivas, com a fabricação da 1ª aeronave comercial pressurizada, em 1952, a *Comet I* (Figura 6). Nesta aeronave, deparou-se com um desafio estrutural, uma vez que se aplicariam as uniões adesivas em estruturas metálicas e não em madeira. Embora a aeronave *Comet I* tenha tido um destino trágico devido a acidentes e a problemas estruturais derivadas da configuração quadrada das janelas, os adesivos comprovaram a sua capacidade de ligar estruturalmente os metais, demonstrando ser uma aposta ganha na garantia de melhor segurança e operação dessa aeronave pioneira.



(a)



(b)

Figura 7 - De Havilland Comet I : (a) aeronave em vôo, (b) aeronave em fase de construção [18,19].

Em 1972, o governo norte-americano financiou o projeto PABST (*Primary Adhesively Bonded Structures Technology*), com o intuito de comprovar que as ligações adesivadas diminuíam o peso e o custo das aeronaves, aumentando também a durabilidade e integridade estrutural [20]. Este programa acabaria por constituir um marco importante no desenvolvimento das uniões adesivas para aplicações aeronáuticas, demonstrando as melhorias que poder-se-iam obter com o uso de adesivos[16]. Com a realização deste estudo, a utilização de uniões adesivas na indústria aeronáutica viria a crescer, sendo utilizados em larga escala, como por exemplo na aeronave SAAB 2000 (Figura 7), fabricada em 1988 e que começaria a voar em 1994.



Figura 8 - Aeronave SAAB 2000 [21].

Nos dias atuais, as uniões adesivas encontram-se cada vez mais presentes, sendo o método de ligação ideal para metais (alumínio, titânio, entre outros) e outros materiais. Deste modo, a indústria aeronáutica continua sendo um dos impulsionadores do progresso das juntas coladas, fomentando o desenvolvimento e descobrimento de novas potencialidades desta tecnologia.

2.2.2 Definição

De forma a perceber o processo de obtenção das uniões adesivas, torna-se imperativo entender como funciona o fenómeno da adesão. A ciência da adesão incorpora fundamentos de diversas áreas de estudo, gerando análises distintas de especialistas dos respetivos campos de domínio intelectual [22].

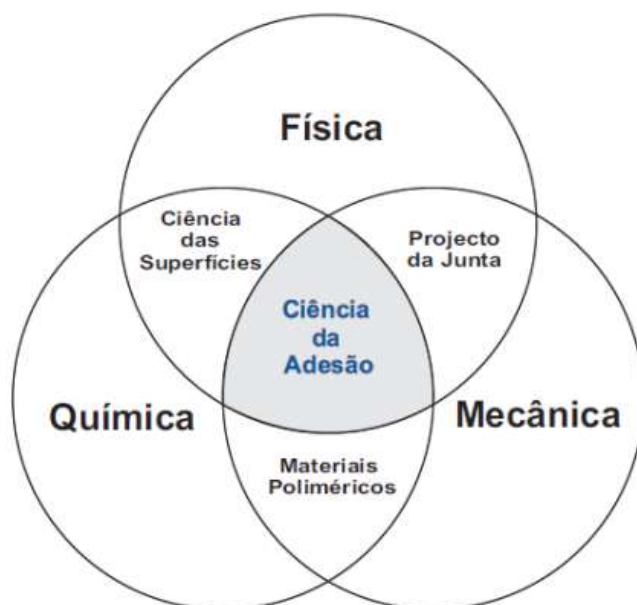


Figura 9 - Ciência da adesão e disciplinas envolvidas.

A adesão assume definições distintas, revelando-se como a atração entre duas substâncias, resultante das forças intermoleculares que se estabelecem entre elas [2]. Ou ainda, como a dissipação de energia ao longo de todo um volume da ligação adesiva, quando solicitada por um esforço de separação [23].

O fenómeno da adesão só é possível por meio dos adesivos, cuja finalidade é unir dois materiais, denominados substratos. Os substratos, por sua vez, são referidos como aderentes, após a adesão.

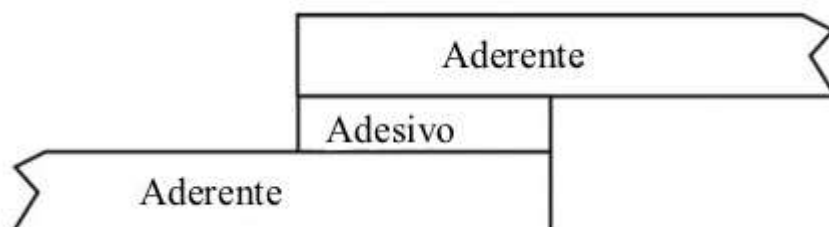


Figura 10 - Exemplo de uma união adesiva (adaptado de [2]).

A região entre o adesivo e o aderente é referida como interfase, possuindo propriedades químicas e físicas diferentes dos materiais ao seu redor. As características da interfase constituem um fator decisivo na definição das propriedades mecânicas da ligação adesiva. Às vezes, opta-se pela aplicação de uma substância denominada “primer” sobre o substrato, com o propósito de melhorar a colagem ou resguardar as superfícies dos aderentes até a aplicação do adesivo ou selante. A união adesiva consiste em toda a parte formada pelos aderentes, o adesivo ou selante, o primer (caso houver) e as interfaces [24], como demonstrado na Figura 11.

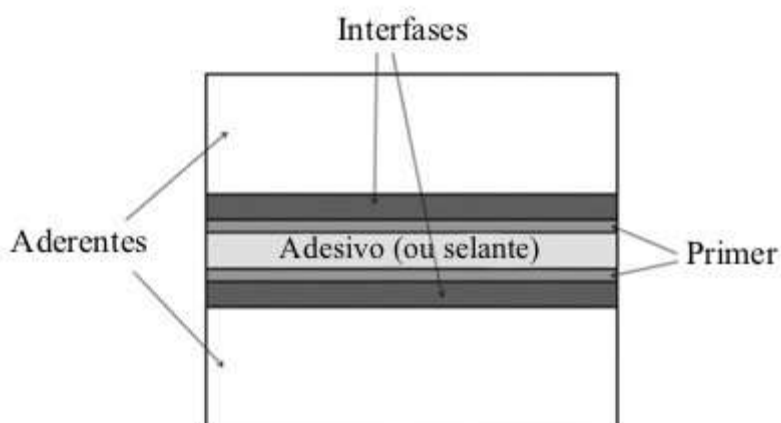


Figura 11 - União Adesiva (adaptado de [24]).

A projeção de uma junta adesiva tem como principal propósito potencializar, ao máximo, a carga suportada sobre uma suposta área de colagem. Para tal, é necessário ter em conta a influência de alguns fatores na melhoria da resistência mecânica pretendida, tais como:

- Configuração geométrica da união;
- Modos de carregamento a que a união é submetida;
- Tensões remanescentes derivadas da fase de colagem;
- Tratamento da superfície, de modo a obter uma boa qualidade de contacto interfacial;
- Espessura do adesivo;
- Propriedades dos substratos e do adesivo.

2.2.3 Modos de carregamento

A resistência mecânica de uma união adesiva baseia-se na capacidade do adesivo suportar as cargas a que é submetido. Assim sendo, uma junta deve ser projetada tendo em conta a solicitação a que será exposta, de tal forma que possa cumprir o seu propósito. As juntas adesivas podem ser sujeitas aos seguintes esforços, descritos na Figura 12:

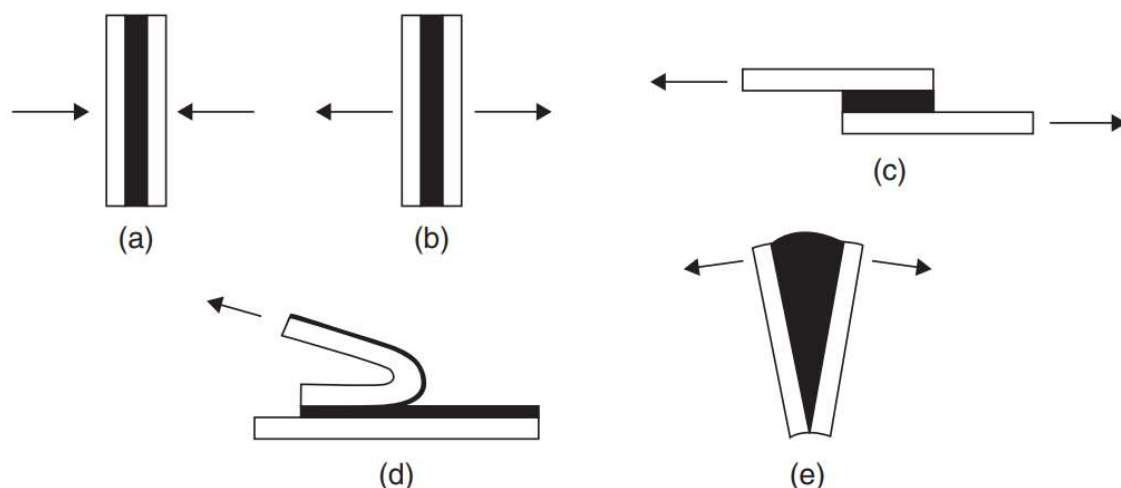


Figura 12 - Tipos de esforços presentes nas uniões adesivas: (a) compressão, (b) tração, (c) corte ou cisalhamento, (d) arrancamento ou delaminação, (e) clivagem [25].

(a) As juntas submetidas a esforços de **compressão** consistem em carregamentos que tendem a comprimir um aderente contra o outro. Possuem menor probabilidade de falhar em comparação com os outros modos de carregamento. Infelizmente, são bastante limitados na aplicação e esforços deste tipo raramente ocorrem na prática. [23,25,26];

(b) Os esforços de **tração** impõem, teoricamente, uma tensão uniforme em toda a área colada, com as forças a atuarem perpendicularmente à área de colagem. Na prática, distúrbios na distribuição de tensões como o deslocamento da junta ou flexão dos aderentes conduzem a um carregamento não axial, originando tensões de clivagem e arrancamento. Visto que os adesivos, geralmente, têm baixa resistência à clivagem e arrancamento, as juntas projetadas para carregar o adesivo em tração devem possuir restrições físicas para garantir o carregamento axial [25,27];

(c) As tensões de **corte** ocorrem no plano paralelo à junta e desencadeiam o deslizamento entre os aderentes. A distribuição de tensões é uniforme sobre o plano de colagem, aproveitando a área da junta da melhor maneira possível e proporcionando uma junta econômica, que é mais resistente à falha. Sempre que possível, as uniões adesivas devem ser sujeitas a esforços de cisalhamento, uma vez que possuem melhor resistência ao corte [25];

(d) A ocorrência de esforços de **arrancamento** só é possível na presença de um aderente flexível (podendo ser ambos os aderentes), sendo capaz de sofrer uma

deformação plástica derivada do carregamento aplicado. Uma tensão muito alta é aplicada à linha limite da junta, originando uma concentração de tensões nas extremidades e, a menos que a junta seja larga ou a carga seja pequena, ocorrerá falha na ligação [25];

- (e) A **clivagem** é um tipo de esforço bastante semelhante ao arrancamento, visto que origina uma distribuição não linear resultante da tensão normal e cisalhante no adesivo. Todavia, diferencia-se do arrancamento pelo fato de ser provocado por forças tractivas nas extremidades de juntas formadas por aderentes rígidos [28].

Constata-se que se deve evitar esforços de clivagem e arrancamento em uniões adesivas, uma vez que a tensão se encontra concentrada em uma zona localizada invés de ser distribuída pela área colada, resultando em uma propensão à falha por parte da junta. Sendo assim, a junta deve ser projetada de modo que seja sujeita, preferencialmente, a esforços de corte. Quando submetidos a carregamento de corte, as uniões adesivas apresentam melhor resistência em comparação com os outros modos de carregamento, devido ao fato da área de colagem em toda a sua totalidade contribuir para a resistência da união. A Figura 13 compara a distribuição de tensões numa união adesiva, quando submetida a esforços de corte e esforços de arrancamento e clivagem, justificando a resistência da união nos supostos casos.

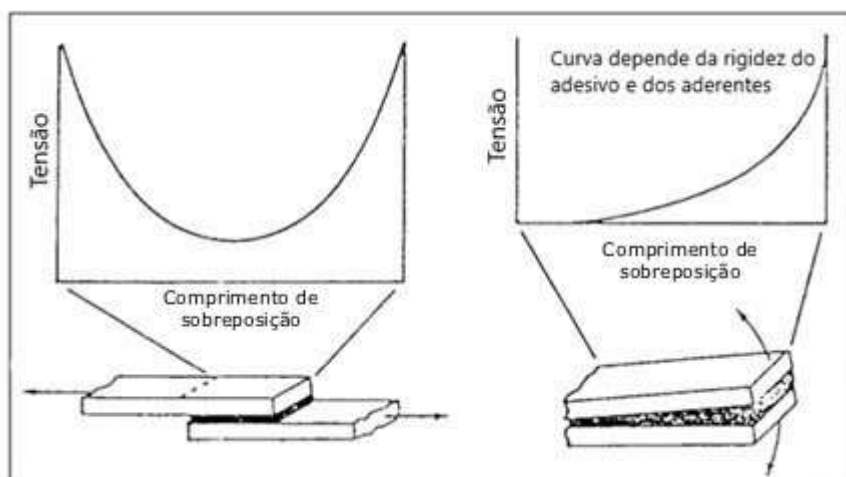


Figura 13 - Distribuição de tensões em um adesivo quando tensionado em corte (esquerda) e (direita) arrancamento ou clivagem (adaptado de [29]).

O comportamento da união quando sujeita a esforços de arrancamento e clivagem encontra-se ligada diretamente à rigidez e dureza do adesivo. Adesivos frágeis e rígidos originam falhas nas extremidades da zona de colagem para valores de deformação muito

baixas do adesivo. Contudo, adesivos dúcteis possibilitam que o adesivo seja plastificado nestas zonas, permitindo uma transferência dos esforços para a região central da ligação, exponenciando a resistência máxima da junta [30].

Na prática, as juntas adesivas não se encontram sujeitas somente a um modo de carregamento, mas a uma combinação dos vários modos.

2.2.4 Modos de falha

A falha nas uniões adesivas pode ocorrer devido aos fenómenos da adesão ou coesão, desencadeados pelos carregamentos submetidos ou por fatores inerentes ao processo de manufatura da junta, como os substratos, adesivos ou o processo de colagem em si. Contudo, a utilização dos compósitos torna a percepção dos modos de ruína ainda mais complexa. Por isso, a norma ASTM D 5573-99 [31] especifica e caracteriza os modos de falha possíveis em juntas adesivas, nas quais os aderentes são materiais de matriz polimérica dominante, ilustrados na Figura 14.

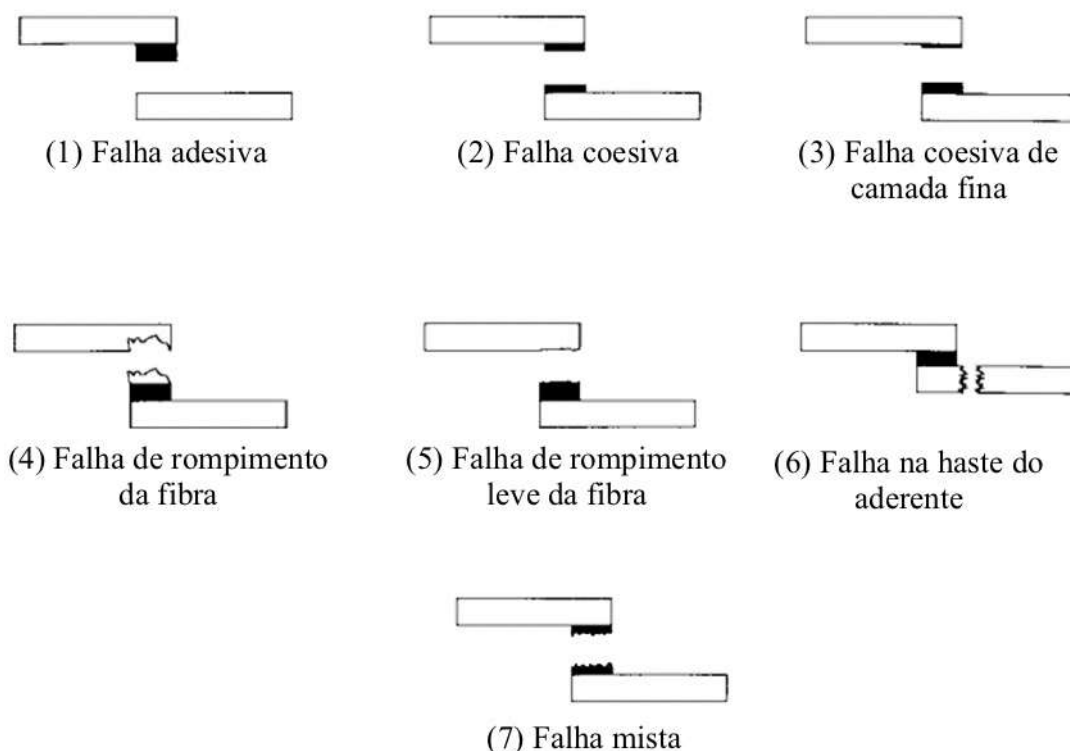


Figura 14 - Modos de falha (adaptado de [31]).

- 1) **Falha adesiva** (ADH) – rotura da junta adesiva na ligação interfacial entre um dos aderentes e o adesivo [29]. Caracteriza-se pela inexistência de resíduos de adesivo na superfície de um dos aderentes. Isto ocorre, geralmente, em

consequência da má preparação da superfície de colagem ou escolha menos acertada do adesivo.

- 2) **Falha coesiva (COH)** – rotura na região do adesivo, onde ambas as superfícies aderentes permanecem cobertas com o adesivo [32]. A ocorrência desta falha indica que a resistência do adesivo é menor que a resistência dos substratos e da ligação entre adesivos e substratos [33].
- 3) **Falha coesiva de camada fina (TLC)** – falha semelhante à falha coesiva, exceto que a falha é muito próxima da interface adesivo-substrato, caracterizada por uma leve camada de adesivo em uma superfície do substrato e uma espessa camada de adesivo deixada na outra.
- 4) **Falha de rompimento da fibra (FT)** – rotura no aderente com rompimento de camadas de fibra, caracterizada pelo aparecimento de fibras de reforço em ambas as superfícies rompidas.
- 5) **Falha de rompimento leve da fibra (LFT)** – rotura exclusivamente da matriz da primeira camada do aderente, próximo à superfície.
- 6) **Falha na haste do aderente (SB)** – rotura do substrato fora da região da união adesivas.
- 7) **Falha mista (MF)** – rotura envolvendo a combinação de dois ou mais dos modos de falhas descritos anteriormente.

O modo de falha ideal é a rotura coesiva no adesivo ou em um dos aderentes, uma vez que com este tipo de falha foi alcançada a resistência máxima dos materiais na junta. No entanto, não é aconselhável a utilização de somente o modo de falha como critério para a avaliação da utilidade da junta. Algumas combinações adesivo-aderente podem falhar adesivamente, mas exibem maior resistência do que uma junta semelhante colada com um adesivo mais fraco que falha coesivamente. A resistência máxima de uma junta é um critério mais importante do que o modo de falha da junta. Uma análise do modo de falha, no entanto, pode ser uma ferramenta extremamente útil para determinar se a falha foi devido a uma camada limite fraca ou devido à preparação inadequada da superfície [32].

2.2.5 Tipos de uniões adesivas

A geometria da junta constitui um fator fulcral, visto que os engenheiros desejam projetar uniões sobrepostas que sejam capazes de suportar a maior carga possível, com o mínimo de peso. As várias configurações permitem uma melhor transferência de carga entre os aderentes, através do adesivo, sendo projetadas de modo a aguentar o modo de carregamento a que são solicitadas e precaver a falha prematura da junta. A Figura 15 ilustra os tipos de configurações mais utilizados na indústria.

