



Universidade do Minho
Escola de Engenharia

Maria da Silva Hipólito

**Desenvolvimento de material compósito
inteligente para aplicação na indústria
aeronáutica com capacidade de proteção ao
impacto**



Universidade do Minho

Escola de Engenharia

Maria da Silva Hipólito

**Desenvolvimento de um material
compósito inteligente para a aplicação na
indústria aeronáutica com capacidade de
proteção ao impacto**

Dissertação de Mestrado

Mestrado Integrado em Engenharia Mecânica

Trabalho efetuado sob a orientação do:

Professor Doutor Raúl Figueiro

DIREITOS DE AUTOR E CONDIÇÕES DE UTILIZAÇÃO DO TRABALHO POR TERCEIROS

Este é um trabalho académico que pode ser utilizado por terceiros desde que respeitadas as regras e boas práticas internacionalmente aceites, no que concerne aos direitos de autor e direitos conexos.

Assim, o presente trabalho pode ser utilizado nos termos previstos na licença abaixo indicada.

Caso o utilizador necessite de permissão para poder fazer um uso do trabalho em condições não previstas no licenciamento indicado, deverá contactar o autor, através do RepositóriUM da Universidade do Minho.

Licença concedida aos utilizadores deste trabalho



Atribuição-NãoComercial

CC BY-NC

<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>

AGRADECIMENTOS

Ao longo do desenvolvimento da minha dissertação, felizmente, contei com imenso apoio, tanto a nível pessoal como científico, pelo qual tenho imenso a agradecer.

Primeiramente, agradecer à Fibrenamics e ao Professor Raúl Fanguero por me ter permitido integrar a sua equipa e aprender junto dos mais especialistas na área. Aos Engenheiros Carlos Mota, Daniel Barros e José Sousa, por todo o apoio prestado, pela paciência e pelas dúvidas que me foram tirando, mesmo que para eles fossem coisas básicas.

À Professora Doutora Sandra Ramos, que com os seus conhecimentos em análise de dados conseguiu-me auxiliar na melhor forma de expor os resultados obtidos.

A todos os meus amigos e família, por terem estado presentes não só durante este processo de desenvolvimento da dissertação, mas ao longo destes 5 anos que com muito trabalho e muitos sorrisos, fizeram hoje, de mim, uma Engenheira!

DECLARAÇÃO DE INTEGRIDADE

Declaro ter atuado com integridade na elaboração do presente trabalho académico e confirmo que não recorri à prática de plágio nem a qualquer forma de utilização indevida ou falsificação de informações ou resultados em nenhuma das etapas conducente à sua elaboração.

Mais declaro que conheço e que respeitei o Código de Conduta Ética da Universidade do Minho.

STATEMENT OF INTEGRITY

I declare to have acted with integrity in the elaboration of this academic report and confirm that I did not resort to plagiarism or any form of inappropriate use or falsification of informations or results in any of the stages leading to its preparation.

I further declare that I know and have respected the Ethical Code of Conduct of University of Minho.

Universidade do Minho, 28 de Abril de 2023

RESUMO

O presente documento surge no âmbito de uma dissertação de Mestrado Integrado em Engenharia Mecânica, com especialização na área de Concessões e Construções Mecânicas.

O tema da dissertação é focado essencialmente em materiais compósitos e foi desenvolvido em colaboração com a Associação *Fibrenamics* - Instituto de Inovação Em Materiais Fibrosos e Compósitos, enquanto Interface Tecnológica da Universidade do Minho. Ao redor do tema principal, foi então focada a área dos materiais compósitos inteligentes e com capacidade de sensorização, e tentou-se integrar esta matéria prima na indústria aeronáutica através da pesquisa de algumas lacunas ou potenciais melhorias no ramo.

Assim, neste documento, inicialmente encontra-se uma breve descrição da história da indústria aeronáutica, desde as primeiras aeronaves até aos últimos modelos, passando pela aeronáutica militar, que acaba por ser o foco principal do trabalho. Dentro do estudo da indústria aeronáutica é possível encontrar ainda referências à normalização utilizada no setor, alguns problemas que ele atravessa e onde os materiais compósitos podem ser relevantes dentro desta área.

Após esta introdução feita, é importante também apresentar os materiais compósitos, nomeadamente aqueles mais relevantes para a aeronáutica, incluindo reforços, matrizes, aditivos e respetivos processos de produção. Dentro deste mesmo capítulo, detalham-se os compósitos inteligentes, apresentando as suas várias aplicações e possibilidade, dando assim mote ao tema principal do projeto.

Com a apresentação e seleção dos materiais feita, incluindo resina, fibras e respetivos aditivos para dotar o material de determinadas características, o relatório foca-se numa parte mais prática onde é possível perceber o processo de produção de todas as placas compósitas construídas.

Por último, e com o intuito de analisar a tese construída, são apresentados os ensaios realizados às amostras, e discutidos os respetivos resultados obtidos ao longo do trabalho. Este relatório termina com um capítulo dedicado às conclusões e possibilidades de trabalhos futuros a desenvolver no tema.

PALAVRAS-CHAVE

INDÚSTRIA AERONÁUTICA, MATERIAIS COMPÓSITOS, PIEZORESISTIVIDADE, GRAFENO, STF

ABSTRACT

The present document is a master's thesis in Mechanical Engineering, specialized in the area of Mechanical Constructions and Designs.

The dissertation's theme is focused essentially on composite materials and was developed in collaboration with the Fibrenamics Association - Institute of Innovation in Fibrous and Composite Materials, located in University of Minho. Considering the main theme, the focus was on intelligent composite materials with sensing capabilities, and an attempt was made to integrate these materials into the aeronautical industry through the research of some gaps or potential improvements in the field.

Thus, initially, a brief description of the history of the aeronautical industry is presented, from the first aircraft to the latest models, including military aeronautics, which ends up being the main focus of the work. Within the study of the aeronautical industry, references to the standardization used in the sector, some problems it faces, and where composite materials can be relevant within this area can also be found.

After this introduction, it is also important to present composite materials, namely those most relevant to aeronautics, including reinforcements, matrixes, additives, and their respective manufacturing processes. In the same chapter, intelligent composites are further researched, presenting their various applications and possibilities and providing a starting point for the main project's theme.

With the materials selected and described, including the resin, fibers, and respective additives that provide the material certain characteristics, the report focuses on a more practical part where it is possible to understand the production process of the prototypes.

Lastly, in order to analyze the thesis that was built, the tests done on the samples are presented, and the respective results obtained throughout the work are discussed. The dissertation report ends with a chapter dedicated to conclusions and possibilities for future work to be developed on the subject.

KEYWORDS

AERONAUTICAL INDUSTRY, COMPOSITE MATERIALS, PIEZORESISTIVITY, GRAPHENE, STF

ÍNDICE

| | |
|--|------|
| Agradecimentos | ii |
| Resumo..... | iv |
| Abstract | v |
| Índice | vi |
| Índice de Figuras..... | ix |
| Índice de Tabelas..... | xiii |
| Lista de Símbolos..... | xv |
| 1. Introdução..... | 1 |
| 2. Estado de Arte..... | 3 |
| 2.1. Indústria Aeronáutica | 3 |
| 2.1.1. Evolução dos Materiais na Indústria Aeronáutica | 3 |
| 2.1.2. Materiais compósitos na Indústria Aeronáutica | 6 |
| 2.2. Normalização para a Indústria Aeronáutica | 9 |
| 2.3. Aeronáutica Militar..... | 12 |
| 3. Materiais Compósitos | 15 |
| 3.1. Constituição..... | 15 |
| 3.1.1. Reforços..... | 17 |
| 3.2. Matrizes | 19 |
| 3.2.1. Resinas Termoplásticas | 21 |
| 3.2.2. Resinas Termoendurecíveis..... | 21 |
| 3.2.2.1. Resinas Epoxídicas | 22 |
| 3.3. Técnicas de Processamento de Compósitos | 23 |
| 3.3.1. Moldação por Compressão | 24 |
| 3.3.2. Enrolamento Filamentar | 25 |

| | | |
|----------|--|-------------------------------------|
| 3.3.3. | Hand Lay-up..... | 26 |
| 3.3.4. | Autoclave..... | 27 |
| 3.3.5. | Fiber placement | 28 |
| 4. | Materiais compósitos inteligentes..... | 31 |
| 4.1.1. | Materiais piezoelétricos | 33 |
| 4.1.1.1. | Princípio da piezoresistividade | 33 |
| 4.1.1.2. | Compósitos com capacidade de sensorização..... | 34 |
| 4.1.1.3. | aplicação na indústria aeronáutica | 37 |
| 4.1.1.1. | Aditivos condutores | 41 |
| 5. | Materiais Não-Newtonianos | 45 |
| 6. | Construção do Protótipo..... | Erro! Marcador não definido. |
| 6.1. | Seleção de Materiais | 49 |
| 6.2. | Construção do Protótipo | 53 |
| 6.2.1. | Integração Matriz/STF..... | 53 |
| 6.2.2. | Integração matriz/GNPs | 55 |
| 6.2.3. | Impregnação resina/matriz | 57 |
| 7. | Ensaio laboratoriais | 61 |
| 7.1. | Teste de Condutividade Elétrica..... | 61 |
| 7.2. | Teste de impacto de <i>charpy</i> | 66 |
| 7.2.1. | Realização do Ensaio de Charpy..... | 67 |
| 7.2.2. | Resultados Experimentais do Ensaio de Charpy | 70 |
| 7.3. | Teste de flexão..... | 74 |
| 7.3.1. | Realização do Ensaio de Flexão..... | 76 |
| 7.3.2. | Resultados Experimentais do Ensaio de Flexão | 81 |
| 8. | Considerações finais..... | 92 |
| 8.1. | Conclusões..... | 92 |
| 8.2. | Perspetivas e Trabalhos Futuros | 93 |
| | Bibliografia | 95 |

ÍNDICE DE FIGURAS

| | |
|---|----|
| Figura 2.1 - Primeiro avião funcional dos Irmãos <i>Wright</i> [3]. | 4 |
| Figura 2.2 - Avião utilizado na Segunda Guerra Mundial [4]..... | 5 |
| Figura 2.3 - Utilização de Compósitos na Indústria Aeronáutica desde 1970 até 2020 [6] | 6 |
| Figura 2.4 - Uso de compósitos no avião Boeing 787 [1]. | 7 |
| Figura 2.5 - Exemplar gráfico do Avião militar LCA <i>Tejas</i> com a sua constituição descrita [7] | 9 |
| Figura 2.6 - Esquematização das três principais entidades responsáveis por garantir a segurança dos veículos aéreos [8]. | 10 |
| Figura 2.7 - Ilustração das várias fases de testes num produto aeronáutico. [8] | 11 |
| Figura 2.8 - <i>Lockheed Martin F-35 Lightning II</i> [11]..... | 12 |
| Figura 2.9 - Algumas das partes feitas em fibra de carbono no jato militar F-35. [12].. | 13 |
| Figura 3.1 - Esquematização de um material compósito com os seus constituintes [17]. | 16 |
| Figura 3.2 - Categorias de compósitos existentes [18]..... | 16 |
| Figura 3.3 - Exemplos da disposição de partículas em compósitos. [19] | 17 |
| Figura 3.4 - Classificação das fibras sintéticas [20]..... | 18 |
| Figura 3.5 – Exemplos de algumas configurações de fibras. [21]..... | 19 |
| Figura 3.6 – Exemplos de matrizes termoendurecíveis. [20] | 20 |
| Figura 3.7 - Esquematização do processo de moldação por compressão. [31] | 24 |
| Figura 3.8 - Esquematização do processo de Enrolamento Filamentar [18]..... | 25 |
| Figura 3.9 -Esquematização do método de processamento de Hand Lay-up. [18] | 26 |
| Figura 3.10 - Esquematização do método de processamento Autoclave. [18]..... | 27 |
| Figura 3.11 - Ilustração do processo de fiber placement. [33]..... | 28 |
| Figura 4.1 - Exemplos de estímulos e de respostas num material compósito inteligente. | 31 |
| Figura 4.2 - Esquematização do comportamento de um material compósito inteligente. | 32 |
| Figura 4.3 - Aplicações de materiais compósitos inteligentes..... | 33 |

| | |
|--|----|
| Figura 4.4 - Configurações dos contactos eléctricos num ensaio de sensorização. (a) Medição da resistividade superficial; (b) Medição da resistividade oblíqua; (c) Medição da resistividade do volume com pontos de contacto de voltagem superficial; (d) Medição da resistividade do volume com pontos de contacto de voltagem ao longo da espessura. [38] | 35 |
| Figura 4.5 - Dependência entre a condutividade eléctrica e quantidade de material condutor. [39]..... | 36 |
| Figura 4.6 - Curva da percolação que relaciona a condutividade com o volume de um material condutor num PRF. [40]..... | 37 |
| Figura 4.7 - Fenómenos de dano em materiais compósitos. [41] | 38 |
| Figura 4.8 - Potenciais aplicações existentes e possíveis de materiais inteligentes na indústria aeronáutica | 39 |
| Figura 4.9 - Exemplar de um avião atingido por raios [42]. | 40 |
| Figura 4.10 - Acumulação de gelo na asa de um avião [43] | 41 |
| Figura 4.11 - Estrutura dos GNPs [45]..... | 42 |
| Figura 5.1 – Comportamento microscópico do STF [48]. | 45 |
| Figura 5.2 - Interação entre partículas de grafeno e de sílica [50]..... | 47 |
| Figura 6.1 – Esquematização de tecidos de fibra unidireccionais, dispostas com orientações de 0 e 90 graus entre si [52]..... | 50 |
| Figura 6.2 - Resina utilizada para testagem..... | 51 |
| Figura 6.3 - Formação de grumos de STF na impregnação, após a sua incorporação na matriz de forma manual..... | 54 |
| Figura 6.4 - Mistura de STF e epóxi no agitador mecânico. | 54 |
| Figura 6.5 - Mistura de resina e grafeno no aparelho de ultrassons..... | 56 |
| Figura 6.6 - Mistura de resina e grafeno no agitador mecânico. | 56 |
| Figura 6.7 – Rolo de tecido de fibra pronta para corte. | 58 |
| Figura 6.8 - Esquema da placa de compósito com as dimensões dos provetes para testagens | 58 |
| Figura 6.9 - Camadas de fibra cortadas com as dimensões desejadas..... | 59 |
| Figura 7.1 - Montagem dos materiais para o teste de condutividade. | 62 |
| Figura 7.2 - Montagem dos eléctrodos na placa compósita. | 63 |
| Figura 7.3 -Visor do multímetro para retirar os valores da resistividade. | 63 |
| Figura 7.4 - Resultados da condutividade para cada uma das amostras. | 64 |

| | |
|--|----|
| Figura 7.5 - Resultados da condutividade de cada placa em função da percentagem de grafeno das amostras..... | 64 |
| Figura 7.6 - Configuração dos provetes utilizados num ensaio de <i>Charpy</i> . (a) Com entalhe; (b) Sem entalhe. [54] | 66 |
| Figura 7.7 - Equipamento utilizado no ensaio de Charpy..... | 68 |
| Figura 7.8 - Leitor da escala de energia absorvida em kJ, no ensaio de Charpy. | 69 |
| Figura 7.9 - Proвете nos apoios pronto para o ensaio de Charpy. | 69 |
| Figura 7.10 - Comparação gráfica dos valores obtidos no ensaio de Charpy..... | 71 |
| Figura 7.11 - Comparação da energia absorvida entre amostras com e sem STF..... | 71 |
| Figura 7.12 - Resultados frontais das amostras após o ensaio de charpy (provetes 2 até ao 8 da lendo-se da esquerda para a direita) | 72 |
| Figura 7.13 - Resultados laterais das amostras após o ensaio de charpy (provetes 2 até ao 8 da lendo-se da esquerda para a direita) | 73 |
| Figura 7.14 - Esquema gráfico de um provete para o teste de flexão. | 74 |
| Figura 7.15 - Equipamento utilizado para a testagem, com os apoios e a célula de carga adequados já montados..... | 77 |
| Figura 7.16 - Provetes com as marcações para os apoios..... | 77 |
| Figura 7.17 - Provetes com os fios condutores prontos para montagem..... | 78 |
| Figura 7.18 - Aplicação de uma cola condutora que une os provetes aos cabos para a passagem de corrente..... | 78 |
| Figura 7.19 - Tinta isoladora da ligação elétrica para os ensaios de piezoresistividade..... | 79 |
| Figura 7.20 - Resultado final da montagem dos provetes de flexão para os testes de piezoresistividade..... | 79 |
| Figura 7.21 - Proвете nos apoios do equipamento, e já com os cabos de passagem de corrente ligados..... | 80 |
| Figura 7.22 – Montagem toda concluída pronta para testagem..... | 80 |
| Figura 7.23 – Resultados obtidos no 1º ensaio de fadiga à rotura | 81 |
| Figura 7.24 - Teste de piezoresistividade à amostra de controlo..... | 82 |
| Figura 7.25 - Gráficos representativos da comparação entre a deformação e a variação da resistência do material, em função do tempo do ensaio, nas amostras sem STF..... | 83 |
| Figura 7.26 - Gráfico " <i>Boxplot</i> " de comparação entre a variabilidade da resistência elétrica entre cada uma das amostras sem STF | 84 |

| | |
|---|----|
| Figura 7.27 - Marcação do local onde se pretende obter as regressões lineares para obtenção dos Gauge Factors..... | 85 |
| Figura 7.28 - Gráficos da regressão linear do segundo ciclo de carregamento das amostras sem STF, com as respetivas equações lineares..... | 86 |
| Figura 7.29 - Gráficos representativos da comparação entre a deformação e a variação da resistência do material, em função do tempo do ensaio, nas amostras com STF. | 87 |
| Figura 7.30 - Gráfico "Boxplot" de comparação entre a variabilidade da resistência elétrica entre cada uma das amostras com STF..... | 88 |
| Figura 7.31 - Gráficos da regressão linear do segundo ciclo de carregamento das amostras com STF, com as respetivas equações lineares..... | 89 |
| Figura 7.32 - Comparação dos valores de condutividade e de Gauge Factors, em todos os provetes, com e sem STF..... | 90 |

ÍNDICE DE TABELAS

| | |
|--|----|
| Tabela 3.1 -Vantagens e Desvantagens de vários tipos de fibras. | 19 |
| Tabela 3.2 - Propriedades de várias resinas epoxídicas utilizadas na indústria aeronáutica. | 23 |
| Tabela 3.3 - Vantagens e Desvantagens do processo de moldação por compressão.... | 25 |
| Tabela 3.4 - Vantagens e Desvantagens do processo de Enrolamento Filamentar. | 26 |
| Tabela 3.5 - Vantagens e Desvantagens do processo de <i>Hand Lay-up</i> | 27 |
| Tabela 3.6 - Vantagens e Desvantagens do processo de Autoclave. | 28 |
| Tabela 3.7 - Vantagens e Desvantagens do processo de Fiber placement. | 29 |
| Tabela 4.1 - Propriedades de materiais à base de carbono. [39]..... | 42 |
| Tabela 4.2 - Propriedades do Grafeno..... | 43 |
| Tabela 5.1 - Comparação da absorção de energia de materiais diferentes com e sem a presença de um STF [46]. | 46 |
| Tabela 6.1 - Propriedades das fibras de carbono Hexcel IM7 [51]..... | 50 |
| Tabela 6.2 - Características da resina utilizada nas amostras.[53]..... | 52 |
| Tabela 6.3 - Conteúdo de STF e de GNPs em cada placa desenvolvida. | 53 |
| Tabela 6.4 - Constituição das matrizes com grafeno..... | 57 |
| Tabela 6.5 - Massa das fibras e das placas finais..... | 60 |
| Tabela 7.1 - Dimensões dos provetes para o ensaio de impacto de Charpy..... | 67 |
| Tabela 7.2 . Resultados da energia absorvida no ensaio de Charpy de cada amostra. . | 70 |
| Tabela 7.3 - Comparação da energia absorvida entre amostras com e sem STF, com o respectivo acréscimo. | 72 |
| Tabela 7.4 - Resultados qualitativos do ensaio de impacto de Charpy..... | 73 |
| Tabela 7.5 - Valores de espessura e largura do provete de flexão..... | 74 |
| Tabela 7.6 - Dimensões para os provetes de flexão. | 75 |
| Tabela 7.7 - Gauge Factors dos provetes das amostras sem STF. | 86 |
| Tabela 7.8 - Gauge Factors dos provetes das amostras com STF..... | 89 |
| Tabela 7.9 - Gauge Factors comparativos de todos os provetes, com e sem STF, e com todas percentagens de STF. | 89 |

LISTA DE SÍMBOLOS

Siglas, abreviaturas e acrónimos

| | |
|-----------|--|
| PRFV | Polímeros Reforçados com Fibras de Vidro; |
| PRFC | Polímeros Reforçados com Fibras de Carbono; |
| PRF / FRP | Polímeros Reforçados com Fibras; |
| SHM | <i>Structural Health Monitoring;</i> |
| AMS | Aerospace Material Specification; |
| ASTM | <i>American Society for Testing and Materials;</i> |
| SMC | <i>Sheat Molding Compound;</i> |
| STF | <i>Shear Thickening Fluid;</i> |
| GNPs | Nano-plaquetass de grafeno; |
| CNTs | Nanotubos de carbono; |
| GF | Gauge Factor; |

Nomenclatura

| | |
|---------------|---|
| ΔR | Varição da resistência; |
| R_0 | Resistência elétrica antes da deformação; |
| ΔL | Varição da deformação mecânica; |
| L_0 | Espessura inicial do material; |
| ε | Deformação unitária aplicada; |

1. INTRODUÇÃO

O presente trabalho insere-se na vertente de dissertação do mestrado em Conceções e Construções Mecânicas do curso de Engenharia Mecânica da Universidade do Minho e teve como principal objetivo a projeção e validação de materiais com capacidades de auto sensorização e dissipação de energia para utilização na indústria aeronáutica.

A indústria aeronáutica é talvez dos campos de estudo com um maior controle e regulamentação, já que para a utilização do espaço aéreo de qualquer país, é necessário cumprir com uma série de regras com vista a garantir a segurança dos aviões, dos tripulantes, dos passageiros e dos territórios sobrevoados.

Desde o primeiro voo dos irmãos Wright até à atualidade, a área da aviação percorreu um longo caminho, passando por várias fases de desenvolvimento, com utilização de variados materiais constituintes e com diferenças na performance dos veículos. Atualmente, continua a ser alvo de estudos contínuos, e evolui a cada ano a par das mais recentes tendências

Neste sentido, uma das limitações para a evolução tecnológica prende-se pelas próprias limitações dos materiais existentes no mercado, e, por essa razão, esta é uma forte área de estudo e de constante desenvolvimento. É precisamente aí que surgem os compósitos, já que permitem unir as características de dois ou mais materiais distintos e formar um novo com propriedades mais atrativas para os vários campos de aplicação.

O objetivo deste trabalho prende-se precisamente com a necessidade de estudo de materiais novos e revolucionários que venham colmatar algumas das lacunas existentes no mercado aeronáutico militar.

Assim sendo, uma forte aposta no desenvolvimento da dissertação foram os materiais compósitos com capacidade de sensorização. Isto são compósitos capazes de alterar as suas propriedades em resposta a um determinado estímulo externo neles aplicado.

Desta forma, após um estudo intensivo sobre o tema, tanto sobre a indústria aeronáutica como sobre os próprios materiais compósitos e mais concretamente, materiais compósitos inteligentes, foi possível pensar numa solução com características ainda por explorar na área em questão.

Assim, foi projetado um material com capacidades de auto sensorização com a capacidade de alertar os operadores sobre eventuais criações de zonas de dano, fadiga ou

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto qualquer acumulação de tensões que pudessem vir a ser críticas para a estrutura. Isto é extremamente positivo uma vez que pode permitir a reparação e manutenção da aeronave sem comprometer a segurança das viagens e com a vantagem da economização de custos.

Além disso, e uma vez que se trata do campo militar, decidiu-se estudar a capacidade do material de dissipar energia de impactos a altas velocidades, sem perder as suas propriedades aerodinâmicas. Para isso foi adicionada na matriz um material *shear thickening (fluido não-newtoniano)* que aumenta a sua viscosidade com o aumento dos esforços nele aplicados.

Por último, e para validação do trabalho desenvolvido, foram realizados alguns laboratoriais para analisar a eficiência dos aditivos para realizar as suas funções, assim como a sua capacidade de manterem as propriedades quando aplicados em simultâneo.

2. ESTADO DE ARTE

Antes de dar início à conceção e idealização do conjunto de materiais a serem utilizados, é necessário perceber o estado da arte atual, nomeadamente na vertente da indústria aeronáutica. Isto será relevante no sentido de perceber alguns problemas a colmatar, assim como os materiais que são aplicados atualmente.

2.1. INDÚSTRIA AERONÁUTICA

A indústria aeronáutica corresponde a um ramo da engenharia responsável pela criação e desenvolvimento de veículos aéreos. Caracteriza-se como uma indústria que está em constante estudo e desenvolvimento, e acompanha as grandes evoluções do mundo da engenharia, procurando constantemente alternativas para aumentar a segurança dos veículos aéreos e melhorar a sua performance [1].

2.1.1. EVOLUÇÃO DOS MATERIAIS NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA

Como em qualquer área da engenharia, a evolução dos materiais e das suas propriedades vai afetar profundamente os avanços observados na área aeronáutica. A título de exemplo, a massa da estrutura de um avião é determinante na sua performance, tanto para a poupança de combustível, que além de questões ambientais vai também limitar as distâncias que a aeronave atinge; como para a própria estabilidade do veículo no ar que é naturalmente afetada pelo peso.

Os irmãos *Wright* construíram o primeiro avião (Figura 2.1) capaz de levantar aos céus há mais de cem anos, e, desde então, que a sua constituição passou por várias fases muito distintas. Os materiais utilizados na altura eram bastante simples e representavam a época que se viviam com poucos desenvolvimentos tecnológicos. A fuselagem, que consiste no corpo principal da aeronave, era constituída de madeira e a sua cobertura consistia em tecido de musselina. Por sua vez o motor, ainda bastante rudimentar, era feito de alumínio [2].

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto



Figura 2.1 - Primeiro avião funcional dos Irmãos *Wright* [3].

Os materiais utilizados pelos irmãos *Wright*, apesar de cumprirem com as necessidades estruturais e serem leves e baratos, tinham um tempo de vida muito limitado, especialmente nas condições a que eram sujeitos. Um pequeno rasgo no tecido poderia colocar em causa toda a estrutura da máquina, pelo que na década seguinte o revestimento exterior foi substituído por um compensado, que apesar de mais pesado era muito mais resistente do que a solução anterior [2]. Porém, apesar desta solução temporária, a construção ainda era bastante rudimentar já que a sua integridade era afetada pelas condições climáticas, humidade, infeções da madeira, entre outros.

No rebentar da Segunda Guerra mundial, toda a indústria sofreu uma revolução significativa, e a área aeronáutica não ficou atrás. Era necessário alimentar as necessidades para uma maior eficiência nos voos e também uma maior procura pelo que os cientistas se viram obrigados a procurar novas alternativas. O alumínio ficou então extremamente popular devido à sua massa reduzida, resistência elevada, e produção barata e fácil, sendo que chegou a constituir quase 70% de todo o veículo, desde o corpo até ao motor, como é visível num exemplar presente na Figura 2.2.



Figura 2.2 - Avião utilizado na Segunda Guerra Mundial [4].

Com os avanços na área dos materiais compósitos, começou-se a ver a adição de componentes desta constituição na indústria aeronáutica. A principal razão para este cambio deveu-se à tentativa de diminuir o peso, aumentar a resistência à corrosão e à fadiga.

