



**Paulo Luís Rodrigues da Silva**

Licenciado em Ciências de Engenharia Mecânica

## **Influência do Dano Resultante do Processo de Furação no Comportamento à Fadiga de Materiais Compósitos**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
Engenharia Mecânica

Orientadora: Professora Doutora Carla Maria Moreira Machado,  
Professora Auxiliar, Universidade Nova de Lisboa

Co-Orientador: Professor Doutor Jorge Joaquim Pamies  
Teixeira, Professor Catedrático, Universidade Nova de Lisboa

Júri:

Presidente: Professora Doutora Rosa Maria Mendes Miranda  
Arguente: Professor Doutor Telmo Jorge Gomes dos Santos  
Vogal: Professora Doutora Carla Maria Moreira Machado



FACULDADE DE  
CIÊNCIAS E TECNOLOGIA  
UNIVERSIDADE NOVA DE LISBOA

Março 2015



**Influência do dano resultante do processo de furação no comportamento à fadiga de  
materiais compósitos**

**Copyright © 2015 Paulo Luís Rodrigues da Silva**

**Faculdade de Ciências e Tecnologia e Universidade Nova de Lisboa**

A Faculdade de Ciências e Tecnologia e a Universidade Nova de Lisboa têm o direito, perpétuo e sem limites geográficos de arquivar e publicar esta dissertação através de exemplares impressos reproduzidos em papel ou de forma digital, ou por qualquer outro meio conhecido ou que venha a ser inventado, e de a divulgar através de repositórios científicos e de admitir a sua cópia e distribuição com objectivos educacionais ou de investigação, não comerciais, desde que seja dado crédito ao autor e editor.



*Aos meus pais e avós*



## Agradecimentos

---

A todos que de alguma forma contribuíram para a realização deste trabalho o meu muito obrigado, em especial:

A professora Carla Machado pela oportunidade de realizar este desafiante trabalho, assim como a colaboração dada para a elaboração desta dissertação, pelos esclarecimentos dados ao longo da mesma e pelo apoio, disponibilidade e amizade demonstrada.

A Dra. Luísa Oliveira, ao Dr. Eurico Batista e ao Eng. Jorge Pedro do Centro de Formação Profissional de Setúbal pela disponibilidade das instalações e equipamento no fabrico dos provetes.

Ao Eng. Carlos Ruas da Delta Sigma pela disponibilidade e ajuda nos ensaios de fadiga.

Ao Professor Carlos Galhano do Departamento de Ciências da Terra da FCT-UNL pela disponibilidade e ajuda na realização do SEM.

Ao Professor António Urgueira e à Professora Raquel Almeida pelo apoio e ajuda ao longo desta dissertação.

Ao Sr. António Campos e Sr. Paulo Magalhães por toda a assistência técnica, ajuda durante a realização do trabalho experimental. Aos meus professores pela amizade demonstrada e conselhos dados durante o meu percurso curricular que ajudaram a ultrapassar muitas barreiras.

Aos meus pais e tios que me apoiaram sempre em todos os momentos, que nunca me deixaram desistir.

A minha namorada Joana Lopes por todo o apoio, carinho e paciência durante estes anos.

Aos meus amigos e colegas da faculdade em especial ao Jorge Morais, Pedro Santos, José Fernandes e João Horta pelos momentos de distração, palavras encorajadoras e companhia durante estes anos.



## Resumo

---

A combinação das características específicas dos materiais compósitos, como elevada rigidez e baixo peso, tem conduzido ao aumento da sua utilização industrial. Quando se trata de materiais compósitos de alto desempenho, nomeadamente os compósitos de matriz epóxida e reforço de fibras de carbono, a sua utilização, inicialmente associada apenas a sectores de alto valor acrescentado, tem vindo a ser generalizada, com destaque para a indústria automóvel, para construção das estruturas dos módulos dos passageiros. Para a montagem das estruturas referidas e de modo a efectuar a ligação entre componentes produzidos neste tipo de materiais recorre-se normalmente ao processo de furação, devido à necessidade de obtenção de furos para a rebagem e fixação aparafusada. O dano mais importante que ocorre devido a este processo é a delaminação, provocada pela acção da força axial e que tem influência directa na resistência do material. As estruturas em material compósito exigem padrões elevados de segurança e fiabilidade e a vida útil em serviço das estruturas pode ficar comprometida pela existência de falhas no material, pelo que é muito importante analisar os efeitos do dano provocado pelo processo.

Assim, o objectivo deste trabalho é o estudo da influência do dano de delaminação sobre o comportamento do material à fadiga, para ser possível quantificar a vida de um componente com furo quando sujeito a cargas cíclicas. Como a delaminação provocada pelo processo de furação altera a morfologia da geometria do furo, é importante analisar quais os seus efeitos. O conjunto de valores dos parâmetros do processo foi definido com base na literatura consultada e tendo como propósito a obtenção de furos com diferentes danos, quantificados pelo factor de delaminação. Para caracterização do material utilizado, realizaram-se ensaios mecânicos de tracção, para obtenção das curvas respectivas. Procedeu-se então à simulação e respectiva validação experimental de cada um dos ensaios considerados.

Foi possível verificar a influência do dano na ocorrência de fractura, e observou-se que a quantidade de dano é um factor importante, mas constatou-se que a geometria da zona delaminada é o factor mais relevante quando se trata da análise da fadiga do material e que a orientação das falhas é o principal factor para a rotura do componente.