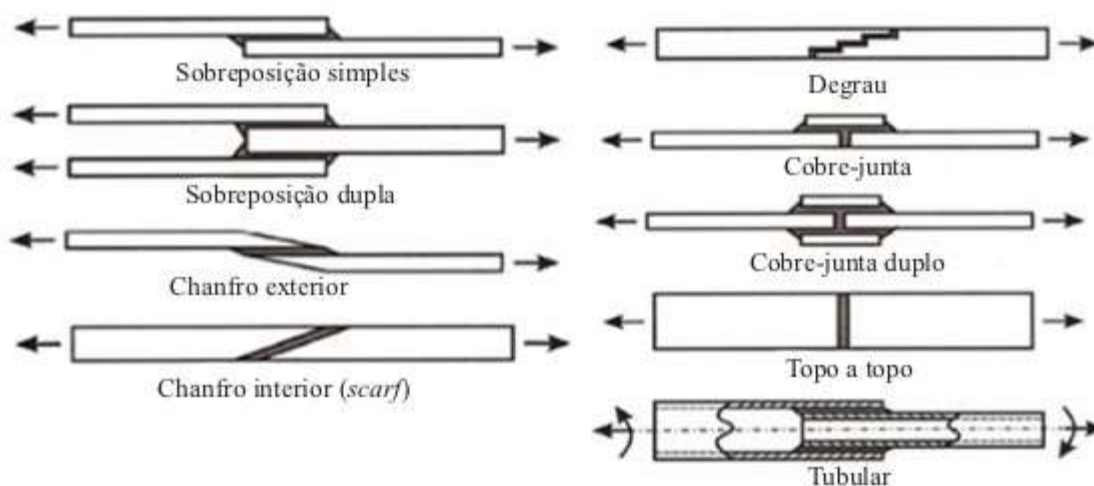


Figura 15 - Configurações geométricas de uniões (adaptado de [17]).

Os tipos de uniões sobrepostas mais comuns são a união de sobreposição simples e a união de sobreposição dupla [34]. No entanto, a junta de sobreposição simples tem sido alvo de maior estudo, com análises experimentais e ensaios, devido à facilidade de construção, manuseio e baixo custo.

Para cada tipo de configuração existe uma gama de valores para a espessura dos aderentes a unir, em função da carga a que a junta é submetida, fazendo com que haja a necessidade de optar por uma configuração adequada de modo a suportar o carregamento solicitado. A Figura 16 demonstra a influência do aumento da carga na escolha do tipo de junta.

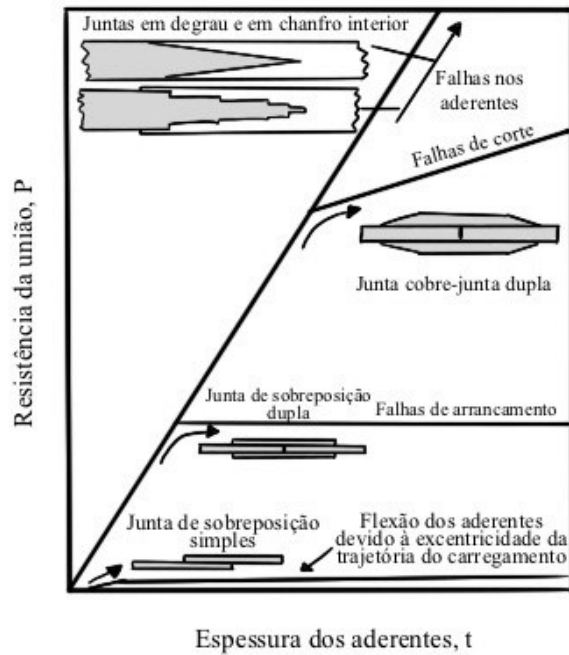


Figura 16 - Efeito da espessura dos aderentes nos modos de falha das uniões adesivas.

O aumento da espessura dos aderentes implica selecionar outra configuração de modo a aumentar a resistência mecânica da união. Como por exemplo, nas juntas de sobreposição simples não se aconselha aderentes muito espessos, uma vez que reduz a capacidade da junta em suportar carregamentos. Portanto, é necessário uma abordagem cuidadosa na determinação da configuração preferida, tendo em vista o equilíbrio entre a resistência da junta e a espessura dos aderentes.

2.2.6 Adesivos

De acordo com a definição da ASTM, um adesivo é uma substância capaz de manter materiais unidos por fixação na superfície. Em uma estrutura adesivada, a ligação (ou junta) é o local no qual dois substratos, chamados de aderentes, são mantidos juntos com uma camada de adesivo. Os adesivos curam (endurecem) por evaporação do solvente ou por reações químicas que ocorrem entre dois ou mais constituintes. A escolha do adesivo adequado é fundamental para produzir ligações fortes e duráveis [35,36].

A classificação dos adesivos é realizada seguindo vários critérios, e pode haver muitos níveis hierárquicos para esses esquemas de classificação. Talvez, a forma de classificação mais ampla seja categorizar um adesivo como sendo fabricado a partir de materiais sintéticos ou naturais. Os adesivos sintéticos são fabricados a partir de materiais artificiais, como os polímeros, enquanto que os adesivos naturais são fabricados a partir de matéria-prima natural, como subprodutos animais ou agrícolas. A classificação de adesivos em categorias sintéticas e naturais geralmente é muito vaga para aplicações

práticas. Sendo assim, a indústria estabeleceu vários métodos comuns de classificação de adesivos que satisfazem a maioria dos propósitos, tais como: função, composição química, modo de aplicação ou reação, modo de cura, forma física. A Tabela 2 expõe as classificações mais comuns na indústria [36].

Tabela 2 - Classificação de adesivos (adaptado de [36]).

Tipo de adesivo	Exemplos
Baseada na composição química	
Termoendurecível	Epóxis, poliésteres, poliimidas, fenólicos
Termoplástico	Poliamidas, ciano acrilatos, poli(acrilatos, poli(vinil acetato) (PVAc)
Elastómero	Borrachas naturais, silicones, acrilonitrila butadieno (nitrila), <i>neoprene</i> , poliuretano, estireno-butadieno
Baseada na função	
Estrutural	Poliuretanos, polissulfetos, poliésteres, acrílicos, formulações de ciano acrilatos, anaeróbicos, epóxi
Não-estrutural	Fitas sensíveis à pressão, adesivos de embalagem
Baseada no modo de cura	
Cura por calor	Epóxis, uretanos, poliimidas
Cura por luz/UV	Acrílicos, ciano acrilatos, uretanos
Cura por humidade	RTV silicones, ciano acrilatos, uretanos
Cura por pressão	fitas autocolantes

Para um melhor entendimento da fase experimental da dissertação e por serem de maior interesse em aplicações aeronáuticas, aprofundaremos um pouco mais nas classificações segundo a composição química e segundo a função nos tópicos abaixo.

2.2.6.1 Classificação segundo a composição química

A classificação de adesivos por composição química descreve os adesivos como sendo [29]:

- **Termoendurecíveis** – são materiais que não podem ser aquecidos e amolecidos repetidamente após sua cura inicial. Uma vez curado e reticulado, o vínculo pode ser um pouco amolecido pelo calor, mas não pode ser refundido ou restaurado ao estado de fluidez que existia antes da cura. Os adesivos termoendurecíveis formam materiais infusíveis e insolúveis. Esses adesivos geralmente se degradam e enfraquecem ao serem aquecidos em temperaturas suficientemente altas devido à oxidação ou rompimento da cadeia molecular;
- **Termoplásticos** – diferem dos termoendurecíveis, pelo fato do processo de cura não ser possível sob calor. Os termoplásticos são originalmente polímeros sólidos que simplesmente amolecem ou derretem quando aquecidos. Como as moléculas termoplásticas não curam em uma estrutura reticulada, elas podem ser fundidas com a aplicação de calor e depois aplicadas a um substrato, sem alteração significativa das suas propriedades. Uma vez aplicado ao substrato, as peças são unidas e o adesivo endurece por arrefecimento. Possuem uma resistência razoável a esforços de arrancamento e fraca resistência à fluência. Geralmente, não são utilizados para aplicações estruturais;
- **Elastômeros** – são baseados em polímeros elastoméricos sintéticos ou naturais com grande tenacidade e alongamento. Esses adesivos são feitos de resinas poliméricas que são capazes de altos graus de extensão e compressão. Eles retornam rapidamente às suas dimensões e forma iniciais após a remoção da carga. Como resultado, os adesivos elastoméricos têm grandes características de absorção de energia e oferecem alta resistência em projetos de juntas com carregamento não uniforme. É de referir que dispõem de uma resistência de colagem relativamente baixa;
- **Híbridos (ligas)** – consistem na combinação de resinas termoendurecíveis, termoplásticas ou elastoméricas em uma única formulação adesiva. As ligas foram desenvolvidas para capitalizar as propriedades mais úteis de cada componente. Geralmente, as resinas rígidas para altas temperaturas são combinadas com elastômeros flexíveis e resistentes ou termoplásticos para proporcionar maior resistência ao descascamento e absorção de energia.

2.2.6.2 Classificação segundo a função

Uma das classificações de maior interesse para aplicações em engenharia, divide os adesivos em duas grandes categorias, como demonstrado no esquema da Figura 17.

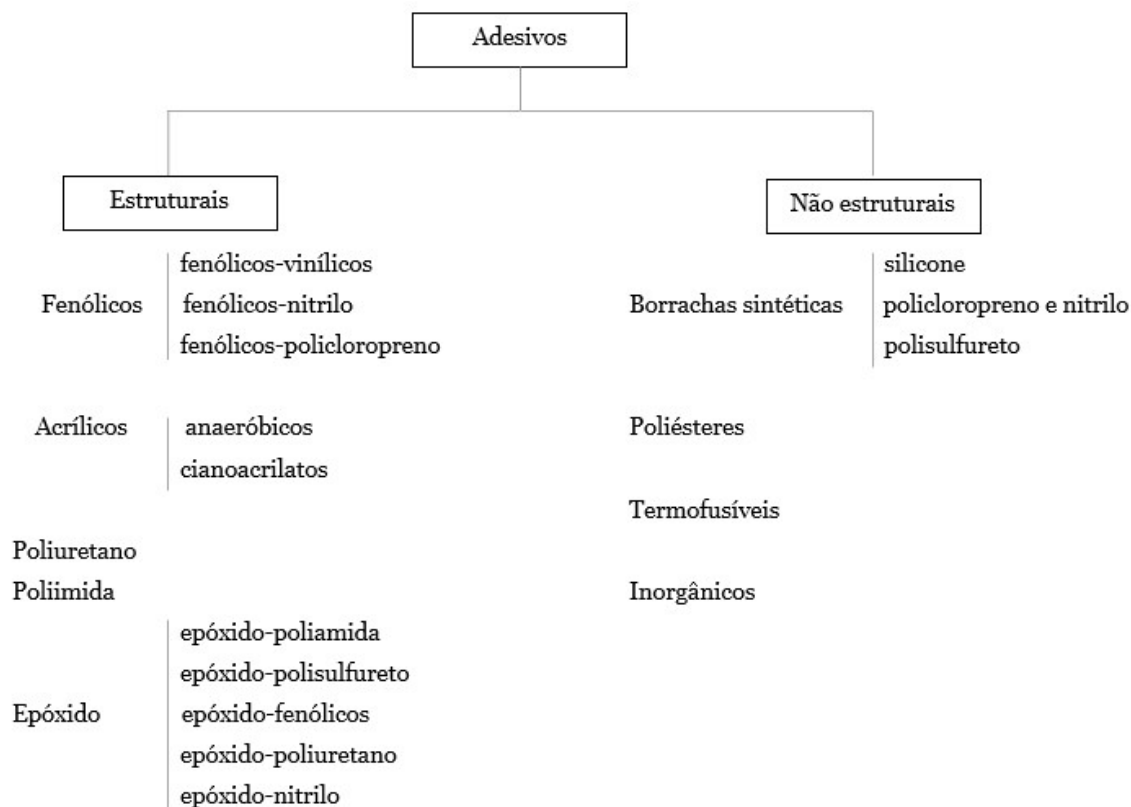


Figura 17 - Classificação dos adesivos segundo a função [37].

Os adesivos estruturais são usados para transferir cargas entre aderentes em seus ambientes de serviço. Contém alta resistência e resistência à fadiga, sendo capaz de suportar cargas externas de alta magnitude. São tipicamente polímeros termoendurecíveis, embora alguns polímeros termoplásticos, como os acrílicos, também sejam usados em algumas aplicações de transferência de carga estrutural. Um adesivo estrutural deve possuir uma resistência ao corte entre 5 e 50 MPa. Por outro lado, adesivos não estruturais não suportam cargas pesadas e são utilizados, essencialmente, para colar os componentes de uma montagem, absorção de vibrações e contenção de vazamentos de fluídos [2,26,38].

2.2.6.3 Espessura do adesivo

A espessura do adesivo é um parâmetro crítico que afeta as propriedades mecânicas das juntas adesivas, como resistência e tenacidade. Alguns estudos mostraram que o aumento da espessura do adesivo resultava numa maior resistência a esforços de arrancamento, enquanto que prejudicava a resistência à fratura. No entanto, o efeito da espessura do adesivo na resistência da união ainda é uma questão em aberto. Tem sido

relatado que relativamente à resistência ao corte, a espessura do adesivo possui efeitos diferentes para os adesivos dúcteis e os adesivos frágeis. A resistência ao cisalhamento das SLJ's diminui à medida que a espessura aumenta, e esta alteração é mais pronunciada em juntas adesivas com adesivos não dúcteis [39].

Sabe-se que para espessuras de adesivos muito finas (0.05-0.5 mm), a maioria das configurações de juntas atingem maior resistência estática. Geralmente, fabricantes recomendam uma espessura ideal do adesivo de cerca de 0.1-0.2 mm, dependendo do tipo de adesivo, rigidez aderente, geometria da junta e carga. Em muitas aplicações práticas, espessuras muito finas (0.05–0.2 mm) são difíceis de alcançar e aumentam o risco de falhas de colagem com a consequente geração de defeitos [40].

2.2.7 Tratamento da superfície

O tratamento da superfície é realizado com o intuito de garantir as melhores condições de adesão possíveis. As principais razões para a aplicação de tratamentos de superfície antes da colagem são as seguintes [29]:

- Para descontaminar a superfície de modo a prevenir a formação posterior de uma camada fraca na superfície do substrato;
- Para maximizar o grau de interação molecular entre o adesivo ou *primer* e a superfície do substrato;
- Para otimizar as forças de adesão que se desenvolvem através das interfaces para garantir uma resistência suficiente da junta inicialmente e durante a vida útil da união;
- Para criar uma microestrutura de superfície específica no substrato.

Um dos principais problemas relacionados ao tratamento de superfície é a impossibilidade de prever qual tratamento é mais adequado para um determinado tipo de adesivo ou aplicação sem a realização de testes experimentais, principalmente quando não há dados qualitativos ou quantitativos disponíveis. Existem vários tipos de tratamentos de superfície para aderentes que podem ser classificados como mecânicos, químicos, energéticos ou uma combinação destes [41].

Os tratamentos de superfície tipicamente utilizados em compósitos incluem limpeza com solvente, jato de areia, abrasão, remoção da *peel ply* e retificação. Estes podem ser aplicados sozinhos ou em combinação, sendo os dois primeiros os mais comuns para aplicações em compósitos. Em certos casos, mais concretamente em compósitos de matriz termoplástica que possuem superfícies de baixa energia, podem ser empregues

tratamentos mais sofisticados como *corona discharge* ou plasma. O pré-tratamento possui como objetivo aumentar a polaridade e a energia da superfície, daí a sua importância no processo de colagem, principalmente nos compósitos, que ao contrário das cerâmicas e dos metais, possuem superfícies de baixa energia [13].

2.3 Caso de estudo - *A study on the strength of adhesively bonded joints with different adherends* [42]

Neste caso de estudo [42], realizou-se uma investigação, com recurso a um processo experimental e numérico, das propriedades mecânicas da geometria da junta de sobreposição simples (JSS) adesivada com diferentes configurações de aderentes inferiores e superiores, sob carga de tração. Os aderentes utilizados foram alumínio AA2024-T3 e compósito carbono/epóxi T300/934 com 16 laminados, enquanto que o adesivo usado revela-se como o adesivo estrutural líquido bicomponente DP460. As respetivas propriedades dos aderentes e dos adesivos encontram-se descritas na Tabela 3 e na Tabela 4.

Tabela 3 - Curvas de tensão-deformação e propriedades do adesivo DP460 e do aderente AA2024-T3.

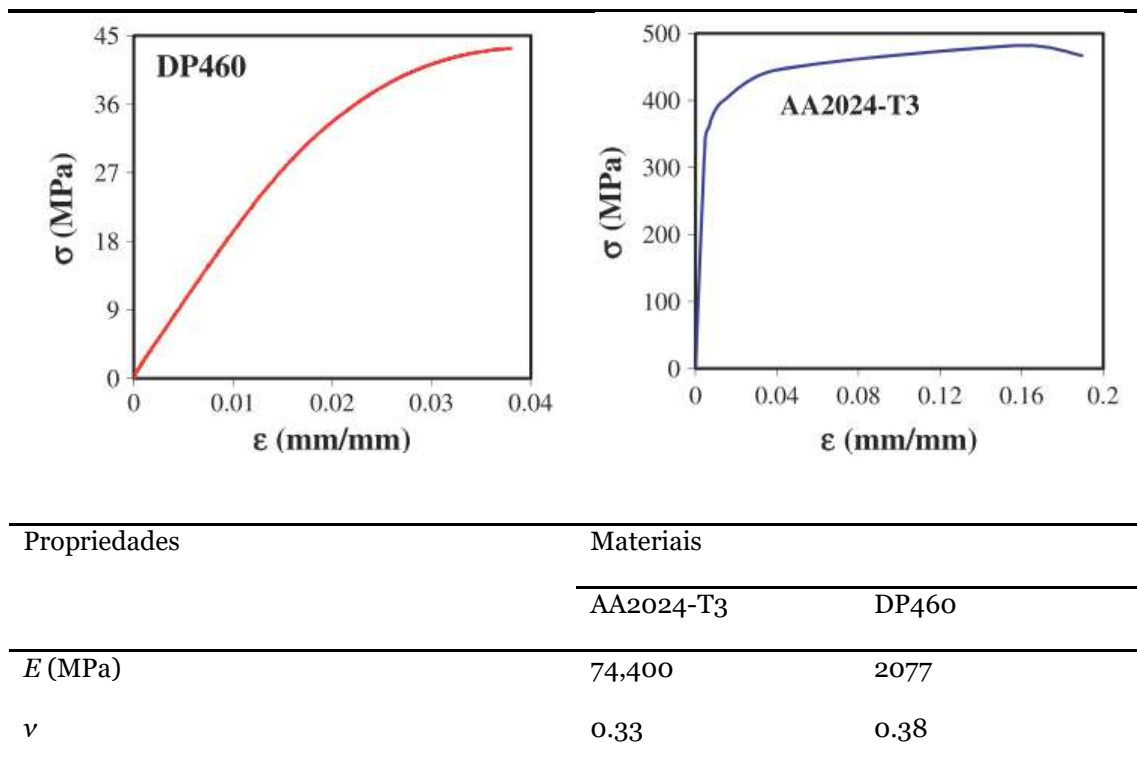
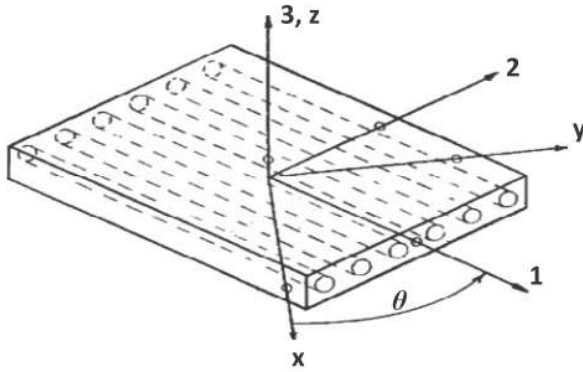


Tabela 4 - Propriedades mecânicas do compósito carbono/epóxi T300/934 com 16 laminados.