Inicialmente, e ainda em meados de 1940, utilizava-se compósitos poliméricos reforçados com fibras de vidro (PRFV) para a construção das carenagens, dos narizes e do cockpit, porém foi rapidamente descartada esta solução já que apesar da enorme resistência do material, era também muito suscetível a fraturas frágeis [5], o que punha em causa a segurança e a própria integridade do veículo. No entanto, este tipo de material, além de ser robusto e leve, é também transparente a frequências de rádio, o que o torna ideal para equipamentos de radar eletrônico utilizados no *tracking* aéreo. Por esta razão, foram desenvolvidos vários estudos para se chegar a uma solução de polímero sintético mais apropriado para utilizar com as fibras de vidro.

Apesar destes estudos e evoluções do reforço polimérico utilizado com as fibras de vidro, em 1950, no culminar da Guerra Fria, a corrida espacial estava a atingir o seu auge e era necessário materiais ainda mais leves e fortes do que os PRFVs para transportar cargas e homens ao espaço. Além disso, o calor atingido na reentrada de uma nave na atmosfera da terra poderiam atingir os 1500°C, o que era muito superior aos limites de temperatura dos materiais compósitos até então conhecidos [6].

Foi então nesta época que os estudos começaram a evoluir no campo das fibras de carbono e a empresa *DuPont* apresentou ao mundo o *Kevlar*, uma fibra de aramida com muito potencial para diversas aplicações, pelas suas propriedades de elevada resistência e mecânica

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto e resistência ao fogo. Como se pode observar na Figura 2.3, a utilização de compósitos nos aviões era limitada a menos de 10%, e à medida que o campo foi evoluindo e foram surgindo mais estudos à volta destes materiais, a sua incorporação nos veículos aéreos também cresceu exponencialmente.

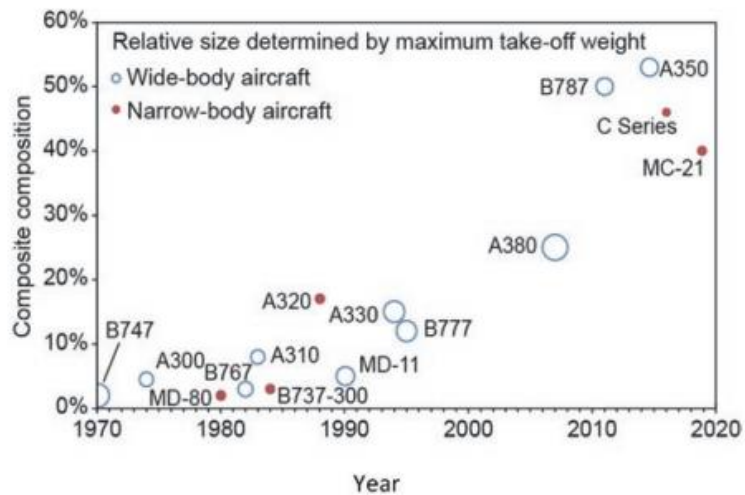


Figura 2.3 - Utilização de Compósitos na Indústria Aeronáutica desde 1970 até 2020 [6]

2.1.2. MATERIAIS COMPÓSITOS NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA

Atualmente, a integração dos compósitos em aviões já ultrapassa muitas vezes os 50% (Figura 2.4) e são usados para a produção de inúmeros componentes estruturais primários e secundários, tais como radomes, antenas parabólicas, naceles do motor, estabilizadores horizontais e verticais, asas, anteparas de pressão, portas de aterragem, etc.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

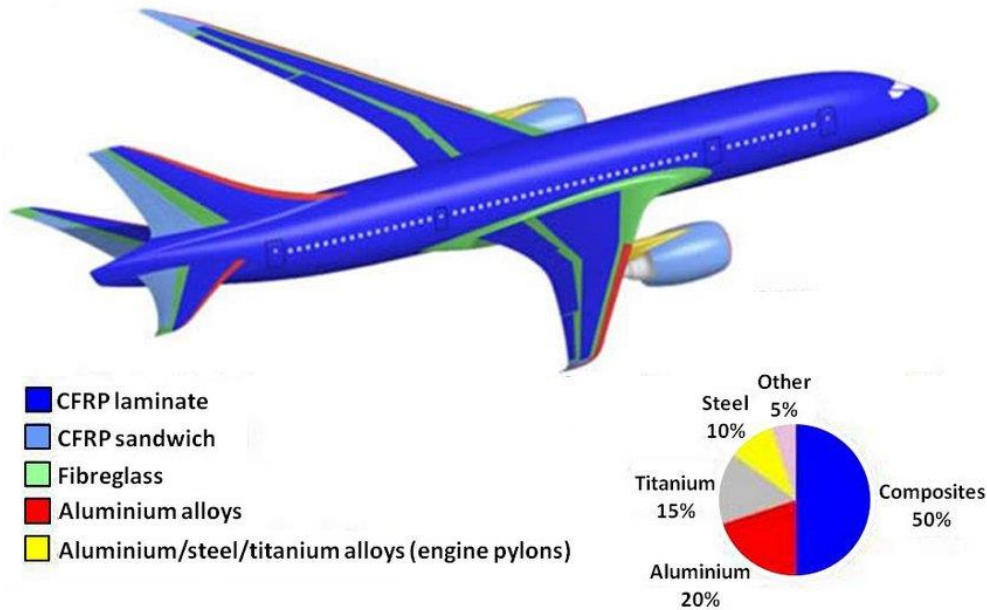


Figura 2.4 - Uso de compósitos no avião Boeing 787 [1].

Naturalmente, para mais de metade dos componentes de um avião serem construídos em materiais compósitos, esta categoria de materiais tem de comportar bastantes vantagens em comparação com as construções anteriores.

Em primeiro lugar, é de notar que os compósitos são materiais muito mais leves em comparação com os metais, e a construção de aviões com utilização de metais em menor escala acaba conseqüentemente por reduzir em mais de 30% [1] na massa total do próprio veículo. Isto comporta inúmeras vantagens, nomeadamente a redução do consumo de combustíveis fósseis, que além de ser benéfico para o ambiente, também o é para os consumidores já que os preços dessa matéria-prima não param de aumentar. É de notar ainda neste ponto que os compósitos podem oferecer a possibilidade de serem biodegradáveis ou recicláveis no fim do seu ciclo de vida, o que vem a ser outra vantagem para o meio ambiente.

Os aviões, em particular as suas asas, necessitam de suportar forças extremas nomeadamente resultantes das correntes de ar a altas velocidades, e os compósitos no geral têm a vantagem de apresentarem uma elevada resistência estática em comparação com os metais. Além disso, um avião também precisa de ter boa resistência à fadiga, alta tenacidade e resistência a danos para aumentar a sua vida útil e segurança, assim como diminuir os custos, e estas propriedades também são cumpridas pelos materiais compósitos.

Um outro requisito muito importante, e que este relatório por sua vez também pretende rematar, é a resistência a altos impactos como por exemplos colisão com pássaros ou outros

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto objetos. É possível a combinação de várias fibras, matrizes e aditivos para aumentar esta propriedade no conjunto do compósito.

É importante a cobertura contra as ondas eletromagnéticas para não destabilizar os aparelhos eletrônicos do veículo e a comunicação com as redes de tráfego, e uma estrutura totalmente construída em metal não é vantajosa neste sentido, sendo que os compósitos também podem surgir como aliado para esta funcionalidade.

A multifuncionalidade é um requisito importante dos compósitos aeroespaciais já que devem fornecer excelente estabilidade dimensional sob uma ampla faixa de temperaturas, resistência a raios, granizo, ambientes corrosivos e um desempenho ótimo sob fogo, fumaça e outros agentes tóxicos.

Uma forma de prevenir a deterioração dos aviões, que por vezes pode ser invisível ao olho humano e só detetável quando já não houver recuperação possível, é através de um método conhecido como *Structural Health Monitoring* (SHM) que consiste na monitorização constante de dano para prevenção e recuperação imediata.

Os compósitos também vieram facilitar o design e as técnicas de produção dos componentes necessários para a indústria aeronáutica, o que ajuda a diminuir os custos associados à produção de veículos aéreos, acabando por serem materiais bastante competitivos. Isto acontece porque através dos compósitos e das suas técnicas de produção, a estrutura é possível de ser construída com menos juntas e ligações levando a uma confiabilidade superior na integridade do produto final.

A título de exemplo, e como forma de introduzir o próximo capítulo que irá focar mais especificamente na aeronáutica militar, é possível referenciar o modelo *LCA Tejas* (Figura 2.5) construído em compósitos que levou a uma redução de 40% do número de componentes em comparação com a sua idealização em metal. Diminuiu-se ainda em metade o número de fixadores e conseguiu-se fazer menos 2000 furos na fuselagem. Tudo isto acabou por resultar naturalmente numa elevada economia de custos e também numa poupança de cerca de 4 meses no tempo de montagem de todo o veículo.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

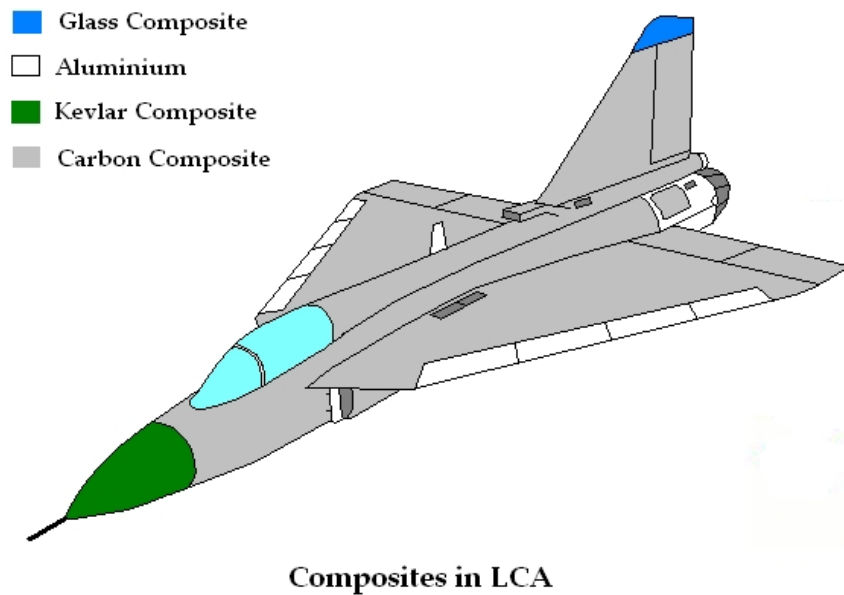


Figura 2.5 - Exemplo gráfico do Avião militar LCA *Tejas* com a sua constituição descrita [7]

2.2. NORMALIZAÇÃO PARA A INDÚSTRIA AERONÁUTICA

Os cuidados a ter no design, manufatura e montagem de qualquer tipo de instrumento inserido na indústria aeronáutica são extremamente elevados, uma vez que qualquer falha, por muito mínima que seja, poderá pôr em causa a vida de dezenas ou centenas de pessoas. O presente capítulo apresenta então alguns aspetos relevantes que estão relacionados com a seleção dos materiais, a seleção do design estrutural e a própria certificação do veículo [8].

Nos aviões militares, além de todas as preocupações existentes com os veículos comerciais, existe o problema acrescido do meio ambiente onde eles se inserem, que poderá muitas vezes ser mais agressivo e hostil. Por essa razão, os aviões militares têm de cumprir com elevados requisitos a nível mecânico, térmico, químico e até balístico [9].

A segurança estrutural é uma responsabilidade conjunta de várias entidades diferentes que asseguram o bom funcionamento dos parâmetros das suas áreas de atuação específicas. A Figura 2.6 ilustra essas três entidades e as suas principais responsabilidades.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto



Figura 2.6 - Esquemática das três principais entidades responsáveis por garantir a segurança dos veículos aéreos [8].

Uma vez que cada veículo surge para colmatar uma determinada necessidade, a estrutura, o design e a própria construção podem ser muito distintos, pelo que há inúmeros requisitos a serem formulados para cada caso. Contudo, no que toca à estrutura geralmente existem três categorias de aspetos a ter em consideração, sendo elas a resistência da estrutura, as cargas suportadas, e o ciclo de vida do produto. [8]

No que toca à resistência, não pode ser apenas limitada à resistência dos materiais, mas deve também ser considerada a resistência da estrutura à fadiga com e sem a presença de dano.

Um outro aspeto considerado dos mais importantes são as cargas suportadas por toda a estrutura para garantir que em qualquer cenário possível, o avião irá conseguir manter a sua integridade. Contudo, e apesar de ser relativamente fácil de calcular a resistência de um material, é necessário que os engenheiros conheçam as cargas aplicadas no veículo em cada um dos cenários possíveis, o que é praticamente impossível. Normalmente essas cargas são previstas com base na experiência e em comparações com outros aviões com uma configuração e aplicação similares. [8]

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

De qualquer forma, a previsão de cargas está intimamente relacionada com a gestão de risco, isto é, com a probabilidade de ocorrer um determinado cenário, e do seu risco para a integridade da aeronave ser considerado aceitável ou não.

No que toca ao último parâmetro, ele está intimamente relacionado com a durabilidade e integridade estrutural do avião. Qualquer material utilizado na indústria aeronáutica é afetado pelas condições ambientais quando exposto tempo suficiente [8]. Adicionalmente, a repetição das cargas ao longo da vida operacional de uma aeronave poderá comportar degradação adicional da estrutura (fadiga).

Assim sendo, o tempo de vida de cada elemento de um veículo aéreo pode ser previsto utilizando diferentes escalas, sendo elas normalmente o número de voos, o número de horas de voo ou os anos de utilização. Ainda que se trate do mesmo avião, vários componentes são calculados através de diferentes escalas dependo dos esforços a que eles estão sujeitos. [8]

A

Figura 2.7 ilustra esquematicamente os testes pelos quais um produto aeronáutico vai passando ao longo da sua cadeia de produção e desenvolvimento.

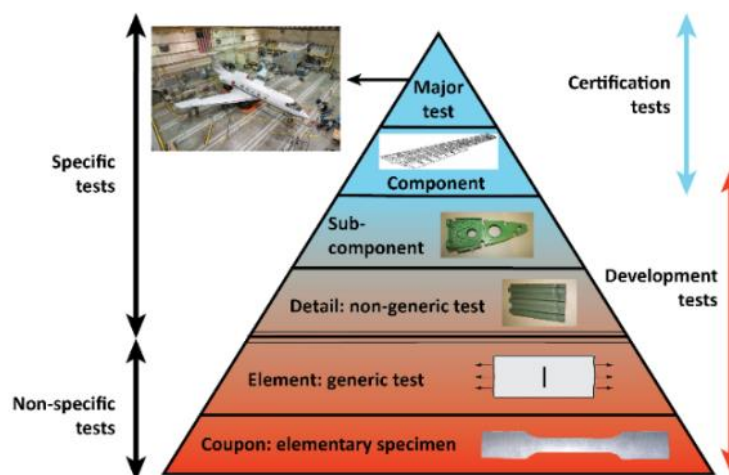


Figura 2.7 - Ilustração das várias fases de testes num produto aeronáutico. [8]

Inicialmente, são efetuados testes genéricos ao material, e os resultados obtidos formam a base da avaliação da resistência da estrutura. A partir desta avaliação inicial, testes mais complexos e detalhados são levados a cabo para avaliar e justificar o comportamento da estrutura. Já na fase final de conceção do avião, testes específicos a componentes e testes de fadiga a escala global são o ponto de partida para a obtenção de uma certificação e para a conclusão do produto.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

2.3. AERONÁUTICA MILITAR

Em contraste com a aviação civil, onde as novas tecnologias tendem a ser aplicadas de forma conservadora e suave, na indústria das aeronaves militares a inovação e implementação de novas técnicas e materiais é efusiva e o valor de um novo ativo militar aéreo depende da sua tecnologia disruptiva e do seu design cada vez mais alternativo [10].

Os materiais compósitos neste tipo de veículos têm vindo claramente a crescer e devido às reduções de peso que os compósitos permitem, as aeronaves militares conseguem carregar mais carga de armamento e aumentar o seu alcance tornando-se mais eficientes nas missões de combate.

Num dos aviões mais modernos do mundo, o *Lockheed Martin F-35 Lightning II* (Figura 2.8), os PRFC foram utilizados em vários elementos da aeronave, tais como os estabilizadores vertical e horizontal, as abas das asas, o seu revestimento e a fuselagem, o que consiste em mais de 40% do peso do veículo.



Figura 2.8 - *Lockheed Martin F-35 Lightning II* [11].

O jato referido acima é um dos veículos aéreos com maior relevância atualmente, operando em mais e 26 bases e navios por todo o mundo. Este tipo de aeronave requer atualmente o treino de mais de 1200 pilotos e 10 mil técnicos de manutenção, sendo que a frota de mais de 600 aeronaves em operação já ultrapassou as 350 000 horas de voo. [12]

Tendo em mente a importância do avião em questão para a segurança nacional de inúmeros países, o foco do presente trabalho será sobre um dos componentes do F-35. Na Figura 2.9 é visível em maior pormenor algumas das partes que são produzidas em fibras de

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto carbono do jato, sendo que será utilizado como exemplos o revestimento das asas, com uma espessura de cerca de 2mm, e atualmente produzidas em compósitos de fibra de carbono com bismaleimide ou epóxi com nanotubos de carbono. [11]

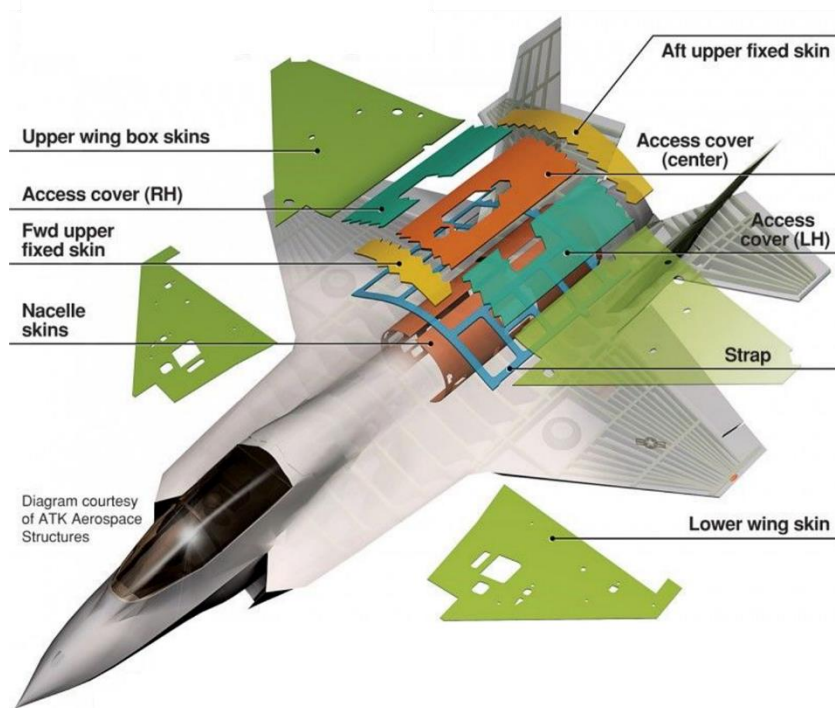


Figura 2.9 - Algumas das partes feitas em fibra de carbono no jato militar F-35. [12]

3. MATERIAIS COMPÓSITOS

Os compósitos podem ser caracterizados como uma junção macroscópica de dois ou mais materiais diferentes, com o objetivo de formar um terceiro material com características diferentes dos seus constituintes [13].

Por terem propriedades distintas e que não se encontram em polímeros, metais ou cerâmicos [14], pode-se pensar que este tipo de material é algo recente, porém os compósitos são utilizados desde há milhares de anos para colmatar as necessidades da velha sociedade. A título de exemplo, em 3440 aC há registos da criação de placas através da colagem de tiras de madeira umas sobre as outras ou mesmo no Egito, onde as máscaras mortuárias eram confeccionadas através de linho ou papiro embebido em gesso [15].

A partir do século XX, este tipo de material sofreu um desenvolvimento significativo após a revolução industrial e as resinas desenvolvidas nessa época são usadas até aos dias de hoje, e especialmente a introdução dos materiais designados por polímeros reforçados com fibra (PRF) reinventaram a indústria e o mundo da manufatura [16].

3.1. CONSTITUIÇÃO

Os compósitos permitem uma elevada variedade de combinações na sua composição, através da incorporação de diferentes constituintes e da sua utilização em várias proporções, tudo depende do objetivo final e das características desejadas para o produto.

Assim sendo, os compósitos são constituídos por uma matriz ou fase contínua, que pode ser polimérica, cerâmica ou metálica e é responsável pela forma final da peça e pela ligação rígida de todos os elementos presentes na estrutura. Além disso, incorporado na matriz, tem-se o reforço ou fase dispersa que podem ser fibras ou partículas de vários materiais, e este constituinte tem a capacidade de aumentar as propriedades do conjunto, já que normalmente apresenta uma maior dureza, resistência mecânica e rigidez em relação à matriz [17]. Pode-se ainda adicionar alguns aditivos com finalidades específicas como pigmentos ou proteção UV, ou cargas que pretendem tornar o material mais económico [18].

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

Na Figura 3.1 é possível observar esquematicamente a constituição de um material compósito.



Figura 3.1 - Esquemática de um material compósito com os seus constituintes [17].

Dentro destes constituintes apresentados para os materiais compósitos, há ainda muitas variações possíveis de configurações dos mesmos, e as características do material final vão depender dos componentes usados e das suas quantidades e interações, do processo de fabrico utilizado, assim como da forma e dimensões do reforço [17].

Na Figura 3.2 encontram-se esquematizados os tipos de compósitos existentes, divididos pelas suas categorias [18].

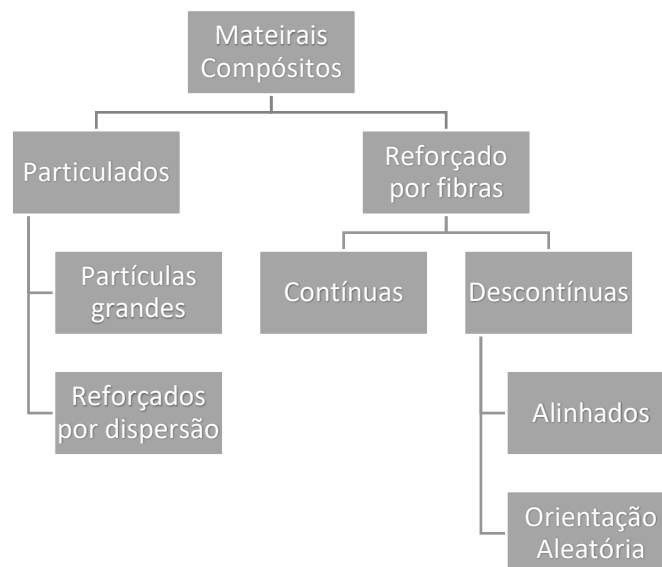


Figura 3.2 - Categorias de compósitos existentes [18].

3.1.1. REFORÇOS

Como se pode verificar, os compósitos podem ser constituídos por fibras ou partículas (Figura 3.3), sendo que neste último caso, os elementos acabam por ficar suspensos aleatoriamente na matriz e podem apresentar várias formas e configurações, e são usados em aplicações onde se permita a utilização de materiais de baixa resistência [19].

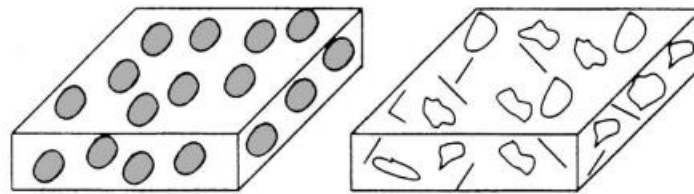


Figura 3.3 - Exemplos da disposição de partículas em compósitos. [19]

No que toca às fibras, estas podem ser de materiais diferentes, e apresentar várias geometrias e configurações, sendo que cada arquitetura vai conferir ao produto final características específicas. A origem das fibras é também muito distinta e cada vez vão sendo investigadas mais opções a serem utilizadas na indústria. As fibras são geralmente divididas em sintéticas e naturais, contudo no âmbito de indústrias com requisitos mais exigentes, as fibras naturais não são ideais, pelo que apenas se fará referência às sintéticas, apesar do interesse pelas fibras naturais ter aumentado significativamente nos últimos anos devido às questões associadas à sustentabilidade. Na Figura 3.4 observa-se algumas opções deste tipo de fibra.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

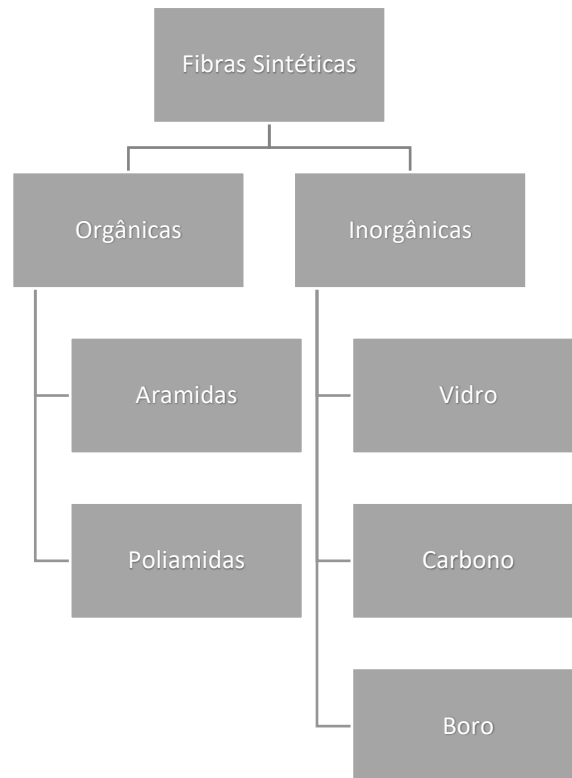


Figura 3.4 - Classificação das fibras sintéticas [20].

Dessa forma, existem na indústria atualmente fibras provenientes de fontes naturais ou sintéticas, mas aquelas que acabam por ser mais utilizadas atualmente e que têm maior interesse para este estudo devido à sua facilidade de obtenção e propriedades resultantes são a fibra de vidro, de carbono e de aramida com diâmetros que vão entre os 5 e os 25 μm . Este diâmetro de fibra tão reduzido vai permitir uma enorme flexibilidade e adaptabilidade a qualquer geometria pretendida [20].

De seguida, na Tabela 3.1 são apresentadas algumas das vantagens e desvantagens das fibras referidas anteriormente.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

Tabela 3.1 -Vantagens e Desvantagens de vários tipos de fibras.

| FIBRA | VANTAGENS | DESvantagens |
|----------------|---|--|
| VIDRO | Grande resistência à temperatura; Compatibilidade com matrizes poliméricas; Transparente e de baixo custo. | Suscetível ao dano superficial; Baixo módulo de elasticidade. |
| CARBONO | Grande resistência e rigidez à tração, compressão e fadiga; Boa estabilidade dimensional. | Sensível ao choque e abrasão; Corrosão do tipo galvânico; Oxidáveis a temperaturas elevadas; Alto custo. |
| ARAMIDA | Baixa densidade; Resistência específica muito elevada; Resistência ao choque, vibrações e desgaste; Bom comportamento ao fogo; Boa resistência química. | Fraco comportamento à compressão; Aderência medíocre à maioria das matrizes poliméricas; Absorção de humidade; Sensibilidade aos raios UV; Fracas resistência química a ácidos fortes. |

No que toca à organização das fibras na matriz, já foi referido que podem apresentar inúmeras disposições dependendo do uso final que se pretende dar à peça. Na Figura 3.5 observa-se algumas disposições e recortes das fibras.

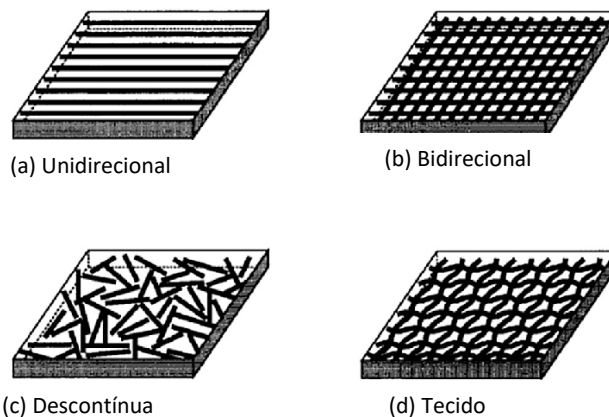


Figura 3.5 – Exemplos de algumas configurações de fibras. [21]

3.2. MATRIZES

A matriz num material compósito cumpre diferentes funções e é o responsável máximo pela integridade do mesmo, e pretende também proteger contra o meio ambiente e mesmo

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto ataques químicos. Além disso, dependendo do material utilizado, também irá melhorar as propriedades finais do produto.