**Palavras-chave:** Fadiga; Delaminação; Laminados Carbono/Epóxido; Furação de alta velocidade; Propriedades Mecânicas.



## Abstract

---

The combination of the specific characteristics of composite materials, such as high stiffness and low weight, has resulted in increased industrial use. Considering high-performance composite materials, such as epoxy matrix carbon fibre reinforced composites, their use has initially been associated only with high value-added sectors but has been widespread, namely in the automotive industry, for the construction of passenger modules structures. For the assembly of such structures and to establish the joining of the components the drilling process is the most common operation to obtain holes for riveting and bolt fastening. The most significant damage that occurs due to this process is the delamination, which is caused by the action of the axial force and which has a direct influence on the material resistance. The composite structures require high safety and reliability standards and the service life of the structures can be compromised by the existence of rifts. Therefore it is very important to analyse the effects of damage caused by the drilling process on the component fatigue life.

Thus, the aim of this work is the study of the influence of delamination damage on the fatigue behaviour of the material, to be able to estimate and quantify the life of a drilled component when subjected to cyclic loading. As delamination caused by the drilling process changes the morphology of the hole geometry, it is important to analyse its effects. The set of values of process parameters was defined based on the literature and with the purpose to obtain holes with different damage, quantified by the delamination factor. Mechanical testing was performed for material characterization, namely tensile and fatigue tests, to obtain the respective curves. Following it was proceeded to the simulation and related experimental tests.

It was possible to verify the influence of damage in the event of fracture, and the main conclusion was that the amount of damage (quantified by the delamination factor) is an important aspect but it was found that the geometry of the delaminated area is the most important factor for the component fatigue life. Moreover, the orientation of the rifts is the main factor for component failure.

**Keywords:** Fatigue; Delamination; Carbon/epoxy laminates; High speed drilling; Mechanical Properties.



# Índice de Matérias

---

|  |           |
|--|-----------|
| <b>1. Motivação, Objetivos e Estrutura .....</b>           | <b>1</b>  |
| <b>1.1 Introdução .....</b>                                | <b>1</b>  |
| <b>1.2 Motivação e Objectivos .....</b>                    | <b>2</b>  |
| <b>1.3 Estrutura da Tese .....</b>                         | <b>3</b>  |
| <b>2. Revisão do Estado da Arte .....</b>                  | <b>5</b>  |
| <b>2.1 Materiais Compósitos.....</b>                       | <b>5</b>  |
| <b>2.2 Processo de Furação .....</b>                       | <b>11</b> |
| <b>2.3 Dano Resultante do Processo de Furação.....</b>     | <b>14</b> |
| <b>2.4 Comportamento à Fadiga .....</b>                    | <b>17</b> |
| 2.4.1 Mecanismos de Dano .....                             | 17        |
| 2.4.2 Fatores que afetam o comportamento à fadiga .....    | 19        |
| 2.4.3 Modelos .....  | 21        |
| 2.4.4 Ciclos de Tensão de Fadiga .....                     | 26        |
| <b>3. Metodologias e Procedimentos Experimentais .....</b> | <b>31</b> |
| <b>3.1 Produção dos Provetes .....</b>                     | <b>31</b> |
| <b>3.2 Caracterização do Material .....</b>                | <b>33</b> |
| <b>3.3 Equipamento utilizado .....</b>                     | <b>36</b> |
| <b>3.4 Ensaio de Fadiga .....</b>                          | <b>40</b> |
| 3.4.1 Ensaio de resistência à fadiga em flexão .....       | 40        |
| 3.4.2 Ensaio de resistência à fadiga à tração.....         | 46        |
| <b>3.5 Análise e Processamento de Imagem .....</b>         | <b>48</b> |
| 3.5.1 Radiografia .....                                    | 48        |
| 3.5.2 Microscopia Eletrónica de Varrimento (SEM) .....     | 50        |
| <b>4. Apresentação e Discussão de Resultados.....</b>      | <b>53</b> |
| <b>4.1 Resultados obtidos na furação dos provetes.....</b> | <b>53</b> |
| <b>4.2 Resultados dos testes de simulação .....</b>        | <b>59</b> |

|     |   |    |
|-----|---|----|
| 4.3 | Resultados dos ensaios de resistência à fadiga à tração ..... | 71 |
| 5.  | Conclusões e Trabalho Futuro .....                            | 79 |
| 5.1 | Conclusões e contribuições .....                              | 79 |
| 5.2 | Sugestão para trabalhos futuros .....                         | 80 |
|     | Referências Bibliográficas.....                               | 81 |
|     | Anexo 1 – Dados Técnicos do Pré-Impregnado.....               | 85 |