E_1 ; módulo de elasticidade na direção 1	141.4 GPa
E_2, E_3 ; módulo de elasticidade nas direções 2 e 3, respectivamente	10.7 GPa
G_{12}, G_{13} ; módulo de corte nas direções 12 e 13, respectivamente	3.88 GPa
G_{23} ; módulo de c na direção 23	2.68 GPa
ν_{12}, ν_{13} ; coeficiente de Poisson nas direções 12 e 13, respectivamente	0.268
ν_{23} ; coeficiente de Poisson na direção 23	0.495
Espessura da lâmina	0.281 mm

No processo experimental, construiu-se juntas de sobreposição simples com quatro configurações diferentes, nomeadamente:

- Compósito-compósito (Tipo-I) com aderentes inferiores e superiores da mesma espessura e quatro sequências de empilhamento diferentes;
- Compósito-alumínio (Tipo-II) com aderentes inferiores e superiores da mesma espessura e quatro sequências de empilhamento diferentes;
- Compósito-alumínio (Tipo-III) com o aderente inferior (compósito) da mesma espessura, mas aderente superior de três espessuras diferentes;
- Alumínio-alumínio (Tipo-IV) com aderente inferior da mesma espessura, mas aderente superior de três espessuras diferentes.

Antes do processo de colagem, realizou-se um tratamento da superfície dos aderentes, utilizando acetona e jato de areia. Posteriormente, foram lavadas em água corrente e secas em estufa a 50°C por 20 minutos. Em seguida, a colagem adesiva com DP460 foi realizada por cura a 60°C por 120 minutos. A Figura 18 descreve os parâmetros geométricos das amostras das SLJ.

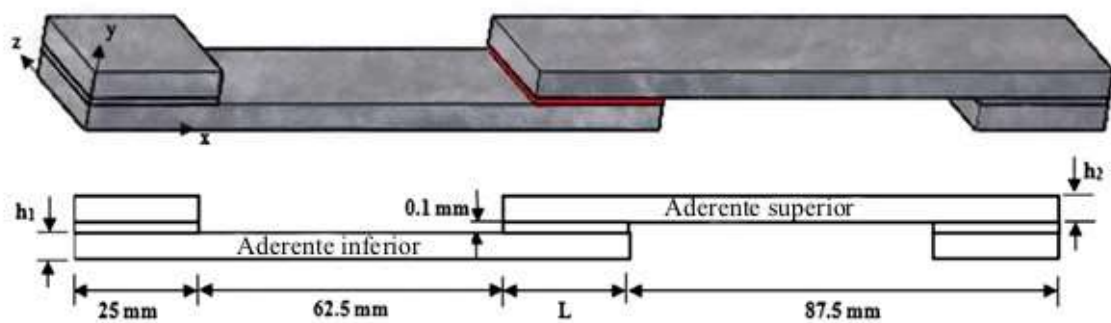


Figura 18 - Geometria da junta de sobreposição simples.

Os parâmetros geométricos das juntas de sobreposição simples, de acordo com as combinações adotadas no processo experimental, encontram descritas na Tabela 5.

Tabela 5 - Parâmetros geométricos utilizados no processo experimental.

Tipo		Aderente inferior	Aderente superior	$h_1 - h_2$ (mm - mm)	L (comprimento do overlap-mm)
Tipo-I	Tipo-I a)	[0] ₁₆	[0] ₁₆	4.4-4.4	25
	Tipo-I b)	[0/90] ₈	[0/90] ₈	4.4-4.4	25
	Tipo-I c)	[45/-45] ₈	[45/-45] ₈	4.4-4.4	25
	Tipo-I d)	[0/45/45/90] ₄	[0/45/-45/90] ₄	4.4-4.4	25
Tipo-II	Tipo-II a)	[0] ₁₆	AA2024-T3	4.4-4.4	25
	Tipo-II b)	[0/90] ₈	AA2024-T3	4.4-4.4	25
	Tipo-II c)	[45/-45] ₈	AA2024-T3	4.4-4.4	25
	Tipo-II d)	[0/45/45/90] ₄	AA2024-T3	4.4-4.4	25
Tipo-III	Tipo-III a)	[0] ₁₆	AA2024-T3	4.4-4.4	25
	Tipo-III b)	[0] ₁₆	AA2024-T3	4.4-3.2	25
	Tipo-III c)	[0] ₁₆	AA2024-T3	4.4-1.6	25
Tipo-IV	Tipo-IV a)	AA2024-T3	AA2024-T3	4.4-4.4	25
	Tipo-IV b)	AA2024-T3	AA2024-T3	4.4-3.2	25
	Tipo-IV c)	AA2024-T3	AA2024-T3	4.4-1.6	25

2.3.1 Resultados experimentais

No processo experimental, as juntas foram sujeitas a carregamentos de tração até a falha, de modo a perceber a influência da direção das fibras, da espessura e combinação dos aderentes na resistência máxima da união.

2.3.1.1 Efeito da sequência de empilhamento nas SLJ compósito-compósito (Tipo-I) e compósito-alumínio (Tipo-II)

O procedimento experimental forneceu os valores de carga máxima que as JSS's do Tipo-I e Tipo-II suportaram quando solicitadas a carregamentos de tração, presentes na Figura 19.

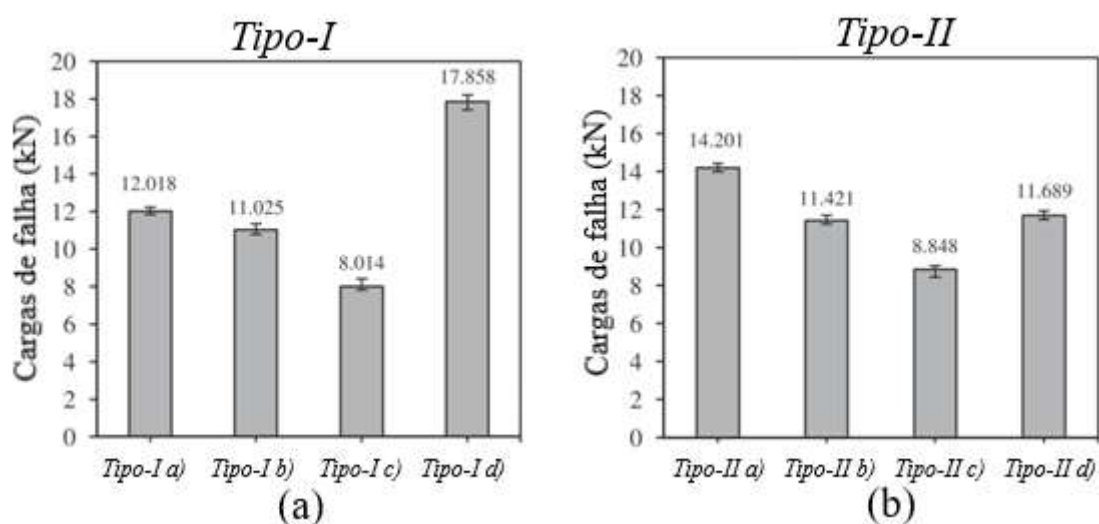


Figura 19 - Cargas máximas de falha obtidas de acordo com quatro sequências diferentes de empilhamento do compósito;(a) Tipo-I e (b) Tipo-II[42].

Quando se comparam as amostras das JSS's de combinação de aderentes compósito-compósito de acordo com quatro sequências de empilhamento diferentes, observa-se que a resistência máxima da junta Tipo-I d aumentou 48%, 62% e 123% em relação às juntas do Tipo I a), Tipo I b) e Tipo I c), respetivamente. Pelo contrário, na comparação das amostras de JSS's compósito-alumínio, tendo em conta quatro sequências de empilhamento diferentes dos laminados do compósito, registou-se um decréscimo de 21% da capacidade de suportar carga da junta Tipo-II d) em comparação com a junta do Tipo-II a) e um aumento de 2% e 32% em relação às juntas do Tipo I b) e Tipo I c), respetivamente.

2.3.1.2 Efeito da espessura do aderente superior nas SLJ compósito-alumínio (Tipo-III) e alumínio-alumínio (Tipo-IV)

Os testes de tração, a que as juntas compósito-alumínio (Tipo-III) e alumínio-alumínio (Tipo-IV) foram submetidas, visaram perceber a influência da espessura do aderente superior na resistência máxima da união. Os resultados experimentais encontram-se expostos na Figura 20.

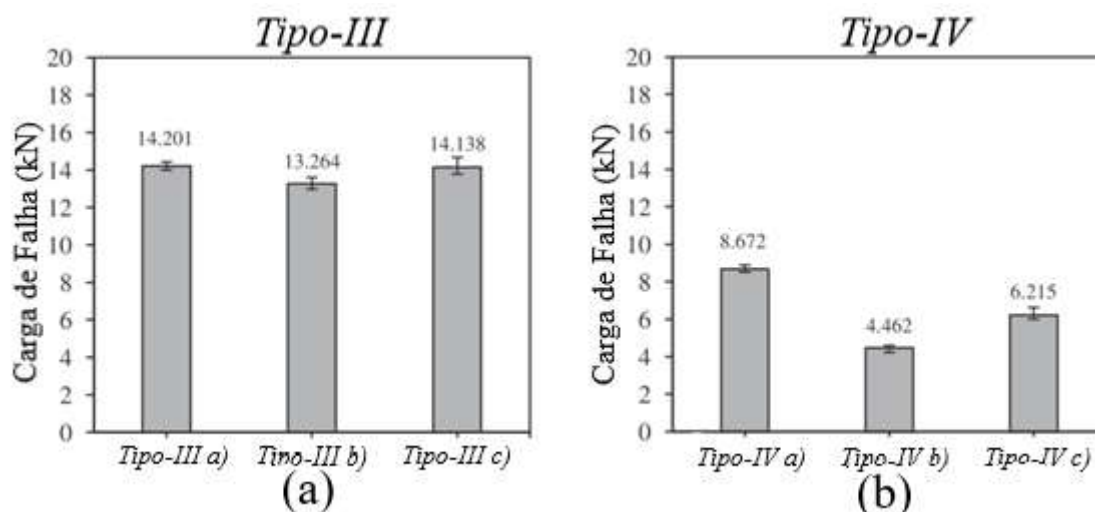


Figura 20 - As cargas máximas de falha obtidas de acordo com três espessuras diferentes de alumínio; (a) Tipo-III e (b) Tipo-IV[42].

O gráfico apresentado na Figura 20a) demonstra que para a junta Tipo III composta por um aderente inferior de compósito com uma orientação das fibras de $[0]_{16}$ e aderente superior de alumínio, a diminuição da espessura do alumínio não afetou consideravelmente a carga de falha da junta. Registou-se uma diminuição de apenas 6% da carga de falha quando a espessura do alumínio foi reduzida de 4.4 mm para 3.2 mm.

Contudo, para as juntas com aderentes inferiores e superiores de alumínio, a diminuição da espessura superior do aderente afetou significativamente a carga de falha da união. Neste caso, a diminuição da espessura superior aderente de 4.4 mm para 3.2 mm diminuiu a carga de falha da junta em 48%, enquanto, uma diminuição de 4.4 mm para 1.6 mm diminuiu a carga de falha em 28%, como pode-se ver na Figura 20b). Isto pode ser atribuído ao efeito do momento formado na articulação e à rigidez à flexão, dependendo da espessura do aderente.

2.3.2 Análise numérica

Os autores deste caso de estudo realizaram a análise numérica das uniões adesivas Tipo-I e Tipo-II, descritas anteriormente, recorrendo ao método dos elementos finitos (FEM) no *software* ANSYS. Objetivou-se avaliar os efeitos do ângulo de orientação das fibras dos laminados na distribuição de tensões e na previsão de falhas em JSS's submetidos a carregamento de tração. Na análise, os aderentes compósitos (T300/934) com quatro seqüências de empilhamento das camadas ($[0]_{16}$, $[0/90]_8$, $[45/-45]_8$ e $[0/\pm 45/90]_4$) foram assumidos como materiais linearmente elásticos, enquanto que tanto a camada adesiva (DP460) quanto os aderentes de alumínio (AA2024-T3) foram considerados não lineares.

Os resultados da análise por elementos finitos (FEA) e do trabalho experimental são apresentados na Tabela 6.

Tabela 6 - Resultados do trabalho experimental e da FEA das juntas de sobreposição simples Tipo-I e Tipo-II[42].

Tipo		Carga de falha experimental $F_{EXP}(N)$	Carga de falha FEA $F_{FEA}(N)$	F_{FEA}/F_{EXP}
Tipo-I	Tipo-I a	12,018	12,260	1.02
	Tipo-I b	11,025	11,140	1.01
	Tipo-I c	8014	7735	0.96
	Tipo-I d	14,258	14,020	0.98
Tipo-II	Tipo-II a	14,201	13,850	0.97
	Tipo-II b	11,421	11,550	1.01
	Tipo-II c	8848	8530	0.96
	Tipo-II d	11,689	11,850	1.01

A comparação dos resultados obtidos revela uma estreita concordância entre os resultados experimentais e a análise numérica.

Capítulo 3 – Procedimento Experimental

Este capítulo aborda a metodologia utilizada no procedimento experimental realizado, incluindo a escolha dos aderentes, do adesivo, o processo de fabrico e os equipamentos.

O objetivo da realização deste trabalho experimental baseia-se na percepção do comportamento mecânico de juntas de sobreposição simples quando sujeitas a esforços de tração e na influência da combinação e dos substratos dos parâmetros geométricos adotados no fabrico das uniões.

3.1 Materiais

3.1.1 Aderentes

3.1.1.1 Compósito carbono/epóxi

Para a fabricação do aderente de compósito utilizou-se o pré-impregnado de carbono unidirecional de alta resistência com resina epóxi modificada REM denominada SEAL® Texipreg HS 160 REM, adequado para moldagem tanto por compressão quanto por vácuo. As propriedades mecânicas do pré-impregnado, disponibilizadas pelo fabricante, encontram-se presentes na Tabela 7.

Tabela 7 - Propriedades mecânicas do SEAL® Texipreg HS 160 REM[43].

Propriedades mecânicas (0°)	Unidade	
Resistência à tração, σ_y	MPa	1700
Deformação à rotura	%	1.3
Módulo de Young, E	GPa	150
Resistência à flexão, σ_f	MPa	1400
Módulo de flexão, G	GPa	130
ILSS	MPa	60

O fabrico das placas de compósito foi realizado em três configurações com 12 camadas, segundo a sequência de empilhamento, nomeadamente: $[0^\circ]_{12}$, $[0^\circ/90^\circ]_{3s}$ e $[0^\circ/+45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/+45^\circ]_s$. A última configuração foi adotada com o objetivo de obter um laminado quasi-isotrópico.

O processo de fabricação das três placas de compósito consistiu nos seguintes procedimentos, respetivamente:

1. Retirou-se o rolo de pré impregnado de carbono unidirecional SEAL® Texipreg HS 160 REM do congelador, deixando-o estabilizar à temperatura ambiente por alguns minutos.
2. Realizou-se o corte de 12 folha, como demonstrado na Figura 21, segundo as dimensões 300 x 300 mm, tendo em conta a orientação pretendida das fibras em cada caso, com recurso ao x-ato.



Figura 21 - Corte do pré impregnado.

3. Prosseguiu-se para o processo de colagem das camadas, realizado sobre uma folha de desmoldante Teflon, respeitando as sequências de empilhamento pré-estabelecidas. Durante este processo, as camadas foram empilhadas uma a uma, logo após a remoção do seu revestimento. É de salientar o cuidado adicional que deve-se ter nesta etapa devido à impossibilidade de descolar as camadas após estarem coladas.
4. Durante e após a conclusão do empilhamento, é fulcral a aplicação de pressão sobre as camadas de modo a remover as bolhas de ar derivadas do processo de colagem.
5. Após a colagem da última camada, a placa foi revestida com uma folha de Teflon e esta foi inserida dentro de um saco de vácuo de alta temperatura (Nylon PA-6).
6. Prosseguiu-se para o processo de cura, no qual o saco de vácuo foi sujeito a um ciclo térmico no *autoclave* (Figura 22), como instruído pelo fabricante. Foram colocados dois pesos em baixo e sobre a placa, de modo a garantir a uniformidade do laminado.



Figura 22 – Autoclave.

Após inserir o saco de vácuo no *autoclave*, aplicou-se uma pressão inicial de 0.5-1 bar e elevou-se a temperatura até 125° num rácio de 3-5°C/min. Assim que se atingiu a temperatura pretendida, foi aplicada uma pressão de 5 bar e o saco de vácuo permaneceu a essa temperatura e pressão por uma hora. Passados os 60 minutos, o saco foi deixado a arrefecer até a temperatura ambiente. O ciclo térmico a que o saco de vácuo foi sujeito no autoclave encontra-se ilustrada na Figura 23.

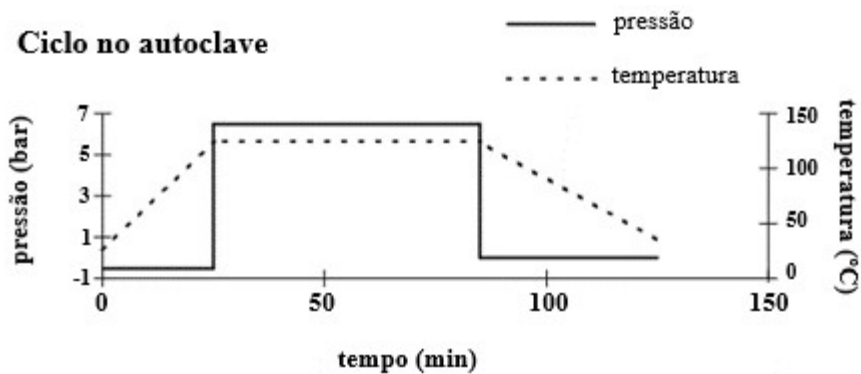


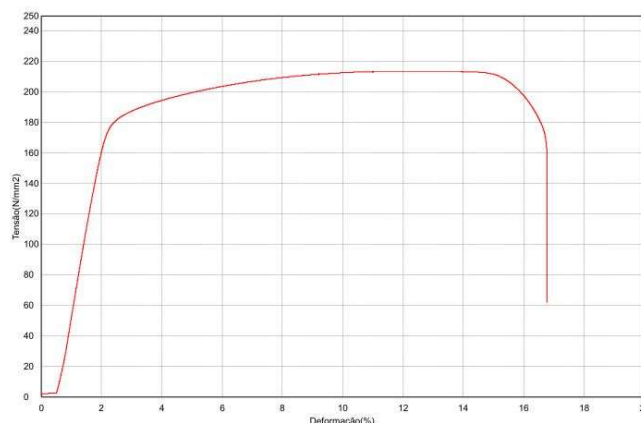
Figura 23 - Ciclo térmico do laminado no autoclave[43].

7. Após o ciclo térmico no *autoclave*, a placa já pode ser retirada do saco de vácuo. No final do processo de cura das placas, realizou-se um controlo de espessura e uma avaliação superficial das placas produzidas de modo a descartar a existência de defeitos e conseqüente aprovação para utilização na fabricação das juntas.

3.1.1.2 Alumínio 2005-5000

O alumínio utilizado na concepção dos aderentes de alumínio foi a liga de alumínio **2005-5000**. As propriedades mecânicas da liga de alumínio **2005-5000** encontram-se especificadas na Tabela 8, contendo a curva tensão-deformação, coeficiente de Poisson e módulo de Young.

Tabela 8 - Propriedades mecânicas do alumínio 2005-5000.



Propriedades

Módulo de Young, E [MPa]	10660
Coefficiente de Poisson, ν	0.33

3.1.2 Adesivo

De modo a garantir a melhor adequação do adesivo utilizado no fabrico das juntas de sobreposição simples, optou-se por realizar testes preliminares a amostras (com as dimensões normalizadas) utilizando três resinas epóxis distintas. Os testes consistiram em ensaios de resistência ao material dos adesivos em questão, nomeadamente: **Biresin® CR122**, **AH 150/IP 430** e **SR GreenPoxy 56**. As propriedades mecânicas das três resinas epóxis, respetivamente, encontram-se disponibilizadas na Tabela 9.