Assim como nas fibras, existem duas grandes categorias de matrizes: as naturais e as sintéticas. No caso das naturais são aquelas que são obtidas através de fontes vegetais, e no que toca às sintéticas, são obtidas industrialmente e resultam das necessidades que a sociedade vai tendo.

A seleção da matriz é feita considerando fatores com a viscosidade, a interação com o reforço, o custo do material, a temperatura de utilização, resistência química, etc. Usualmente, as matrizes mais utilizadas são as sintéticas poliméricas [20] uma vez que o seu processamento não necessita de altas temperaturas ou pressão, e também porque fornecem as melhores propriedades quando combinadas com as fibras.

Já que são as mais utilizadas e também as mais relevantes no contexto do estudo em questão, serão focadas as resinas sintéticas, que são produzidas através de polímeros, e por essa razão o seu impacto ambiental acaba por ser relativamente elevado. Pode-se ainda dividir as resinas sintéticas em dois grandes grupos, as termoplásticas e as termoendurecíveis.

Materiais termoplásticos, de forma simplificada, são aqueles que podem sofrer vários ciclos térmicos sem perderem significativamente as suas propriedades químicas e mecânicas, havendo a possibilidade de serem fundidos, soldados e reciclados.

Contudo, uma vez que geralmente as resinas termoplásticas não apresentam as características necessárias para a implementação na indústria aeronáutica, neste estudo apenas serão focadas as resinas termoendurecíveis. Na Figura 3.6. é possível visualizar alguns exemplos destas resinas.

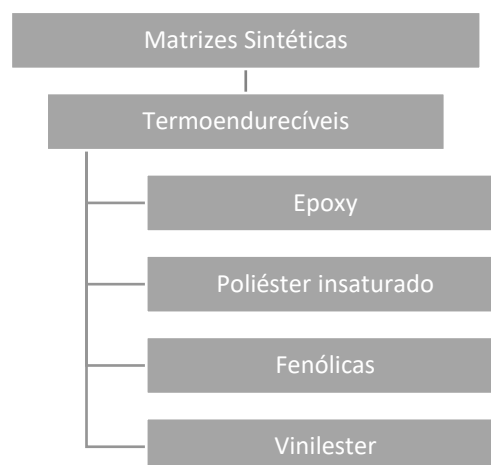


Figura 3.6 – Exemplos de matrizes termoendurecíveis. [20]

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

3.2.1. RESINAS TERMOPLÁSTICAS

Materiais termoplásticos, de forma simplificada, são aquelas que podem ser remoldadas sem perderem significativamente as suas propriedades químicas e mecânicas, havendo a possibilidade de serem fundidos, soldados e reciclados.

Estes materiais acabam por serem mais dúcteis e resistentes por serem formados por longas cadeias poliméricas, mas com fracas ligações entre si e por essa razão podem ser facilmente quebradas pelo calor.

Devido à sua capacidade de serem fundidos e moldados a novas geometrias, materiais compósitos com matrizes termoplásticas podem ser produzidos através de placas pré-impregnadas. Isto são componentes que contêm já as fibras e a matriz impregnada na mesma, e que após sofrerem um determinado processamento, vão adquirir a forma que o produtor assim desejar. Uma vez que o processo de deposição da matriz é previamente concluído, e o conjunto reforço+matriz é moldado em conjunto, o produto final normalmente pode ter um acabamento superficial de melhor qualidade.

3.2.2. RESINAS TERMOENDURECÍVEIS

Ao contrário das resinas termoplásticas, as termoendurecíveis não poderão ser fundidas e reutilizadas sob nova geometria, sendo que a partir do momento que se dá a reação de polimerização, a matriz irá adquirir aquele formato definitivamente.

A polimerização de resinas dá-se através da junção de um endurecedor adicionado apenas no momento de aplicação da resina, sendo que esta reação se denomina geralmente por cura. Para o desencadear da reação é necessária a presença de um catalisador e de um ativador a não ser que o catalisador tenha sido adicionado ao precursor polimérico (monómero ou oligómero) numa fase anterior à de impregnação [20].

No que toca a características, estas resinas são mais fáceis de moldar e processar do que as termoplásticas, apresentam uma melhor capacidade de impregnação, tem uma maior resistência química contra solventes e são bons isolantes térmicos. O facto de não serem passíveis de serem remoldadas e fundidas, estas resinas mantêm as suas propriedades mecânicas mesmo após exposição a variados agentes ambientais.

Geralmente, matrizes termoendurecíveis são curadas a temperaturas elevadas, rondando os 100º C para aplicações aeronáuticas para atingirem condições térmicas e mecânicas [6] que se enquadrem com a padronização do setor.

3.2.2.1. RESINAS EPOXÍDICAS

Compósitos com matrizes epoxídicas vieram a dominar a indústria aeronáutica e são largamente aplicadas em qualquer tipo de veículo aéreo [22] devido à sua versatilidade de design, e à facilidade e diversidade do processo de cura [5]. Contudo estão disponíveis mais de 50 tipos de resinas epóxis [23] e por essa razão importa perceber aquelas que mais se adequam a esta indústria devido à sua exigência de critérios.

A epóxida é talvez das resinas termoendurecíveis com maior relevância já que apresenta boas propriedades mecânicas e químicas para várias aplicações. Dependendo do seu processamento é possível obter-se uma elevada dureza, elevada resistência química e mecânica, resistência ao desgaste e fadiga, boa adesão às fibras, resistência ao calor e excelentes propriedades elétricas. As resinas epoxídicas, para além de apresentarem uma alta resistência à tração e compressão e boa resistência química a diferentes tipos de solventes, são também vantajosas economicamente devido ao baixo custo e à facilidade de processamento [24].

Para a cura da epóxida é utilizada a resina e um endurecedor que é adicionado segundo um rácio preciso descrito pelo fornecedor do material, e a incorreta utilização pode comprometer a qualidade do produto final. Este endurecedor também pode conferir ao produto final características muito diversas e deve ser selecionado de entre os milhares disponíveis no mercado de acordo com a área de aplicação desejada.

Como referido, há uma enorme variedade de resinas com diferentes propriedades dependendo da sua estrutura química, e cada um destes tipos, além de ter diferentes métodos de preparação têm também diferentes critérios para a cura e irão conferir ao produto final propriedades mecânicas e elétricas muito diversas

Para a aplicação em áreas com normalização tão específica e tão rigorosa, é necessária a seleção de epóxis de alta performance que suportem altas temperaturas e que tenham boas propriedades mecânicas. Um exemplo de uma epóxi largamente aplicada na aeronáutica e aeroespacial é a *Bismaleimide* (BMI) [6] já que a decomposição térmica desta resina começa a temperaturas extremamente elevadas, em comparação com epóxis sem o aditivo BMI. Além disso, têm propriedades mecânicas excelentes e boa resistência à corrosão, à humidade e à radiação, [25] tudo isto extremamente importante no fabrico de aeronaves.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

No caso do jato referido anteriormente, o F-35 no seu revestimento e fuselagem utiliza uma resina epóxida CYCOM 977 que contém excelentes propriedades para o setor aeronáutico. Já nas zonas com maior esforço térmico, como nas asas, já é utilizada resina com BMI.

Outros exemplos de epóxidas utilizadas no setor aeronáutico são as resinas F155 [26] e F584 [27]. Na Tabela 3.2 é possível observar a comparação de algumas propriedades mecânicas e térmicas dos exemplos apresentados de resinas epoxídicas.

Tabela 3.2 - Propriedades de várias resinas epoxídicas utilizadas na indústria aeronáutica.

| Resina | Densidade relativa g/cm³ | Tensão de Cedência (MPa) | Módulo de Young (GPa) | Temperatura máxima de serviço (°C) |
|-------------------------------|--|---------------------------------|------------------------------|---|
| Epóxida BMI [28] | 1.25 | 72.4 | 4.07 | 232 |
| Epóxida CYCOM 977 [29] | 1.31 | 81.4 | 3.52 | 138 |
| Epóxida F155 [26] | 1.33 | 80 | 3.24 | ~175 |
| Epóxida F584 [27] | 1.22 | 73 | 4.14 | ~175 |
| EpóxidaSR 1660 [30] | 1.25 | 72.4 | 4.07 | 140 |

Apesar destas referências de utilização, será possível a utilização de uma resina com propriedades similares àquelas apresentadas acima, mediante a disponibilidade dos fornecedores deste material.

3.3. TÉCNICAS DE PROCESSAMENTO DE COMPÓSITOS

São muitos os métodos de fabricar os materiais compósitos dependendo dos tipos de propriedades desejadas, das obrigações em termos de acabamentos superficiais, das geometrias necessárias e dos próprios materiais utilizados para a confecção dos compósitos. A

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto geometria das fibras também desempenha um papel extremamente importante para se decidir o tipo de produção. De seguida serão explicados com maior detalhe os principais processos utilizados na indústria aeronáutica, visto serem os mais relevantes no contexto do trabalho em questão.

3.3.1. MOLDAÇÃO POR COMPRESSÃO

O processo de moldação por compressão, que engloba a moldagem de folhas ou mais conhecido como *Sheet Molding Compound (SMC)*, é um processo de molde fechado onde podem ser utilizados tantos materiais termoendurecíveis como termoplásticos [18], sendo que neste último caso apenas seria necessário maior temperatura e pressão para o processo de cura.

Neste processo, é utilizado pelo menos molde ou mais com a forma desejada para o produto em desenvolvimento. O material é colocado então nesse molde e submetido a condições de temperatura e pressão para curar, sendo que normalmente de seguida existe outro ciclo de arrefecimento através da circulação de água fria na prensa. Na Figura 3.7 observa-se esquematicamente a máquina preparada para a moldação por compressão.

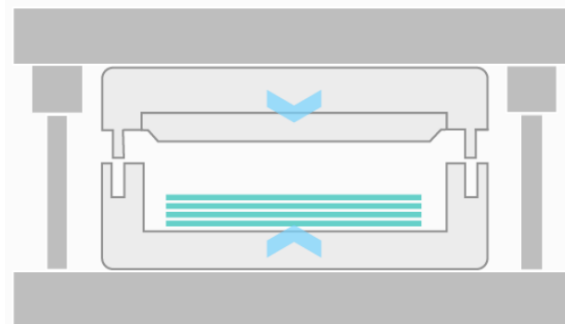


Figura 3.7 - Esquematização do processo de moldação por compressão. [31]

De forma sucinta, este processo depende sempre da complexidade da peça a ser produzida mas pode ser bastante rápido, podendo ser produzidas cerca de 15 a 30 peças por hora [18] e a percentagem de reforço ronda entre os 50 a 70%.

Na Tabela 3.3 vê-se algumas das vantagens e desvantagens da utilização deste método de processamento.

Tabela 3.3 - Vantagens e Desvantagens do processo de moldação por compressão.

| Moldação por Compressão | |
|---|---|
| Vantagens | Desvantagens |
| Processo possível de ser automatizado; A peça fica homogénea com bom acabamento superficial; Volume de fibras é elevado, portanto dá à peça melhores propriedades mecânicas; Operações de maquinagem minimizadas; Custos de mão de obra baixos. | Custo de molde elevado; Necessidade de reparação frequente dos moldes. |

3.3.2. ENROLAMENTO FILAMENTAR

No enrolamento filamentar é utilizada fibra sob a forma de *roving*, que é depositada num mandril em rotação e é transportada até um recipiente que contem a resina. Após esse banho de resina, a fibra passa por um outro rolo para retirar o excesso e é posteriormente enrolada em função da orientação que o operador deseja para servir as necessidades do produto final (Figura 3.8).

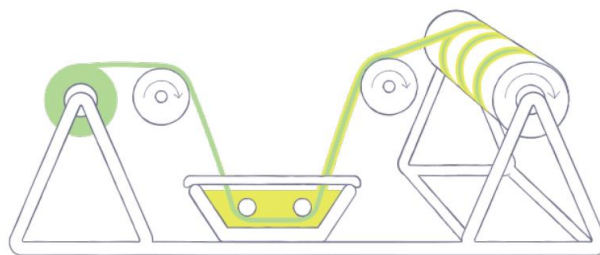


Figura 3.8 - Esquemática do processo de Enrolamento Filamentar [18].

Neste processo o produto final contém uma elevada percentagem de fibras, podendo atingir até cerca de 75% da sua composição, o que vai conferir excelentes propriedades mecânicas ao produto final. No entanto a cadência é um pouco reduzida, sendo que por mandril apenas se produz diariamente 1 a 2 peças.

No método descrito em cima utiliza-se matrizes termoendurecíveis, porém existe a possibilidade de serem utilizadas matrizes termoplásticas recorrendo-se a uma fita de fibra pré-impregnada, aplicando-lhe depois pressão e calor no contacto com o mandril.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

Mais características do processo estão na Tabela 3.4.

Tabela 3.4 - Vantagens e Desvantagens do processo de Enrolamento Filamentar.

| Enrolamento Filamentar | |
|---|--|
| Vantagens | Desvantagens |
| Automatização; Homogeneidade ao longo da peça; Boas propriedades mecânicas; Orientação das fibras segundo as solicitações previstas; Proução de peças de grandes dimensões. | Limitações nas formas das peças; Necessidade de pós-processamento; Requer a presença permanente de um operador qualificado; Dificuldade em obter ângulos baixos (0 a 15º) |

3.3.3. HAND LAY-UP

O processo de *Hand Lay-up* ou laminação manual é talvez dos mais simples métodos de produção de compósitos.

Começa-se com a colocação de desmoldante na superfície do molde a ser utilizado para que os produtos não colem. Nesta fase, e antes da colocação da matriz e reforço, pode-se também aplicar um gel-coat que ira dar o acabamento final à peça. De seguida colocam-se as camadas de reforço e a resina que normalmente é impregnada com a ajuda de um equipamento em forma de rolo como se vê na Figura 3.9.

Quando todas as camadas foram impregnadas, depois o conjunto é levado para outro equipamento para sofrer o processo de cura.

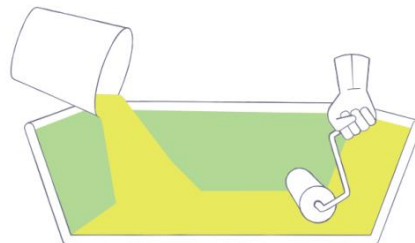


Figura 3.9 -Esquemática do método de processamento de Hand Lay-up. [18]

No processo de laminação manual, as características mecânicas nem sempre são as melhores já que a percentagem de reforço não costuma ultrapassar os 25%. Por ser

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto totalmente dependente da mão de obra dos colaboradores, é um processo com uma cadencia diária de cerca de 1 a 2 peças.

A Tabela 3.5 contém mais características sobre o processo.

Tabela 3.5 - Vantagens e Desvantagens do processo de *Hand Lay-up*.

| <i>Hand Lay-up</i> | |
|---|---|
| Vantagens | Desvantagens |
| Simplicidade; Investimento inicial reduzido; Poucas restrições de geometrias. | Necessidade de elevada mão de obra; Dependência da habilidade do colaborador; Baixa produtividade; Necessidade de pós-processamento; Bom acabamento superficial só numa face. |

3.3.4. AUTOCLAVE

O processo de autoclave ocorre dentro de um equipamento com tecnologias muito avançadas e permite a produção de peças com um acabamento exímio, sendo então utilizados para indústrias com requisitos muito exigentes, tais como a aeronáutica.

Começa-se então por colocar o material sobre o molde até se atingir a espessura desejada, como se pode ver pela Figura 3.10. Após toda a montagem do equipamento, são aplicados ciclos de pressão e temperatura. Por último, e sob grandes pressões, é feita a cura e consolidação do material.

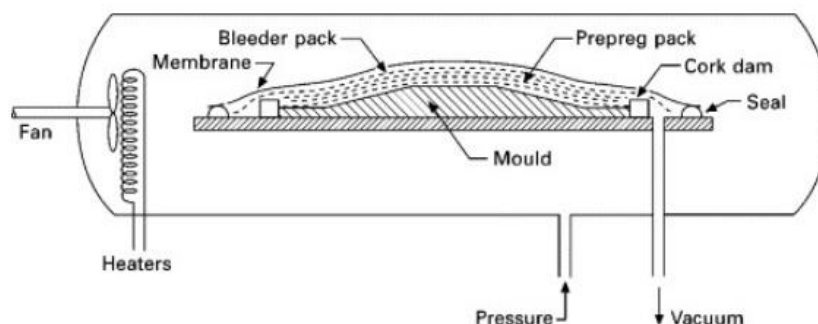


Figura 3.10 - Esquemática do método de processamento Autoclave. [18]

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

Como referido, este método permite a produção de peças de grandes dimensões e geometrias muito complexas, com grande rigor dimensional e também com boas propriedades mecânicas. Apesar disso, e como a exigência do método é elevada, também implica grandes custos iniciais e o fabrico ocorre em pequenas séries de componentes.

Na Tabela 3.6 observam-se as vantagens e desvantagens da Autoclave.

Tabela 3.6 - Vantagens e Desvantagens do processo de Autoclave.

| Autoclave | |
|--|---|
| Vantagens | Desvantagens |
| Peças com elevada complexidade geométrica; Boas propriedades mecânicas; Peças com grandes dimensões. | Custos iniciais elevados; Requer mão de obra qualificada; Processo moroso e não aconselhado para produção em série. |

3.3.5. FIBER PLACEMENT

Fiber placement trata-se de um método automatizado para a manufatura de materiais compósitos, que utiliza a fibra ou fita polimérica, calor e pressão para desenvolver o produto final. [32]

O aplicador coloca um rolo com a fita de material pré-impregnado no suporte próprio, e um robô irá depositar o material sobre uma superfície, e com a ajuda de calor e pressão a peça irá curar e obtém-se o produto final. A Figura 3.11 contém uma esquematização desse mesmo processo.

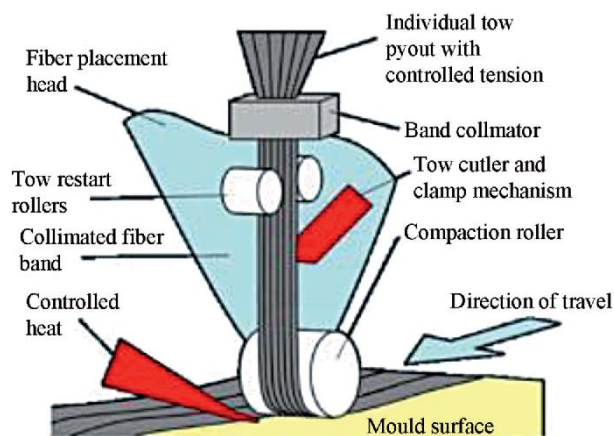


Figura 3.11 - Ilustração do processo de fiber placement. [33]

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

Este método permite a produção de peças nas mais variadas geometrias e dimensões e com uma precisão excepcional. É muito utilizado no setor aeronáutico devido às propriedades mecânicas finais da peça serem excelentes. Na Tabela 3.7 estão presentes alguns pontos positivos e negativos deste método.

Tabela 3.7 - Vantagens e Desvantagens do processo de Fiber placement.

| Fiber Placement | |
|--|--|
| Vantagens | Desvantagens |
| Peças com elevada complexidade geométrica; Boas propriedades mecânicas; Peças com grandes dimensões; | Custos iniciais elevados; Requer mão de obra qualificada; Processo não aconselhado para produção em série. |

4. MATERIAIS COMPÓSITOS INTELIGENTES

Nas últimas décadas a evolução do mundo industrial e a procura por novas e diversificadas soluções tem crescido a um ritmo exponencial. Assim, o design de novos materiais compósitos inteligentes, mais resistentes, multifuncionais, personalizáveis e com preocupações ambientais, tem sido foco de pesquisa e análise para aplicações nas mais diversas áreas tecnológicas e de engenharia [18][34].

Os materiais inteligentes têm a capacidade de responder, através da alteração das suas propriedades, a um estímulo externo nele aplicado e que pode tomar várias formas, seja através da aplicação de uma tensão ou deformação, alterações de temperatura, do campo elétrico ou do campo magnético, etc. A resposta do material a este estímulo também é arquitetada consoante as necessidades do produtor. As respostas mais comuns são a alteração da resistividade do material, da resistência mecânica, do campo magnético, etc.

Na Figura 4.1 é possível observar alguns exemplos de estímulos provocados a um material desta categoria (inputs) e algumas das respostas que eles conseguem dar (outputs).

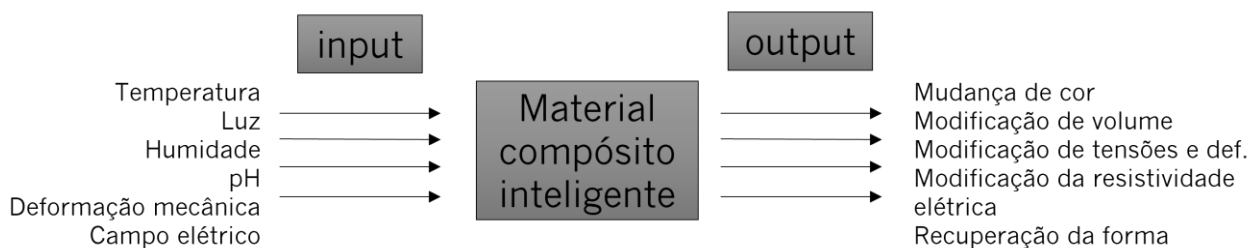


Figura 4.1 - Exemplos de estímulos e de respostas num material compósito inteligente.

Os modos de funcionamento destes materiais dependem naturalmente do tipo de material e da sua posterior resposta ao estímulo do ambiente. Contudo de forma sucinta encontra-se representado esquematicamente na Figura 4.2 o que acontece para a geração de uma resposta por parte de um material inteligente.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto



Figura 4.2 - Esquemática do comportamento de um material compósito inteligente.

No contexto de engenharia são vários os materiais com alguma relevância devido à sua versatilidade de aplicações. Alguns dos exemplos mais utilizados, encontram-se descritos sucintamente a seguir, com especial destaque nos materiais piezoelétricos [35]:

1. MATERIAIS PIEZORESISTIVOS – aplicados em tecnologia de sensorização. Materiais com capacidade de medir diferentes grandezas (pressão, aceleração, deformação, etc.) assim como de gerar corrente quando deformados ou alterarem a sua forma quando uma diferença de potencial lhes é aplicada;
2. MATERIAIS COM MEMÓRIA DE FORMA – matérias cujas deformações podem ser induzidas ou recuperadas através da aplicação de um campo térmico;
3. MATERIAIS TERMOELÉTRICOS – a principal característica destes materiais é a conversão de um gradiente térmico numa corrente elétrica ou vice-versa;
4. MATERIAIS AUTORREGENERÁVEIS – permitem que o material se “cure” através de regeneração local na zona de fratura, por fenómenos intrínsecos ou extrínsecos ao material;
5. MATERIAIS MAGNETOTÉRMICOS – estes materiais, quando expostos a um campo magnético oscilante respondem com uma alteração reversível do seu campo térmico.

Para dotar um material de características inteligentes, naturalmente vai depender sempre do tipo de material e das propriedades finais desejadas, contudo, geralmente funciona

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto através da incorporação de algum aditivo que contenha os atributos necessários para dotar o produto final das características responsivas pretendidas.

Os materiais inteligentes têm uma vasta gama de aplicações nas mais variadas áreas (Figura 4.3) devido às suas características únicas. Assim, a sua investigação e aplicação poderá vir a moldar o futuro da indústria a longo prazo.



Figura 4.3 - Aplicações de materiais compósitos inteligentes.

4.1.1. MATERIAIS PIEZOELÉTRICOS

Como referido anteriormente, existem vários tipos de materiais compósitos com capacidades inteligentes, sendo que os piezoelétricos apresentam um elevado interesse na área da engenharia, e mais concretamente, na realização deste estudo.

4.1.1.1. PRINCÍPIO DA PIEZORESISTIVIDADE

Dessa forma, um dos objetivos principais do trabalho é dotar o material de uma capacidade sensitiva para ser possível a sua monitorização. Assim, no presente subcapítulo pretende-se estudar o conceito da piezoresistividade que irá servir como base para a construção do material.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

A piezoresistividade consiste na alteração da resistência elétrica do material quando sobre ele é aplicada uma determinada tensão mecânica [36]. Este efeito pode ser exibido através de diferentes mecanismos em materiais diversos tais como metais ou compósitos. Microscopicamente, após a aplicação de uma determinada deformação mecânica, a distância entre as partículas do material vai ser alterada, e é isto que altera a resistividade elétrica do material [37].

A sensibilidade de um sensor piezoresistivo é representada pelo *Gauge Factor* (GF), que representa a alteração relativa da resistência mecânica, e é dada pela Equação [4.1].

$$GF = \frac{\frac{\Delta R}{R_0}}{\frac{\Delta L}{L_0}} = \frac{\Delta R}{R_0 \varepsilon} \quad [4.1]$$

Acima, R_0 representa a resistência do material antes da deformação (Ω), ΔR corresponde à variação da resistência provocada pela deformação (Ω), ΔL é a variação da deformação mecânica (mm), L_0 é a espessura inicial do produto (mm), e ε corresponde à deformação unitária aplicada.

Desta forma, e num ponto de vista teórico, o Gauge Factor é definido pelas propriedades mecânicas e elétricas do material, e por essa razão acaba por ser um excelente avaliador da viabilidade de um sensor.

4.1.1.2. COMPÓSITOS COM CAPACIDADE DE SENSORIZAÇÃO

A capacidade de sensorização é conseguida através da exploração do comportamento intrínseco de um material estrutural, e em 1988, Baron e Schulte [38] foram pioneiros na percepção do efeito do dano na resistividade elétrica de um compósito de fibras de carbono. No teste realizado que levou a esta descoberta, foi medida a resistência elétrica do compósito, sendo que este funcionou como um sensor e foram também utilizados leitores e contactos elétricos, para o envio de uma pequena corrente para o protótipo em estudo.

Uma vez que a capacidade de sensorização tem como base o efeito da piezoresistividade descrito, os compósitos com esta aptidão contêm um material condutor como fibras de carbono, partículas de carbono ou nanotubos, e as alterações de resistividade devem-se às mudanças de pontos de contacto entre os elementos condutores. No caso dos metais, estes tendem a ser altamente condutores, pelo que a sua resistividade é demasiado baixa para a sensorização ser eficaz. [1]

Um dos fatores que também irá influenciar qualquer análise à resistividade, é a configuração dos contactos eléctricos, já que isso irá governar a forma como a corrente é aplicada no protótipo em estudo. Na Figura 4.4 estão presentes algumas configurações possíveis para a colocação dos pontos de contacto eléctrico e da respetiva medição da resistividade.