## Índice de Figuras

---

|  |    |
|--|----|
| <b>Figura 2.1</b> – Utilização de materiais compósitos nas aeronaves Airbus A350 vs. Boeing 787 .....                      | 5  |
| <b>Figura 2.2</b> – Exemplos de aplicação dos materiais compósitos .....   | 6  |
| <b>Figura 2.3</b> – Orientação das fibras .....  | 7  |
| <b>Figura 2.4</b> – Esquema representativo do processo de moldação por vácuo .....   | 8  |
| <b>Figura 2.5</b> – Representação esquemática de fibras .....  | 9  |
| <b>Figura 2.6</b> – Comportamento tensão – deformação para a um carregamento de tração uniaxial na direção das fibras..... | 9  |
| <b>Figura 2.7</b> – Geometrias de ferramentas utilizadas na furação de materiais compósitos.....                           | 13 |
| <b>Figura 2.8</b> – a) Delaminação à entrada, b) Delaminação à saída.....  | 14 |
| <b>Figura 2.9</b> – Caracterização do dano segundo <i>Chen</i> .....   | 15 |
| <b>Figura 2.10</b> – Caracterização do dano segundo <i>Davim</i> .....   | 16 |
| <b>Figura 2.11</b> – Caracterização do dano segundo <i>Silva</i> .....   | 16 |
| <b>Figura 2.12</b> – Curva S-N de um compósito de carbono-epóxico unidirecional.....                                       | 18 |
| <b>Figura 2.13</b> – Curvas S-N de vários compósitos.....  | 20 |
| <b>Figura 2.14</b> – Variação tensão- tempo para cargas cíclicas de fadiga.....  | 27 |
| <b>Figura 2.15</b> - Comportamentos cíclicos típicos.....  | 28 |
| <b>Figura 2.16</b> - Curva cíclica.....  | 29 |
| <b>Figura 3.1</b> – Configuração dos provetes .....  | 31 |
| <b>Figura 3.2</b> – Propriedades mecânicas do laminado obtido por empilhamento do pré-impregnado                           | 32 |
| <b>Figura 3.3</b> – Sequência de produção dos provetes de CFRP .....   | 33 |
| <b>Figura 3.4</b> – Códigos dos modos de falha típicos dos ensaios de tração (ASTM D 3039) .....                           | 34 |
| <b>Figura 3.5</b> – Diagrama tensão-deformação para o material em estudo .....   | 35 |
| <b>Figura 3.6</b> – Curva S-N para o material compósito estudado neste trabalho .....                                      | 36 |
| <b>Figura 3.7</b> – Centro de maquinagem LEADWELL VMC 15 .....   | 36 |

|  |    |
|--|----|
| <b>Figura 3.8</b> – Broca helicoidal de 5mm .....  | 37 |
| <b>Figura 3.9</b> – Variação do fator de delaminação com o avanço para uma velocidade de 8 000 rpm para diferentes diâmetros de broca helicoidal .....   | 37 |
| <b>Figura 3.10</b> – Variação do fator de delaminação com o avanço para uma velocidade de 16 000 rpm para diferentes diâmetros de broca helicoidal ..... | 37 |
| <b>Figura 3.11</b> – Cabeça de alta velocidade Nikken BT30-NX5-153.....  | 38 |
| <b>Figura 3.12</b> – Suporte de fixação .....  | 39 |
| <b>Figura 3.13</b> – Visualização da força axial e binário no <i>software</i> LabVIEW .....  | 39 |
| <b>Figura 3.14</b> – Esquema da montagem realizada para os ensaios de flexão .....   | 40 |
| <b>Figura 3.15</b> - Extensómetros de arame e grelha laminar .....   | 41 |
| <b>Figura 3.16</b> – Ponte de Wheatstone (esquerda); Meia Ponte de Wheatstone (direita) .....  | 42 |
| <b>Figura 3.17</b> – Colagem do extensómetro e montagem das ligações.....  | 43 |
| <b>Figura 3.18</b> – Ligação do extensómetro ao sistema de aquisição de dados.....   | 43 |
| <b>Figura 3.19</b> – Interface do programa utilizado no <i>LabView</i> .....   | 44 |
| <b>Figura 3.20</b> – Viga encastrada com extensómetro a l-x do encastramento .....   | 44 |
| <b>Figura 3.21</b> – Equipamento de ensaios de fadiga.....   | 46 |
| <b>Figura 3.22</b> – Interface do software de controlo do equipamento .....  | 47 |
| <b>Figura 3.23</b> – Esquema do procedimento de modelação dos provetes para simulação .....  | 48 |
| <b>Figura 3.24</b> – Esquema de funcionamento da radiografia convencional.....   | 49 |
| <b>Figura 3.25</b> – Equipamento de análise radiográfica .....   | 50 |
| <b>Figura 3.26</b> – Esquema de funcionamento do SEM.....  | 51 |
| <b>Figura 3.27</b> – Equipamento de metalização .....  | 52 |
| <b>Figura 3.28</b> – Microscópio electrónico de varrimento (SEM) .....   | 52 |
| <b>Figura 4.1</b> – Radiografia digital dos provetes do grupo 2 .....  | 53 |
| <b>Figura 4.2</b> – Radiografia digital dos provetes do grupo 3 .....  | 54 |
| <b>Figura 4.3</b> – Radiografia digital dos provetes do grupo4 .....   | 54 |
| <b>Figura 4.4</b> – Antes e depois do tratamento de imagem, provetes do grupo 2 .....  | 55 |
| <b>Figura 4.5</b> – Antes e depois do tratamento de imagem, provetes do grupo 3 .....  | 55 |