Tabela 9 - Propriedades mecânica dos adesivos Biresin® CR122, AH 150/IP 430 e SR GreenPoxy 56.

Propriedades		Biresin® CR122	AH 150/IP 430	SR GreenPoxy 56
Módulo de Young, E	GPa	2.8	3.4	3.3
Tensão de cedência, σ_y	MPa	84	-	49
Tensão de rotura, σ_f	MPa	129	125	114
Deformação à rotura	%	5.4	5.9	1.6
Módulo de corte, G	GPa	2.9	-	3.4

A **Biresin® CR122** é uma resina epóxi com viscosidade otimizada adequada para a produção de compósitos reforçados com fibras de alto desempenho. Assim sendo, é um adesivo apropriado para laminação manual em virtude da excelente impregnação e boas propriedades de não drenagem devido à viscosidade otimizada. A sua aplicação assenta-se, maioritariamente, na produção de compósitos industriais em geral, bem como na produção de ferramentas compostas por laminação manual e onde é necessário um desempenho térmico de aproximadamente 120°C. Esta resina epóxi possui uma variedade de quatro endurecedores com a qual pode ser combinada, alcançando viscosidades diferentes e adequadas para a aplicação pretendida. No processo experimental, optou-se pelo endurecedor Biresin® CR122-3[44].

A **ebalta AH 150/IP 430** é uma resina epóxi bicomponente de baixíssima viscosidade com alta resistência e alta estabilidade dimensional. Devido às suas boas propriedades de imersão e umectação, a mistura resina/endurecedor é adequada para infusão e laminação de peças sólidas com fibras de vidro ou carbono. Os endurecedores IP 25, IP 55 e IP 430 podem ser misturados entre si, alcançando uma vida útil entre 10 minutos e 430 minutos. É uma resina adequada para infusões com uma distância de fluxo superior a 1000 mm, bem como para a laminação de laminados finos e de grande área até aproximadamente 18 milímetros de espessura. Deste modo, é utilizada na indústria naval, automobilística, aeronáuticas e na construção de peças e moldes[45].

A resina **SR GreenPoxy 56** apresenta-se como uma das últimas inovações em química de base biológica, derivada da crescente preocupação na redução do impacto ambiental dos processos industriais. É produzida com alto teor de carbono de origem vegetal, possuindo até 56% de teor de carbono de origem vegetal. Esta resina assume-se como um avanço tecnológico significativo no desempenho e garantias de disponibilidade do produto. A resina SR GreenPoxy 56 encontra-se disponível com vários endurecedores, visando a percentagem de teor de carbono pretendida. No entanto, optou-se pelo endurecedor SD Surf Clear no procedimento experimental. É usada, na maioria dos casos, em laminação manual para ferramentas ou peças industriais, processos RTM (infusão, injeção, entre outros), enrolamento de filamento, prensagem a quente ou a frio, fundição e vínculo[46].

O gráfico da Figura 24 expõe os resultados dos ensaios de resistência ao material realizado às amostras contendo os três tipos de adesivos.

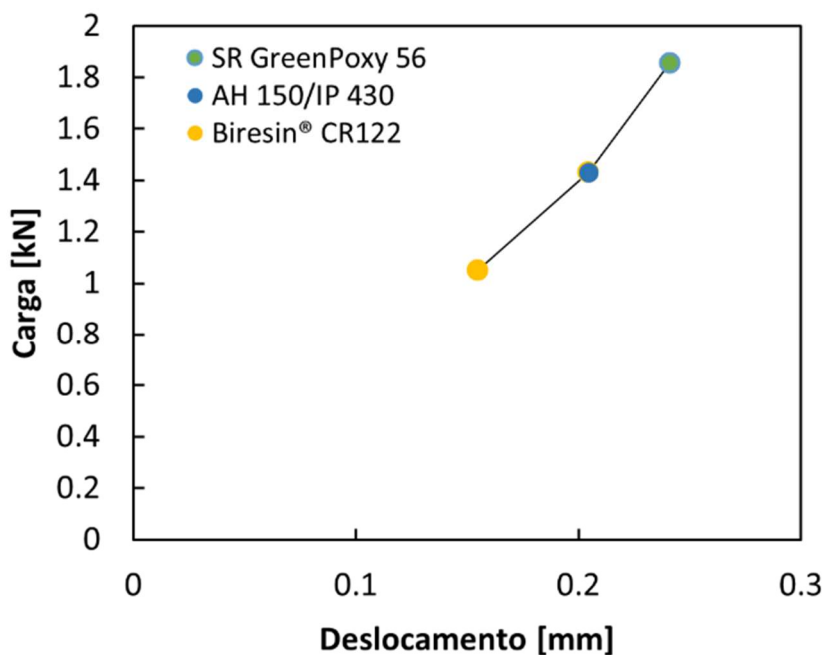


Figura 24 - Ensaio de resistência ao material dos adesivos SR GreenPoxy 56, Ebalta AH 150/IP 430 e Biresin CR122.

Antes de qualquer outra conclusão, é de realçar que todos os provetes sofreram falha mista (falha adesiva e coesiva). Pela análise ao gráfico, nota-se que a resina epóxi **SR GreenPoxy 56** demonstra um desempenho superior aos outros adesivos, suportando carregamentos maiores. Acabou-se por se optar pela utilização da **SR GreenPoxy 56** no procedimento experimental realizado, devido ao seu melhor comportamento quando sujeito a carregamentos aliado também ao fato de ser uma resina de origem vegetal. A preocupação na redução do impacto ambiental dos processos industriais constituiu um fator crucial na escolha deste adesivo.

3.2 Juntas de sobreposição simples

No procedimento experimental realizado, optou-se por três combinações diferentes de substratos na construção das juntas de sobreposição simples, de modo a perceber a influência do tipo de substrato e da orientação das fibras na resistência da união, designadamente:

1. **Compósito/Compósito** – amostra composta por dois substratos de laminados de compósito, com três sequências de empilhamento diferentes;
2. **Compósito/Alumínio** – amostra composta por um aderente superior de compósito e um aderente inferior de alumínio;
3. **Alumínio/Alumínio** – amostra composta por dois substratos de alumínio;

Independentemente da configuração adotada, todas as juntas possuem as mesmas dimensões, com os aderentes superiores e inferiores a apresentarem a mesma espessura. Para cada combinação fabricou-se três amostras, como sugerido pela norma ASTM D1002. A Tabela 10 apresenta as configurações adotadas no processo experimental.

Tabela 10 - Configurações das juntas de sobreposição simples.

Provetes		Aderente Inferior	Aderente Superior
Compósito/Compósito	(a)	$[0^{\circ}]_{12}$	$[0^{\circ}]_{12}$
	(b)	$[0^{\circ}/90^{\circ}]_{3s}$	$[0^{\circ}/90^{\circ}]_{3s}$
	(c)	$[0^{\circ}/+45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/0^{\circ}/+45^{\circ}]_s$	$[0^{\circ}/+45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/0^{\circ}/+45^{\circ}]_s$
	(d)	$[0^{\circ}]_{12}$	$[0^{\circ}/90^{\circ}]_{3s}$
	(e)	$[0^{\circ}]_{12}$	$[0^{\circ}/+45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/0^{\circ}/+45^{\circ}]_s$
	(f)	$[0^{\circ}/90^{\circ}]_{3s}$	$[0^{\circ}/+45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/0^{\circ}/+45^{\circ}]_s$
Compósito/Alumínio	(a)	$[0^{\circ}]_{12}$	Alumínio 2005-5000
	(b)	$[0^{\circ}/90^{\circ}]_{3s}$	Alumínio 2005-5000
	(c)	$[0^{\circ}/+45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/0^{\circ}/+45^{\circ}]_s$	Alumínio 2005-5000
Alumínio/Alumínio	(a)	Alumínio 2005-5000	Alumínio 2005-5000

3.2.1 Processo de fabrico

Para o fabrico das juntas de sobreposição simples, utilizou-se a norma ASTM D1002 para a determinação da geometria e dimensões. As amostras são compostas por duas placas retangulares dos substratos com as dimensões 101.6 x 25.4 x 2 mm e uma zona de ligação de 25.4 x 25.4 mm, sendo utilizado o adesivo SR GreenPoxy 56. O adesivo SR GreenPoxy 56 é composto pela resina e o endurecedor SD Surf Clear, preparada num razão de mistura de 100g/37g, respetivamente, como estipulado pelo fabricante. Recorreu-se ao uso de calços nas extremidades de modo a garantir o alinhamento da junta na realização do ensaio. A geometria e as dimensões encontram-se ilustradas na Figura 25.

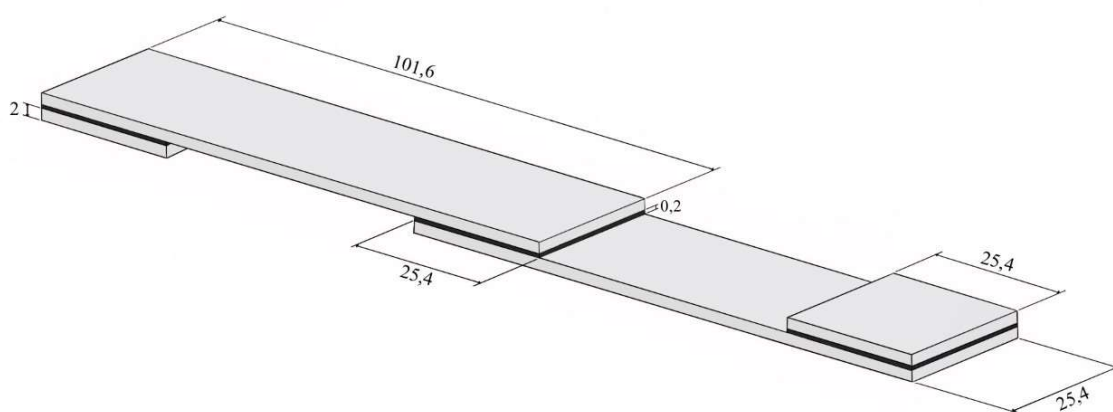


Figura 25 - Geometria e dimensões (em mm) das JSS's com o adesivo SR GreenPoxy 56.

O corte das placas e respetivos calços realizou-se com recurso à máquina de corte Struers Accutom-2, refrigerado por água. De forma a garantir as dimensões finais e remoção do excesso de fibras, fez-se uso da máquina Struers DAP-V para o polimento das placas. A Figura 26 ilustra as máquinas utilizadas no corte e polimento dos provetes, respetivamente.



(a)



(b)

Figura 26 - (a) Máquina corte Struers Accutom-2 utilizada no corte dos provetes; (b) Máquina Struers DAP-V utilizada no polimento das placas.

As zonas de ligação das superfícies dos aderentes utilizados na fabricação das JSS's foram sujeitas a um processo de abrasão manual, com recurso a lixas de carboneto de silício com granulometria 120, na direção transversal dos aderentes. As juntas de compósito e alumínio por possuírem baixa rugosidade, apresentam uma baixa energia de adesão, daí torna-se de extrema importância a realização do tratamento superficial. De modo a garantir a remoção da sujidade e qualquer outro vestígio de impurezas, procedeu-se à limpeza dos substratos com acetona e papel.

A fim de assegurar a veracidade dos resultados dos ensaios, procedeu-se à construção de um molde para a montagem das JSS's. O molde, em questão, garante o correto alinhamento das juntas e uniformidade nas dimensões normalizadas.

Relativamente ao processo de cura, a recomendação do fabricante passa por realizar a cura durante 48h, sendo 24h à temperatura ambiente e o restante do tempo a 40°C, com recurso à estufa. Durante o processo de cura à temperatura ambiente, foi-se exercida pressão constante por meio de molas, de maneira a assegurar uma melhor adesão e manter a dimensão de sobreposição da junta.



Figura 27 – Estufa.

3.2.3 Ensaios de tração

Para a realização dos ensaios de tração das JSS's, recorreu-se ao uso da máquina Shimadzu modelo AGS, equipada com uma célula de carga de 50 kN e usando o software Trapezium X para o tratamento de dados. Seguindo o procedimento descrito na norma ASTM D1002, para aplicações em aderentes de metais e compósitos, os ensaios foram realizados à temperatura ambiente e a uma velocidade de deslocamento de 1.3 mm/min. A máquina Shimadzu, modelo AGS, encontra-se ilustrada na Figura 28.



(a)



(b)

Figura 28 - (a) Máquina Shimadzu modelo; (b) provete na máquina.

Para cada combinação de aderentes construiu-se três amostras para a realização dos ensaios. De maneira a determinar a resistência a forças de tração das juntas, as amostras foram ensaiadas até atingir a rotura. Após o término dos ensaios, o software Trapezium X forneceu os dados em curvas P- δ (carga-deslocamento) e fez-se uma análise ocular do modo de rotura das juntas.

Capítulo 4 – Simulação numérica

No Capítulo 4, aplica-se o método dos elementos finitos com a finalidade de analisar e estimar as tensões geradas nas juntas de sobreposição simples, quando sujeitas a um esforço de tração numa das suas extremidades.

Para a implementação da análise por elementos finitos, recorreu-se ao uso do software ANSYS 2022 R2, disponibilizado pela Universidade da Beira Interior, aplicando modelos tridimensionais. Com a análise numérica desenvolvida, pretende-se relacionar o comportamento observado no procedimento experimental com os resultados obtidos pelo método dos elementos finitos, mais concretamente a distribuição de tensões ao longo do adesivo e a previsão da carga de rotura.

4.1 Condições da simulação numérica

Para a modelação no ANSYS, recorreu-se ao módulo de trabalho *Workbench*, mais precisamente a análise estrutural *Static Structural*. O programa permite a conceção tridimensional das juntas de sobreposição simples, replicando as características geométricas e parâmetros dos ensaios experimentais.

A definição das propriedades dos materiais usados na análise numérica é fundamental para a viabilidade dos resultados. As propriedades do alumínio 2005-5000, utilizado como substrato, encontram-se especificadas na Tabela 8, sendo considerado isotrópico e atuando no domínio linear-elástico na modelação. Relativamente aos substratos de compósito, utiliza-se o módulo ACP (*Ansys Composite PrepPost*) para a construção dos laminados com as diferentes sequências de empilhamento empregues no procedimento experimental. As propriedades do pré-impregnado de carbono unidirecional SEAL® Texipreg HS 160 REM utilizada na modelação encontram-se presentes na Tabela 7.

A densidade da malha e o tipo de elementos finitos utilizados constituem dois fatores de extrema importância na elaboração de um modelo numérico. Deste modo, é necessária uma abordagem cuidadosa na escolha destes dois parâmetros de forma a balancear o esforço computacional com a precisão dos resultados. O tipo de elementos finitos aplicado na definição da malha foram os elementos SOLID186 de 20 nós com 3 graus de liberdade em cada nó para os substratos de alumínio e o adesivo, e os elementos SOLID 185 de 8 nós com 3 graus de liberdade em cada nó para os substratos de compósito[47]. A Figura 29 ilustra a composição dos elementos finitos SOLID186 e SOLID185.

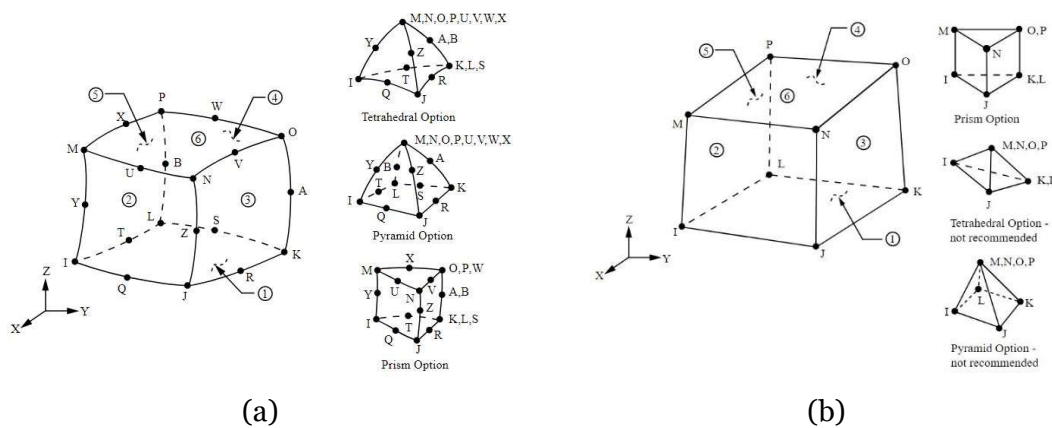
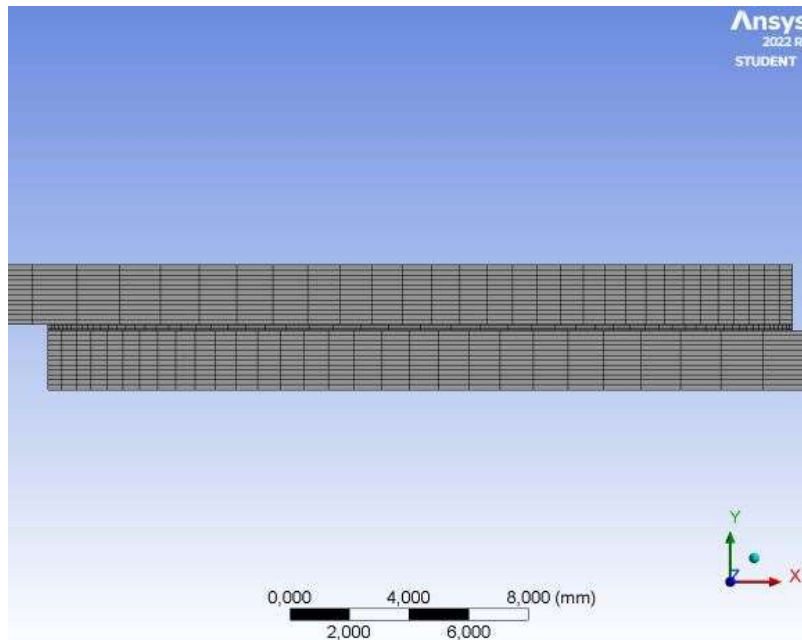
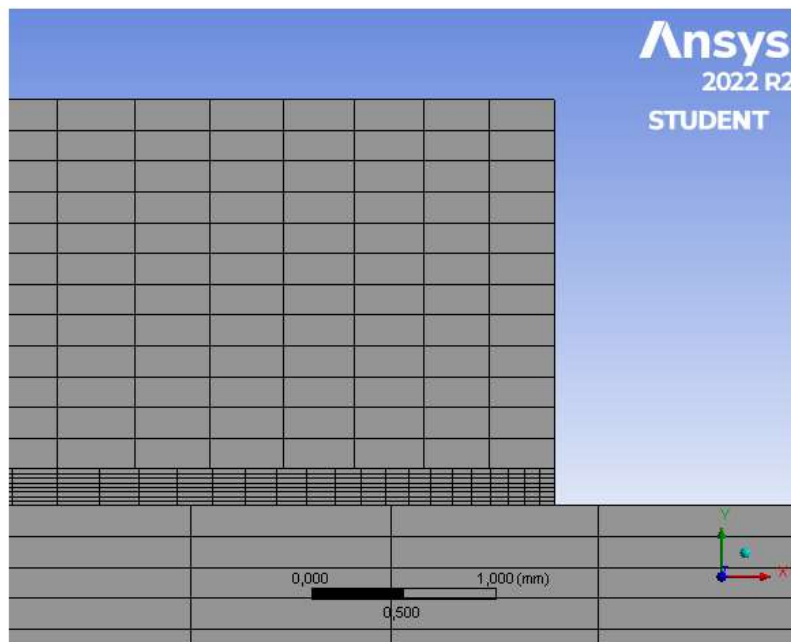


Figura 29 - Elementos finitos: (a) SOLID186 e (b) SOLID185[47].