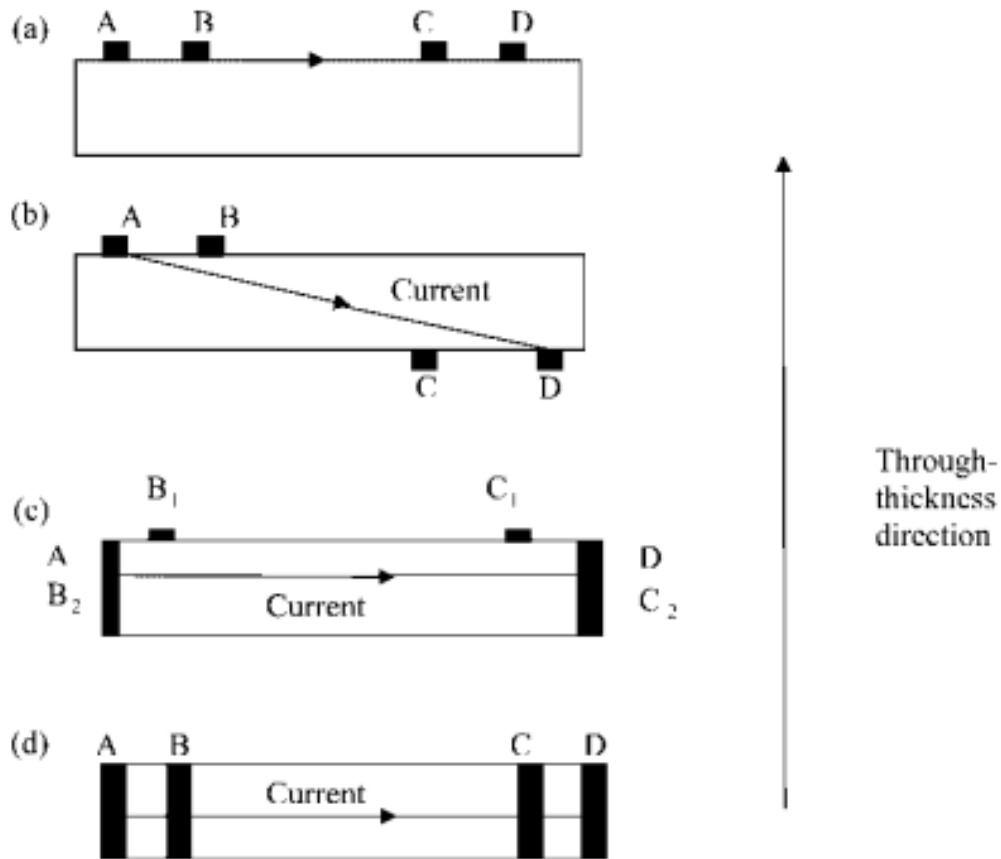


Figura 4.4 - Configurações dos contactos eléctricos num ensaio de sensorização. (a) Medição da resistividade superficial; (b) Medição da resistividade oblíqua; (c) Medição da resistividade do volume com pontos de contacto de tensão superficial; (d) Medição da resistividade do volume com pontos de contacto de tensão ao longo da espessura. [38]

De forma sucinta, em primeiro lugar na Figura 4.4 (a) encontra-se representado esquematicamente um protótipo onde os contactos eléctricos estão instalados na mesma superfície do plano do laminado, portanto a corrente apenas passa na zona superficial da peça. Seguidamente, na Figura 4.4 (b) a corrente é transmitida em superfícies opostas da peça, e também em lado opostos pelo que formam uma passagem de corrente oblíqua. Depois, em (c) os pontos de contacto da corrente encontram-se em faces perpendiculares às do laminado, transmitindo uma passagem de corrente por toda a espessura do laminado. Por último, em (d) os contactos de corrente estão em orifícios que atravessam a espessura do laminado, de

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto modo a que a corrente esteja no plano do laminado e percorra toda a seção transversal do corpo de prova.

Importa ainda referir que para um determinado protótipo em análise, a resistividade da superfície será superior à resistividade do seu volume, pelo que para um estudo laboratorial de pequenas dimensões, acaba por ser mais indicado o estudo da resistividade da superfície.

Assim sendo, na aplicação de uma determinada força de tração, a resistividade aumenta devido a uma redução dos pontos de contacto, e o caso contrário também se verifica quando a força é de compressão da estrutura. Assim, a condutividade irá aumentar com o aumento do material condutor uma vez que se começa a formar um caminho que os eletrões podem percorrer livremente. Na Figura 4.5 observa-se microscopicamente a dependência da condutividade elétrica da quantidade de material condutor. [39]

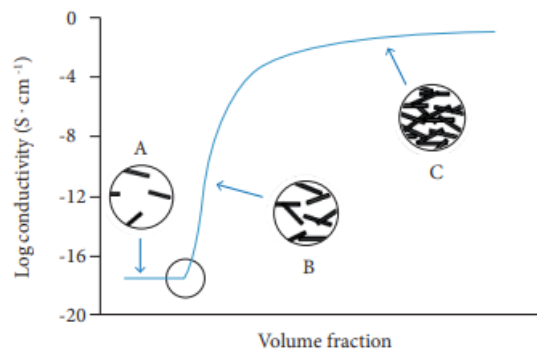


Figura 4.5 - Dependência entre a condutividade elétrica e quantidade de material condutor. [39]

Como referido, para dotar um compósito de uma capacidade de sensorização é necessário que ele tenha um certo grau de condutividade elétrica, seja através das fibras ou de outros aditivos, e essa condutividade tem de rondar os 10^{-12} e 10^{-8} S/cm para aplicações com descargas electrostáticas, 10^{-8} e 10^{-2} S/cm para aplicações de condutividade moderadas e superior a 10^{-2} para casos onde seja necessária uma elevada condutividade. [39]

A transição de compósito de isolador para condutor pode ser descrita matematicamente pela teoria da percolação descrita graficamente na Figura 4.6. O parâmetro crítico que determina a condutividade é, como referido, o volume de material condutor representado por Φ . Na observa-se então 3 zonas, sendo que a zona 1 corresponde à zona de percolação quando o material começa a se tornar condutor. Na zona 2, acontece um aumento linear da condutividade e do volume do material condutor, e na zona 3 a condutividade começa-se a tornar constante, tornando-se independente do volume de material condutor. [40]

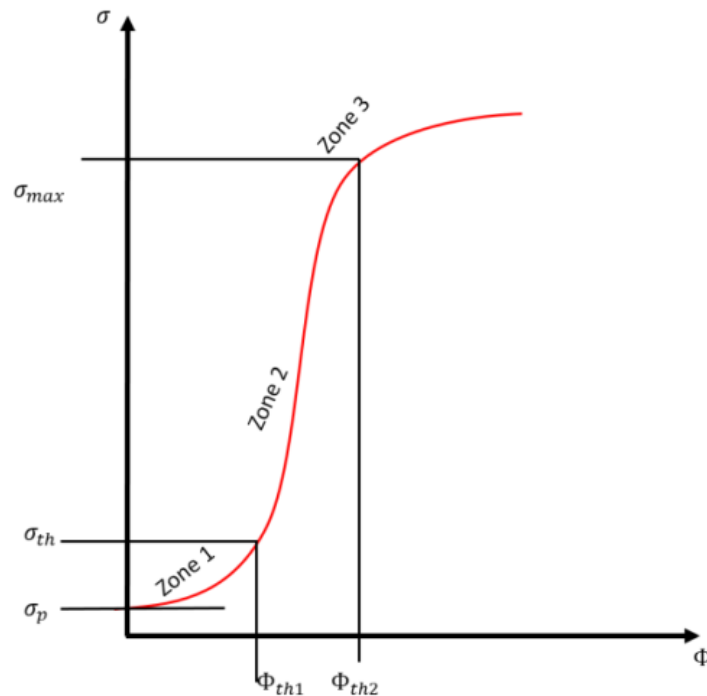


Figura 4.6 - Curva da percolação que relaciona a condutividade com o volume de um material condutor num PRF. [40]

Uma estrutura de compósitos com este tipo de capacidades é também atrativa devido prevenção da perda de propriedades mecânicas, que ocorre na eventualidade de os sensores serem inseridos na estrutura como um corpo à parte. Isto é, no caso de sensores embutidos, o seu diâmetro é muito superior ao das fibras de carbono, causando flexão da fibra em torno do próprio sensor o que leva a uma alteração das propriedades da estrutura.

Além disso, a durabilidade em dispositivos conectados que podem ser removidos é muito mais baixa, e acaba por ser muito mais difícil ou até mesmo impossível a sua reparação. [1]

4.1.1.3. APLICAÇÃO NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA

Como referido anteriormente, uma das fortes aplicações para os materiais compósitos inteligentes e com capacidade de sensorização, é a indústria aeronáutica. No presente subcapítulo serão apresentados alguns exemplos da aplicação deste tipo de materiais na indústria aeronáutica, com o intuito de se perceber aquilo que já é feito na indústria, assim como os parâmetros que ainda requerem algum estudo.

O dano numa estrutura aeronáutica pode ocorrer devido variações de temperatura, fenómenos climatéricos como trovoadas, corrosão, humidade e a variações de tensão causadas

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto devido à turbulência, cargas inesperadas, impacto de objetos a altas e baixas velocidades (balas, pássaros, projéteis variados, etc.), ou até mesmo durante a montagem de componentes. [38]

Naturalmente, estes diferentes fenômenos referidos acima dependem do material estrutural utilizado, sendo que os metais e os compósitos têm propriedades diferentes e por isso prospeção para resistência a diferentes tipos de esforços. Assim, no que toca aos compósitos, eles estão mais sujeitos a uma maior degradação com trovões, devido à sua condutividade elétrica mais reduzida do que a dos metais. A epóxi utilizada também é menos resistente à presença de humidade e tende a degradar mais severamente. Além disso, devido à diferença dos coeficientes de expansão térmica entre a fibra e a resina, a interface entre ambas vai sofrer maior desgaste quando a temperatura atinge picos de extremo frio ou calor.

Além de tudo, o que foi referido a nível das desvantagens dos compósitos, outra complicação deste tipo de materiais é a possibilidade de ocorrerem falhas mesmo antes da primeira utilização do avião como a ondulação das fibras ou delaminação que corresponde à separação entre as várias camadas de fibra (Figura 4.7). Este fenómeno pode ser extremamente perigoso uma vez que com a utilização do avião, estas falhas tendem a crescer e o que inicialmente passa despercebido aos produtores, pode acabar por causar acidentes letais.

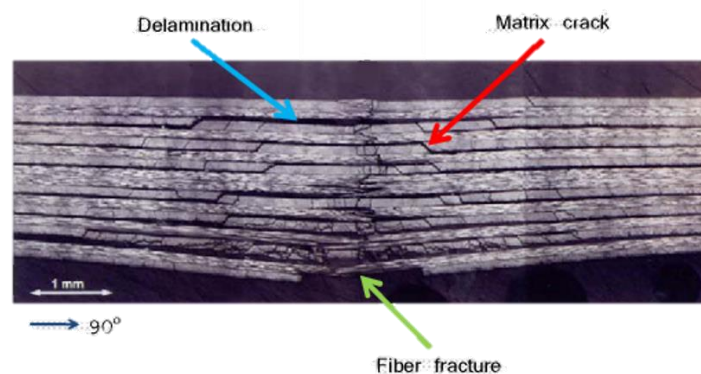


Figura 4.7 - Fenómenos de dano em materiais compósitos. [41]

Uma outra característica dos materiais compósitos é a sua anisotropia. As fibras, comumente dispostas em laminados e como consequência a resistência mecânica será muito superior no plano do laminado, em particular, na direção das fibras. A interface entre os vários

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto laminados adjacentes também será uma parte com características inferiores, e será mais propenso à propagação de dano. [38]

Tendo em conta todos estes fatores menos positivos dos compósitos, a monitorização da integridade estrutural contínua é quase indispensável nos compósitos aeronáuticos, e é aí que surge a importância da dotação de certos componentes do veículo da capacidade de sensorização.

A nível estrutural, materiais sensíveis são utilizados em algumas partes das asas, do motor e da fuselagem de um avião, contudo em escala ainda muito reduzida, e estão a ser feitos cada vez mais testes para a sua aplicação em outros componentes de um avião. Na Figura 4.8 é possível visualizar algumas das aplicações existentes assim como aquelas que apresentam um maior potencial para a integração de materiais inteligentes num veículo aéreo.

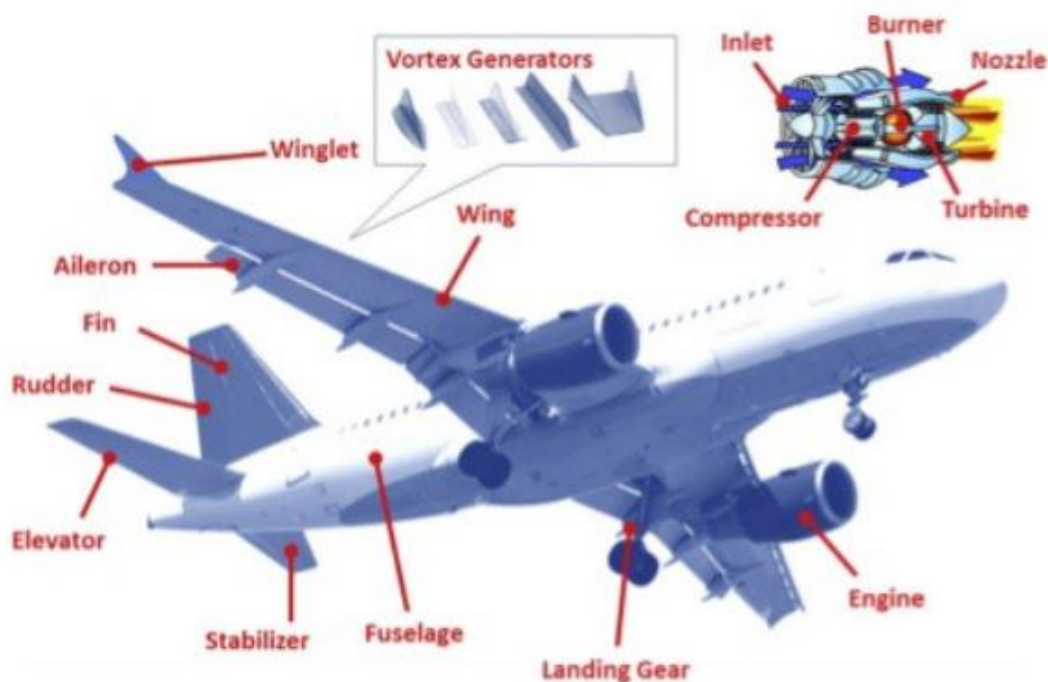


Figura 4.8 - Potenciais aplicações existentes e possíveis de materiais inteligentes na indústria aeronáutica

Um dos principais motivos para a aplicação de materiais sensíveis num avião é a necessidade de monitorização da integridade estrutural do veículo[1], como já foi referido. A deteção prévia de dano e fadiga numa estrutura pode ser a chave para aumentar a segurança das viagens aéreas e a vida útil do veículo. A degradação é muitas vezes proveniente da fadiga, do impacto de corpos soltos (como por exemplo pássaros), da abrasão por granizo e areias, etc. Nesse sentido, os compósito sensíveis são particularmente eficazes já que conseguem

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto detetar danos menores e por vezes até indetetáveis a olho nu, levando a uma reparação prévia do avião, prevenindo a ocorrência de acidentes maiores.

Existem outros métodos de deteção de dano, mas que acabam por não ser tão eficazes para este propósito como os compósitos inteligentes quando se trata de sinais muito pequenos de desgaste [1]. Além disso, os compósitos são altamente eficazes para a monitorização de cargas e da estrutura em operações normais de funcionamento, pelo que conseguem medir as deformações ou tensões no regime elástico, mesmo com a ausência de danos.

Um fator preocupante para os projetistas de aviões é capacitá-los para resistir às condições ambientais a altas altitudes, que podem ter gamas de temperaturas muito amplas e sofrer fenómenos meteorológicos agressivos.

Já foi anteriormente mencionado que os relâmpagos são um flagelo dos compósitos, devido à sua condutividade inferior aos metais, e quando um raio atinge a fuselagem do avião, uma elevada corrente é criada que necessita de ser dissipada para evitar a criação de fissuras irreparáveis (Figura 4.9) na estrutura ou até mesmo chegar a entrar dentro do avião e criar fogos que tornariam o voo extremamente perigoso.



Figura 4.9 - Exemplar de um avião atingido por raios [42].

Além disso em situações de frio extremo existe também a possibilidade da criação de camadas de gelo em algumas partes do avião, como por exemplo nas asas, o que vai alterar significativamente a aerodinâmica do avião levando a forças de arrasto que podem alterar a performance e a longevidade do avião.



Figura 4.10 - Acumulação de gelo na asa de um avião [43]

Assim, utilizando os dois últimos exemplos anteriores, verifica-se que a utilização de fibras de carbono para dotar o material de uma capacidade de sensorização nem sempre é suficiente visto que a sua condutividade é intrinsecamente dependente do volume de fibras condutoras presentes no conjunto, e uma utilização maior desse material poderá levar a aumentos no peso total do veículo que o tornariam inviabilizado para os voos. Assim, uma possibilidade poderá ser a implementação de um aditivo à matriz para aumentar o nível de condutividade do composto. [39]

Durante muito tempo foi estudada a implementação de nanotubos de carbono (CNTs) na matriz de epóxi para o aumento da condutividade, contudo existem atualmente estudos que comprovam o interesse de nano-plaquetas de grafeno como substituto dos CNTs.

4.1.1.1. ADITIVOS CONDUTORES

Com uma maior procura por materiais compósitos com características mecânicas superiores, surgem vários estudos de diversos aditivos e fibras que podem conferir propriedades distintas ao produto final.

Para a adição da capacidade de sensorização material, nanomateriais de carbono possuem propriedades superiores a nível mecânico e elétrico, o que os torna aditivos ideais para compósitos poliméricos. Assim sendo, têm surgido vários estudos com nanotubos de carbono (CNTs) devido à sua estrutura única que lhes confere excelentes propriedades

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto térmicas e elétricas. Contudo, e apesar de continuar a ser uma excelente opção, é também uma extremamente dispendiosa e de difícil dispersão pelo compósito [44].

Uma outra opção que tem vindo a ser cada vez mais empregue é o grafeno já que é um dos materiais atualmente mais resistentes e com uma maior dureza. Na Tabela 4.1 é possível observar mais algumas características deste material, assim como de outros à base de carbono.

Tabela 4.1 - Propriedades de materiais à base de carbono. [39]

| Material | Massa volúmica (g/cm ³) | Condutividade Elétrica (S/m)*10 ⁶ | Condutividade Elétrica Específica |
|----------|-------------------------------------|--|-----------------------------------|
| CNTs | 1.4 | 3.33 | 2 |
| Grafeno | 0.3 | 100 | 333 |
| Grafite | 2.25 | 0.073 | 0 |

Como se pode observar em cima, o grafeno é o material com uma maior condutividade elétrica específica, tornando-o numa ótima opção para a aplicação na indústria aeronáutica.

Mais recentemente surgiram os nanoplaquetas de grafeno (GNPs) que consistem em algumas camadas de grafeno (

Figura 4.11) e são consideradas das mais atrativas opções para aditivar compósitos poliméricos. Alguns benefícios deste material é o seu custo de produção mais reduzido do que os CNTs sem prejudicar as propriedades mecânicas [44], e além disso têm maior capacidade de produção em massa [37].

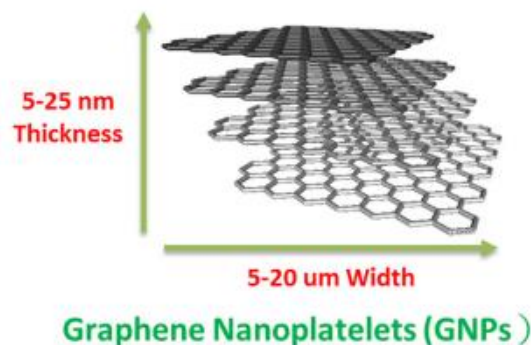


Figura 4.11 - Estrutura dos GNPs [45].

Existem algumas formas diversas para a obtenção de GNPs, como por exemplo através do moimento de bolas, da esfoliação da grafite em fase líquida ou esfoliação por cisalhamento

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto ou a exposição da grafite intercalada com ácido sulfúrico a radiação de micro-ondas. Cada uma destas técnicas vai conferir uma determinada espessura, tamanho e geometria ao pó resultante.

Com as inúmeras vantagens associadas ao grafeno, parece ser então o material ideal a ser incorporado no presente estudo, e para futuras referências encontram-se na Tabela 4.2 as principais propriedades do grafeno.

Tabela 4.2 - Propriedades do Grafeno

| Propriedade | Valor |
|------------------------------|---|
| Módulo de Young | 1 TPa |
| Condutividade Térmica | 5000 W m ⁻¹ K ⁻¹ |
| Transmitância | 97.7% |
| Mobilidade eletrônica a 25°C | 2*10 ⁵ cm ² V ⁻¹ s ⁻¹ |
| Área Superficial | 2630 m ² g ⁻¹ |
| Resistividade elétrica | 10 ⁻⁶ Ω*cm |

5. MATERIAIS NÃO-NEWTONIANOS

Apesar de conterem uma presença mais discreta na biosfera, os materiais não-newtonianos estão longe de serem unicamente uma curiosidade acadêmica e com pouca relevância prática [46]. Na verdade, existem inúmeros fluídos de relevância biológica ou fluídos sintéticos industriais que não apresentam as típicas características newtonianas.

Os materiais que não obedecem à lei de Newton são então líquidos incompressíveis e que comportam alterações na sua viscosidade dependendo da tensão que lhes é aplicada. Esta alteração pode dar-se sob a forma de um aumento ou uma diminuição da viscosidade do fluído.

Para o estudo em questão, os materiais mais interessantes são aqueles que sofrem um aumento da viscosidade aquando da aplicação de tensões, uma vez que este comportamento lhes vai conferir uma resistência ao impacto superior [47]. Na Figura 5.1 é possível observar graficamente o comportamento descrito ao nível microscópico.

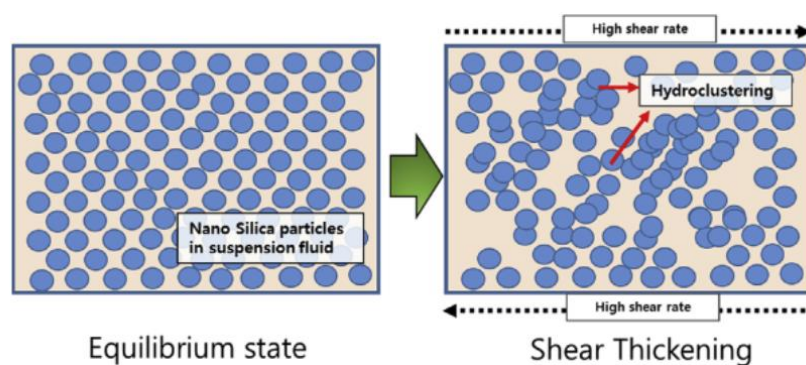


Figura 5.1 – Comportamento microscópico do STF [48].

Um STF é uma combinação de nano ou micropartículas de óxido de metal duro, sendo que normalmente utiliza-se sílica, e essas partículas estão dispersas numa base fluída que pode ter um comportamento newtoniano, como por exemplo água ou polietilenoglicol (PEG) [49].

Microscopicamente, existem algumas teorias que podem explicar o comportamento único deste materiais, e as mais aceites são a teoria de ordem-desordem e dos *hidroclusters*. A primeira teoria de ordem-desordem descreve o fluxo da estrutura como uma passagem de camadas ordenadas para um conjunto desordenado com o aumento das tensões de

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto cisalhamento, o que leva a um aumento de forças de atração entre as partículas aumentando significativamente a viscosidade do material [50].

A teoria dos hidroclusters é explicada através da tendência das partículas para formarem aglomerados sob tensões elevadas o que mais uma vez leva a que o material tenha o comportamento de um sólido [50].

Quando a força de cisalhamento deixa de ser aplicada, as forças de atração entre as partículas irão diminuir o que leva à desintegração dos aglomerados formados, portanto a viscosidade do material vai diminuir e ele irá comportar-se novamente como um líquido.

Uma das aplicações mais interessantes do STF é então conferir ao material um aumento de absorção de energia aquando de um impacto a alta velocidade. Esta premissa tem sido altamente estudada e os resultados são positivos, sendo que em trabalhos realizados anteriormente chegou-se a verificar até aumentos de mais de 200% na resistência ao impacto [46]. Na Tabela 5.1 retirada de um trabalho anterior, observam-se resultados de um teste de impacto de Charpy de quatro materiais diferente com e sem a presença de um STF na sua matriz, sendo visível o acréscimo de resistência que o STF conferiu ao produto final.

Tabela 5.1 - Comparação da absorção de energia de materiais diferentes com e sem a presença de um STF [46].

| | W/ STF | W/o STF | Increase |
|-------------------|-----------|-----------|----------|
| Carbon 0-90º | 163.19 kJ | 67.99 kJ | +140% |
| Carbon Bouligan | 206.94 kJ | 95.42 kJ | +116% |
| E-Glass 0-90º | 540.32 kJ | 167.78 kJ | +222% |
| E-Glass Bouligand | 490.06 kJ | 224.02 kJ | +118% |

Importa ainda perceber alguns dos parâmetros que podem influenciar o desempenho de um STF na absorção de energia e nas suas características reológicas. A título de exemplo, a fração volúmica das partículas em comparação com o líquido pode afetar significativamente o aumento da viscosidade, sendo que uma maior concentração de partículas leva a um aumento da aglomeração devido à menor distância entre partículas. Além da fração volúmica, a forma e a estrutura das partículas também irão afetar o produto final.

Um outro fator que pode influenciar a absorção de energia de um STF é a presença de mais algum aditivo tal como o grafeno [50]. De acordo com alguns estudos onde o grafeno foi utilizado para reforçar os STF de sílica, a viscosidade do produto final mostrou aumentar

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto significativamente comparativamente com o STF puro. Na Figura 5.2 observa-se de forma esquemática a interação microscópica das nanopartículas de sílica com as partículas de grafeno incorporadas.

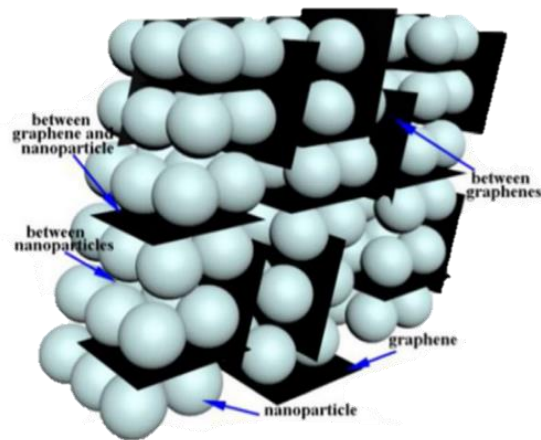


Figura 5.2 - Interação entre partículas de grafeno e de sílica [50].

Resumidamente, é de notar a diferença significativa na absorção de energia com a incorporação de um material com comportamento de STF. Isto torna-se ainda mais interessante no presente estudo, especialmente para a indústria aeronáutica militar já que a hipótese da adição de um STF poderá vir a conferir ao veículo uma proteção extra contra os corpos externos que possam comprometer a integridade da aeronave.

Além disso, a adição de outros componentes como o grafeno, além da vertente de sensorização que virá a ser explorada mais à frente, pode ainda aumentar a eficiência da absorção de energia o que é extremamente vantajoso.

6. PARTE EXPERIMENTAL

Ao longo dos capítulos anteriores foi feita uma apresentação sobre a indústria aeronáutica com o intuito de se perceber aquilo que já existe atualmente e as suas necessidades, já que o intuito deste trabalho é precisamente a criação de um material a ser utilizado em aviões militares.

Além disso, foi feita também uma apresentação sobre os materiais compósitos, comparando-se vários tipos de fibras, resinas e tipos de processamento com o objetivo de se tomar uma decisão informada sobre aquilo que será utilizado para a construção do protótipo que será posteriormente sujeito a testes.

Assim sendo, no presente capítulo, culminando tudo aquilo que foi analisado anteriormente, irá ser apresentado o procedimento utilizado para a construção das amostras.

6.1. SELEÇÃO DE MATERIAIS

O presente trabalho pretende a construção de um material com características únicas a ser aplicado na indústria aeronáutica militar. Essas características passam pela capacidade de monitorização do material através do efeito piezoresistivo apresentado no capítulo 4.1.1.1, e pela proteção fortificada ao impacto de corpos estranhos à aeronave.