|   |    |
|---|----|
| <b>Figura 4.6</b> – Antes e depois do tratamento de imagem, provetes do grupo 4 .....   | 56 |
| <b>Figura 4.7</b> – Fatores de delaminação nos 3 grupos .....   | 57 |
| <b>Figura 4.8</b> - Valores médios dos resultados e respetivos desvios padrão.....  | 58 |
| <b>Figura 4.9</b> – Delaminação à entrada do furo .....   | 58 |
| <b>Figura 4.10</b> – Fibras fraturadas .....  | 58 |
| <b>Figura 4.11</b> – Distribuição de tensões numa placa com furo sujeita a tração .....   | 59 |
| <b>Figura 4.12</b> – Fator de concentração de tensões para uma placa sujeita a tração ou compressão simples com um orifício central ..... | 60 |
| <b>Figura 4.13</b> – Tensões de von Mises obtidas por simulação (proвете sem furo) .....  | 61 |
| <b>Figura 4.14</b> – Tensões de von Mises obtidas por simulação (proвете com furo).....   | 61 |
| <b>Figura 4.15</b> – Deformações no provete sem furo obtidas por simulação .....  | 62 |
| <b>Figura 4.16</b> – Deformações no provete com furo obtidas por simulação.....   | 62 |
| <b>Figura 4.17</b> – Factor de carga de segurança de falha em fadiga .....  | 63 |
| <b>Figura 4.18</b> – Número de ciclos até à falha.....  | 63 |
| <b>Figura 4.19</b> – Influência do furo central sobre o número de ciclos até à falha .....  | 64 |
| <b>Figura 4.20</b> – Sobreposição da geometria do dano obtida por radiografia na modelação dos provetes .....                             | 65 |
| <b>Figura 4.21</b> – Tensões de von Mises obtidas por simulação (Ensaio A2_E1, Fd = 1.271).....   | 67 |
| <b>Figura 4.22</b> – Tensões de von Mises obtidas por simulação (Ensaio A3_E1, Fd = 1.224).....   | 67 |
| <b>Figura 4.23</b> – Tensões de von Mises obtidas por simulação (Ensaio A4_E3, Fd = 1.157).....   | 67 |
| <b>Figura 4.24</b> – Deformações obtidas por simulação (Ensaio A2_E1, Fd = 1.271).....  | 68 |
| <b>Figura 4.25</b> – Deformações obtidas por simulação (Ensaio A3_E1, Fd = 1.224).....  | 68 |
| <b>Figura 4.26</b> – Deformações obtidas por simulação (Ensaio A4_E3, Fd = 1.157).....  | 68 |
| <b>Figura 4.27</b> – Factor de carga de segurança de falha em fadiga (Ensaio A2_E1, Fd = 1.271) .....                                     | 69 |
| <b>Figura 4.28</b> – Factor de carga de segurança de falha em fadiga (Ensaio A3_E1, Fd = 1.224) .....                                     | 69 |
| <b>Figura 4.29</b> – Factor de carga de segurança de falha em fadiga (Ensaio A4_E3, Fd = 1.157) .....                                     | 69 |
| <b>Figura 4.30</b> – Número de ciclos até à falha (Ensaio A2_E1, Fd = 1.271).....   | 70 |
| <b>Figura 4.31</b> – Número de ciclos até à falha (Ensaio A3_E1, Fd = 1.224).....   | 70 |

|  |    |
|--|----|
| <b>Figura 4.32</b> – Número de ciclos até à falha (Ensaio A4_E3, $F_d = 1.157$ ).....  | 70 |
| <b>Figura 4.33</b> – Provete sem furo após o ensaio (sem falha) e provete com furo após falha .....                              | 71 |
| <b>Figura 4.34</b> – Provete correspondente ao ensaio A1E2.....  | 71 |
| <b>Figura 4.35</b> – Simulação do comportamento à fadiga do provete sem furo.....  | 71 |
| <b>Figura 4.36</b> – Provetes após realização dos ensaios de fadiga .....  | 72 |
| <b>Figura 4.37</b> – Imagens radiográficas dos provetes antes e depois dos ensaios de fadiga.....                                | 73 |
| <b>Figura 4.38</b> – Comparação entre os provetes A2_E1 e A2_E3 .....  | 74 |
| <b>Figura 4.39</b> – Zona limite da área útil do provete .....   | 75 |
| <b>Figura 4.40</b> – Imagem SEM da fratura coesiva da interface fibra/matriz com evidência de deformação plástica da resina..... | 75 |
| <b>Figura 4.41</b> – Imagem SEM que evidencia a fratura coesiva na interface fibra/matriz .....                                  | 76 |
| <b>Figura 4.42</b> – Detalhe da região de falha (Ensaio A2_E2).....  | 76 |
| <b>Figura 4.43</b> – Superfície de fratura (Ensaio A3_E3).....   | 77 |
| <b>Figura 4.44</b> - Provete A3_E3 zona de fratura.....  | 78 |
| <b>Figura 4.45</b> - Imagem SEM do provete A2_E2 na zona de fratura na região do furo.....                                       | 78 |

## Índice de Tabelas

---

|   |    |
|---|----|
| <b>Tabela 2.1</b> – Comparação entre o processo de moldação por vácuo e cura em autoclave ..... | 8  |
| <b>Tabela 3.1</b> – Propriedades mecânicas do material obtidas experimentalmente .....          | 35 |
| <b>Tabela 3.2</b> – Parâmetros utilizados na furação dos provetes .....                         | 38 |
| <b>Tabela 3.3</b> – Amplitudes medidas .....  | 45 |
| <b>Tabela 3.4</b> – Cargas .....  | 45 |
| <b>Tabela 4.1</b> - Resultados obtidos após processamento em <i>MatLab</i> .....                | 56 |
| <b>Tabela 4.2</b> - Valores médios dos resultados e respectivos desvios padrão.....             | 57 |
| <b>Tabela 4.3</b> – Comparação entre os resultados analíticos e da simulação .....              | 62 |
| <b>Tabela 4.4</b> – Resultados obtidos por simulação .....                                      | 65 |



## Nomenclatura

---

Os símbolos utilizados ao longo do trabalho são acompanhados dos respectivos significados. Contudo estes significados podem-se obter na lista abaixo apresentada no qual esta dividida em duas partes: Símbolos e siglas.