A malha de elementos finitos permite a discretização geométrica da junta com elementos finitos. Com o intuito de garantir a precisão na análise dos resultados, torna-se imperativo que a malha seja refinada nas áreas onde ocorrem os gradientes de tensão mais elevados. Sendo assim, optou-se por um refinamento da malha na camada adesiva e suas extremidades, uma vez que é onde há maior concentração de tensões. Embora se pretendia um refinamento maior da malha, a versão utilizada do ANSYS dispunha de um número limitado de elementos finitos possíveis, mais precisamente 28000 elementos. A Figura 30 expõe a configuração da malha usada na modulação computacional, mostrando o refinamento adotado na zona de sobreposição.



(a)



(b)

Figura 30 – (a) Malha de elementos finitos; (b) Refinamento na extremidade do adesivo.

Baseando nas condições reais dos ensaios experimentais, as condições de fronteiras foram aplicadas nos nós das extremidades da junta. A Figura 31 retrata as condições fronteiras impostas no modelo numérico.

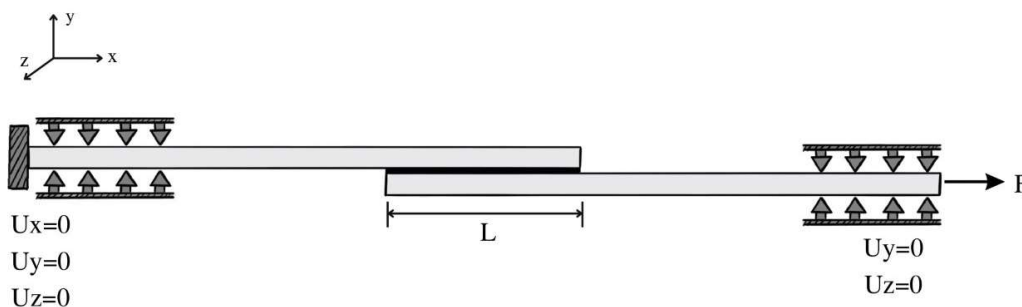


Figura 31 - Condições de fronteira.

4.2 Previsão da carga de rotura

Existem diversas formas de prever a carga de falha de uma junta de sobreposição simples num modelo numérico. O método mais comum para determinar a rotura do material é usando a mecânica dos meios contínuos. Essencialmente, as abordagens baseadas na mecânica dos meios contínuos utilizam os valores máximos das distribuições de tensões ou deformações, obtidos através da análise por elementos finitos (FEA), contra um critério de falha escolhido que utiliza os valores críticos do material em questão.

Neste modelo numérico, optou-se pelo método da falha progressiva (PFM), baseado na aplicação de um critério de falha da mecânica dos meios contínuos. Tem sido

amplamente utilizado nos últimos anos para calcular a carga de rotura de estruturas adesivas, principalmente de materiais compósitos, com um elevado grau de sucesso [48]. O algoritmo implementado na simulação numérica, baseado no PFM, encontra-se retratado na Figura 32.

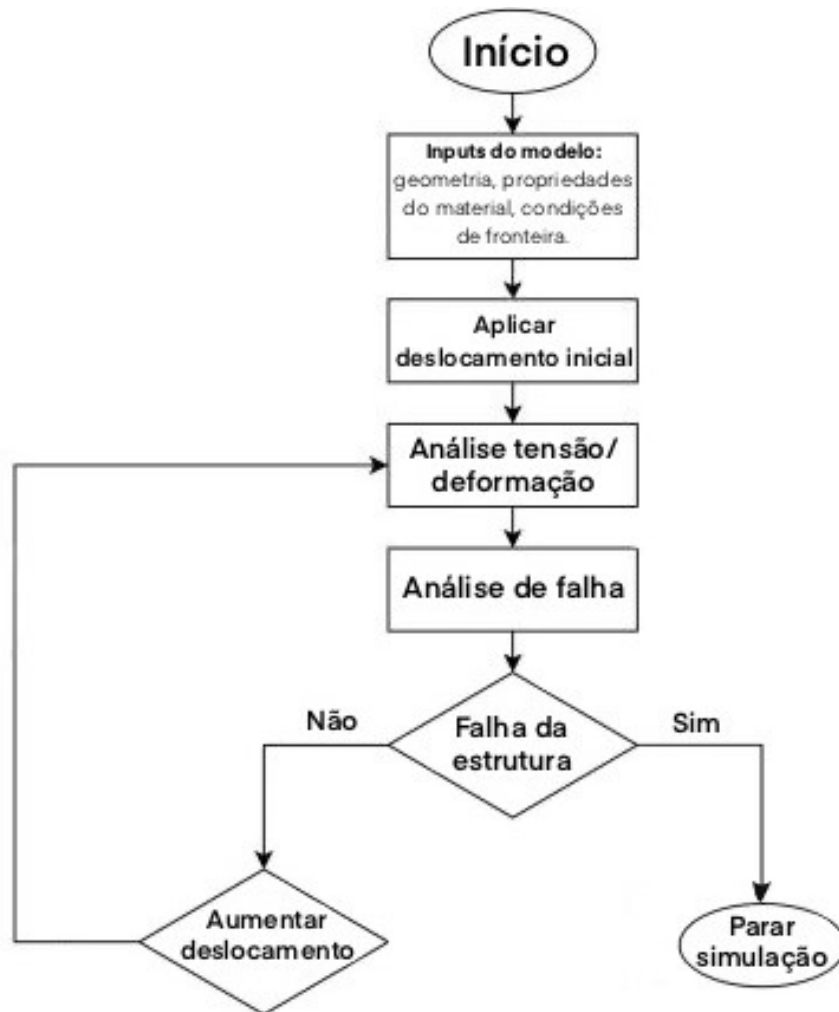


Figura 32 - Algoritmo implementado na simulação numérica, baseado no PFM. Adaptado de [48].

Para analisar a rotura de juntas, seja para análises analíticas ou computacionais, é imperativo a seleção de um critério de falha que melhor se adequa ao modelo em questão. Diversos autores têm proposto diferentes critérios na literatura no decorrer dos anos, embora não haja até ao momento um consenso no que toca ao critério mais adequado. Um dos meios mais fáceis e intuitivos de prever a carga de falha de juntas adesivas passa pela aplicação de algum tipo de critério baseado em tensão. O critério empregue baseou-se na Tensão Equivalente de Von Mises, que fornece uma tensão equivalente no adesivo que pode ser relacionada à tensão de escoamento uniaxial. A Equação (1) descreve o critério da Tensão Equivalente de Von Mises utilizada no modelo numérico.

$$\sqrt{\sigma_{xx}^2 - \sigma_{xx}\sigma_{yy} + \sigma_{yy}^2 + 3\tau_{xy}^2} > \sigma_p \quad (1)$$

Capítulo 5 – Análise e Discussão dos resultados

Neste capítulo, têm-se como foco principal interpretar e dissertar sobre os resultados obtidos durante o processo experimental. Tendo como base a literatura, realizar-se-á uma análise comparativa do comportamento mecânico das juntas quando sujeitas aos testes de tração. É de realçar que o capítulo 5 estabelece ligação direta com os capítulos 2 e 3, uma vez que os fundamentos teóricos utilizados na análise dos resultados provêm desses capítulos.

5.1 Ensaio de tração das juntas de sobreposição simples

Como já especificado no procedimento experimental, para cada combinação de aderentes fabricou-se três amostras, sujeitas posteriormente a ensaios de tração na máquina Shimadzu. Os resultados obtidos em curvas P- δ (carga-deslocamento), fornecidos pelo software Trapezium X, permitiram a realização de uma análise detalhada à capacidade de suportar esforços de tração por parte das diferentes juntas. A Figura 33 mostra três exemplos dos gráficos obtidos, visando as três combinações adotadas (alumínio/alumínio, alumínio/compósito e compósito/compósito).

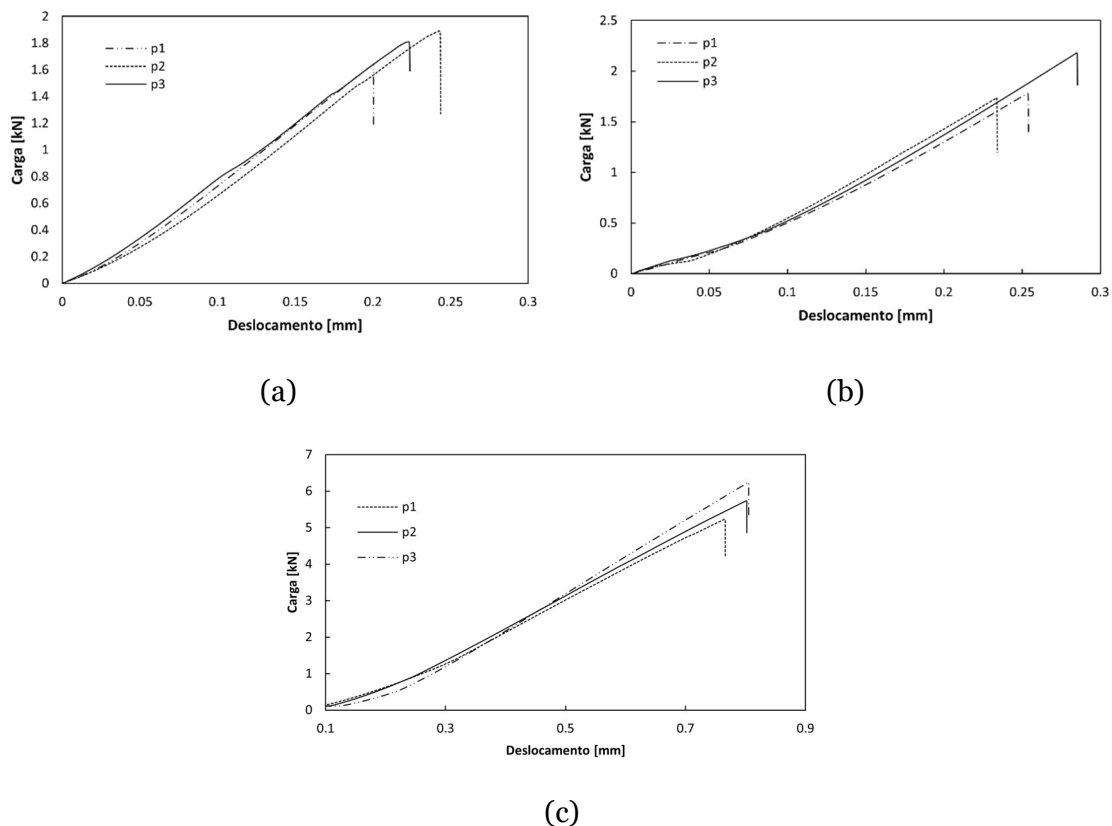


Figura 33 - Curvas típicas carga-deslocamento das JSS: (a) alumínio/alumínio, (b) alumínio/compósito e (c) compósito/compósito.

A Figura 33 mostra que as curvas dos gráficos apresentam um comportamento muito semelhante, sendo quase lineares até à carga de rotura, com exceção para a amostra 1 do gráfico (a). As curvas de cada um dos gráficos exibem inclinações aproximadamente iguais, variando a carga de falha e conseqüentemente o deslocamento. É de realçar que em todas as amostras, a rotura deu-se de forma abrupta no instante em que se suportou a carga máxima.

Os resultados obtidos dos ensaios de tração realizados às amostras de alumínio/alumínio, compósito/alumínio e compósito/compósito encontram-se retratadas na Tabela 11, apresentando o valor médio da carga máxima suportada e do deslocamento máximo.

Tabela 11 - - Valores obtidos dos ensaios de tração das juntas alumínio/alumínio.

Provetes	Tipo	Carga Máxima [kN]	Deslocamento Máximo [mm]
Alumínio/alumínio	(a)	1.78 ± 0.12	0.22 ± 0.02
Compósito/alumínio	(a)	2.48 ± 0.42	0.31 ± 0.03
	(b)	1.90 ± 0.24	0.25 ± 0.03
	(c)	1.86 ± 0.13	0.28 ± 0.006
Compósito/compósito	(a)	2.26 ± 0.29	0.34 ± 0.04
	(b)	5.73 ± 0.50	0.79 ± 0.02
	(c)	6.06 ± 0.37	1.09 ± 0.03
	(d)	1.43 ± 0.23	0.28 ± 0.02
	(e)	1.36 ± 0.21	0.34 ± 0.03
	(f)	4.95 ± 0.24	0.84 ± 0.07

Realizando uma análise preliminar à Tabela 11, nota-se que as combinações compósito/compósito suportaram cargas superiores em comparação às outras combinações. Os valores do desvio padrão indicam que os resultados apresentam uma dispersão reduzida, comprovando a validade dos ensaios realizados.

5.1.1 Juntas adesivas alumínio/alumínio e compósito/alumínio

5.1.1.1 Análise da resistência da junta

Tendo em conta os valores presentes na Tabela 10, elaborou-se o gráfico da Figura 34 abrangendo aderentes de alumínio e respetivas combinações, contendo as cargas máximas suportadas pelas JSS's e os deslocamentos correspondentes.

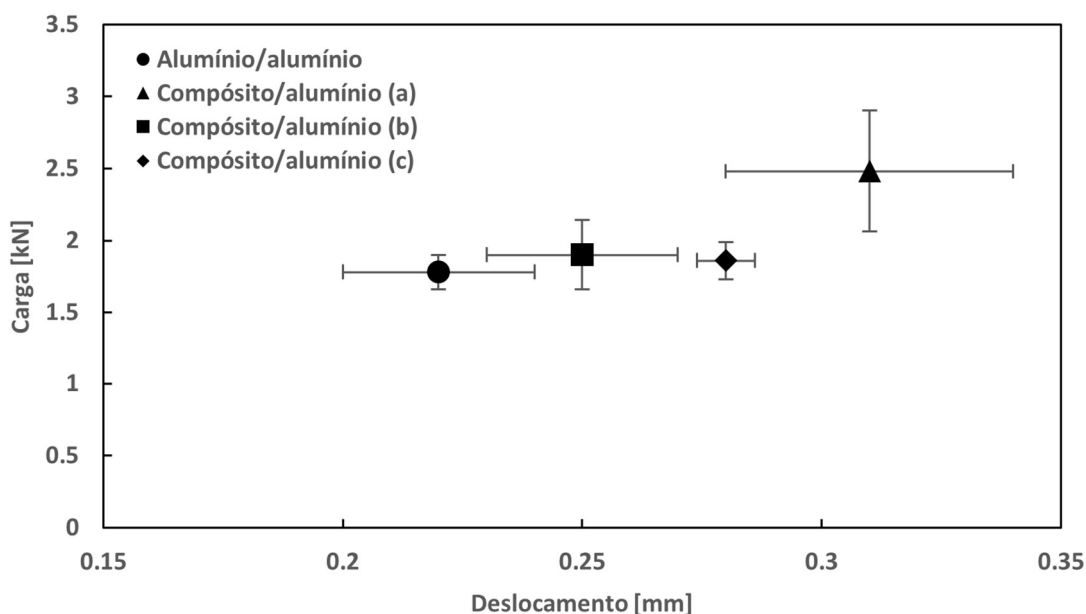


Figura 34 – Carga máxima suportada e deslocamento das configurações Alumínio/alumínio e Compósito/alumínio.

Logo à partida, o gráfico mostra que as combinações alumínio/alumínio, compósito/alumínio (b) e compósito/alumínio (c) tiveram desempenhos semelhantes relativamente à carga de rotura quando sujeitas a esforços de tração. No entanto, nota-se que a junta compósito/alumínio (a), referente à combinação de alumínio e o laminado de compósito $[0^{\circ}]_{12}$, apresenta valores superiores em relação às outras combinações.

Em termos da carga máxima suportada, registou-se uma diminuição de 28.2%, 26.2% e 25% das combinações alumínio/alumínio, compósito/alumínio (b) e compósito/alumínio (c), respetivamente, em relação à configuração compósito/alumínio (a). Em relação ao deslocamento observado, o compósito/alumínio (a) exhibe o valor mais elevado, mais concretamente 0.31 mm. Os provetes compósito/alumínio (c), compósito/alumínio (b) e alumínio/alumínio apresentam diminuições de 9.6%, 19.3% e 29% na deformação à rotura em comparação com o provete compósito/alumínio (a).

Comparando os valores das cargas de roturas das juntas com o caso de estudo utilizado com base [16], os resultados experimentais apresentam valores bastante inferiores ao estudo realizado. Relativamente aos resultados encontrados na literatura [48–50], observou-se a mesma superioridade em relação aos resultados experimentais obtidos. No entanto, é necessário ter em conta que a resistência mecânica das juntas se encontra diretamente ligada à qualidade dos aderentes usados e a outros parâmetros como o tratamento de superfície.

5.1.1.2 Análise do dano

Considerando os modos de falha apresentados anteriormente e após ser realizado a análise ocular às superfícies de sobreposição das juntas, a Tabela 12 especifica o tipo de ruína sofrido pelas respetivas combinações de aderentes.

Tabela 12 - - Modos de falha das juntas Alumínio/alumínio e Compósito/alumínio.

Provete	Modo de falha
Alumínio/alumínio	Falha adesiva
Compósito/alumínio (a)	Falha mista (adesiva e coesiva)
Compósito/alumínio (b)	Falha mista (adesiva e coesiva)
Compósito/alumínio (c)	Falha adesiva

Em relação aos modos de falha, concluiu-se com a análise da superfície de falha das juntas a existência de três tipos de falha: falha adesiva (ADH), falha coesiva (COH) e falha mista (MF). O modo de ruína encontra-se estritamente relacionada com a resistência da ligação. Nota-se que as juntas que apresentaram MF, possuem cargas de rotura superiores às outras juntas.

As Figuras 35 (a) e (d) ilustram a ADH observada nas juntas alumínio/alumínio e compósito/alumínio (c), respetivamente, onde pode-se ver a presença da totalidade do adesivo numa das superfícies de contacto. Por outro lado, a Figura 35 (b) e (c) mostra a falha mista (coesiva e adesiva) verificada nas juntas compósito/compósito (a) e compósito/compósito (b), respetivamente. Identifica-se a presença simultânea das

falhas adesiva e coesiva, uma vez que se verifica a existência de áreas cobertas de adesivo e áreas desprovidas do mesmo, em ambas as superfícies de ligação.

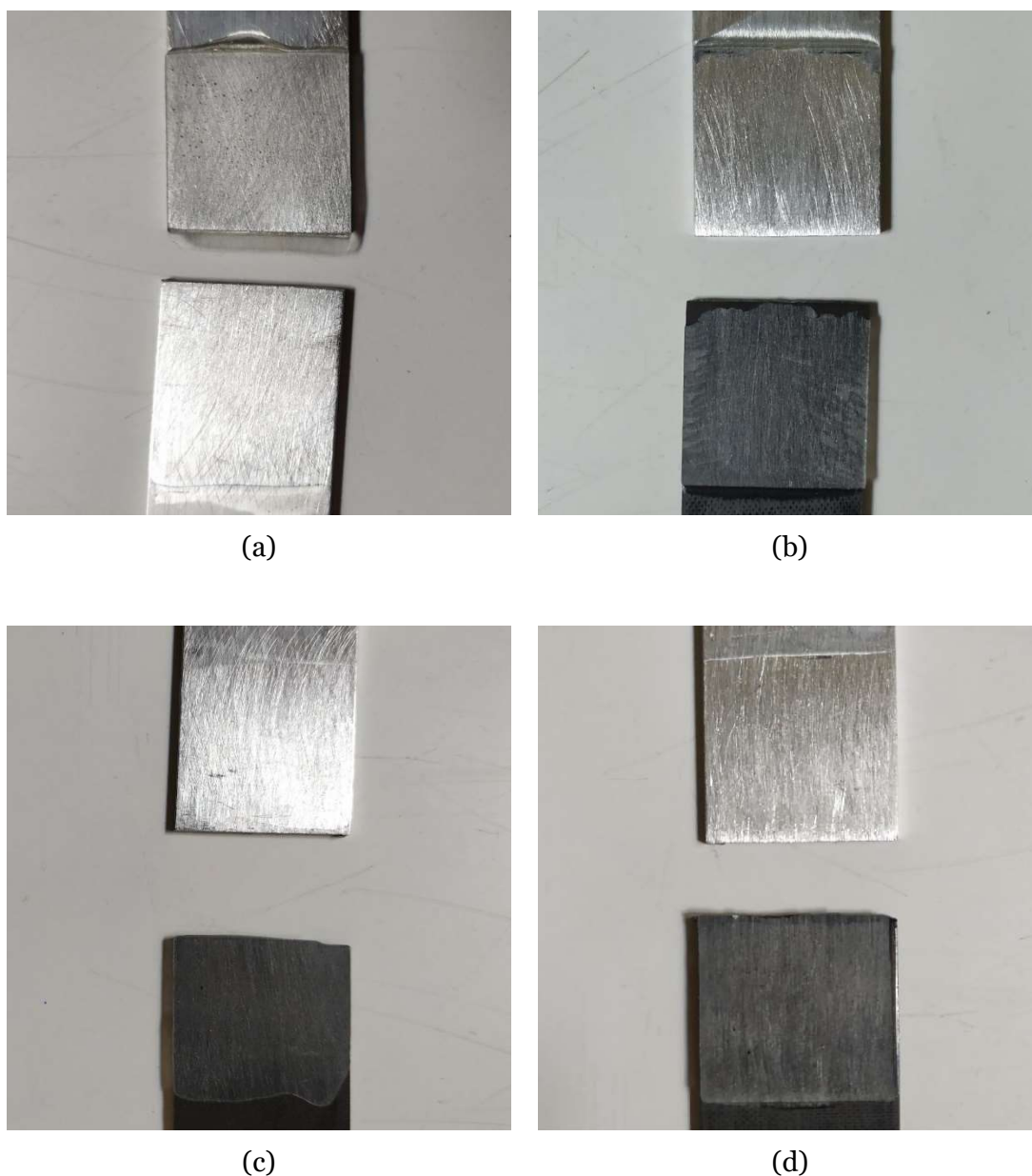


Figura 35 – Macroscopia ótica às superfícies de falha das juntas de sobreposição simples com comprimentos de sobreposição de 25mm.