Inicialmente, no capítulo 2.1, foram apresentados os materiais mais utilizados na indústria aeronáutica, bem como a sua evolução, e essa literatura servirá agora para a seleção do material de reforço a utilizar na construção do protótipo para estudo. Assim sendo, e seguindo a atual tendência dos compósitos na aeronáutica, irá se optar pela utilização de fibras de carbono no estudo, visto ser o reforço mais utilizado dentro dos compósitos aplicados nesta área.

Optou-se pela fibra de carbono de referência T-300 após alguma pesquisa das opções utilizadas na indústria, por ser uma fibra de alta performance e apropriada para aplicações aeronáuticas. As propriedades deste tipo de fibra de carbono encontram-se na Tabela 6.1.

Tabela 6.1 - Propriedades das fibras de carbono Hexcel IM7 [51]

| Propriedade | Unidade |
|-----------------------------|-----------------------|
| Tensão de Cedência | 3530 MPa |
| Módulo de Young | 230 GPa |
| Deformação na tensão máxima | 1.5% |
| Massa volúmica | 1.76g/cm ³ |
| Diâmetro de filamento | 7 microns |

No que toca ao laminado de reforço, este foi contruído a partir de um tecido de fibras de carbono unidirecionais, sendo que cada camada foi disposta com orientações perpendiculares entre si, criando assim uma disposição de 0/90° entre fibras. Optou-se por esta disposição uma vez que as propriedades mecânicas acabam por ser superiores relativamente a placas criadas com tecido de fibra com 0/90° desde origem. Foram então utilizadas 4 camadas com orientação de 0° e 4 camadas com orientação perpendicular (90°), sendo que foram dispostas alternadamente entre si como se vê na Figura 6.1.

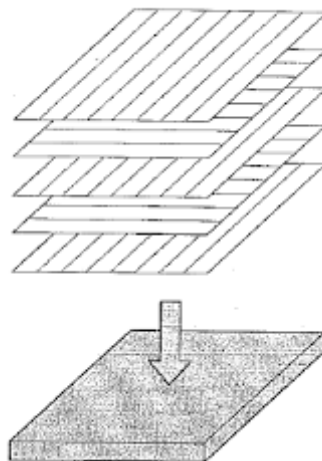


Figura 6.1 – Esquemática de tecidos de fibra unidirecionais, dispostas com orientações de 0 e 90 graus entre si [52].

Com o reforço selecionado, resta agora definir os restantes materiais a serem utilizados para conferir ao protótipo as características desejadas de utilização. No subcapítulo 3.2.2.1 foram discutidas e apresentadas algumas resinas que normalmente são empregues no ramo

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto da aeronáutica por terem características de alta performance, acima de tudo altas temperaturas de serviço. Dessa forma, naturalmente tentou-se utilizar primeiramente uma dessas resinas, nomeadamente a SR 1660, referenciada anteriormente, contudo essa resina é indicada para processos de infusão, e o seu ciclo de cura a moldação por compressão era extremamente longo, podendo ultrapassar os 3 dias em ciclos de pressão e temperatura. Assim sendo, este processo acabou por ser inviabilizado, sendo que se teve de optar por resinas disponíveis e possíveis de ser utilizados no planeamento feito para a execução do trabalho.

Dessa forma, será utilizada como base de matriz a resina epóxi do distribuidor *Sicomín* e com referência SR 8500 (Figura 6.2) e o endurecedor SD 8525 [53]. Para algumas das placas a resina será aditivada com o intuito de adquirir propriedades mecânicas diferenciadas, como será explicado mais à frente.



Figura 6.2 - Resina utilizada para testagem.

A resina foi encomendada conforme a disponibilidade do fornecedor, tendo em conta as características das resinas apresentadas anteriormente. Assim, as suas propriedades específicas encontram-se representadas na Tabela 6.2.

Tabela 6.2 - Características da resina utilizada nas amostras.[53]

| Resina | Massa volúmica g/cm ³ | Tensão de Cedência (MPa) | Módulo de Young (GPa) | Temperatura máxima de serviço (°C) |
|---------------|----------------------------------|--------------------------|-----------------------|------------------------------------|
| Epóxi SR 8500 | 1.14 | 70.0 | 2.50 | 100 |

A principal característica que pode levantar questões relativamente à utilização desta resina na indústria aeronáutica passa pela temperatura máxima de serviço admitida, que é mais baixa do que o valor exposto para as resinas apresentadas anteriormente. Apesar disso, pelo facto de as outras características terem valores semelhantes às outras resinas, e pela disponibilidade de recursos e temporal, acabou por se optar por esta opção. Além disso, nos testes realizados às amostras, será sempre feito em condições de temperatura ambiente pelo que não se espera grandes divergências nos resultados.

Com o objetivo de testar o material para uma maior dissipação de energia, será adicionado um material com propriedades de *shear thickening*, já que a aplicação deste tipo de material, com base em estudos anteriores [46] provou aumentar a resistência ao impacto em até 200% e por essa razão pretende-se avaliar a sua aplicabilidade nesta indústria.

Uma vez que o STF tem propriedades singulares, a sua dispersão na matriz pode ser complicada, pelo que se irá optar por uma solução com apenas 25% STF na matriz, já que um valor superior poderá inviabilizar o protótipo para testagem.

Por último, tal como apresentado no capítulo 4.1.1.1, os GNPs conferem ao produto final a propriedade de piezoresistividade desejada para a monitorização da estrutura, pelo que será então adicionado este aditivo na matriz.

Apenas a placa superior do protótipo terá a incorporação do grafeno na matriz já que caso contrário se tornaria extremamente dispendioso. Além disso, para o teste de piezoresistividade acaba por ser mais fácil a avaliação da eficácia do grafeno se apenas a primeira camada estiver funcionalizada.

6.2. CONSTRUÇÃO DO PROTÓTIPO

Para a construção do protótipo final para ensaio, além da seleção dos materiais é necessário estudar a melhor forma de os integrar no produto de forma homogênea, funcional e econômica.

Além disso, foi necessário também perceber as placas a serem construídas e as suas respectivas composições. A Tabela 6.3 apresenta detalhadamente essa informação, sendo que todas elas terão a mesma espessura (2 mm) e apenas diferem no conteúdo de STF e de GNPs presente. Os valores apresentados correspondem à fração percentual da massa da matriz do compósito.

Tabela 6.3 - Conteúdo de STF e de GNPs em cada placa desenvolvida.

| Placa | % STF | % GNP |
|-------|-------|-------|
| 1 | 0 | 0 |
| 2 | 0 | 2 |
| 3 | 0 | 2.5 |
| 4 | 0 | 3 |
| 5 | 25 | 2 |
| 6 | 25 | 2.5 |
| 7 | 25 | 3 |
| 8 | 25 | 0 |

6.2.1. INTEGRAÇÃO MATRIZ/STF

Para o material com propriedades de *shear thickening* utilizou-se um STF fornecido pela empresa *SpaceEngineering*, uma vez que desenvolver um do zero seria demasiado dispendioso a nível de tempo e não é o objetivo do trabalho.

Em experiências anteriores foi feita uma mistura através de agitação manual com a resina epóxida e o STF líquido aquecido ligeiramente. No entanto, apenas se agitava até a mistura parecer homogênea a olho nu o que não se provou eficaz visto que no processo de impregnação da matriz aditivada nas fibras, o produto mostrou-se muito difícil de dispersar

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto (Figura 6.3) e o protótipo final ficou com bastantes irregularidades. Além disso, acabou por haver demasiados desperdícios, já que a presença do STF também acelerou o processo de solidificação da resina quando se juntava o catalisador, pelo que a impregnação tinha de ser muito rápida e mesmo assim houve dificuldades.



Figura 6.3 - Formação de grumos de STF na impregnação, após a sua incorporação na matriz de forma manual.

Em detrimento de uma mistura manual, desta vez optou-se por testar um agitador mecânico como forma de dispersão do STF na resina epóxida. Primeiramente aqueceu-se o STF até cerca de 120° e de seguida colocou-se também a parte A da resina no forno para que o choque térmico não fosse demasiado brusco. Mediu-se ambos os constituintes para que a mistura contivesse os desejados 25% de STF. Após uma breve agitação manual, passou-se então o combinado para o agitador mecânico onde ficou durante cerca de 25 minutos (Figura 6.4).



Figura 6.4 - Mistura de STF e epóxi no agitador mecânico.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

Apos esse tempo, adicionou-se o catalisador à mistura, e o agitador continuou a trabalhar durante mais cerca de 2 minutos. Se ultrapassar este tempo, a reação entre ambas a parte da resina irá ser muito acelerada e será impossível trabalhar com a mesma para a impregnação, já que começa a solidificar.

O produto final foi bastante satisfatório e verificou-se que efetivamente o agitador mecânico resolveu os problemas que a agitação manual trazia na dispersão do STF, uma vez que a impregnação foi feita de forma simples e sem a acumulação de grumos.

Ainda assim, optou-se por se fazer sempre pequenas quantidades de cada vez para impregnação, já que com a presença do STF existe sempre uma aceleração do processo de reação.

6.2.2. INTEGRAÇÃO MATRIZ/GNPs

À semelhança do subcapítulo anterior, para a dispersão de GNPs numa matriz epoxídica, vários métodos foram estudados até se selecionar uma possibilidade a testar. Um método comumente utilizado é a aplicação de solventes orgânicos, no entanto este método requer a evaporação do solvente antes da cura do produto final o que além de não ser eficiente em produção em grande escala, também acaba por afetar negativamente as propriedades mecânicas e elétricas do compósito [44].

Uma característica importante do grafeno é que tem elevadas forças *van der Waals* e, portanto, não exhibe um comportamento estável quando misturado com solventes comuns como a acetona, mesmo após a utilização de ondas ultrassónicas, e pode acabar por se aglomerar durante a secagem.

Assim sendo, após a leitura de um estudo [44] que comparou vários métodos de dispersão de GNPs com epóxi, e aquele que apresentou melhores resultados e que será aplicado no presente estudo é a dispersão durante 30 minutos através da utilização de ondas ultrassónicas, seguida de mais 1 hora da mistura no agitador mecânico.

Após a medição precisa da Parte A da resina e do grafeno nas quantidades desejadas para cada mistura, o produto é então levado a uma máquina de durante 30 minutos que tem como objetivo dissolver as acumulações de grafeno, reduzindo-o às nanoplaquetas. Na Figura 6.5 é visível a uma mistura de resina com o grafeno neste aparelho.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto



Figura 6.5 - Mistura de resina e grafeno no aparelho de ultrassons.

Após os 30 minutos no aparelho de ultrassons, a mistura é então levada a um agitador mecânico onde permanecerá durante mais 1 hora para concluir a dispersão dos GNPS na resina epóxida (Figura 6.6).



Figura 6.6 - Mistura de resina e grafeno no agitador mecânico.

Após a conclusão deste processo, é então adicionado o catalisador da epóxida e fica a mistura pronta para impregnação.

Com o objetivo da criação de vários protótipos diferentes para efeitos de testagem e comparação, foram fabricadas aqui 3 composições da matriz com 2%, 2,5% e 3% de grafeno, todas elas utilizando o mesmo processo de dispersão descrito. A epóxida utilizada será aquela apresentada no capítulo 6.1 e o catalisador da mesma apenas será adicionado após o processo de dispersão do grafeno. Uma vez que se pretende apenas a colocação da resina aditivada com GNPS na camada superficial das placas, a quantidade de produto necessária para cada porção de grafeno é muito reduzida. Na Tabela 6.4 estão presentes as quantidades exatas de resina parte A, parte B e grafeno utilizadas para cada placa.

Tabela 6.4 - Constituição das matrizes com grafeno.

| % Grafeno | Resina parte A | Resina parte B | Grafeno |
|-----------|----------------|----------------|---------|
| 2 % | 50g | 12.5g | 1.25 g |
| 2.5 % | 50g | 12.5g | 1.56 g |
| 3 % | 50g | 12.5g | 1.88 g |

6.2.3. IMPREGNAÇÃO RESINA/MATRIZ

Após a preparação das resinas aditivadas, chegou então a fase da construção de todo o protótipo, com as medidas adequadas para a testagem posteriormente.

As principais variáveis em estudo são a influência do STF na matriz e no aumento da capacidade de energia, a capacidade de piezoresistividade com várias percentagens de grafeno, e a interação entre o grafeno e o próprio STF.

Assim sendo, antes do início do processo, foi necessário perceber quantas placas teriam de ser desenvolvidas para a análise dessas mesmas variáveis. Primeiramente é necessária uma placa de controlo apenas com as fibras de carbono e com a epóxida natural, para se obter dados do material sem qualquer tipo de aditivo e conseguir perceber a sua utilidade. Além disso, são também desenvolvidas 3 placas sem a presença do STF e com as 3 diferentes percentagens de grafeno referidas anteriormente, com o objetivo de se perceber o efeito do grafeno sem o STF, comprovando se a presença de um destes componentes irá afetar o bom funcionamento do outro. São ainda desenvolvidas mais 3 placas com os mesmo conteúdos de grafeno, mas acrescentando-se o STF em 25%, sendo que uma maior percentagem deste produto pode inviabilizar os protótipos pela dificuldade de dispersão, e mesmo no peso final do produto que não poderá ser demasiado alto visto que se trata de um material a ser aplicado na aeronáutica. Com estes últimos componentes, pretende-se avaliar a dispersão de energia por parte do STF, além da efetividade do próprio STF e do grafeno quando aplicados em simultâneo. Por último, é feita apenas mais uma placa apenas com os 25% de STF dispersos na matriz.

Com esta preparação é possível então iniciar o processo de construção do compósito. Primeiramente, o tecido de fibra de carbono é tensionado numa superfície plana onde se irá

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto marcar as linhas de corte com as dimensões desejadas. Na Figura 6.7 está presente o tecido de fibra esticado, com os instrumentos necessários para se iniciar as marcações.

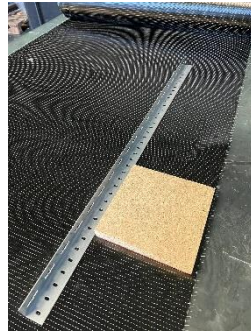


Figura 6.7 – Rolo de tecido de fibra pronta para corte.

Para perceber a dimensão da placa que deve ser projetada, é necessário definir os testes que serão realizados para conseqüentemente se calcular a geometria dos provetes. Os cálculos neste sentido são apresentados no próximo capítulo, contudo definiu-se que os protótipos terão 20 mm de largura e de comprimento, sendo que 7mm são apenas a margem para os cortes. Na Figura 6.8 é possível visualizar o esquema projetados para a placa, já com os provetes marcados para um ensaio de medição da resistividade em cada placa, os testes de flexão com análise da resistividade e testes de impacto de Charpy, sendo que para estes últimos 2 serão feitos 5 provetes de cada com o intuito da realização de vários testes para validar os resultados. No próximo capítulo estão explícitos os cálculos feitos para a obtenção do tamanho dos provetes.

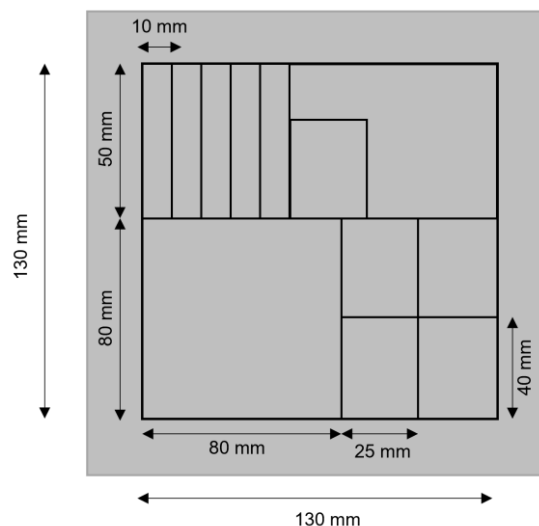


Figura 6.8 - Esquema da placa de compósito com as dimensões dos provetes para testagens

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

O objetivo é que a placa tenha 2mm de espessura e, portanto, com base na espessura individual de cada camada de fibra e em relatórios anteriores, estima-se que sejam necessárias 8 camadas de fibra para cada placa, e uma vez que são necessárias 8 placas, totalizou 64 camadas de fibra a serem cortadas. Na Figura 6.9 visualiza-se as 64 camadas cortadas e prontas para o processamento.



Figura 6.9 - Camadas de fibra cortadas com as dimensões desejadas.

O método de processamento dos protótipos é então feito através de *hand lay-up* para a aplicação de resina, sendo posteriormente colocado numa prensa para a cura do material, sob aplicação de pressão e temperatura. Para a resina em questão, e após consulta da ficha técnica admitiu-se um tempo de cura de cerca de 15 min a 95°C, com aplicação pressão a 13 bar.

Para a produção da placa de controlo, sem a presença de qualquer aditivo, apenas foi necessário medir a massa da Parte A e da Parte B da resina, que segundo as instruções presentes na embalagem, tinham de ser administradas numa porção de 100 para 32 gramas respetivamente.

À mistura de resina com STF juntou-se o catalisador nas proporções descritas na embalagem e começou-se então por colocar o material desmoldante assim como uma camada extremamente fina de resina com STF para que as fibras aderissem ao desmoldante.

Seguiu-se um processo cíclico em que era colocada uma camada de tecido de fibra e logo de seguida dispôs-se a resina com um pincel e com o auxílio de um rolo com saliências que garantiam que todos os espaços estavam a ficar preenchidos pela matriz. Após todas as camadas estarem impregnadas, o material é então submetido a calor e temperatura para curar.

Desenvolvimento de um material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

Por último, e através do mesmo processo descrito, é necessário produzir as placas de resina com grafeno, sendo que após a cura, as placas com matriz de STF e de grafeno são coladas com uma cola própria.

Após a produção de todas as placas foi necessário pesar todas elas, para que fosse feita uma comparação entre a massa das fibras de cada placa, e a sua massa final com a incorporação da resina e dos aditivos. É de notar que as designações de placas atribuídas na Tabela 6.3, com as suas respetivas constituintes, se irão manter ao longo do correr do projeto. Na Tabela 6.5 estão então descritas as massas de todas as placas antes e depois da impregnação e cura.

Tabela 6.5 - Massa das fibras e das placas finais.

| Placa | Massa (g) das fibras | Massa (g) da placa final | Desvio (g) | % de fibras |
|-------|----------------------|--------------------------|------------|-------------|
| 1 | 102.7 | 145.11 | 42.4 | 71 % |
| 2 | 103.7 | 183.4 | 79.7 | 57 % |
| 3 | 104.6 | 146.1 | 41.5 | 72 % |
| 4 | 105.1 | 144.3 | 39.2 | 73 % |
| 5 | 101.7 | 149.8 | 48.1 | 68 % |
| 6 | 102.3 | 147.7 | 45.4 | 69 % |
| 7 | 103.4 | 155.9 | 52.5 | 66 % |
| 8 | 103.7 | 154.3 | 50.6 | 67 % |

7. ENSAIOS LABORATORIAIS

Para avaliar o efeito e a influência de cada uma das placas criadas, é necessário ensaiá-las em relação às suas propriedades mecânicas e elétricas, a fim de medir a efetividade do STF e do grafeno, respectivamente.

No entanto, importa referir que nos ensaios executados, apesar de terem sido realizados segundo as normas adequadas e apresentadas no início de cada capítulo do respetivo ensaio, os valores obtidos estão sempre suscetíveis a erros e desvios consideráveis, devido a inúmeros fatores, nomeadamente a grande variabilidade existente na produção de compósitos com a complexidade dos preparados elaborados para este trabalho, onde além da matriz e reforços já utilizados, também são incluídas nanoplaquetas e STF. Além disso, o próprio processo de produção das placas também é bastante manual o que aumenta a probabilidade de erros humanos.

7.1. TESTE DE CONDUTIVIDADE ELÉTRICA

Com o intuito de avaliar a eficácia da preparação das fibras e da dotação das mesmas de uma capacidade de monitorização, começou-se por analisar a condutividade elétrica de cada um dos protótipos criados.

A resistividade elétrica é dada pela Equação [7.1].

$$\rho = R * \frac{A}{L} \quad [7.1]$$

Onde,

ρ – Resistividade elétrica (Ωm);

R – Resistência elétrica (Ω);

A – Área superficial (m^2);

L – Distância entre elétrodos (m)

Como referido anteriormente, a resistividade elétrica representa a capacidade de oposição de um determinado material ao fluxo de corrente elétrica, o que significa que a condutividade elétrica corresponde ao inverso da resistividade elétrica, como se vê representado numericamente na Equação [7.2].

$$\sigma = \frac{1}{\rho} \quad [7.2]$$

Onde,

σ – Condutividade elétrica ($S m^{-1}$);

ρ – Resistividade elétrica ($W m^{-1}$);

Para a leitura da condutividade foram utilizados equipamentos disponíveis nos laboratórios da Fibrenamics, e na Figura 7.1 é possível visualizar toda a montagem criada para o efeito. Foram então utilizados um multímetro, dois fios condutores que ligavam o equipamento eletrónico às placas, 4 eléttodos e 4 ganchos para prender a montagem. A placa compósita utilizada era um quadrado com 80 mm de cada lado, cortado de cada uma das placas originais criadas.

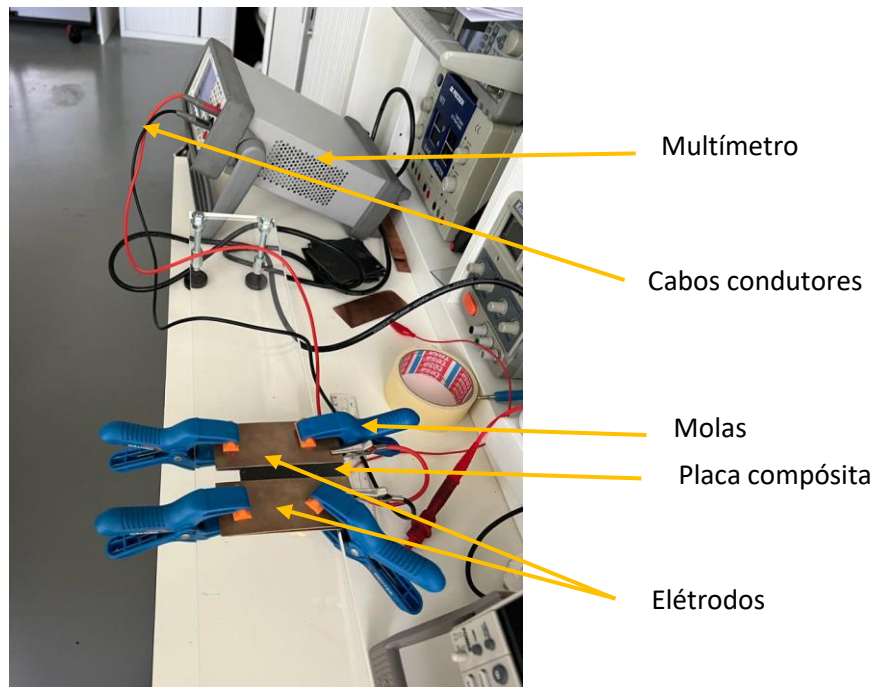


Figura 7.1 - Montagem dos materiais para o teste de condutividade.

A Figura 7.2 mostra em maior detalhe a montagem dos eléttodos com a placa compósita, sendo que para efeitos de facilitar os cálculos, foi utilizada uma distância de 10 mm entre os eléttodos.

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

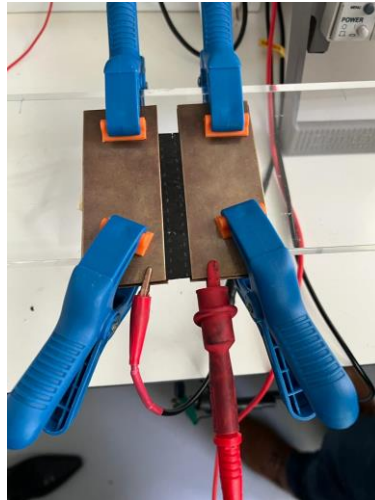


Figura 7.2 - Montagem dos elétrodos na placa compósita.

Antes da obtenção dos resultados mostrados no multímetro (Figura 7.3), era necessário que os valores estabilizassem minimamente, processo este que demorava entre 1 a 2 minutos. Após esse tempo, pressionava-se o botão de STOP no multímetro e retirava-se o valor do mostrador. Para obter um valor mais aproximado da realidade, este processo foi feito 5 vezes para cada placa com o intuito de se fazer a média entre valores.



Figura 7.3 -Visor do multímetro para retirar os valores da resistividade.

Após retirados os 5 valores de resistividade para cada uma das 8 placas, esses valores foram então colocados numa folha de *Microsoft Excel* criada com as equações apresentadas anteriormente que permitam o cálculo da condutividade elétrica de cada uma das placas. Foi criada uma folha de Excel para o cálculo dos valores de condutividade, e no gráfico abaixo (Figura 7.4) visualizam-se os resultados obtidos através destas medições.

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

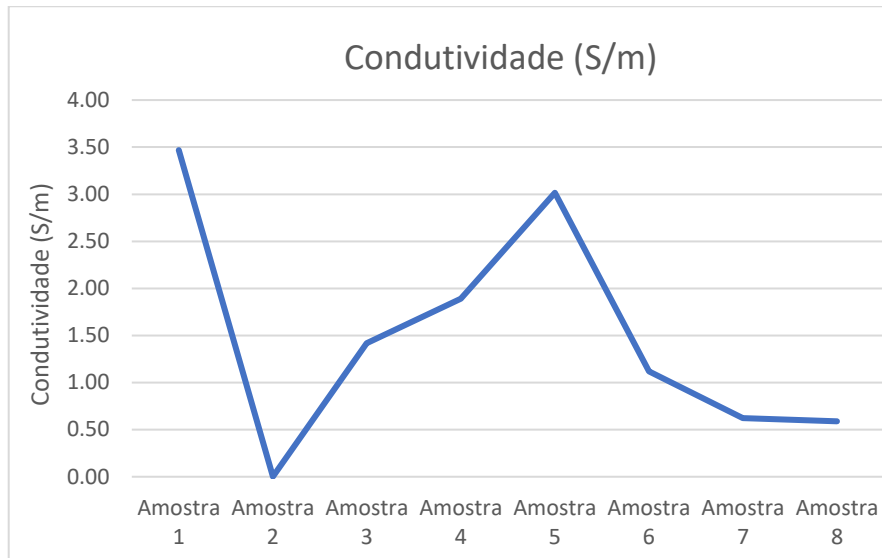


Figura 7.4 - Resultados da condutividade para cada uma das amostras.

Uma forma talvez mais apropriada de visualizar e tratar os resultados é colocá-los em função da % de grafeno de cada placa e dividi-los em duas séries, uma com STF e outra sem STF, como se vê na Figura 7.5.

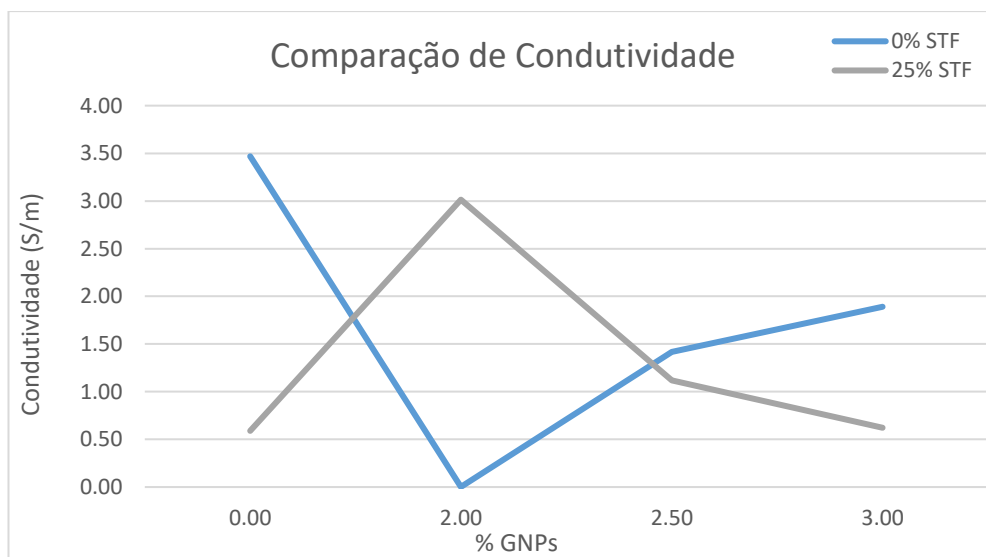


Figura 7.5 - Resultados da condutividade de cada placa em função da percentagem de grafeno das amostras.