### Símbolos

|                 |                                      |
|-----------------|--------------------------------------|
| $\sigma_f^*$    | Tensão de fratura da fibra (Pa)      |
| $\sigma_m^*$    | Tensão de fratura da matriz (Pa)     |
| $\epsilon_f^*$  | Extensão de fratura da fibra         |
| $\epsilon_m^*$  | Extensão de fratura da matriz        |
| $\epsilon_{ym}$ | Extensão de cedência da matriz       |
| $F_c$           | Carga suportada pelo compósito (N)   |
| $F_m$           | Carga suportada pela matriz (N)      |
| $F_f$           | Carga suportada pelas fibras (N)     |
| $\sigma_c$      | Tensão no compósito (Pa)             |
| $\sigma_m$      | Tensão na matriz (Pa)                |
| $\sigma_f$      | Tensão nas fibras (Pa)               |
| $A_c$           | Área do compósito (mm <sup>2</sup> ) |
| $A_m$           | Área da matriz (mm <sup>2</sup> )    |
| $A_f$           | Área das fibras (mm <sup>2</sup> )   |
| $V_m$           | Fração volúmica da matriz            |
| $V_f$           | Fração volúmica das fibras           |
| $\epsilon_c$    | Extensão no compósito                |
| $\epsilon_m$    | Extensão na matriz                   |
| $\epsilon_f$    | Extensão nas fibras                  |

|                     |  |
|---------------------|--|
| $E$                 | Módulo de elasticidade (Pa)  |
| $E_{cl}$            | Módulo de elasticidade do compósito na direção longitudinal (Pa)         |
| $E_m$               | Módulo de elasticidade da matriz (Pa)                                    |
| $E_f$               | Módulo de elasticidade das fibras (Pa)                                   |
| $E_{ct}$            | Módulo de elasticidade do compósito na direção transversal (Pa)          |
| $V$                 | Velocidade de corte  |
| $F_z$               | Avanço por dente   |
| $S$                 | Velocidade de rotação (rpm)  |
| $f$                 | Avanço   |
| $F_{crit}$          | Força crítica (N)  |
| $G_{Ic}$            | Resistência à fratura interlaminar de modo I                             |
| $\nu$               | Coefficiente de Poisson  |
| $h$                 | Profundidade da ferramenta que não entra em contacto com o material (mm) |
| $F_d$               | Fator de delaminação   |
| $D_{max}$           | Diâmetro máximo delaminado (mm)  |
| $D_0$               | Diâmetro nominal do furo (mm)  |
| $F_{da}$            | Fator de delaminação ajustado  |
| $A_d$               | Área do dano (mm <sup>2</sup> )  |
| $F_{dnew}$          | Fator de delaminação mínimo  |
| $A_{max}$           | Área correspondente ao $D_{max}$ (mm <sup>2</sup> )                      |
| $A_0$               | Área nominal do furo (mm <sup>2</sup> )                                  |
| $\sigma_e$          | Tensão limite de fadiga (Pa)   |
| $\tau_e$            | Tensão de corte limite de fadiga (Pa)                                    |
| $f$                 | Frequência (Hz)  |
| $R$                 | Rácio de tensões   |
| $N$                 | Número de ciclos até a rotura  |
| $\sigma_u$          | Tensão estática do material (Pa)   |
| $E_0$               | Módulo de elasticidade do material não danificado (Pa)                   |
| $\Delta\varepsilon$ | Amplitude de deformação  |
| $\sigma_r$          | Resistência residual (Pa)  |
| $G_{max}$           | Taxa de libertação de energia máxima durante um ciclo de fadiga          |

|                |                                       |
|----------------|---------------------------------------|
| $G_{th}$       | Valor limite de $G_{max}$             |
| $F_{max}$      | Força máxima (N)                      |
| $F_{min}$      | Força mínima (N)                      |
| $F_m$          | Força média (N)                       |
| $F_a$          | Amplitude de força (N)                |
| $\sigma_{max}$ | Tensão máxima (Pa)                    |
| $\sigma_{min}$ | Tensão mínima (Pa)                    |
| $M(x)$         | Momento em x (N/m)                    |
| $P$            | Carga (N)                             |
| $I$            | Momento de inércia (mm <sup>4</sup> ) |

## Siglas

|      |  |
|------|--|
| END  | Ensaio Não Destrutivo                      |
| SEM  | <i>Scanning electron microscope</i>        |
| ASTM | American Society for Testing and Materials |
| CRFP | <i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>     |
| TIFF | <i>Tagged Image File Format</i>            |



# Motivação, Objectivos e Estrutura

## 1.1 Introdução

A utilização dos materiais compósitos tem vindo a aumentar cada vez nas indústrias devido às suas características únicas. As indústrias aeronáutica e aeroespacial foram as grandes impulsionadoras do desenvolvimento destes materiais por necessitarem de componentes com baixa densidade que atendessem aos requisitos de elevada resistência mecânica em serviço. As estruturas consideradas, de elevado desempenho e baixo peso, são montagens de componentes que devem ter um alto nível de integração. Como são projetadas para operar em condições extremas, são exigidos padrões elevados de segurança e fiabilidade.