Muitos autores responsabilizam a ocorrência da falha adesiva ao mau tratamento superficial da zona de ligação ou à escolha menos acertada do adesivo. Todavia, não foi possível estimar a influência da preparação da zona de colagem e da escolha de adesivo pelo fato de possuímos um número reduzido de amostras.

As juntas possuindo a configuração de aderentes alumínio/alumínio apresentam falhas adesivas, condizendo com os modos de falha encontrados na literatura [41]. As

configurações compósito/alumínio (a) e (b) apresentaram falhas mistas (adesiva e coesiva) congruentes com estudos realizados por diversos autores [16,49]. No entanto, na junta compósito/alumínio (d) observou-se a falha adesiva, algo não muito comum em juntas contendo laminados de compósito.

5.1.2 Juntas adesivas compósito/compósito

5.1.2.1 Análise da resistência da junta

Relativamente às juntas compostas exclusivamente por aderentes de laminados de compósito, com diferentes sequências de empilhamento, o gráfico da Figura 36 retrata os resultados descritos na Tabela 10. O gráfico descreve a carga máxima suportada e o respectivo deslocamento das referidas combinações de compósito, contendo ainda o desvio padrão dos valores obtidos.

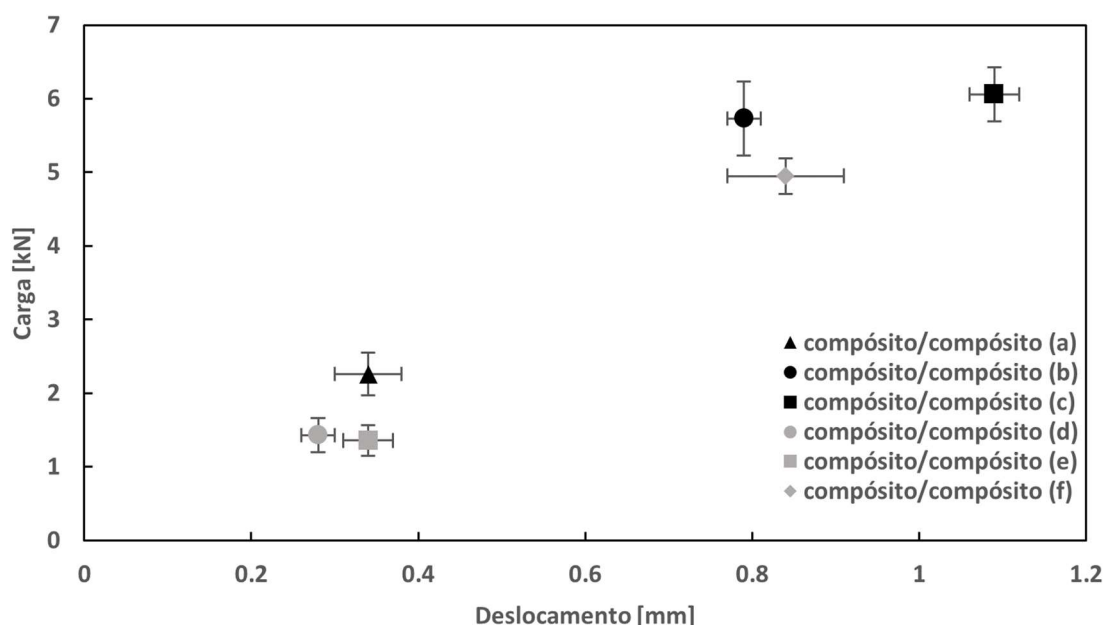


Figura 36 - Carga máxima suportada e deslocamento das configurações Compósito/compósito.

Analisando o gráfico chegou-se à conclusão que os provetes envolvendo a sequência de empilhamento $[0^{\circ}]_{12}$ (juntas (a), (d) e (e)) apresentam desempenhos bastante inferiores no que se refere à resistência da junta, em comparação com as combinações contendo outras orientações de fibras. As configurações (b), (c) e (f) registaram um comportamento mecânico extraordinário, demonstrando que as combinações de aderentes entre os laminados de compósito abrangendo as sequências de empilhamento $[0^{\circ}/90^{\circ}]_{3s}$ e $[0^{\circ}/+45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/0^{\circ}/+45^{\circ}]_s$ ostentam uma melhoria significativa na resistência global da junta.

No que concerne à carga de rotura, a combinação (a) suportou o valor mais elevado, aproximadamente 6 kN. Nas combinações (b) e (f), as que mais se aproximaram da combinação (c) em termos de desempenho, registou-se uma diminuição 5% e 18.3% na capacidade de suportar esforços de tração, respetivamente. Já nas configurações (a), (d) e (e) a diferença é mais acentuada, onde verifica-se uma redução de 62.7%, 76.4% e 77.5% no carregamento suportado pela junta, respetivamente.

Quanto ao deslocamento observado na rotura, é óbvio que as juntas que toleraram cargas superiores apresentam valores mais elevados. No entanto, algumas configurações embora tenham suportado carregamentos menores, exibem deslocamentos máximos ligeiramente superiores às juntas que apresentaram comportamentos semelhantes, como é o caso das juntas (b) e (f). A configuração (c) manifesta-se como a junta com maior deformação à rotura, dispondo de um valor de 1.09 mm. As configurações (f) e (b) revelam um decréscimo de 27.5% e 22.9%, respetivamente, em comparação à configuração (c). A deformação à rotura registada nas combinações dos laminados contendo a sequência de empilhamento $[0^\circ]_{12}$, indica uma redução considerável comparativamente à junta (c), com as juntas (a) e (e) possuindo o mesmo deslocamento máximo, representando uma diminuição de 68.8%. Por último, a junta (d) regista uma redução de 74.3% em relação à deformação à rotura ostentada pela junta (c).

Igualmente às juntas contendo aderentes de alumínio, as configurações exclusivas de laminados de compósitos suportaram cargas de rotura abaixo do esperado e evidenciado na literatura [16,50]. Todavia, as configurações (b), (c) e (f) ficaram dentro da gama de valores obtidos por trabalhos realizados utilizando a mesma norma.

5.1.2.2 Análise do dano

A Tabela 13 descreve o modo de falha evidenciado na rotura dos provetes de compósito, resultante da análise do dano feita através da macroscopia ótica.

Tabela 13 - Modos de falha das juntas Compósito/compósito.

Provete	Modo de falha
Compósito/compósito (a)	Falha mista (adesiva e coesiva)
Compósito/compósito (b)	Falha mista (coesiva e rompimento leve de fibra)
Compósito/compósito (c)	Falha mista (coesiva e rompimento leve de fibra)
Compósito/compósito (d)	Falha mista (adesiva e coesiva)
Compósito/compósito (e)	Falha mista (adesiva e coesiva)
Compósito/compósito (f)	Falha mista (coesiva e rompimento de fibra)

A macroscopia ótica realizada às superfícies das juntas após os ensaios permitiu a determinação do modo de falha exibido pelas uniões de compósito/compósito. Em todas as juntas pôde-se comprovar a ocorrência da falha mista, mais precisamente a existência da falha adesiva, coesiva e rompimento de fibra. Verifica-se, como esperado [51,52], que o principal modo de dano em juntas de laminados de compósito é a delaminação. Nas configurações (b), (c) e (f) a delaminação é mais visível, com o arranque das fibras totalmente exposta na (f). A Figura 37 ilustra as imagens obtidas da macroscopia ótica realizada às juntas, nas quais se baseou para a análise do dano.



(a)

(b)

(c)



(d)

(e)

(f)

Figura 37 - Macroscopia ótica das superfícies das juntas compósito/compósito.

5.2 Simulação Numérica

Nesta secção, apresenta-se os resultados obtidos através do modelo numérico implementado. Expõe-se a carga de rotura das respetivas JSS's, juntamente com as distribuições de tensões equivalentes, normais e de corte no adesivo e nas interfaces de colagem ao longo do comprimento de sobreposição.

5.2.1 Carga de rotura

A Tabela 14 exhibe as cargas de rotura obtidas pelo PFM, implementada na simulação numérica, contendo a percentagem de erro em comparação com as cargas de rotura evidenciadas experimentalmente.

Tabela 14 - Cargas de rotura da FEA e dos ensaios experimentais.

Provetes	Tipo	Carga Máxima Experimental [kN]	Carga Máxima FEA [kN]	Erro [%]	Tipo de falha experimental
Alumínio/alumínio	(a)	1.78	1.7	4.49	Adesiva
Compósito/alumínio	(a)	2.48	2.03	18.14	Adesiva e coesiva
	(b)	1.9	1.8	5.26	Adesiva e coesiva
	(c)	1.86	1.81	2.68	Adesiva
Compósito/compósito	(a)	2.26	2.01	11.06	Adesiva e coesiva
	(b)	5.73	1.6	72.07	Coesiva e rompimento leve de fibra
	(c)	6.06	2.04	66.33	Coesiva e rompimento leve de fibra
	(d)	1.43	1.53	6.99	Adesiva e coesiva
	(e)	1.36	1.5	10.29	Adesiva e coesiva
	(f)	4.95	1.85	62.62	Coesiva e rompimento de fibra

Tendo como base os valores presentes na Tabela 13, o gráfico da Figura 38 apresenta a comparação entre os resultados experimentais e as previsões da carga de rotura das juntas calculadas pelo modelo numérico.

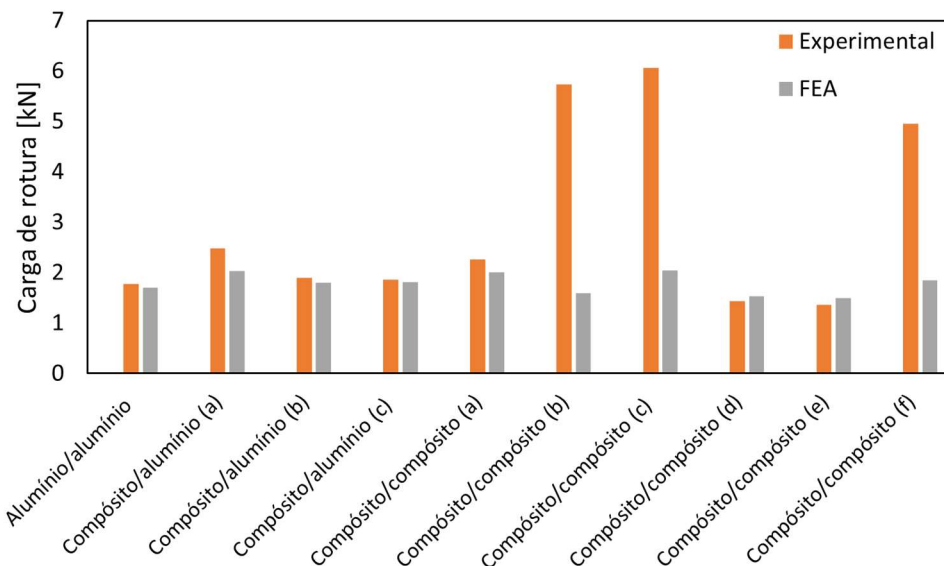


Figura 38 - Comparação entre as cargas de rotura experimentais e da simulação numérica.

Na maioria das configurações verifica-se uma boa aproximação entre os resultados da FEA e os experimentais. À exceção das configurações compósito/compósito (b), (c) e (f), a percentagem de erro revelada encontra-se numa margem de 4% a 19%, o que é bastante aceitável. Em algumas configurações, nomeadamente compósito/compósito (d) e (e), as previsões numéricas foram superiores aos valores experimentais, o que pode ser justificado pela melhor performance esperada em JSS's perfeitamente modeladas. Já nas configurações alumínio/alumínio, compósito/alumínio (a), (b) e (c); e compósito/compósito (a), os valores experimentais mostraram ser mais elevados, o que é um indicador da boa resistência global da junta, superando as expectativas em comparação com os resultados da FEA.

A disparidade exibida nas configurações compósito/compósito (b), (c) e (f), encontra-se estritamente relacionada com o modo de falha revelado no procedimento experimental. Nas superfícies das respetivas juntas, pode-se notar a presença de delaminação/arranque de fibras do laminado de compósito ao longo da zona de sobreposição. O arranque das fibras impede a rotura de forma abrupta, como evidenciada nas outras configurações, enganando o software da máquina de ensaios, exponenciando a carga suportada. A ocorrência deste fenómeno, sendo impossível de replicar pelo modelo numérico desenvolvido, afeta diretamente a precisão da previsão da carga de rotura das respetivas juntas. O ideal seria repetir a fabricação destas configurações e o respetivo ensaio de modo a garantir a viabilidade dos resultados, o que não foi possível realizar.

5.2.2 Distribuição de tensões

Para a análise da distribuição de tensões nas interfaces adesivo/substrato e no meio do adesivo, ao longo do comprimento de sobreposição, definiram-se três *path's* para o melhor entendimento da variação das tensões nestas áreas críticas da estrutura. A Figura 39 ilustra os *path's* AB, CD e EF referentes à interface superior de colagem, ao meio do adesivo e à interface inferior de colagem, respectivamente.

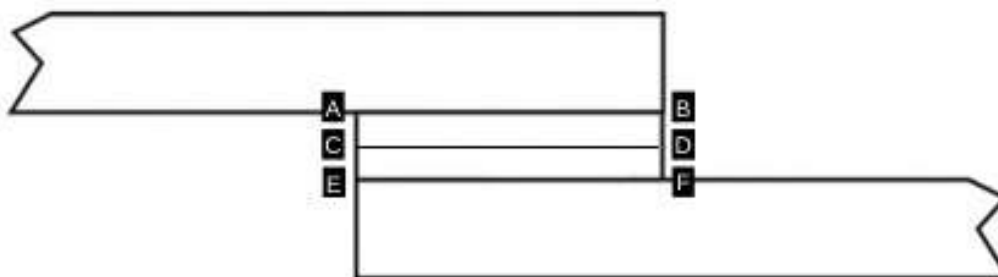
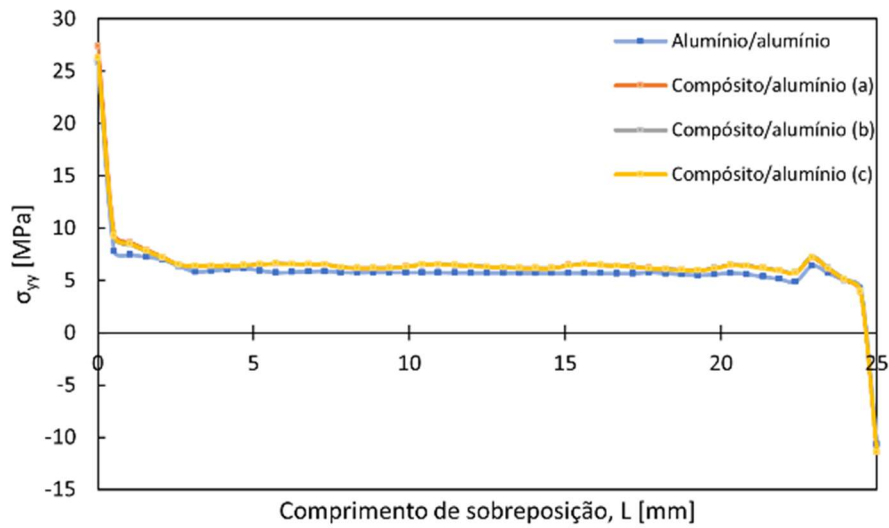
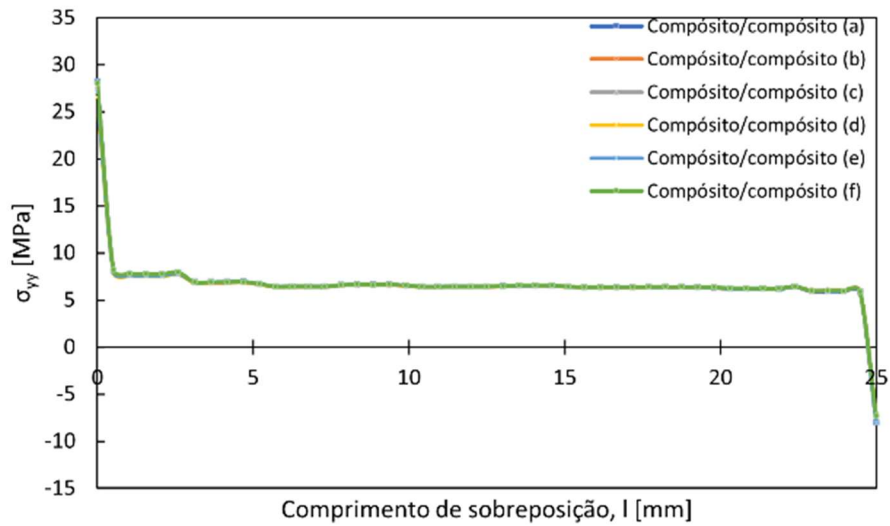


Figura 39 - Localização dos *path's* nas JSS's.

As distribuições das tensões normais σ_{yy} , tensões de corte τ_{xy} e tensões equivalentes de Von Mises σ_{eq} relativamente ao *path* AB, encontram-se representadas graficamente nas Figuras 40, 41 e 42, respectivamente. Analisando a distribuição de tensões na interface superior adesivo/aderente, é evidente a elevada concentração de tensões σ_{eq} e σ_{yy} nas extremidades da zona de colagem. Isto, justifica a alta propensão para a ocorrência de falha adesivas nessas áreas, observado nos modos de falha revelados nos ensaios experimentais. A meio do comprimento de sobreposição, atinge-se os mínimos relativamente às tensões σ_{eq} , σ_{yy} e τ_{xy} , sendo que a tensão de corte alcança o valor nulo nesta área.