Importa agora fazer uma breve interpretação dos resultados obtidos, lembrando ainda que a condutividade elétrica pode ser influenciada por inúmeros fatores, tais como a composição química, a estrutura interna do material e a temperatura. Especialmente no caso dos compósitos, a estrutura interna pode ser imensamente variável, já que as placas de fibras foram colocadas perpendicularmente umas com as outras, formando ângulos de 90° entre as

fibras, contudo isto não foi medido milimetricamente, e pequenas variações na disposição das fibras podem alterar significativamente a passagem de corrente elétrica.

A placa 1 é a placa de controlo, portanto não possui nenhum aditivo e mostrou ser das placas com um valor de condutividade elétrica superior relativamente a todas as outras testadas, sendo que este valor elevado não é uma surpresa uma vez que por si só as fibras de carbono já são um excelente condutor elétrico

A placa 2 parece ser um caso totalmente incoerente com os restantes dados, uma vez que o valor de condutividade é extremamente baixo o que é inesperado, tanto pelas fibras de carbono, como pela própria adição de 2% de grafeno à camada superior da amostra. Como referido, este valor pode ser devido a algum incidente durante a construção do protótipo e provavelmente está relacionado com as ligações entre as fibras. A própria espessura da placa é muito díspar das restantes, considerando que todas têm a mesma quantidade de camadas de fibras, sendo que varia em cerca de 1 mm, o que mostra que é muito provável que este valor seja devido a erros que ocorreram durante a construção do protótipo.

Sobre as restantes amostras, e avaliando os provetes sem STF mas com a presença de grafeno na condutividade elétrica das placas, podemos ver que a adição de grafeno teve um efeito positivo na condutividade das placas 3 e 4, com os valores da condutividade aumentando com o aumento da concentração de grafeno presente na amostra, sendo que a subida é mais ligeira consoante o aumento da percentagem de GNPs.

Relativamente à série de amostras que contém o fluído não newtoniano, a sua condutividade pode-se considerar globalmente inferior à placa equivalente sem o STF (com a exceção do caso da amostra 2 discutido anteriormente). Isto parece mostrar que o STF acaba por ter um comportamento isolador nas placas, contudo está longe de tornar o material no seu todo num material não condutor. Neste caso é visível que a concentração em 2% de grafeno é aquela que provêm um comportamento mais condutor à placa, atingindo valores aproximados com a condução da amostra 1.

Assim sendo, em forma de conclusão, era de esperar que a percentagem mínima de grafeno adicionada às placas não confere, de forma geral, uma maior condutividade elétrica às placas desenvolvidas, já que a condutividade oferecida pelas próprias fibras de carbono é consideravelmente elevada. Nesse sentido a variação de condutividade causada pela presença do grafeno será muito pouco significativa. Apesar disso, tem um interesse muito grande para

a piezoresistividade onde não é importante ter condutividades elevadas para não haver comprometimento de sensibilidade.

7.2. TESTE DE IMPACTO DE CHARPY

O ensaio de impacto de Charpy é um teste que pretende avaliar a capacidade de absorção de energia de um determinado material. É possível observar-se no provete após o teste a taxa de destruição do mesmo e a energia absorvida pelo mesmo

O aparelho para a realização do ensaio consiste num pendulo de massa e comprimento controlados, que é largado de uma determinada altura e irá embater contra o provete que estará colocado nos apoios. No visor do equipamento é possível ler a quantidade de energia absorvida pelo material.

Este teste tem uma especial importância para a comparação entre o provete com e sem STF para se medir se efetivamente a aplicação deste aditivo teve alguma influência no protótipo.

Para a realização do ensaio recorrer-se-á à norma BS EN ISO 179-1:2010 onde os provetes para testagem podem ter a configuração presente na Figura 7.6.

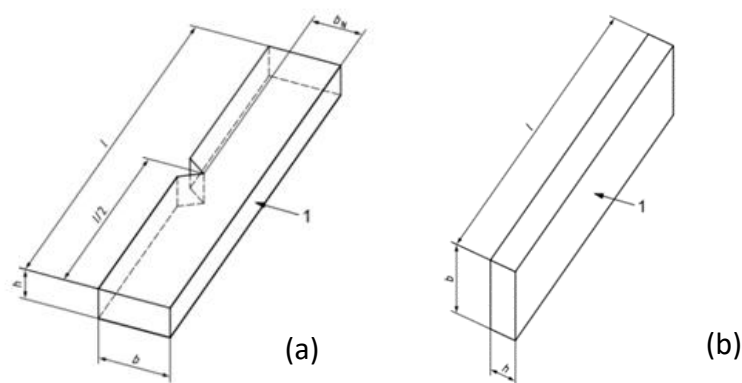


Figura 7.6 - Configuração dos provetes utilizados num ensaio de *Charpy*. (a) Com entalhe; (b) Sem entalhe. [54]

Na norma referida, a espessura recomendada é 4 mm, porém o mesmo documento também refere que na eventualidade do provete pertencer a uma estrutura já construída, a espessura original deve ser mantida. No caso em questão a espessura da placa de compósitos é de 2mm.

Uma vez que a placa é feita de PRF, os protótipos encaixam-se nos tipos 2 e 3 descritos na norma pelo que os cálculos das dimensões encontram-se na Tabela 7.1.

Tabela 7.1 - Dimensões dos provetes para o ensaio de impacto de Charpy.

| Espessura Nominal, h | Largura b | Comprimento l |
|------------------------|-------------|--------------------------------|
| 2,0 mm | 10,0 mm | 25 * h mm =25*2 = 50,0 mm |

De forma a facilitar o corte dos provetes optou-se pela ausência do entalhe, e assim sendo a resistência ao impacto calculada através da equação [7.3].

$$a_{cU} = \frac{E_c}{h * b} \quad [7.3]$$

Onde,

E_c - Energia absorvida pelo corpo de prova no ensaio [J]

h - Espessura [m]

b – Largura do corpo de prova [m]

Além da avaliação quantitativa da absorção de energia, é também possível avaliar os provetes no final da prova de forma qualitativa através dos seguintes termos:

- Rotura completa (C);
- Rotura em dobradiça (H);
- Rotura parcial (P);
- Não rotura (N).

7.2.1. REALIZAÇÃO DO ENSAIO DE CHARPY

O ensaio de Charpy foi realizado no departamento de Engenharia Mecânica da Universidade do Minho. O equipamento utilizado para o efeito foi um *Wolpert* e encontra-se na Figura 7.7, seguindo a norma BS EN ISO 179-1:2010 apresentada anteriormente em detalhe.



Figura 7.7 - Equipamento utilizado no ensaio de Charpy.

Este equipamento é mais indicado para provetes metálicos e de maiores dimensões, contudo em testes anteriores mostrou dar bons resultados. Ainda assim, é importante ter em consideração que os resultados que se seguem são tendenciais dos valores reais, e não absolutos, já que esta não seria a escolha mais apropriada num cenário ideal e com maior rigor. Isto acontece uma vez o aparelho *Wolpert* contém duas escalas de medição da energia absorvida, sendo que a mais pequena das duas apenas vai dos 0 aos 150 kJ, e a menor divisão da escala era de 1 kJ, pelo que o erro de leitura é de 0.5 kJ, o que é extremamente elevado em valores que são expectáveis de variar entre os 0 e os 10 kJ. Na Figura 7.8 é possível verificar o leitor da escala, com o intuito de se perceber efetivamente as dificuldades na leitura dos valores.

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

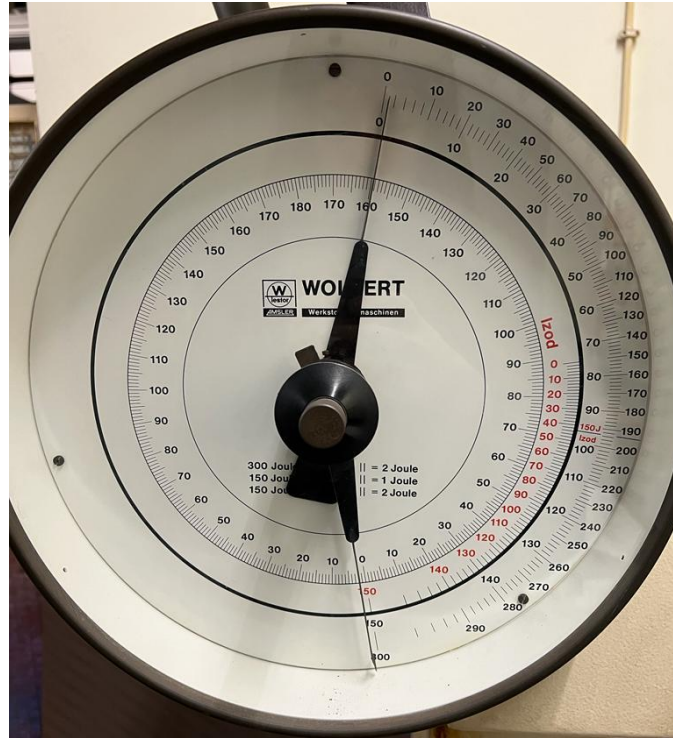


Figura 7.8 - Leitor da escala de energia absorvida em kJ, no ensaio de Charpy.

Apesar destes inconvenientes, o ensaio foi realizado segundo todos os procedimentos de segurança. Após a regulação do indicador de energia no leitor, o provete é colocado nos apoios como se vê na Figura 7.9.

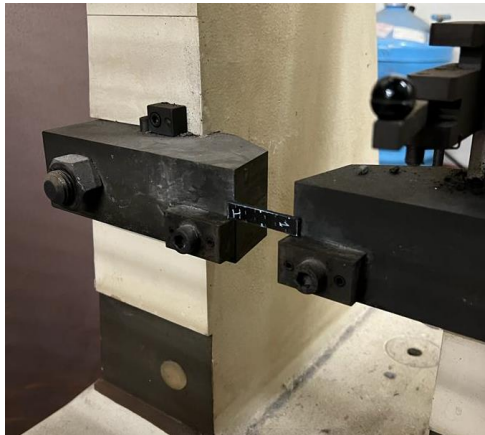


Figura 7.9 - Provete nos apoios pronto para o ensaio de Charpy.

Após a verificação da posição do provete, e a certificação de que ele se encontrava bem centrado com a ajuda de um nivelador pertencente ao equipamento, o martelo era então largado para embater com o provete. No final de cada prova o provete era recolhido e o valor da energia absorvida era retirado do leitor, sendo que se procedia de novo à regulação do

equipamento para realização de nova prova. Todo este processo foi repetido para os 5 provetes de cada placa, sendo que no total foram realizados 40 ensaios.

7.2.2. RESULTADOS EXPERIMENTAIS DO ENSAIO DE CHARPY

Após o processo descrito anteriormente, foram recolhidos e analisados os dados que serão apresentados de seguida.

Os valores obtidos de energia absorvida em kJ por unidade de área (mm²) para cada provete das 8 placas encontram-se na Tabela 7.2.

Tabela 7.2 . Resultados da energia absorvida no ensaio de Charpy de cada amostra.

| Amostra 1 | | Amostra 2 | | Amostra 3 | | Amostra 4 | | Amostra 5 | | Amostra 6 | | Amostra 7 | | Amostra 8 | |
|-------------|--------|------------|--------|--------------|--------|------------|--------|--------------|--------|----------------|--------|--------------|--------|--------------|--------|
| 0 STF 0 GNP | | 0STF 2 GNP | | 0STF 2.5 GNP | | 0STF 3 GNP | | 25 STF 2 GNP | | 25 STF 2.5 GNP | | 25 STF 3 GNP | | 25 STF 0 GNP | |
| 1 | 107.46 | 1 | 75.58 | 1 | 112.68 | 1 | 95.27 | 1 | 107.76 | 1 | 125.41 | 1 | 116.08 | 1 | 101.20 |
| 2 | 104.95 | 2 | 86.88 | 2 | 101.23 | 2 | 80.17 | 2 | 113.17 | 2 | 93.86 | 2 | 102.66 | 2 | 97.43 |
| 3 | 85.66 | 3 | 79.44 | 3 | 92.58 | 3 | 79.25 | 3 | 147.33 | 3 | 126.47 | 3 | 105.82 | 3 | 113.61 |
| 4 | 98.27 | 4 | 148.85 | 4 | 100.62 | 4 | 71.90 | 4 | 123.03 | 4 | 106.11 | 4 | 102.63 | 4 | 110.67 |
| 5 | 136.80 | 5 | 81.30 | 5 | 99.79 | 5 | 109.68 | 5 | 237.68 | 5 | 108.51 | 5 | 113.50 | 5 | 123.31 |
| Média | 106.63 | | 94.41 | | 101.38 | | 87.25 | | 145.79 | | 112.07 | | 108.14 | | 109.24 |

Na Figura 7.10 é possível observar graficamente a comparação entre os resultados médios de cada uma das amostras testadas.

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

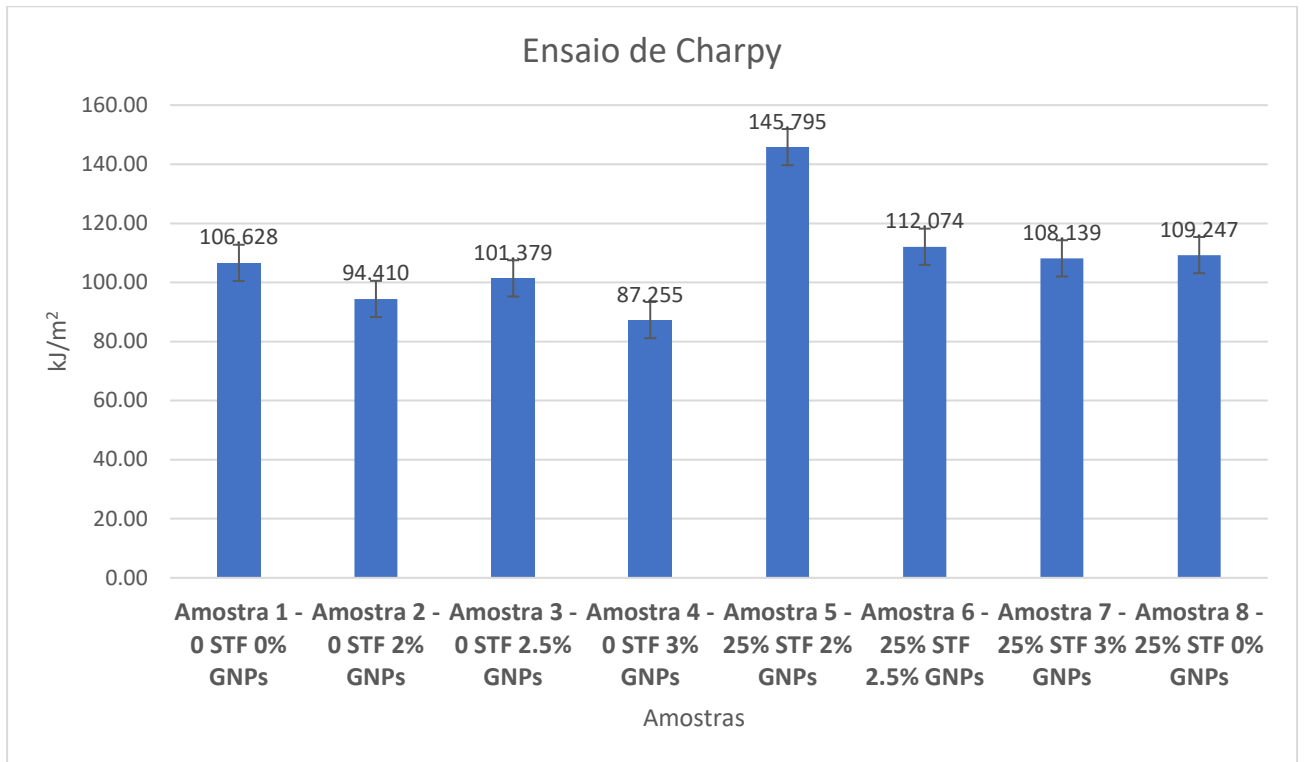


Figura 7.10 - Comparação gráfica dos valores obtidos no ensaio de Charpy.

O objetivo principal da junção de um material não newtoniano com capacidade de dissipação de energia era precisamente dotar as placas finais desse aumento nas propriedades mecânicas. Assim, na Figura 7.11 e para uma análise mais proveitosa, separou-se os resultados em duas séries, a série das amostras com STF (em cor de laranja) e a série das amostras sem STF (a azul), ambas analisadas em função da concentração de grafeno presente nas placas.

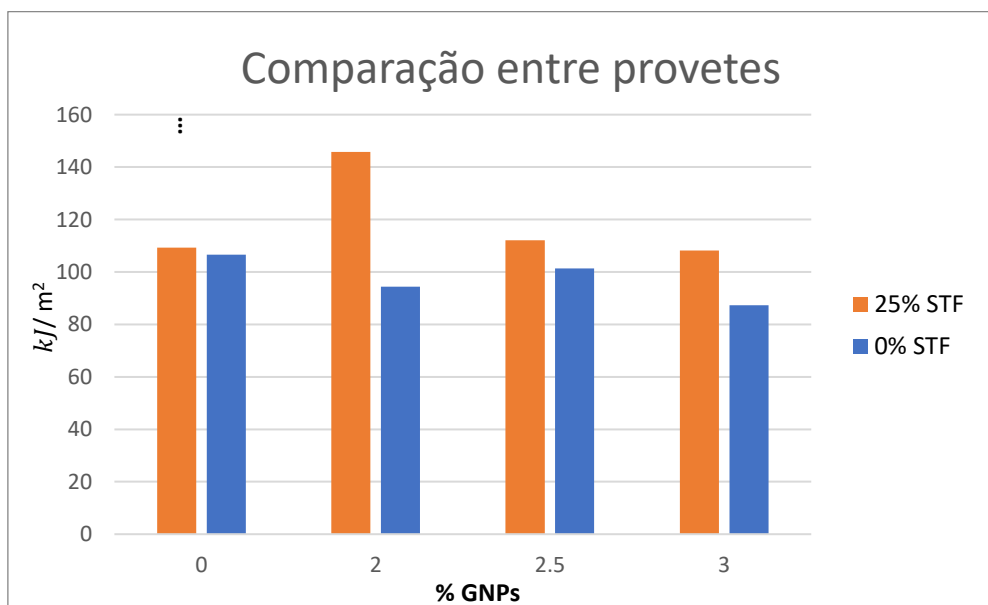


Figura 7.11 - Comparação da energia absorvida entre amostras com e sem STF.

Na Tabela 7.3 estão presentes os resultados visíveis no gráfico acima, mas de forma descritiva, e onde é possível também ver o acréscimo em termos de capacidade de dissipação de energia de cada uma das amostras.

Tabela 7.3 - Comparação da energia absorvida entre amostras com e sem STF, com o respetivo acréscimo.

| | Sem STF | Com STF | Acréscimo |
|------------|-----------|-----------|-----------|
| 0 % GNPs | 106.63 kJ | 109.25 kJ | +2.40% |
| 2% GNPs | 94.41 kJ | 145.80 kJ | +35.24% |
| 2.5 % GNPs | 101.38 kJ | 112.07 kJ | +9.54% |
| 3% GNPs | 87.25 kJ | 108.14 kJ | +19.31% |

Além de resultados qualitativos, retirados a partir da leitura da escala da dissipação de energia, é ainda possível retirar conclusões qualitativas que são baseadas na fratura total, parcial ou inexistente do provete. Na Figura 7.12 estão todos os provetes dispostos de cada uma das amostras, sendo que é visível essa mesma fratura e a forma como ela ocorreu.



Figura 7.12 - Resultados frontais das amostras após o ensaio de charpy (provetes 2 até ao 8 da lendo-se da esquerda para a direita)

A vista lateral de todos os provetes, com o intuito de se ter uma melhor perspetiva da quebra ocorrida em cada um, encontra-se na Figura 7.13.

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto



Figura 7.13 - Resultados laterais das amostras após o ensaio de Charpy (provetes 2 até ao 8 da esquerda para a direita)

Na Tabela 7.4 encontram-se os resultados da avaliação qualitativa dos provetes, onde as amostras foram qualificadas como rotura completa (C), rotura em dobradiça (H), rotura parcial (P) e não rotura (N). A Tabela 14 contém os resultados obtidos.

Tabela 7.4 - Resultados qualitativos do ensaio de impacto de Charpy.

| Amostra 1 | | Amostra 2 | | Amostra 3 | | Amostra 4 | | Amostra 5 | | Amostra 6 | | Amostra 7 | | Amostra 8 | |
|-----------|---|-----------|---|-----------|---|-----------|---|-----------|---|-----------|---|-----------|---|-----------|---|
| 1 | C | 1 | C | 1 | H | 1 | H | 1 | H | 1 | P | 1 | C | 1 | P |
| 2 | C | 2 | P | 2 | H | 2 | P | 2 | H | 2 | P | 2 | H | 2 | H |
| 3 | H | 3 | C | 3 | P | 3 | C | 3 | H | 3 | H | 3 | H | 3 | H |
| 4 | C | 4 | P | 4 | P | 4 | P | 4 | H | 4 | P | 4 | H | 4 | P |
| 5 | P | 5 | P | 5 | P | 5 | C | 5 | H | 5 | P | 5 | H | 5 | H |

Em jeito de conclusão, e analisando todos os resultados apresentados anteriormente, é possível concluir com algum rigor que a adição de um STF efetivamente teve influência positiva na capacidade de dissipação de energia, sendo que todas as amostras, com as suas devidas concentrações de grafeno, apresentaram-se mais resistentes quando continham o fluído não newtoniano na sua constituição, sendo que o maior acréscimo nessa propriedade foi nos provetes com 2% de GNPs, com um aumento de mais de 35% na capacidade de dissipação.

Numa vertente de comparação da dissipação de energia entre as diferentes concentrações de grafeno, não é possível retirar grandes conclusões, sendo que não se verifica um padrão entre a capacidade de dissipação de energia e a % de grafeno. Esta era uma das questões que se pretendia avaliar após a leitura de alguns artigos referenciados em capítulos anteriores, contudo no presente trabalho não se verificou qualquer relação neste aspeto.

7.3. TESTE DE FLEXÃO

O ensaio de flexão é um dos principais ensaios mecânicos e é utilizado para avaliar o desempenho dos materiais sobre determinadas solicitações. O ensaio de flexão consiste então na aplicação de uma carga crescente na zona central de um corpo de prova em formato de barra com as suas extremidades apoiadas em dois suportes. Assim, o corpo de prova é submetido a tensões de compressão (na superfície superior) e tração (na superfície inferior).

Para o ensaio de flexão recorreu-se à norma BS EN ISO 178:2003 [55]. Os provetes projetados segundo a norma encontram-se esquematizados na Figura 7.14.

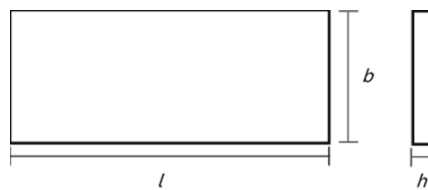


Figura 7.14 - Esquema gráfico de um provete para o teste de flexão.

No presente caso apenas se sabe a espessura do material, pelo que através da Tabela 7.5 é possível obter concretamente o valor da largura do provete.

Tabela 7.5 - Valores de espessura e largura do provete de flexão.

| Espessura Nominal, h | Largura b^a |
|------------------------|----------------|
| $1 < h \leq 3$ | $25,0 \pm 0,5$ |
| $3 < h \leq 5$ | $10,0 \pm 0,5$ |
| $5 < h \leq 10$ | $15,0 \pm 0,5$ |
| $10 < h \leq 20$ | $20,0 \pm 0,5$ |
| $20 < h \leq 35$ | $35,0 \pm 0,5$ |
| $35 < h \leq 50$ | $50,0 \pm 0,5$ |

Uma vez que a espessura do material é cerca de 2mm, então segundo a Tabela 7.5 largura b será $25,0 \pm 0,5$ mm. Uma vez que a dimensão da espessura do provete não é o valor ideal considerado pela norma, terá de se aplicar a equação [7.4] para a obtenção do comprimento do provete.

$$l = (20 \pm 1) * h \quad [7.4]$$

$$l = (20 \pm 1) * 2$$

$$l = 40 \pm 1$$

Com os cálculos efetuados, é possível observar na Tabela 7.6 todas as dimensões dos provetes para o ensaio de flexão.

Tabela 7.6 - Dimensões para os provetes de flexão.

| Espessura Nominal, h | Largura b | Comprimento l |
|--|-------------------------------|-----------------------------------|
| 2,0 mm | $25,0 \pm 0,5$ mm | $40,0 \pm 1$ mm |

Após a realização do ensaio de flexão será possível determinar a resistência à flexão, a deformação na tensão máxima do material e o módulo de flexão, sendo estes dados extremamente importantes para avaliar a qualidade do material.

Para o cálculo da resistência à flexão utiliza-se a equação [7.5]:

$$\sigma_F = \frac{3 * F * L}{2 * b * h^2} \quad [7.5]$$

Onde,

F – Carga máxima [N];

L – Comprimento entre suportes [mm];

b – Largura [mm];

h – Espessura [mm].

A deformação de tensão máxima será obtida através da equação [7.6]:

$$\varepsilon_F = \frac{6 * s * h}{L^2} \quad [7.6]$$

Onde s representa a deflexão em mm e ε_F é a deformação expressa em percentagem.

Por último, para calcular o módulo de flexão, será necessário primeiramente calcular a deformação correspondente aos momentos em que a deformação é de $\varepsilon_{f1} = 0.0005$ e $\varepsilon_{f2} = 0.0025$ utilizando a equação [7.7]:

$$s_i = \frac{\varepsilon_{fi} * L^2}{6 * h} \quad [7.7]$$

Finalmente, o módulo de flexão expresso em MPa é calculado através da equação [7.8]:

$$E_f = \frac{\sigma_{f2} - \sigma_{f1}}{\varepsilon_{f2} - \varepsilon_{f1}} \quad [7.8]$$

7.3.1. REALIZAÇÃO DO ENSAIO DE FLEXÃO

Para a realização do ensaio de flexão, com leitura de piezoresistividade do material, foi necessário alugar o equipamento no Departamento Têxtil da Universidade do Minho. Foi utilizada uma máquina de teste *Hounsfield* com os adereços montados adequados para o efeito, nomeadamente os apliques para o teste a flexão a 3 pontos, e a célula de carga de 2.5 kN (Figura 7.15).

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto



Figura 7.15 - Equipamento utilizado para a testagem, com os apoios e a célula de carga adequados já montados.

Primeiramente foram marcados nos provetes as linhas onde estes serão apoiados para a realização dos testes, que estarão com 32 mm de distância entre eles. Na Figura 7.16 é possível visualizar os provetes com as devidas marcações.

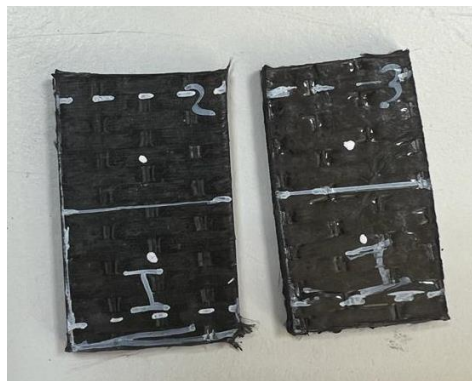


Figura 7.16 - Provetes com as marcações para os apoios.

De seguida, foram colados dois cabos com fio condutor que servem para a leitura das alterações da resistividade do material à medida que for decorrendo o teste de flexão (Figura 7.17). a fita cola que se vê na figura serve para segurar os fios no mesmo local até estarem bem fixos com a cola e a tinta que serão aplicadas de seguida.