Actualmente existe um desafio ainda maior no que diz respeito à indústria automóvel, na qual os requisitos são também exigentes mas aos quais acresce o facto de a produção ser em muito maior escala, o que exige novos critérios quer nas estratégias de produção como na inspecção destes componentes. Neste caso, os materiais compósitos de elevado desempenho são usados para a produção dos habitáculos onde a segurança é um factor essencial.

A necessidade de efetuar ligações entre peças tem grande importância, sendo a furação a operação mais utilizada, para obtenção dos furos para aparafusamento ou rebiteamento dos componentes. Esta operação provoca a ocorrência de danos no compósito afetando as suas características e comportamento. O dano mais importante é a delaminação uma vez que a sua principal consequência é a perda de propriedades mecânicas, seja de resistência estática ou à fadiga. Este tipo de dano é um fenómeno de falha interlaminar que se caracteriza pelo descolamento de camadas adjacentes do laminado e ocorre principalmente nas camadas inferiores do material, à medida que a ferramenta se aproxima da superfície de saída.

Os ensaios de fadiga para caracterização da vida de materiais, entre outros parâmetros, há muito que são utilizados em engenharia, sendo de grande importância na relação entre o dano e a vida em serviço do material.

## 1.2 Motivação e Objectivos

A necessidade crescente de caracterizar o comportamento dos componentes de estruturas com a finalidade de se estimar o seu tempo de vida em serviço, tem trazido inúmeros desafios no que diz respeito à forma como são projetados e fabricados. No caso das estruturas em materiais compósitos existem vários trabalhos de investigação que pretendem analisar o comportamento do material quando sujeito a determinadas solicitações. Assim, vários investigadores realizaram ensaios onde se incluem ensaios de fadiga quer à tração, quer à compressão, para pesquisar esse comportamento. As estruturas referidas, no entanto, exigem ligações que podem ser rebitadas ou aparafusadas para a sua montagem. Desta forma, os componentes necessitam de operações de maquinaria, nomeadamente processos de furação, para obtenção dos furos para as ligações. Estes furos estão sujeitos a danos decorrentes do próprio processo. Neste sentido foram também já realizados diversos estudos de forma a investigar a relação existente entre os parâmetros de operação e o dano resultante.

Da pesquisa bibliográfica efetuada não se obtiveram informações relativamente à relação entre o dano resultante da operação de furação e o tempo de vida dos respetivos componentes. A motivação que conduziu à elaboração deste trabalho resulta do facto de não se encontrarem resultados quantificados que permitam estabelecer a relação entre o dano e o desempenho dos componentes. Assim, o presente trabalho pretende preencher essa lacuna de modo e relacionar o tempo de vida à fadiga com o dano de delaminação provocado pela operação de furação.

O objectivo principal deste trabalho é o estudo da influência do dano de delaminação que ocorre durante o processo de furação a alta velocidade de materiais compósitos reforçados com fibra de carbono sobre o comportamento em fadiga deste tipo de material.

Enquanto objectivo tecnológico visa sobretudo a definição de metodologias de modo a poder ser prevista a vida útil de um componente antes ou durante a sua utilização.

Com o intuito de cumprir os objectivos traçados, foi realizada uma revisão da literatura sobre as áreas de interesse para sua compreensão e realização do planeamento do trabalho em causa. Após a realização dos ensaios de furação visualizou-se o dano recorrendo a técnicas de ensaios não destrutivos (END) por radiografia digital e posterior tratamento de imagem para sua avaliação de forma qualitativa e quantitativa. O material utilizado foi caracterizado através de ensaios de tracção. A visualização do dano após a realização dos ensaios de fadiga foi realizada recorrendo a radiografia digital, microscopia óptica e microscopia electrónica de varrimento (SEM).

### 1.3 Estrutura da Tese

A presente dissertação está dividida em quatro partes: **Introdução**, **Estado da Arte**, **Trabalho experimental** e **Conclusões**, com os conteúdos a seguir indicados:

**Introdução** – Esta primeira parte do trabalho consiste no Capítulo 1. Neste capítulo contextualiza-se o tema e apresenta-se a motivação que conduziu a este trabalho. Procedese ainda à definição dos objetivos a atingir na conclusão deste trabalho e apresentação da estrutura do documento.

**Estado da Arte** – Consiste no Capítulo 2 onde é apresentado o resultado da pesquisa bibliográfica realizada. São apresentados os fundamentos teóricos para uma melhor compreensão do tema, abordando-se o estado da arte que incide sobre as matérias relevantes para esta dissertação. O Estado da Arte divide-se nos quatro pontos fundamentais, Materiais Compósitos, Processo de Furação, Dano Resultante do Processo de Furação e Comportamento à Fadiga.

**Trabalho experimental** – Os capítulos 3 e 4 constituem a parte experimental do trabalho.

No capítulo 3 são definidos todos os procedimentos experimentais, no que diz respeito aos materiais e métodos utilizados nos ensaios. Neste capítulo explica-se todo o processo de furação dos provetes e seus parâmetros, a visualização e quantificação do dano provocado por esses parâmetros, a análise radiográfica e processamento de imagem, a análise SEM, a caracterização do material, os testes de simulação e os ensaios de fadiga.

Em seguida, no Capítulo 4, são apresentados e discutidos os resultados da simulação e os resultados experimentais.

**Conclusões** – Finalmente, no Capítulo 5 apresentam-se as conclusões, as contribuições inovadoras propostas no presente trabalho e ainda sugestões para desenvolvimentos futuros.