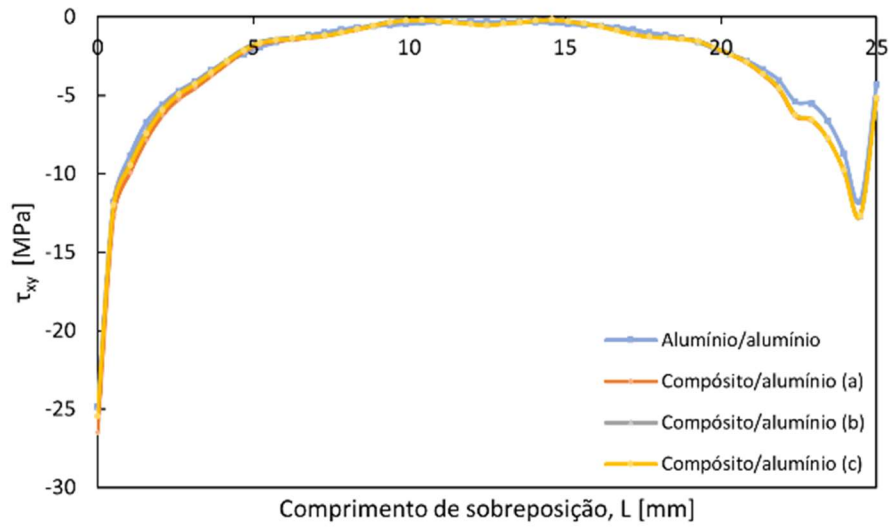


(a)

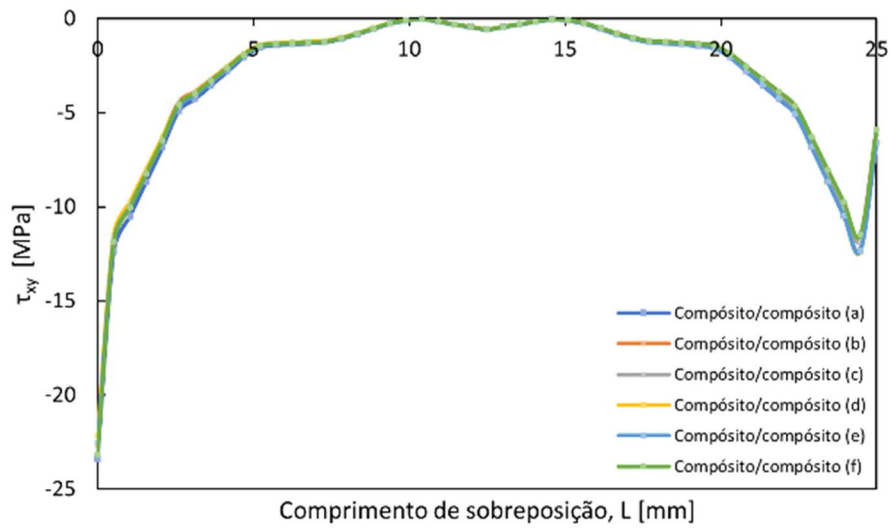


(b)

Figura 37 - Distribuição das tensões normais σ_{yy} no path AB: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/comósito (a), alumínio/comósito (b) e alumínio/comósito (c); (b) - compósito/comósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).

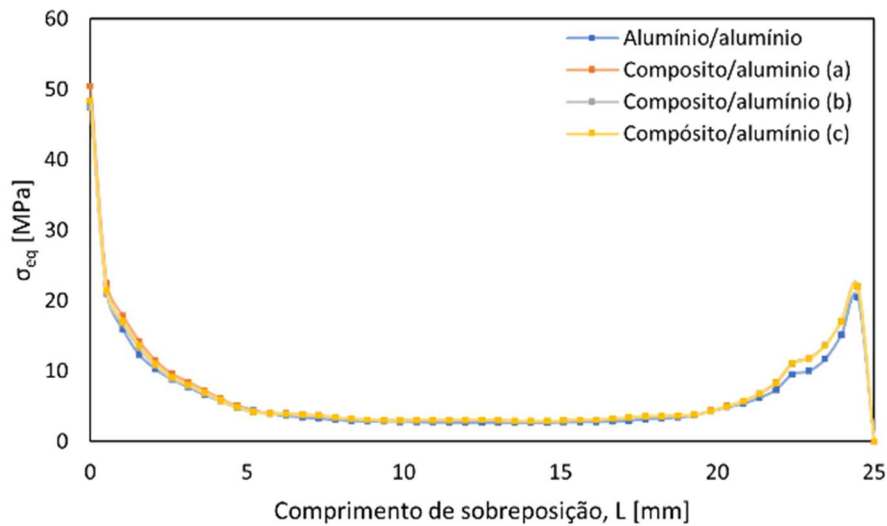


(a)

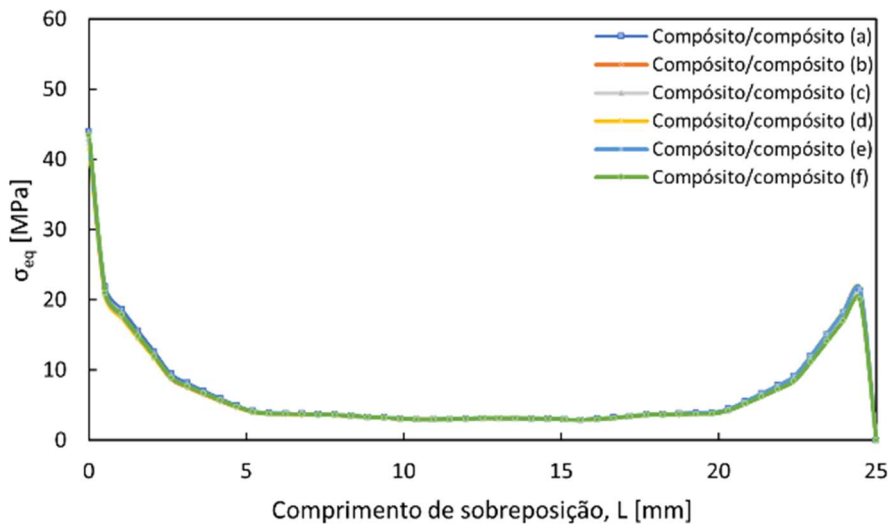


(b)

Figura 38 - Distribuição das tensões de corte τ_{xy} no path AB: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).



(a)

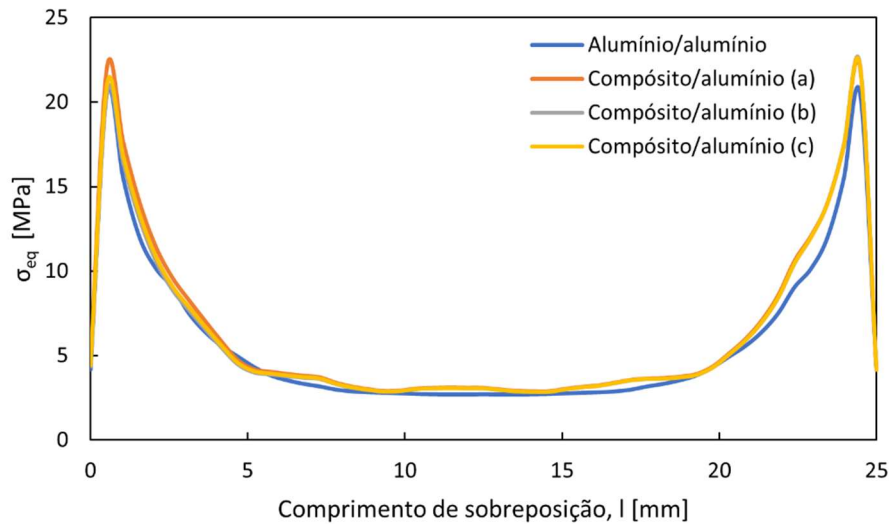


(b)

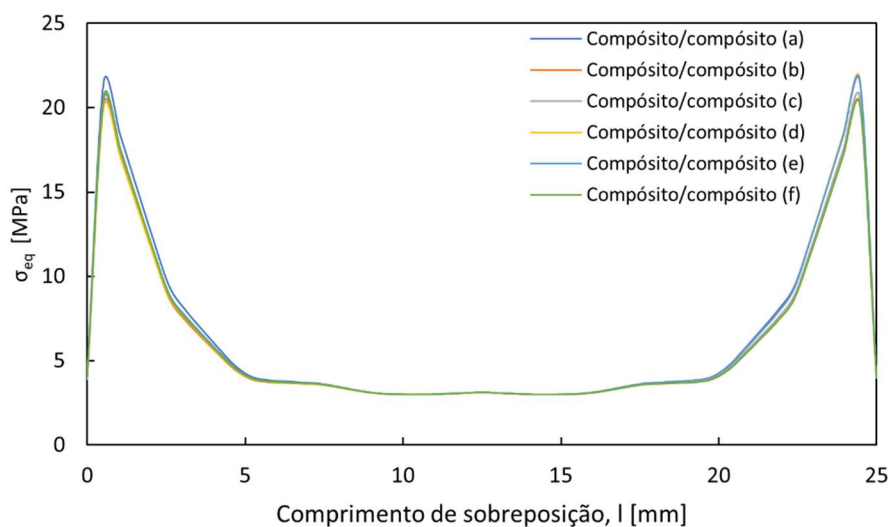
Figura 39 - Distribuição das tensões equivalentes de Von Mises σ_{eq} no path AB: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/composito (a), alumínio/composito (b) e alumínio/composito (c); (b) - composito/composito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).

As falhas coesivas encontram-se diretamente ligadas à presença de tensões de corte e as falhas adesivas às tensões de arrancamento (tensões normais) na interface de colagem. A ocorrência das falhas mistas observadas nos provetes pode ser explicada pelas distribuições de tensões evidenciada nesta interface, com a falha adesiva presente nas extremidades e a falha mista (adesiva e coesiva) observada em toda a área de sobreposição.

A Figura 43 apresenta a distribuição das tensões equivalente de Von Mises relativas ao *path CD*, correspondente ao meio do adesivo. No *path CD*, optou-se por se mostrar somente a distribuição das σ_{eq} por conter informação mais relevante nesta zona da junta. No entanto, as distribuições das tensões τ_{xy} e σ_{yy} podem ser consultadas no Anexo A.



(a)



(b)

Figura 40 - Distribuição das tensões equivalentes de Von Mises σ_{eq} no *path CD*: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).

Observa-se à primeira vista um comportamento diferente da junta no que toca à distribuição das σ_{eq} a meio do adesivo quando comparado com a distribuição na interface

superior. No *path* CD a distribuição das tensões equivalentes de Von Mises é praticamente simétrica, o que não se verifica no outro caso.

Em relação à interface adesivo/aderente inferior, a distribuição de tensões demonstrou ser simétrica à interface superior, o que explica a simetria revelada pelas faces dos substratos dos ensaios experimentais. As distribuições das tensões σ_{eq} , σ_{yy} e τ_{xy} encontram-se representadas no Anexo A.

Segundo a distribuição das tensões equivalentes, nota-se que as interfaces possuem valores mais elevados em comparação com o meio do adesivo. Este contraste demonstrado fundamenta a forte tendência em verificar-se roturas nas interfaces e não no meio do adesivo, conforme indicam os modos de falha observados no procedimento experimental.

Comparando as distribuições das tensões σ_{eq} , σ_{yy} e τ_{xy} , é notório que as tensões equivalentes ostentam valores bastante acima dos valores apresentados pelas tensões de corte e tensões normais, tanto nas interfaces como no meio do adesivo. Além disso, observa-se também que as distribuições de tensões não diferem substancialmente de provete para provete, tanto nas interfaces como no meio do adesivo, embora as juntas possuam diferentes materiais como aderentes. Deste modo, as diferenças entre as cargas de rotura reveladas pelos resultados experimentais encontram-se ligadas à aderência nas interfaces adesivo/aderente. Já as diferenças observadas no modelo numérico, justificam-se pela rigidez dos materiais do substrato, pelo facto do modelo numérico ser bastante simples e a aderência nas interfaces não influenciar significativamente os resultados.

As tensões observadas no adesivo revelaram-se menores que a resistência prevista pelo fabricante [46]. A diferença entre as tensões previstas pelo modelo numérico e o *datasheet atingiram* percentagens de 55%. Deste modo, é possível entender o facto das cargas de rotura obtidas experimentalmente serem menores que as previstas.

Capítulo 6 – Considerações Finais

O capítulo 6 consiste na exposição das conclusões subtraídas do estudo realizado, tendo em conta os objetivos estipulados no início da dissertação. Em suma, apresentar-se-á uma compilação de todos os aspetos considerados relevantes, exaltando os tópicos mais discutidos. Por último, revela-se as considerações para futuros estudos.

6.1 Conclusões finais

O objetivo desta dissertação consistiu-se na realização de uma investigação teórica e experimental incidida sobre a influência da utilização de diferentes aderentes no comportamento mecânico das JSS's. Com o estudo realizado, pretendeu-se comprovar a viabilidade da união adesiva como a ligação mecânica preferencial na indústria aeronáutica, em detrimento das tradicionais. E de forma a ser mais preciso e acrescentar conhecimentos relevantes, optou-se pela combinação de aderentes de compósito e alumínio, dois materiais utilizados extensivamente na construção de aeronaves.

A análise dos resultados obtidos pelos ensaios de tração e pela simulação numérica realizada, complementada pela comparação com resultados facultados pela literatura e trabalhos anteriores, permitiu chegar às seguintes conclusões:

- Os resultados experimentais revelaram-se bastante inferiores em comparação com os valores encontrados na literatura;
- O tratamento da superfície de colagem assume um papel fulcral na resistência global, como evidenciado nos ensaios;
- Relativamente aos modos de falha ocorridos no procedimento experimental, as quatro configurações contendo substratos de alumínio apresentaram falha adesivas e mistas. As seis configurações, exclusivas de compósitos com diferentes sequências de empilhamento, apresentaram todas falhas mistas (adesiva, coesiva e rompimento de fibra);
- No que concerne à carga de rotura exibida nos ensaios experimentais, as juntas compostas exclusivamente por aderentes de compósito suportaram cargas mais elevadas, com destaque para as configurações compósito/compósito (b), (c) e (f);
- O modelo numérico desenvolvido no ANSYS permitiu a previsão, com uma percentagem de erro aceitável em comparação com os resultados dos ensaios experimentais, da carga de rotura das JSS's. No entanto, encontrou-se uma elevada disparidade em três configurações, mas isto pode ser explicado pelo

facto de não ter sido possível replicar numericamente o fenómeno de rotura observado nos ensaios de tração;

- Existe uma elevada concentração de tensões equivalentes e de arrancamento nas extremidades da zona de sobreposição e as distribuições das tensões (σ_{eq} , σ_{yy} e τ_{xy}) atingem os seus mínimos a meio desta zona, ao longo do comprimento da sobreposição;
- A falha adesiva nos provetes é justificada pela presença dos valores máximos das tensões normais nas extremidades. Já a falha coesiva ocorre pelo fato das tensões normais atingirem os valores mínimos ou até nulo a meio da sobreposição;
- As distribuições de tensões nas duas interfaces é simétrica, o que explica a simetria nas duas superfícies de colagem após a rotura.

6.2 Recomendações para trabalhos futuros

Ao longo do trabalho realizado, houve algumas limitações e fatores que influenciaram diretamente os resultados experimentais e numéricos. Deste modo, se indica as seguintes recomendações e propostas a ter em conta no desenvolvimento de futuros trabalhos:

- Utilizar ligas de alumínio usados na indústria aeronáutica, o que não foi possível pela incapacidade em adquirir atempadamente o material, de forma a obter resultados mais próximos da literatura;
- Fabricar JSS's ou outras configurações variando outros parâmetros de maneira a estudar a influência destes parâmetros no comportamento mecânico das juntas, nomeadamente: a espessura do adesivo, comprimento de sobreposição ou tipo de adesivo;
- Desenvolver um modelo numérico mais complexo, utilizando uma versão do programa com maior disponibilidade de elementos finitos;
- Aplicar diferentes tratamentos de superfície e analisar a influência destes tratamentos na resistência global da junta;
- Estudar a adição de macro reforços e de nanopartículas na junta adesiva;
- Analisar a influência de outras variáveis na resistência da junta, como por exemplo: efeitos ambientais (temperatura, humidade, ataques químicos alcalinos e ácidos, etc).

Referências

- [1] S. Rana, R. Figueiro, *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering: Processing, Properties and Applications*, Woodhead Publishing, 2016.
- [2] L.F.M. da Silva, A. Öchsner, R.D. Adams, *Handbook of Adhesion Technology*, Second Edition, Springer International Publishing, 2018.
- [3] D.C. Worlton, *Experimental Confirmation of Lamb Waves at Megacycle Frequencies*, *Journal of Applied Physics* , 1961.
- [4] A.T. Bhatt, P.P. Gohil, V. Chaudhary, in: *IOP Conf Ser Mater Sci Eng*, Institute of Physics Publishing, 2018.
- [5] K.K. Chawla, *Composite Materials Science and Engineering Fourth Edition*, Springer International Publishing, 2019.
- [6] M. Arif, M. Asif, D. Ahmed, *Advanced Composite Material for Aerospace Application-a Review*, 2017.
- [7] A. Daniel, G. Gay, *Composite Materials: Design and Applications*, CRC Press, 2015.
- [8] A.T. Bhatt, P.P. Gohil, V. Chaudhary, in: *IOP Conf Ser Mater Sci Eng*, Institute of Physics Publishing, 2018.
- [9] M. Aamir, M. Tolouei-Rad, K. Giasin, A. Nosrati, *Recent Advances in Drilling of Carbon Fiber–Reinforced Polymers for Aerospace Applications: A Review*, Springer, 2019.
- [10] A.Brent. Strong, *Fundamentals of Composites Manufacturing: Materials, Methods and Applications*, Society of Manufacturing Engineers, 2008.
- [11] R. Hsissou, R. Seghiri, Z. Benzekri, M. Hilali, M. Rafik, A. Elharfi, *Polymer Composite Materials: A Comprehensive Review*, Elsevier, 2021.
- [12] A.A. (Alan A.) Baker, Stuart. Dutton, D. (Donald W.) Kelly, *Composite Materials for Aircraft Structures*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.

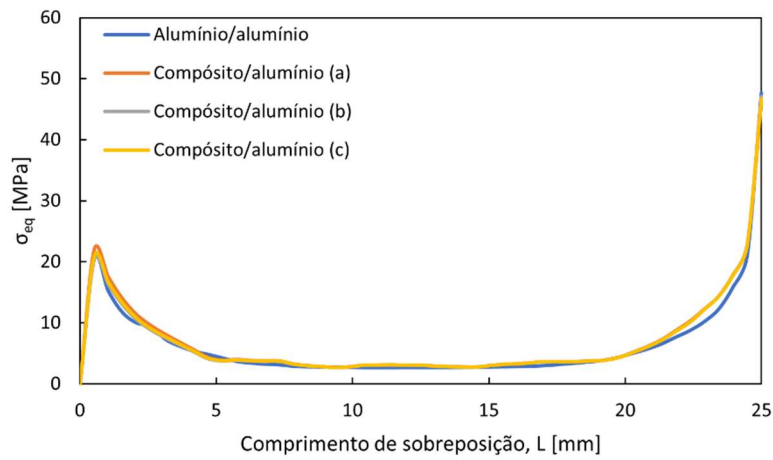
- [13] R.D. Adams, Adhesive Bonding: Science, Technology and Applications, CRC Press, 2005.
- [14] I. Skeist, J. Miron, Journal of Macromolecular Science: Part A - Chemistry, 1981.
- [15] P. Gwynne, Technology 2, 1982.
- [16] Q. Zeng, A Study on Composite Adhesive Lap Joint, Purdue University, 2001.
- [17] <https://www.baesystems.com/en/heritage/de-havilland-mosquito>, (2022).
- [18] <https://www.baesystems.com/en/heritage/de-havilland-comet-1---2>, (2022).
- [19] Kev. Darling, De Havilland Comet, Specialty Press Publishers and Wholesalers, 2001.
- [20] Douglas Aircraft Co Long Beach Ca, Primary Adhesively Bonded Structures Technology, Design Handbook for Adhesive Bonding, 1979.
- [21] https://pt.wikipedia.org/wiki/Saab_2000, (2022).
- [22] L.H. Sharpe, Some Fundamental Issues in Adhesion: A Conceptual View, The Journal of Adhesion, 1998.
- [23] D. De, A. Manuel, G. Pinto, D.A.P. Monteiro Baptista, Ligações Adesivas Entre Materiais Poliméricos Com e Sem Alteração Superficial Dos Substratos, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 2007.
- [24] L.F.M. da Silva, A. Öchsner, R.D. Adams, Handbook of Adhesion Technology, First Edition, Springer Berlin Heidelberg, 2011.
- [25] S. Ebnesajjad, A.H. Lanck, Adhesives Technology Handbook, William Andrew, 2014.
- [26] P. de O. Bueno, Análise Comparativa Entre Juntas “Single-Lap” e “Wavy-Lap” de Compósito Unidas Por Adesivos, Universidade Federal de Minas Gerais, 2002.