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

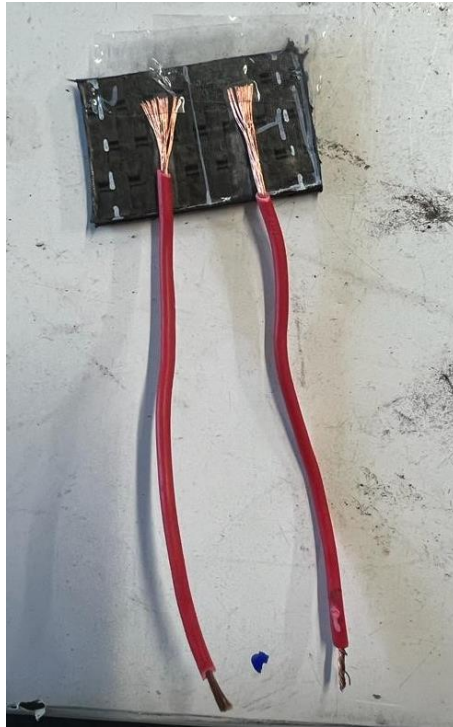


Figura 7.17 - Provetes com os fios condutores prontos para montagem.

Com tudo pronto para a montagem é possível então aplicar uma cola condutora que vai permitir unir o provete e os cabos permitindo a troca elétrica entre ambos. Na Figura 7.18 visualiza-se a aplicação dessa mesma cola.

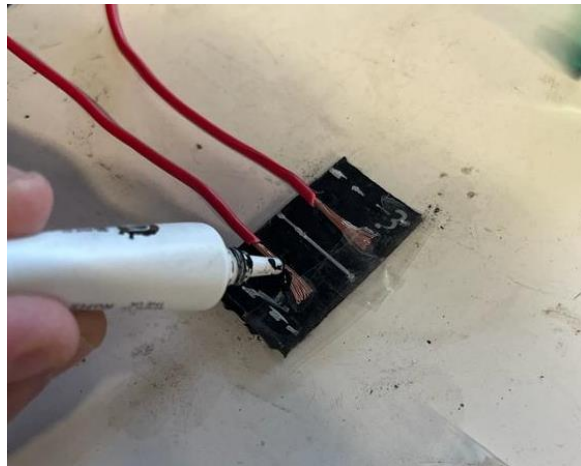


Figura 7.18 - Aplicação de uma cola condutora que une os provetes aos cabos para a passagem de corrente.

O último passo resume-se em colocar uma tinta própria sobre a cola, após a cura da mesma, para isolar a montagem e garantir que os resultados não sofrem alterações por fatores externos. Essa tinta é composta por duas parte, que necessitam de ser misturadas em partes iguais (Figura 7.19).

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto



Figura 7.19 - Tinta isoladora da ligação elétrica para os ensaios de piezoresistividade.

Após todos estes processos, o resultado final das amostras prontas para testagem encontra-se na Figura 7.20.

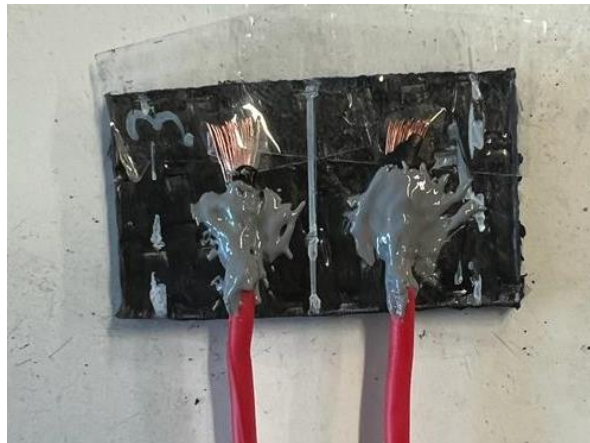


Figura 7.20 - Resultado final da montagem dos provetes de flexão para os testes de piezoresistividade.

Toda esta preparação tem o intuito de ser utilizada então no equipamento apresentado no início do capítulo, contudo o objetivo é fazer a leitura da alteração da resistividade dos provetes durante a aplicação dos esforços de flexão. O objetivo passou por avaliar o comportamento eletromecânico dos provetes, com o intuito de retirar conclusões sobre o seu potencial de serem utilizados para efeitos de monitorização.

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

Assim sendo, após a colocação dos provetes nos apoios adequados, são ligados uns fios com garras crocodilo como se vê na Figura 7.21.

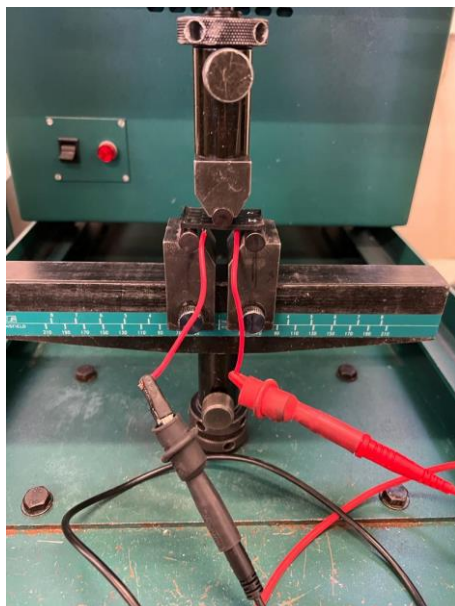


Figura 7.21 - Provette nos apoios do equipamento, e já com os cabos de passagem de corrente ligados.

A outra extremidade dos fios era ligada a um multímetro que permitia a leitura dos valores. A montagem final utilizada para a testagem em todos os provetes é visível na Figura 7.22.



Figura 7.22 – Montagem toda concluída pronta para testagem.

Após terminar cada um dos testes, eram retirados os dados tanto da resistividade, como do ensaio cíclico de flexão para serem tratados e analisados, o que se pode encontrar no capítulo seguinte.

7.3.2. RESULTADOS EXPERIMENTAIS DO ENSAIO DE FLEXÃO

Como referido anteriormente, o ensaio de flexão foi feito com o intuito de medir as variações de resistência elétrica do provete mediante a aplicação de um esforço. Assim sendo, foi possível obter através deste ensaio dois tipos diferentes de resposta, que permitem uma avaliação mais ampla dos provetes.

Primeiramente, e uma vez que se pretendia realizar ensaios de piezoresistividade com esforços cíclicos, foi necessário realizar um primeiro teste e levar esse mesmo exemplar à rotura para se obter o valor esperado de deformação máxima a ser usado. Os valores obtidos nesse mesmo ensaio encontram-se representados graficamente Figura 7.23.

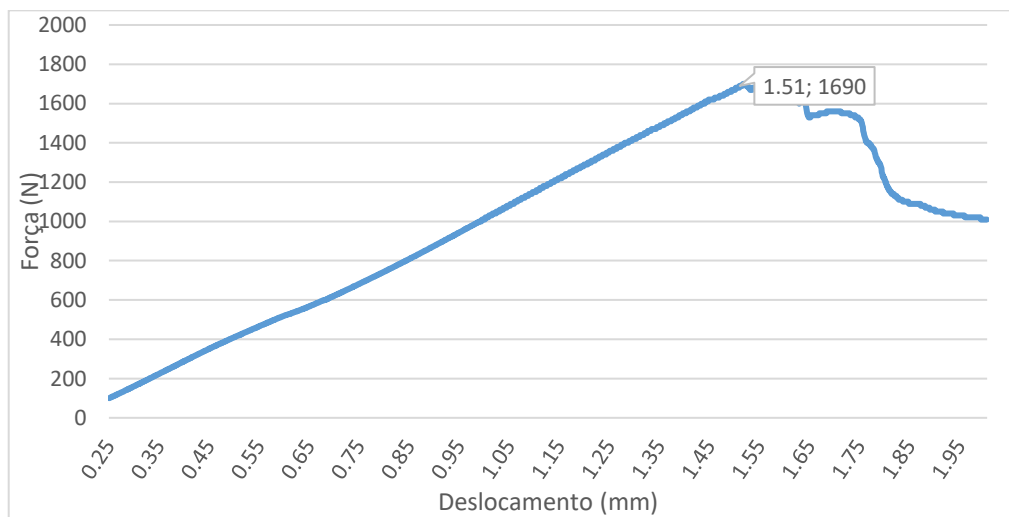


Figura 7.23 – Resultados obtidos no 1º ensaio de fadiga à rotura

Como se pode verificar na figura acima, o ponto de rotura dá-se por volta dos 1.5mm de deslocamento, o que equivale a uma força aplicada no provete de cerca de 1.7 kN. Desta forma, utilizando um valor de cerca de um terço da força máxima, nos testes futuros aplicou-se um deslocamento de 0.58 mm que correspondia ao deslocamento verificado a um terço da força máxima. Foi utilizado este valor devido à necessidade de manter o provete no seu domínio elástico durante a aplicação dos esforços cíclicos para a medição das variações da resistência elétrica, já que caso a força fosse demasiado alta levaria à quebra total do provete, e o ensaio seria forçado a terminar nesse momento.

No presente capítulo, como já referido, é então possível fazer uma avaliação simultânea ao nível mecânico e elétrico de cada um dos provetes, sendo que o estudo feito reflete as variações de ambas as respostas e a forma como elas possam estar relacionadas entre si.

Importa ainda referir que para que os provetes sejam monitorizáveis, a curva da respetiva variação elétrica resultante do ensaio piezoresistivo deve ser relativamente concordante e acompanhar a tendência da curva de deformação mecânica. Além disso, será avaliado o fator de sensibilidade de cada amostra através da medição do *Gauge Factor*.

Após a verificação da carga a ser utilizada, foi então realizado um ensaio de piezoresistividade ao segundo provete da amostra 1 (Figura 7.24).

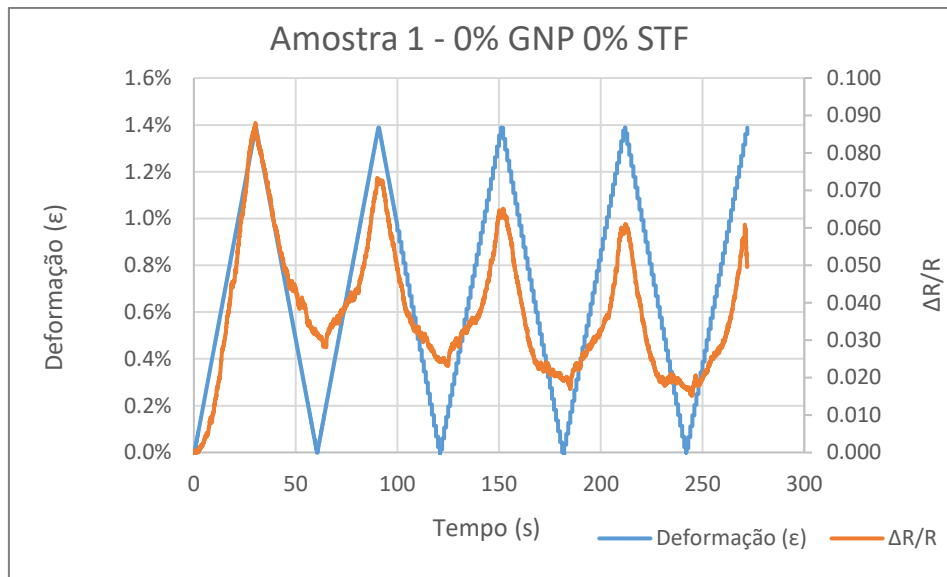


Figura 7.24 - Teste de piezoresistividade à amostra de controlo.

Neste gráfico, apesar da amostra não conter ainda qualquer aditivo, é possível verificar que a resposta elétrica é capaz de acompanhar a resposta mecânica, ou seja, vai variando consoante a deformação no material aumenta ou diminui. A variação não ocorre de forma linear devido a fatores apresentados logo no início do capítulo, já que ligeiras correntes de ar, ou desvios na orientação das fibras podem afetar significativamente os resultados, contudo verifica-se uma ótima relação entre a variação da deformação e a variação da resistência elétrica.

Para o cálculo do gráfico na Figura 7.24 foi utilizada a equação [7.6] apresentada no início do capítulo, e foi necessário calcular ainda a variação da resistência elétrica ao longo do teste, através da equação [7.9].

$$\frac{\Delta R}{R} = \frac{R_1 - R_0}{R_0} \quad [7.9]$$

Além disso, foi necessário adequar a quantidade de resultados obtidos ao tempo total de ensaio, uma vez que o output elétrico do multímetro apenas fornece os valores da resistência do material, e não a frequência temporal com que os resultados são retirados. Assim sendo, e uma vez que é possível ter a frequência temporal do ensaio mecânico, e como ambos os testes são realizados simultaneamente e com a mesma duração, é importante adequar os resultados elétricos recolhidos ao tempo de ensaio mecânico para se conseguir obter todos os gráficos de deformação-variação de resistência-tempo.

No caso do presente ensaio importa avaliar as diferenças nas respostas elétricas entre as várias composições de grafeno pelo que primeiramente se irá distinguir os testes com STF dos sem STF. Na Figura 7.25 estão presentes os gráficos que mostram a variação da resistência elétrica em cada uma das amostras, em função do tempo dos ensaios.

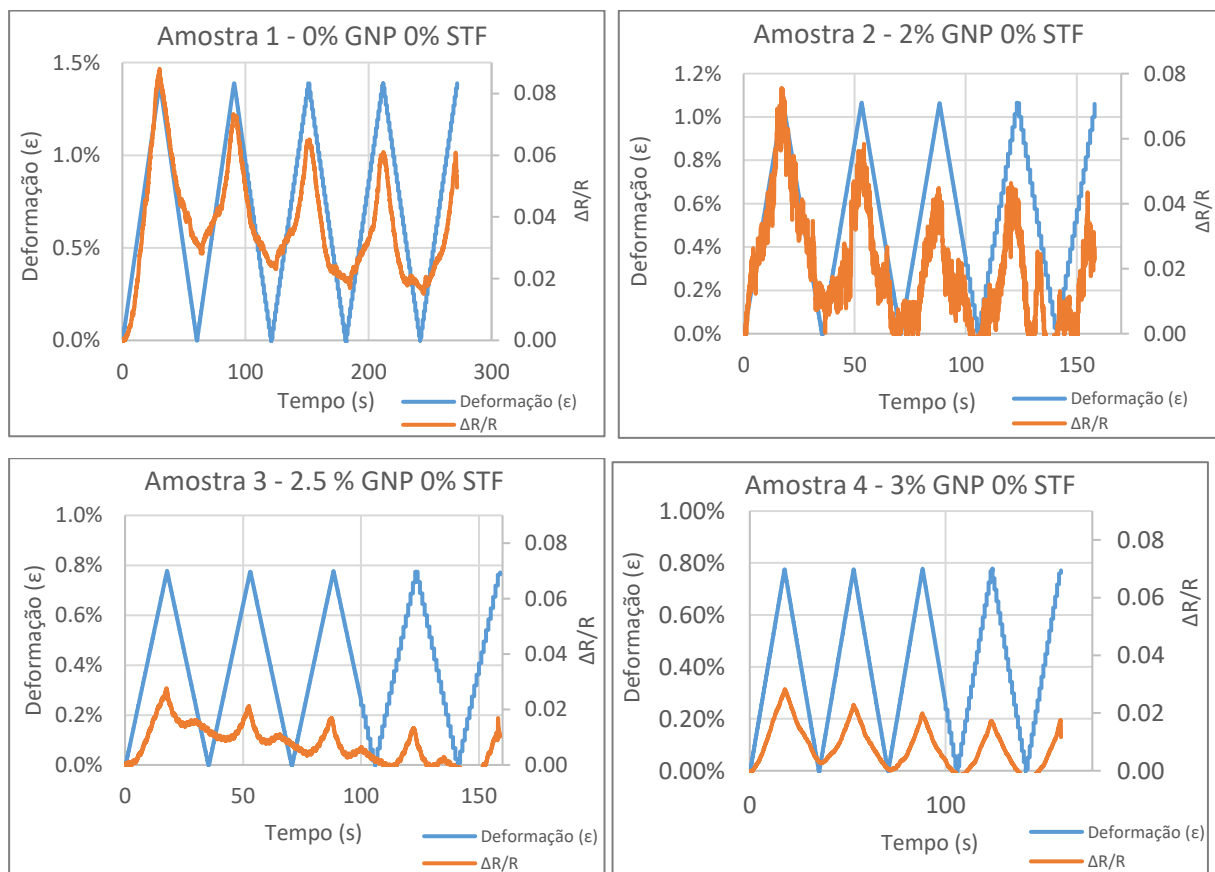


Figura 7.25 - Gráficos representativos da comparação entre a deformação e a variação da resistência do material, em função do tempo do ensaio, nas amostras sem STF.

Todos os gráficos apresentados acima mostraram um nível de condutividade suficiente para que o sinal elétrico fosse alterando consoante a variação na deformação mecânica

provocada aos provetes, sendo que numa amostra essa variação foi mais constante como é o caso da quatro, que a linha de variação da resistência elétrica acompanha quase linearmente a linha da deformação mecânica.

Como é possível visualizar pelos gráficos acima, as escalas da variabilidade da resistência elétrica das amostras não se encontram todas com a mesma variação de valores para facilitar a leitura. De forma a tornar mais fácil as comparações dos valores desta variação foram criados gráficos de bigodes ("Boxplot"), presentes na Figura 7.26, que permitem analisar com um maior detalhe e exatidão quais os casos onde a variação de valores foi superior, e determinar assim a sensibilidade das amostras para serem utilizadas como possíveis sensores piezoresistivos.

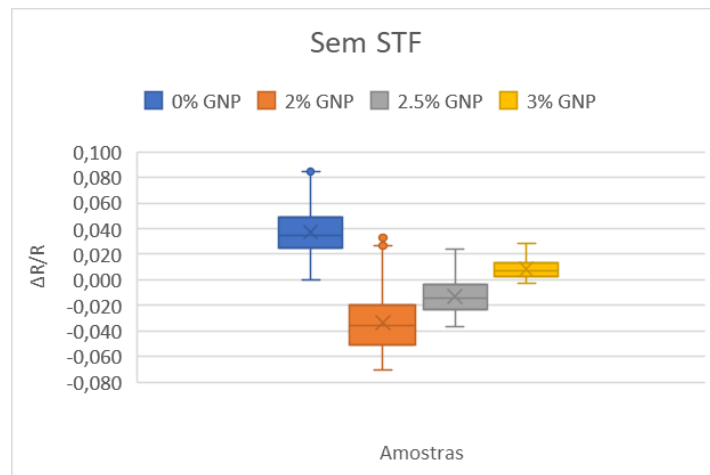


Figura 7.26 - Gráfico "Boxplot" de comparação entre a variabilidade da resistência elétrica entre cada uma das amostras sem STF

Além do gráfico de bigodes, é também relevante avaliar o Gauge Factor de cada provete ensaiado, como forma de analisar a sensibilidade dos materiais piezoresistivos produzidos. Este parâmetro é determinado pelo declive da curva do gráfico de variação da resistência elétrica em função da deformação. Na Figura 7.27 encontra-se representado o amarelo precisamente o momento que foi isolado para calcular este fator.

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

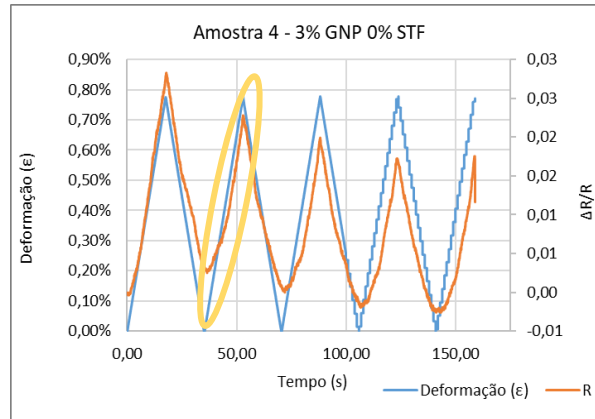
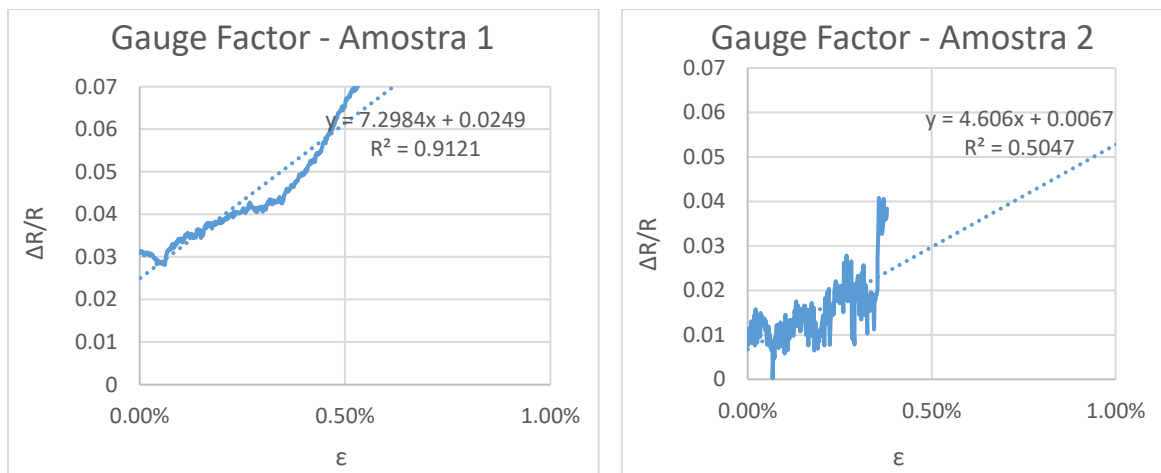


Figura 7.27 - Marcação do local onde se pretende obter as regressões lineares para obtenção dos Gauge Factors.

Os declives obtêm-se automaticamente no Excel através de uma regressão linear efetuada sobre as zonas de carregamento das curvas, sendo que são criados novos gráficos com os valores correspondentes ao segundo ciclo de carregamento, e esses novos gráficos são criados apenas utilizando os valores da deformação e da variação da resistência elétrica, sem a influência do fator tempo como nos anteriores. Na Figura 7.28 é possível visualizar esses mesmos gráficos das primeiras 4 amostras.



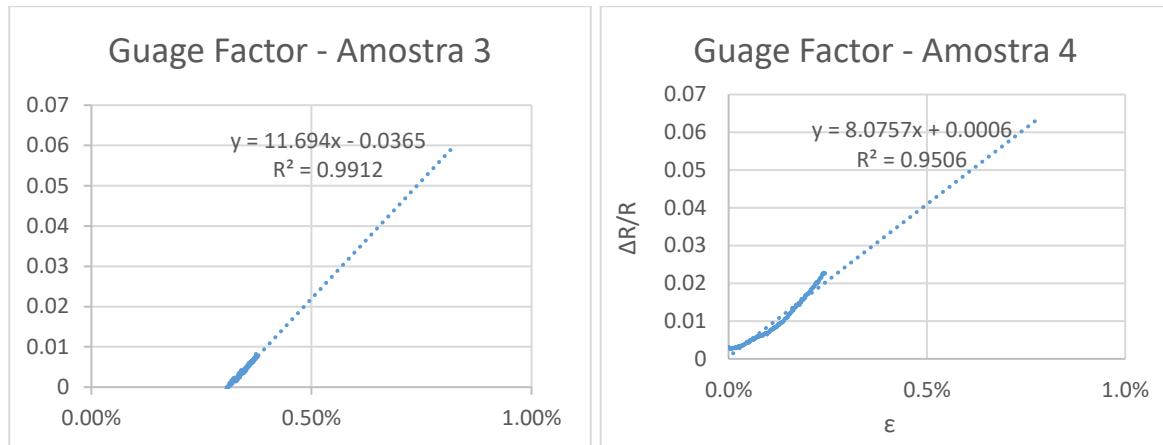


Figura 7.28 - Gráficos da regressão linear do segundo ciclo de carregamento das amostras sem STF, com as respectivas equações lineares.

O Gauge Factor foi medido no segundo ciclo de carregamento de cada ensaio uma vez que poderia haver ainda tensões residuais no provete no primeiro carregamento, o que poderia levar a valores desviados da realidade já que essas tensões influenciam o comportamento mecânico e elétrico do primeiro ciclo de carregamento. Assim, de forma resumida, os GFs de cada uma das amostras encontram-se na Tabela 7.7.

Tabela 7.7 - Gauge Factors dos provetes das amostras sem STF.

| % de GNPs | 0% | 2% | 2.5% | 3% |
|-------------|-------|-------|--------|-------|
| GF 2º Ciclo | 7.298 | 4.606 | 11.694 | 8.076 |

Passando agora para a análise dos provetes que contêm na matriz o STF, irá ser feita também uma comparação desses provetes, entre as suas várias composições de GNPs, e por último será avaliado todo o conjunto de amostras, de forma a concluir aquele que, segundo os estudos efetuados, parece ser o material mais adequado para ser um sensor piezoresistivo de sensorização de dano.

Na Figura 7.29 encontram-se os gráficos correspondentes à análise da deformação e da variação da resistência elétrica em função do tempo de análise de cada provete.

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

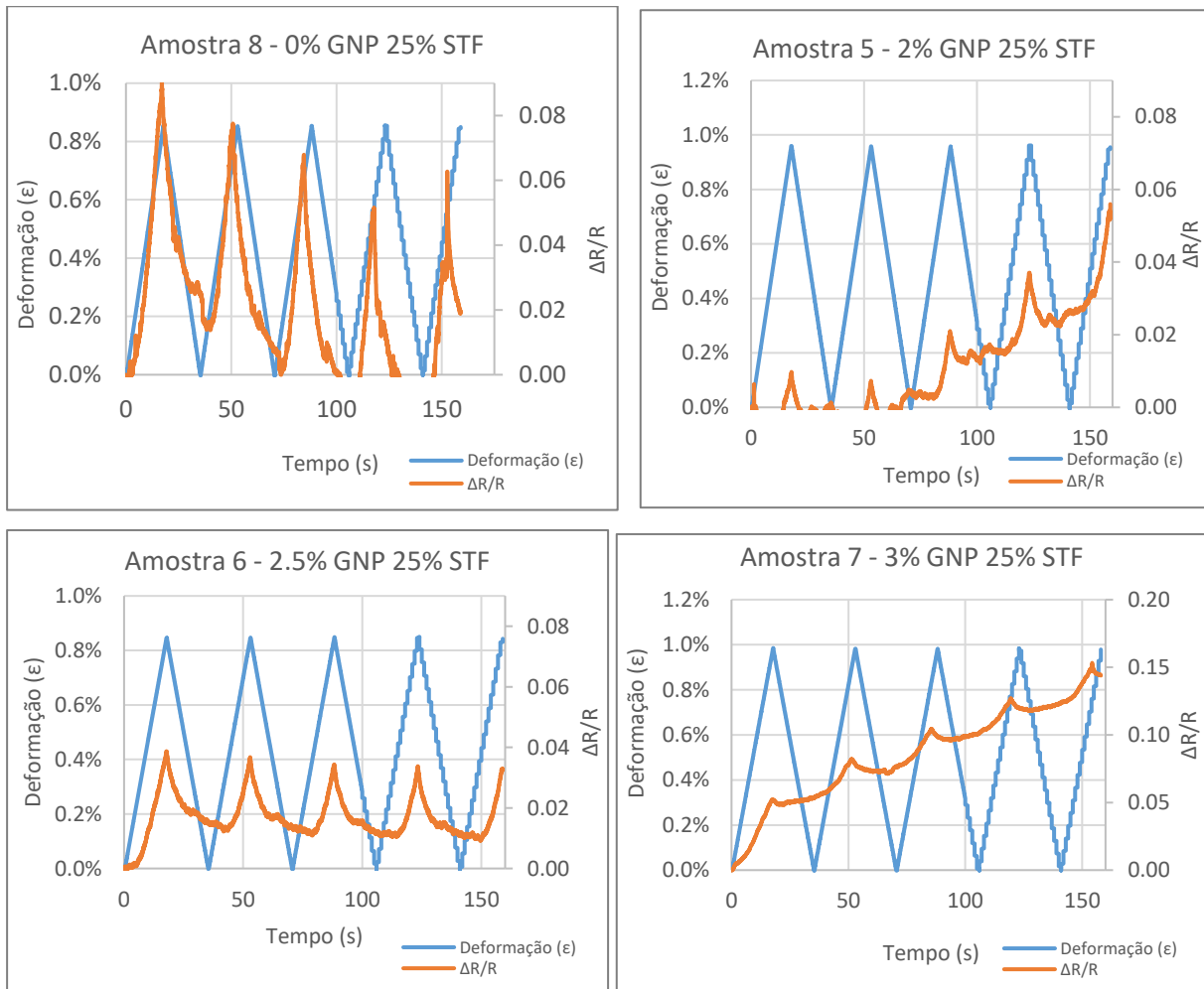


Figura 7.29 - Gráficos representativos da comparação entre a deformação e a variação da resistência do material, em função do tempo do ensaio, nas amostras com STF.