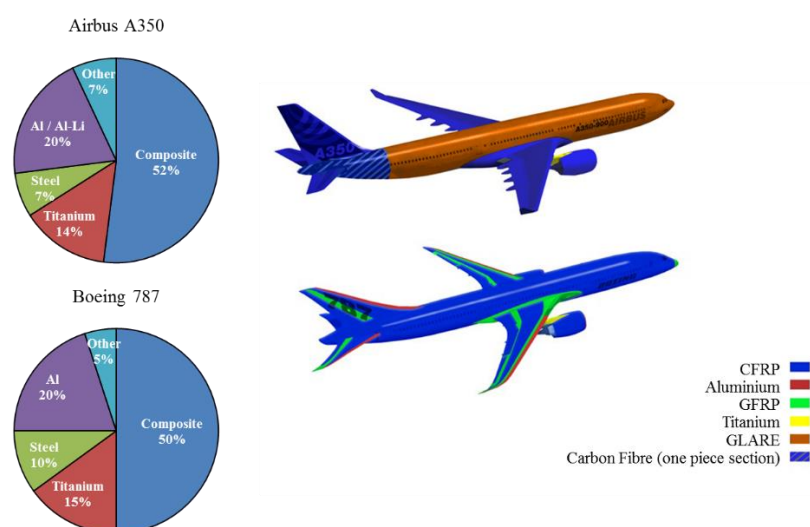
# 2

## Revisão do Estado da Arte

### 2.1 Materiais Compósitos

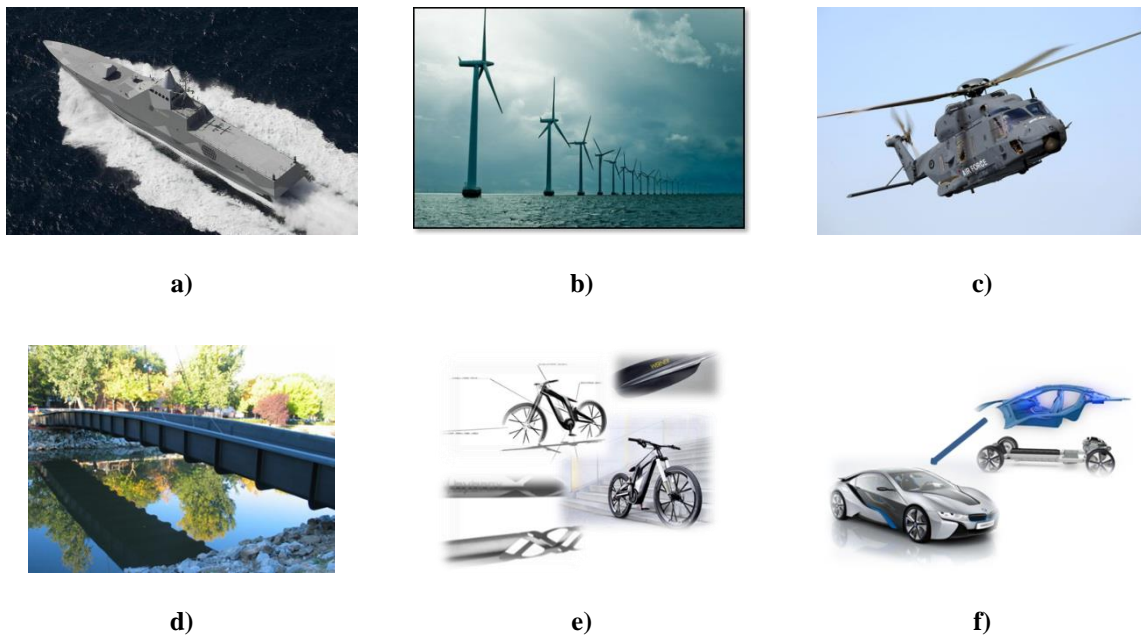
Os materiais compósitos são materiais compostos por dois ou mais materiais que são designados de matriz e reforço que quando ligados dão origem a um material com melhor características do que cada um dos materiais, matriz e reforço, separadamente. Os compósitos ocupam atualmente um lugar importante entre os materiais em engenharia, desde peças simples até aplicações estruturais e componentes para a indústria aeronáutica e aeroespacial. A sua utilização de compósitos de matriz polimérica na indústria tem vindo a desenvolver-se cada vez mais, devido às suas propriedades, baixo peso específico, facilidade de processamento, elevada rigidez e resistência mecânica [1, 2].

Entre os diversos tipos de aplicações deve-se realçar a utilização primordial deste tipo de materiais na aeronáutica tal como no Airbus A350 e Boeing 787 [2, 3] (Figura 2.1).



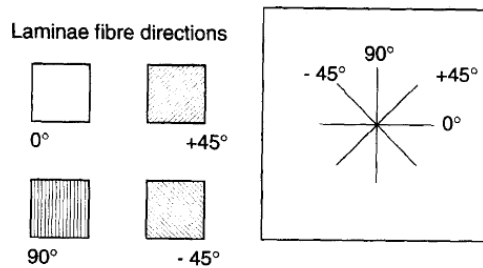
**Figura 2.1** – Utilização de materiais compósitos nas aeronaves Airbus A350 vs. Boeing 787 (Adaptado de Boeing e Airbus)

Além da indústria aeronáutica, estes materiais estão presentes em indústrias como: construção naval, energia eólica, espacial e de defesa, construção, equipamentos desportivos e automóvel [1, 4, 5] (Figura 2.2).