- [27] A.C. André Cruz Almeida, *Análise Computacional de Juntas Adesivas Simples e Duplas Em Materiais Compósitos*, Instituto Superior de Engenharia de Lisboa, 2012.
- [28] D.E. (David E. Packham, *Handbook of Adhesion*, John Wiley, 2005.
- [29] E.M. Petrie, *Handbook of Adhesives and Sealants*, McGraw-Hill, 2000.
- [30] M. Davis, D. Bond, *Principles and Practices of Adhesive Bonded Structural Joints and Repairs*, 1999.
- [31] ASTM, *Standard Practice for Classifying Failure Modes in Fiber-Reinforced-Plastic (FRP) Joints 1*, 2012.
- [32] Sina. Ebnesajjad, *Handbook of Adhesives and Surface Preparation*, William Andrew Pub, 2011.
- [33] L.F.M. da Silva, A. Magalhães, M. Moura, *Juntas Adesivas Estruturais*, 1ª edição, Publindústria, 2007.
- [34] V. Thongcharoen, *Optimization of Bonded Joints by Finite Element and Photoelasticity Methods*, 1977.
- [35] S.R. Hartshorn, *Structural Adhesives : Chemistry and Technology*, Springer US, 1986.
- [36] A. Pizzi, K.L. Mittal, *Handbook of Adhesive Technology Third Edition*, 2018.
- [37] M. F. S. F. de Moura, A. B. de Morais, A. G. de Magalhães, *Materiais Compósitos - Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*, 2005.
- [38] J. Shields, *Adhesives Handbook*, Butterworths, 1984.
- [39] L. Guo, J. Liu, H. Xia, X. Li, X. Zhang, H. Yang, Y. Yang, *Effects of Loading Rate, Temperature, and Thickness on the Tensile Strength of Precision Adhesive Joints*, Elsevier Ltd, 2022.

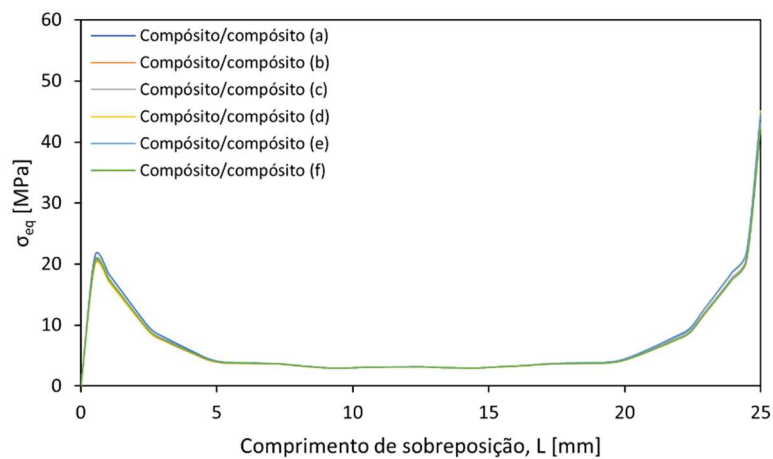
- [40] D.M. Gleich, M.J.L. van Tooren, A. Beukers, Analysis and Evaluation of Bondline Thickness Effects on Failure Load in Adhesively Bonded Structures, 2001.
- [41] S. Correia, V. Anes, L. Reis, Effect of Surface Treatment on Adhesively Bonded Aluminium-Aluminium Joints Regarding Aeronautical Structures, Elsevier Ltd, 2018.
- [42] A. Ozel, B. Yazici, S. Akpınar, M.D. Aydın, Ş. Temiz, A Study on the Strength of Adhesively Bonded Joints with Different Adherends, Elsevier Ltd, 2014.
- [43] SEAL Datasheet, SEAL® Texipreg HS 160 REM, 2022.
- [44] Sika Industry, Biresin ® CR122 Composite Resin System Processing, 2021.
- [45] Ebalta Technical Datasheet, AH 150 / IP 430, 2017.
- [46] Sicomin Epoxy Systems, SR GreenPoxy 56 Clear Epoxy Resin High Bio-Based Content, 2015.
- [47] ANSYS, ME 304 Finite Element Analysis Basic Types of FEA Elements, 2013.
- [48] Y. Yang, Stress Analysis and Failure Prediction of Adhesively Bonded Single-Lap Laminates Joints Subjected to the Tensile Loading, Science and Engineering Research Support Society, 2015.
- [49] T.E.A. Ribeiro, R.D.S.G. Campilho, L.F.M. da Silva, L. Goglio, Damage Analysis of Composite-Aluminium Adhesively-Bonded Single-Lap Joints, Elsevier Ltd, 2015.
- [50] P.N.B. Reis, J.A.M. Ferreira, F. Antunes, Effect of Adherend's Rigidity on the Shear Strength of Single Lap Adhesive Joints, Elsevier Ltd, 2011.
- [51] L. Sorrentino, W. Polini, C. Bellini, G. Parodo, Surface Treatment of CFRP_ Influence on Single Lap Joint Performances, Elsevier Ltd, 2018.
- [52] Z. Taotao, L. Wenbo, X. Wei, Y. Ying, Numerical Simulation of Single-Lap Adhesive Joint of Composite Laminates, SAGE Publications Ltd, 2018.

Anexo A

A.1 Distribuições de tensões na interface inferior adesivo/aderente

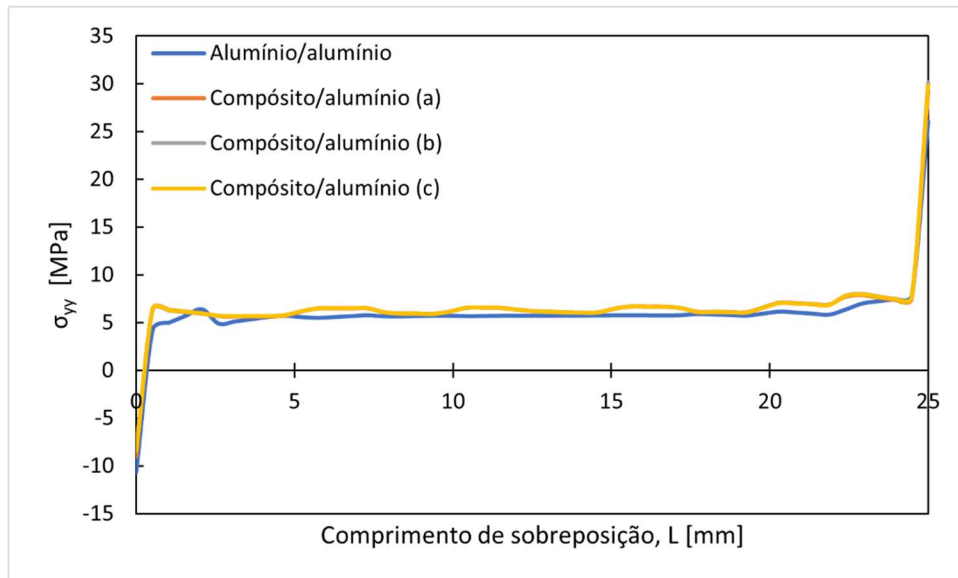


(a)

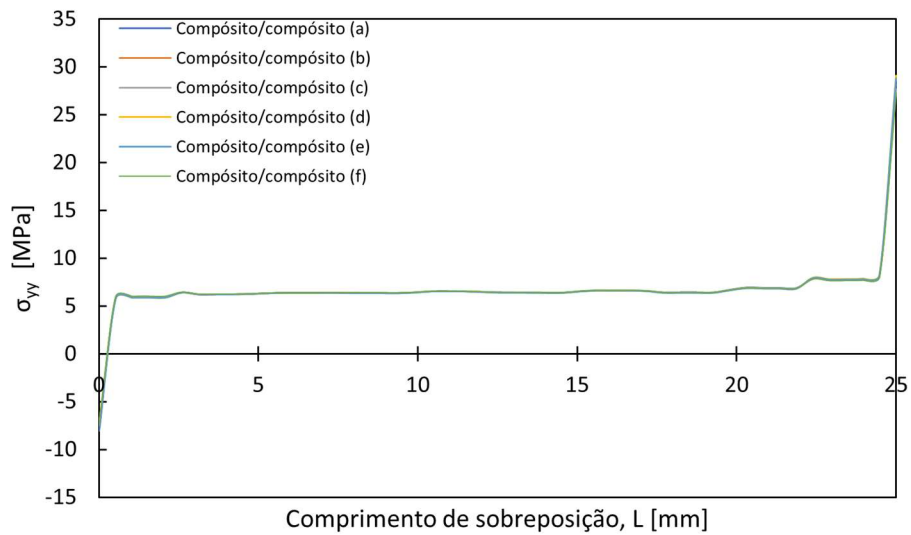


(b)

Figura 41 - Distribuição das tensões equivalentes de Von Mises σ_{eq} no path EF: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).

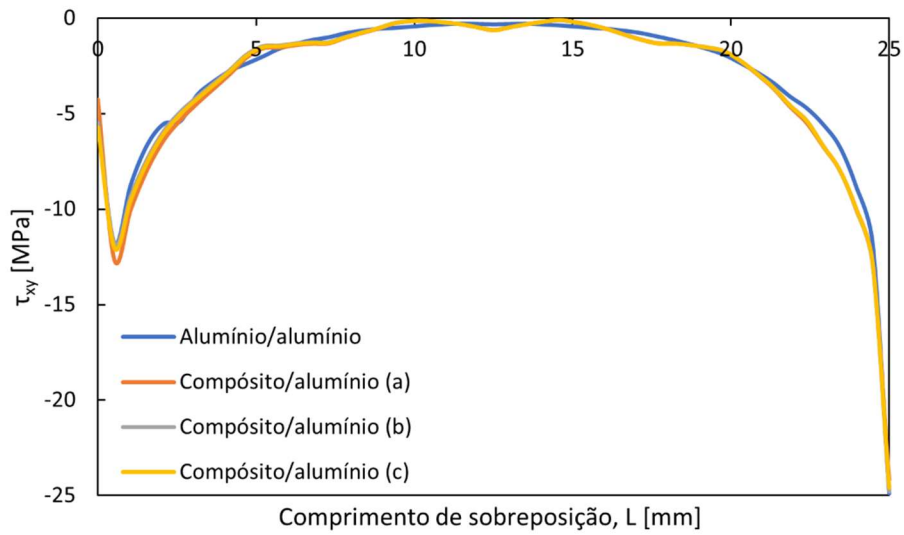


(a)

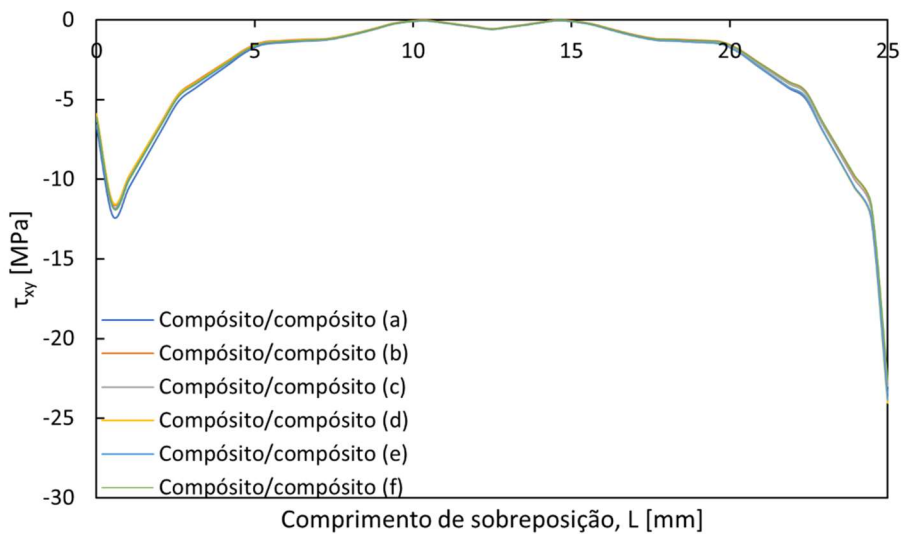


(b)

Figura 42 - Distribuição das tensões normais σ_{yy} no path EF: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).



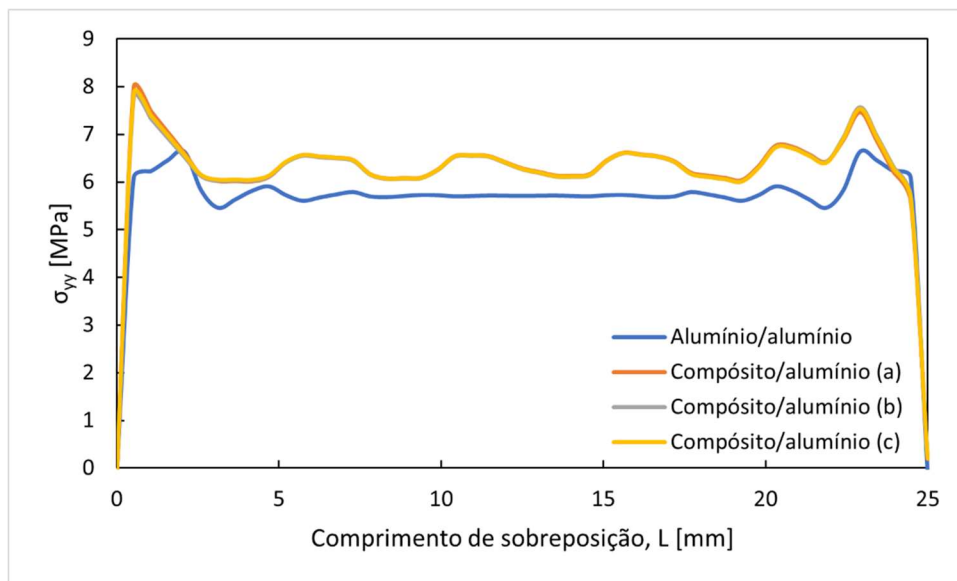
(a)



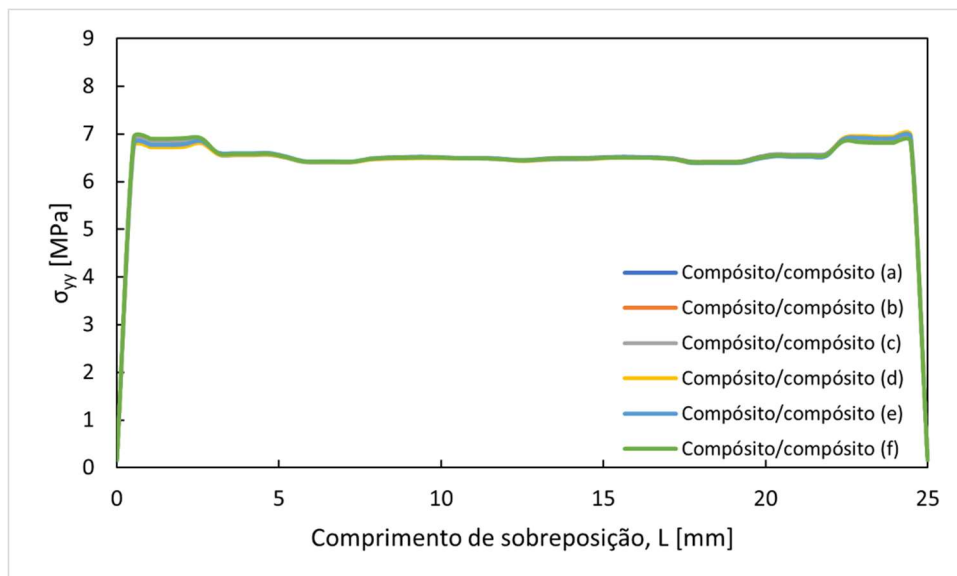
(b)

Figura 43 - Distribuição das tensões de corte τ_{xy} no path EF: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).

A.2 Distribuições de tensões a meio do adesivo

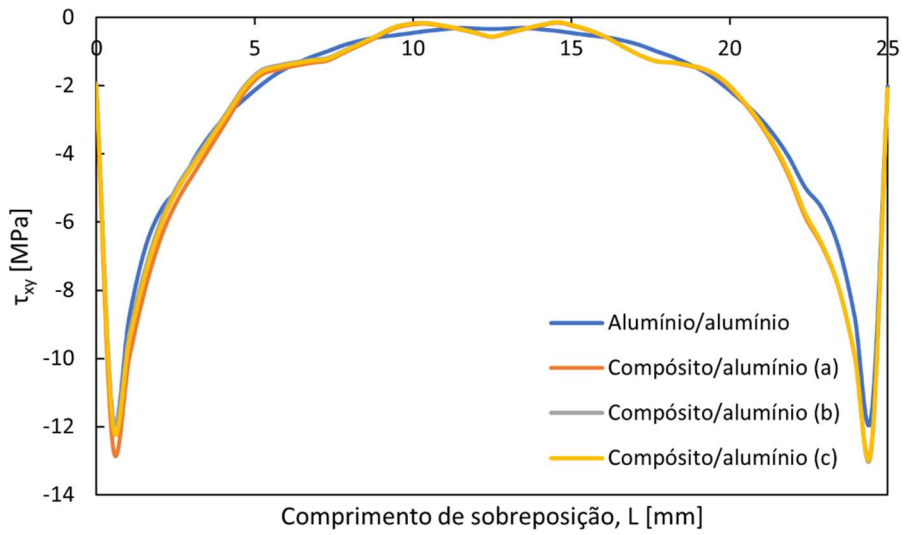


(a)

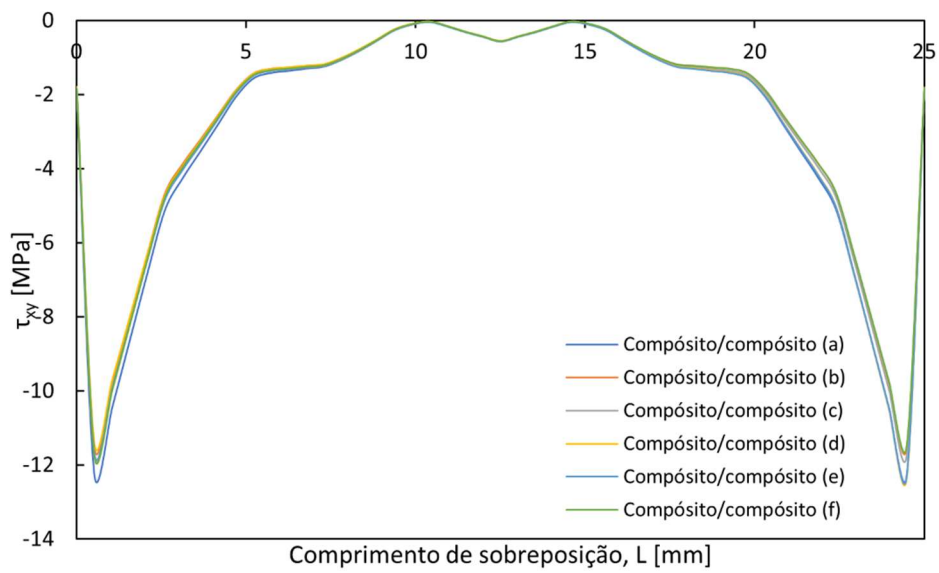


(b)

Figura 44 – Distribuição das tensões normais σ_{yy} no path CD: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).



(a)



(b)

Figura 45 - Distribuição das tensões de corte τ_{xy} no path CD: (a) - Alumínio/alumínio, alumínio/compósito (a), alumínio/compósito (b) e alumínio/compósito (c); (b) - compósito/compósito (a), (b), (c), (d), (e) e (f).