Uma vez mais, todos os gráficos parecem mostrar que as amostras apresentam um nível de condução elétrica suficiente para demonstrar uma variação da resistência, consoante a variação da deformação mecânica da estrutura. Contudo no geral, estas amostras parecem ser um pouco mais inconstantes no que toca à linearidade entre a deformação causada e a variação da resistência verificada.

Com base na Figura 7.30 é possível uma análise mais detalhada da variação total entre cada amostra e cada concentração de GNPs. É possível então perceber que as amostras 8 e 5, com as menores concentrações de grafeno na sua composição, apresentaram uma maior variação entre os valores de resistência elétrica do material apresentado, contudo considerando também os gráficos das mesmas amostras apresentados na Figura 7.29, a amostra 5 mostrou-se bastante inconstante com as alterações da deformação do material.

Desenvolvimento de material compósito inteligente para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto

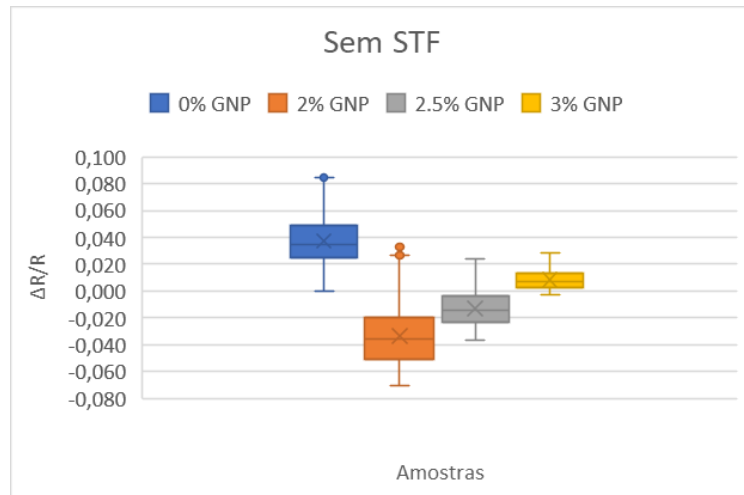
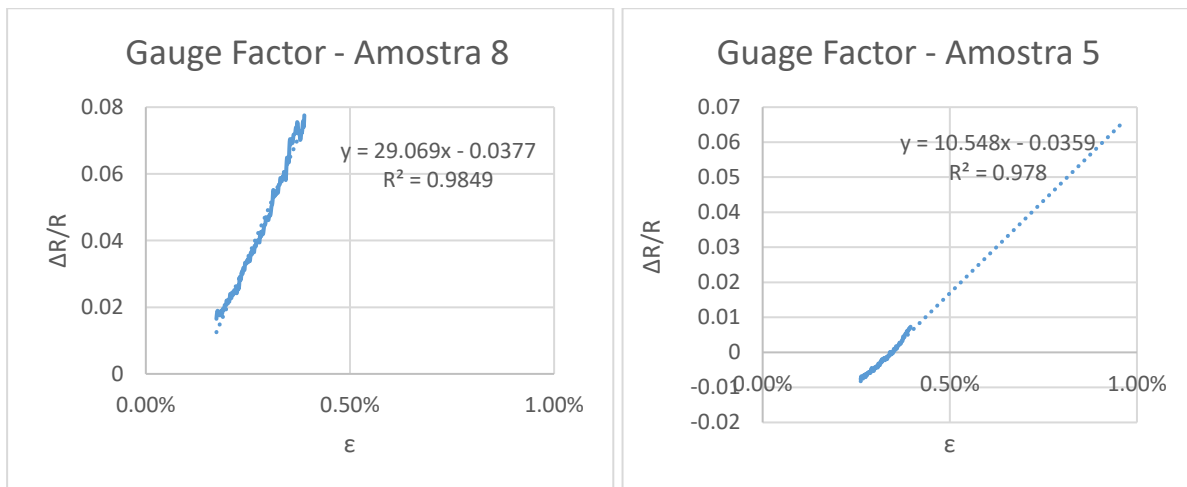


Figura 7.30 - Gráfico "Boxplot" de comparação entre a variabilidade da resistência elétrica entre cada uma das amostras com STF.

Uma vez mais, para uma leitura mais correta dos valores apresentados nas imagens acima, são calculados os Gauge Factors através do mesmo processo já descrito anteriormente. Na Figura 7.31 estão os resultados então desses cálculos, sendo que novamente foi considerado o segundo ciclo de carregamento.



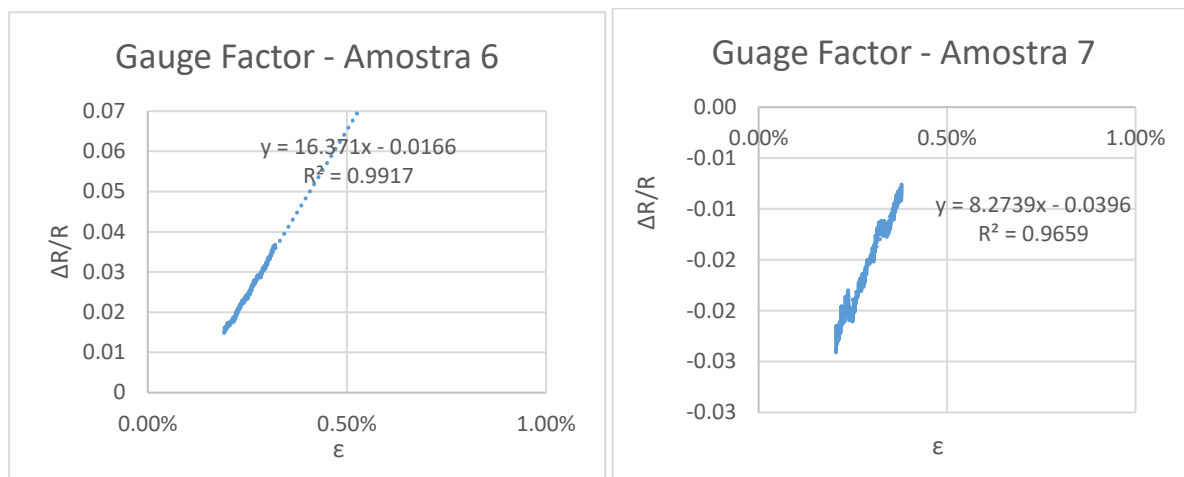


Figura 7.31 - Gráficos da regressão linear do segundo ciclo de carregamento das amostras com STF, com as respectivas equações lineares.

De forma resumida, os valores presentes nos gráficos acima de Gauge Factors encontram-se sumarizados na Tabela 7.8.

Tabela 7.8 - Gauge Factors dos provetes das amostras com STF.

| % de GNPs | 0% | 2% | 2.5% | 3% |
|-------------|--------|--------|--------|-------|
| GF 2º Ciclo | 29.069 | 10.548 | 16.371 | 8.274 |

Como um último dado para análise, importa apenas fazer uma comparação com os valores entre as amostras com e sem STF, e será feita através dos valores dos Gauge Factors, sumarizados na Tabela 7.9.

Tabela 7.9 - Gauge Factors comparativos de todos os provetes, com e sem STF, e com todas percentagens de STF.

| % de GNPs | 0% | 2% | 2.5% | 3% |
|-----------|--------|--------|--------|-------|
| GF s/ STF | 7.298 | 4.606 | 11.694 | 8.076 |
| GF c/ STF | 29.069 | 10.548 | 16.371 | 8.274 |

Com a análise de todos os resultados apresentados, é importante novamente realçar que as melhores condições de formulação de um bom material com características piezoresistivas resultam de um compromisso entre o Gauge Factor, a condutividade do material e a percentagem de GNPs presente nas amostras. É importante considerar o limite de percolação de um material, a partir do qual a condutividade da amostra já não irá melhorar,

mesmo que seja adicionado mais material condutor, já que a fibra não será capaz de os absorver e impregnar na sua malha. [37]

Assim sendo, o material ideal para uma aplicação de monitorização teria de ter uma gama ótima de percentagens de GNPs a ser integrada, e de fibras, que permita criar um equilíbrio entre a condutividade e o Gauge Factor, já que não é favorável valores de condutividade muito elevados se o Gauge Factor para essa composição foi muito reduzido, ou vice-versa. Para essa interpretação criou-se os gráficos de dupla entrada, presentes na Figura 7.32, que comparam os valores da condutividade e dos Gauge Factors de todas as amostras, divididos em provetes com e sem STF para uma interpretação mais fácil.

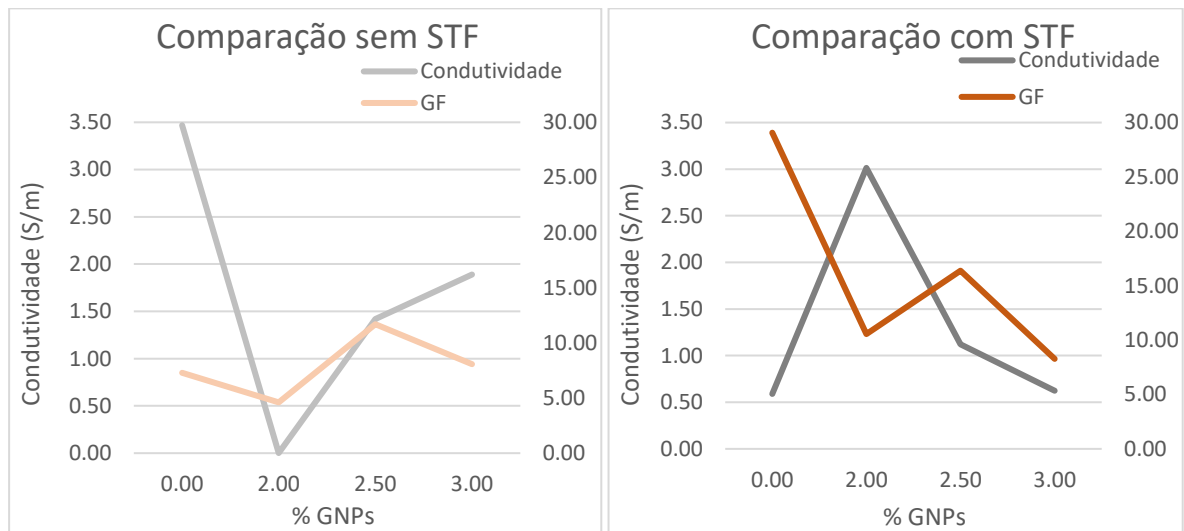


Figura 7.32 - Comparação dos valores de condutividade e de Gauge Factors, em todos os provetes, com e sem STF.

Pela análise dos gráficos e de todos os dados disponíveis, relativamente ao ensaio de piezoresistividade, torna-se possível concluir que para uma amostra sem STF, a concentração ideal de grafeno seria de 0%, uma vez que o carbono já é condutor o suficiente para servir como sensor de dano da estrutura. Contudo, como o STF se mostrou comportar como um isolador, para estruturas onde seja desejada a sua incorporação, o intervalo percentual de adição de GNPs mais indicado está entre os 2% e os 2,5%

O objetivo principal do trabalho, além da avaliação do incremento na dissipação de energia de impacto, era a criação de um material com capacidade de sensorização, dessa forma é importante perceber os parâmetros que caracterizam um bom sensor. Em primeiro lugar, pode-se falar da linearidade das medições, isto é, a proporcionalidade entre a variação

da resistência elétrica e o aumento e diminuição da deformação do material. Quanto mais linear for essa proporção, mais preciso será também o sensor desenvolvido. Esta característica é avaliada através da visualização dos gráficos das figuras Figura 7.25 e Figura 7.29, onde se verifica uma comparação precisamente entre os parâmetros referidos. Uma maior sobreposição entre as linhas da deformação e da variação da resistência elétrica é sinónima de uma maior linearidade.

A gama de valores de um *gauge factor* também é um fator importante a considerar, já que é aconselhável que este valor seja superior a 1 para ter uma capacidade de sensorização aceitável [37], contudo um *gauge factor* muito elevado também pode ter contraindicações. Nesses casos, onde o GF é muito elevado, significa que o material é altamente sensível a pequenas variações na deformação mecânica aplicada, portanto uma variação muito pequena na deformação, vai resultar em variações elevadas na resistência elétrica do sensor.

Apesar disso, é importante reiterar que os testes realizados são altamente sensíveis, o que os torna suscetíveis a erros não forçados, que podem ter sido causados mesmo pela própria construção do material que foi um processo manual.

8. CONSIDERAÇÕES FINAIS

8.1. CONCLUSÕES

O estudo teórico desenvolvido inicialmente durante a dissertação, veio alertar para o interesse dos materiais compósitos, especialmente dos materiais compósitos inteligentes nas mais diversas aplicações, sendo que têm vindo a ter uma dispersão cada vez maior com o aumento da investigação na área.

No que toca especificamente ao ramo da aeronáutica, que foi o principal foco do trabalho, a demanda por materiais mais leves e resistentes tem sido constante, e a utilização de materiais compósitos tem sido uma alternativa promissora para atender a essas necessidades.

Com o suporte da *Fibrenamics*, foram feitas placas utilizando fibras de carbono disponibilizadas e adequadas para o setor aeronáutico, e foram ainda utilizados dois aditivos diferentes na matriz epoxídica dos compósitos, como nanoplaquetas de grafeno e um *STF – Shear Thickening Fluid*. A essas placas, e com o intuito de estudar o efeito de cada um desses aditivos separadamente, foram realizados ensaios de condutividade, ensaios de impacto de Charpy e ensaios de piezoresistividade do material.

Importa ainda referir que aconteceram alguns imprevistos especialmente no que toca à resina utilizada para a preparação das placas, o que acabou por tornar o processo um pouco mais moroso do que o previsto, e acabou por ter de se utilizar uma resina com propriedades mais baixas e que poderá não satisfazer todas as exigências do setor aeronáutico.

Foi possível então concluir que efetivamente o STF apresenta capacidades positivas na dissipação da energia de impacto a uma estrutura, sendo capaz de adicionar uma proteção extra aos aviões que podem entrar em situações que ponham em causa a sua integridade estrutural.

Além disso, concluiu-se também que o carbono por si só já apresenta capacidade condutora suficiente para funcionar como um sensor, contudo com a presença de um STF, que funciona como isolador, é possível, através da adição de grafeno, voltar a melhorar as condições de condução da estrutura, sendo que a concentração ideal deste aditivo será por volta dos 2.5% no caso descrito.

Realizando um balanço do trabalho, é possível afirmar que o desenvolvimento de materiais a serem aplicados num setor como a aeronáutica naturalmente implica um grande investimento, pesquisa e desenvolvimento, além de uma extensa análise experimental, pelo que toda a tese desenvolvida aqui teria espaço para ser mais trabalhada e desenvolvida, especialmente através da realização de testes mais fiáveis e em condições mais controladas, e com uma matriz mais adequada.

Por último, posso concluir dizendo que apesar de não estar totalmente satisfeita com os resultados obtidos e com o processo que foi ocorrendo ao longo do desenvolvimento da dissertação, devido aos percalços existentes, foi um trabalho que sem dúvida me desafiou e permitiu colocar à prova conhecimentos angariados durante os 5 anos do meu curso, que com certeza levarei comigo para a vida.

8.2. PERSPETIVAS E TRABALHOS FUTUROS

Apesar de já ter sido referido anteriormente, nunca é demais reforçar que é a aeronáutica é um campo com imensas normalizações e políticas de segurança, pelo que seriam sempre necessários inúmeros testes em ambientes e condições controlados até o material ser aprovado para utilização.

Além da realização de mais testes, seriam também importantes a angariação do material adequado, essencialmente no que toca à matriz, já que a utilizada no trabalho não cumpre com todos os requisitos da indústria em questão.

BIBLIOGRAFIA

- [1] S. Rana and R. Figueiro, *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering Processing, Properties and Applications*, Woodhead Publishing, vol. 97, no. 38. 2016.
- [2] “The Evolution of Aerospace Materials.” <https://www.thescientificteen.org/post/the-evolution-of-aerospace-materials> (accessed Sep. 01, 2022).
- [3] T. Vinholes, “Primeiro voo dos irmãos Wright com o Flyer completa 115 anos - Airway.” <https://www.airway.com.br/primeiro-voo-dos-irmaos-wright-com-o-flyer-completa-115-anos/> (accessed Sep. 01, 2022).
- [4] “A History of WW2 in 25 Airplanes | Air & Space Magazine | Smithsonian Magazine.” <https://www.smithsonianmag.com/air-space-magazine/history-ww2-25-airplanes-180954056/> (accessed Sep. 16, 2022).
- [5] T. C. H. Norkhairunnisa Mazlan, “Advanced Composites in Aerospace Engineering Applications - Google Livros.” https://books.google.pt/books?hl=pt-PT&lr=&id=KIBgEAAAQBAJ&oi=fnd&pg=PA367&dq=aerospace+materials+evolution&ots=Sg5pdwSmeC&sig=jo-yunBWpsPOXF3C0-XNljM0yW4&redir_esc=y#v=onepage&q&f=false (accessed Sep. 10, 2022).
- [6] R. M. A. Sapuan, *Advanced Composites in Aerospace Engineering Applications*, Springer, 2022.
- [7] Wikimedia Commons, “LCA Composites.” https://commons.wikimedia.org/wiki/File:LCA_Composites.jpg (accessed Sep. 22, 2022).
- [8] R.C. Alderliesten., *Introduction to Aerospace structures and materials.*, TU Delft Open, 2018.
- [9] R. BIELAWSKI, “Composite Materials in Military Aviation and Selected Problems With Implementation,” *Review of the Air Force Academy*, vol. 15, no. 1, pp. 11–16, 2017
- [10] “Um guia para aeronaves militares cada vez mais seguras.” <https://eda.europa.eu/webzine/issue16/focus/a-guide-to-ever-safer-military-aircraft> (accessed Dec. 04, 2022).

- [11] Gerard. Keijsper, Lockheed F-35 Joint Strike Fighter : design and development of the international aircraft,, Pen & Sword Aviation p. 320, 2007.
- [12] “F-35 Lightning II - Northrop Grumman.” https://www.northropgrumman.com/what-we-do/air/f35-lightning/?utm_source=google&utm_campaign=fy23framework&utm_medium=kw&utm_audience=list_g&utm_content=null_null&utm_format=copy&utm_code=OTH-13321 (accessed Jan. 15, 2023).
- [13] “Materiais Compósitos: origem e funcionalidades - Materiais Júnior.” <https://materiaisjr.com.br/materiais-compositos-origem-e-funcionalidades/> (accessed May 24, 2022).
- [14] “Fabricação de Compósitos: Compósitos, uma breve introdução!” <http://fabricacaodecompositos.blogspot.com/2012/06/compositos-uma-breve-introducao.html> (accessed May 24, 2022).
- [15] “What Is Composite Material?- Definition And Types - Engineering Choice.” <https://www.engineeringchoice.com/composite-material/> (accessed May 24, 2022).
- [16] “Then & Now: A Brief History of Composites Materials – SMI Composites.” <https://smicomposites.com/then-now-a-brief-history-of-composites-materials/> (accessed May 24, 2022).
- [17] A.L.M. Azevedo, “Caraterização e comparação de materiais compósitos,” Faculdade de Engenharia do Porto, 2017.
- [18] Raul Figueiro, “Materiais Compósitos_Figueiro_alunos.” https://elearning.uminho.pt/bbcswebdav/pid-1186225-dt-content-rid-5633964_1/courses/2122.ME74ME7401006584_1/Materiais Compósitos_Figueiro_alunos.pdf (accessed May 25, 2022).
- [19] R. António and M. Preto, “Estudo experimental do comportamento mecânico de compósitos em fibras de basalto,” 2013.
- [20] S. M. Tomar, “Comportamento mecânico de materiais compósitos de origem natural,” Instituto Superior de Engenharia de Lisboa, 2018.
- [21] B. E. Tawfik, H. Leheta, A. Elhewy, and T. Elsayed, “Weight reduction and strengthening of marine hatch covers by using composite materials,” *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, vol. 9, no. 2, pp. 185–198, Mar. 2017

- [22] R. Alexander, "Working With Composites," 1999. <https://www.eaa.org/eea/aircraft-building/builderresources/while-youre-building/building-articles/composite/part-1-working-with-composites> (accessed Nov. 29, 2022).
- [23] "High-flying Epoxies - Epoxy Europe." <https://epoxy-europe.eu/spotlight/high-flying-epoxies/> (accessed Dec. 03, 2022).
- [24] G. Garcia Del Pino, A. Soares, S. Monteiro, and G. del Pino, "CONFECÇÃO DE COMPÓSITO EM MATRIZ DE RESINA EPÓXI REFORÇADO COM FIBRA DE CURAUÁ".
- [25] H. Jiang, Y. Ji, J. Gan, and L. Wang, "Enhancement of thermal and mechanical properties of bismaleimide using a graphene oxide modified by epoxy silane," *Materials*, vol. 13, no. 17, 2020
- [26] "Hexcel® HexPly® F155 Epoxy Resin." <https://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=5d63c4d208ea46eb8d615ae019c06d29&ckck=1> (accessed Dec. 03, 2022).
- [27] "Product Data Sheet HexPly® F584™", HEXCEL.
- [28] "Hexcel® HexFlow® RTM651 One-part Modified BMI Resin." <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=5839cc8c3c4f46d6970a540139a5d7a9> (accessed Dec. 03, 2022).
- [29] Cytec Engineered, "Cycom 977-2 Epoxy Resin System -Technical Data Sheet," *Cytec - Engineered Materials*, pp. 1–4, 2012.
- [30] R. Cp, D. P. Iso, and S. Does, "SR 1660 Hardeners SD," vol. 33, no. 0, pp. 1–9, 2016.
- [31] "Composto para moldagem de folhas (SMC) - BFG International Brasil." <https://bfginternational.com.br/pt/compositos/processos/composto-moldagem-folhas-smc/> (accessed Sep. 27, 2022).
- [32] "What is Automated Fibre Placement (AFP)?" <https://www.addcomposites.com/post/what-is-automated-fibre-placement-afp> (accessed Jan. 13, 2023).
- [33] "Automated fiber placement systems overview | Semantic Scholar." <https://www.semanticscholar.org/paper/Automated-fiber-placement-systems-overview-Kozaczuk/6211e925827b6f6aa11f96d91d327b81957f7dab> (accessed Jan. 13, 2023).

- [34] “Materiais Compósitos Inteligentes - Fibrenamics.” <https://www.fibrenamics.com/intelligence/vigilancia-tecnologica/materiais-compositos-inteligentes?show=1> (accessed Jan. 09, 2023).
- [35] “‘Materiais Compósitos Inteligentes’ – Potencial de aplicação em soluções de engenharia - Fibrenamics Green.” <http://green.fibrenamics.com/newsletter/materiais-compositos-inteligentes-potencial-aplicacao-solucoes-engenharia> (accessed Jan. 09, 2023).
- [36] M.F.R. Carvalho, “Desenvolvimento de matrizes de sensores piezoresistivos para aplicações avançadas,” Universidade do Minho 2014.
- [37] “Relatório Técnico de Progresso Relatório da Atividade 3 Desenvolvimento de Compósitos com monitorização Incomef,” Fibrenamics, 2019.
- [38] D. D. L. Chung, “Damage detection using self-sensing concepts,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 221, no. 4, pp. 509–520, 2007
- [39] B. Alemour, O. Badran, and M. R. Hassan, “A review of using conductive composite materials in solving lightning strike and ice accumulation problems in aviation,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 11, pp. 1–23, 2019
- [40] O. Folorunso, Y. Hamam, R. Sadiku, and S. S. Ray, “Computational study of graphene–polypyrrole composite electrical conductivity,” *Nanomaterials*, vol. 11, no. 4, 2021
- [41] L. Iannucci, M. S. I. Shaik Dawood, E. Greenhalgh, and A. K. Ariffin, “Delamination control in composite beams using piezoelectric actuators,” *ICCM International Conferences on Composite Materials*, 2009.
- [42] “NZ plane struck by lightning | Stuff.co.nz.” <https://www.stuff.co.nz/national/2495308/NZ-plane-struck-by-lightning> (accessed Sep. 22, 2022).
- [43] Q. Sun, Y. Zhao, K. S. Choi, and X. Mao, “Molecular dynamics simulation of thermal de-icing on a flat surface,” *Applied Thermal Engineering*, vol. 189, May 2021
- [44] U. Kilic, M. M. Sherif, and O. E. Ozbulut, “Tensile properties of graphene nanoplatelets / epoxy composites fabricated by various dispersion techniques,” *Polymer Testing*, vol. 76, no. January, pp. 181–191, 2019

- [45] Y. C. Chiou, H. Y. Chou, and M. Y. Shen, “Effects of adding graphene nanoplatelets and nanocarbon aerogels to epoxy resins and their carbon fiber composites,” *Materials and Design*, vol. 17, 2019
- [46] R. Fernandes, M. Hipólito, “Materiais Compósitos para proteções contra explosões.”, Universidade do Minho, 2020
- [47] Y. H. Kim, Y. Park, J. H. Cha, V. A. Ankem, and C. G. Kim, “Behavior of Shear Thickening Fluid (STF) impregnated fabric composite rear wall under hypervelocity impact,” *Composite Structures*, vol. 204, no. June, pp. 52–62, 2018
- [48] “TIXOTROPIA DOS FLUIDOS NÃO NEWTONIANOS E NEWTONIANOS | LinkedIn.” <https://www.linkedin.com/pulse/tixotropia-dos-fluidos-não-newtonianos-e-fabio-roberto-pereira/?originalSubdomain=pt> (accessed Sep. 23, 2022).
- [49] “Application of Shear Thickening Fluid (STF) Ballistic Textiles - Fibrenamics.” <https://www.fibrenamics.com/science/artigos-tecnicos/application-of-shear-thickening-fluid-stf-ballistic-textiles?show=1>, 2017 (accessed Dec. 03, 2022).
- [50] M. Zarei and J. Aalaie, “Application of shear thickening fluids in material development,” *Journal of Materials Research and Technology*, vol. 9, no. 5, pp. 10411–10433, 2020
- [51] Hexcel Corporation., “Datasheet - HexTow® IM7 Carbon Fiber.,” *Hexcel Corporation*, vol. 000, pp. 1–2, 2018.
- [52] R. Freire, M. Diniz, J. M. F. Cavalcante, “Comparação entre os processos, vacuum forming e hand ly up, para a produção de compósitos poliéster/tecido tramada de Juta”, Universidade Federal Rural do Semi-Árido, 2018
- [53] “Technical Datasheet - Sr 8500 / Sz 8525,” Sicomin, vol. 33, 2014.
- [54] “Determination of Charpy impact properties- British Standard: BS EN ISO 179-1:2001,” Universiti Sains Malaysia vol. 3, 2001.
- [55] “*Plastics Determination of flexural properties (ISO 178 : 2001)*” DIN EN ISO, 2011

Desenvolvimento de material compósito inteligente
para aplicação na indústria aeronáutica com capacidade de proteção ao impacto