**Figura 2.2** – Exemplos de aplicação dos materiais compósitos: **a)** Visby Class Corvette (Fonte: *Kockums*); **b)** Turbinas eólicas (Fonte: *Vestas*); **c)** NH90 (Fonte: *NH industries*); **d)** Ponte pedestre em Madrid (Fonte: *Reinforced Plastics*); **e)** Equipamentos desportivos (Fontes: *Reinforced Plastics* and *AUDI*); **f)** BMW i8 (Fonte: *BMW*)

Os materiais compósitos resultam da combinação de um material de reforço com um outro material compatível, a matriz, de modo a obter determinadas características e propriedades [1]. A matriz tem como principal função a união das fibras. As forças de ligação entre a matriz e o reforço devem ser suficientemente fortes de modo a evitar a separação do laminado e evitar a ocorrência de espaços vazios [6]. De entre os materiais mais utilizados distinguem-se os compósitos de matriz polimérica e metálica [1]. A orientação das fibras (Figura 2.3) é também um factor muito importante dado que a resistência do material será máxima quando as fibras estiverem orientadas com o esforço (sendo mínima na direcção perpendicular).



**Figura 2.3** – Orientação das fibras [7]

A seleção do material da matriz e do tipo de fibra de reforço depende das características físicas e mecânicas requeridas pela aplicação [6]. A melhor combinação das propriedades dos compósitos é obtida pela utilização de laminados constituídos por camadas de fibras com diferentes orientações [1, 4].

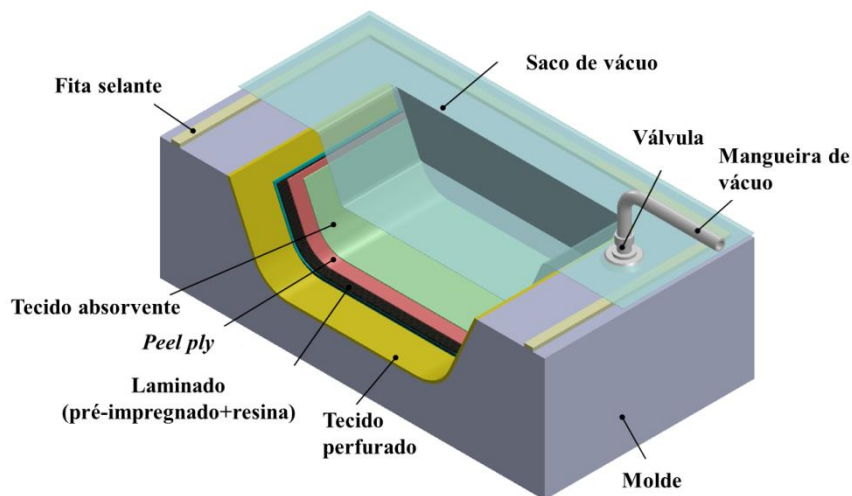
A facilidade de processamento e a baixa densidade dos polímeros fazem com que os compósitos de matriz polimérica sejam os mais importantes em termos de desempenho e de campos de aplicações. As fibras mais utilizadas em compósitos de matriz polimérica são as fibras de carbono, vidro, e aramida [1]. O presente trabalho focar-se-á apenas no material compósito de matriz de resina epóxida reforçada com fibra de carbono.

Os materiais compósitos reforçados com fibra de carbono, normalmente designados por CFRP (*Carbon Fiber Reinforced Polymer*), são de longe os materiais mais usados em indústrias em virtude das suas elevadas propriedades mecânicas [4]. O material de reforço pode apresentar-se como fibras (curtas ou longas) ou como tecido. O mais utilizado na indústria aeronáutica são os tecidos pré-impregnados, pelas suas características e facilidade de aplicação.

O pré-impregnado consiste num material de reforço tecido segundo um padrão estabelecido, sendo o mais comum o designado por *plain weave*, ou tecedura simples, de urdidura e trama de semelhante densidade linear, impregnado com uma matriz polimérica em quantidade controlada. Existem pré-impregnados de base termoendurecível e termoplástica, sendo os primeiros de aplicação mais geral e os utilizados neste trabalho. Nos pré-impregnados termoendurecíveis o tipo de resina mais comum é a epóxida, a esta são adicionados inibidores que impedem a cura antes do processamento desde que o armazenamento seja feito a baixa temperatura.

A utilização de pré-impregnados durante o processo de fabricação de compósitos pode oferecer vantagens significativas, porque têm proporções fibra-resina precisas, o seu manuseamento no empilhamento é controlado uma vez que as camadas são auto-aderentes, o fluxo da resina é contido durante o processo de cura e possuem facilidade de posicionamento e boa adaptabilidade a diferentes geometrias de molde.

Os laminados obtidos a partir de pré-impregnado podem ser produzidos através de diversos processos, dependendo da sua aplicação final. Os processos de moldação por vácuo e cura em autoclave são os dois métodos principais para o fabrico, a partir de pré-impregnado, de componentes grandes e de geometrias complexas. O método de fabrico é determinado pela qualidade exigida, custo expectável e tipo de componente. O processo de autoclave é especialmente adequado para a fabricação de componentes sujeitos aos mais rigorosos requisitos de desempenho mecânico e de qualidade, como é o caso da indústria aeroespacial. O processo de moldação por vácuo deve ser destacado, pois foi o processo utilizado para fabricar o material utilizado neste trabalho (Figura 2.4). A Tabela 2.1 mostra a comparação entre os dois processos.

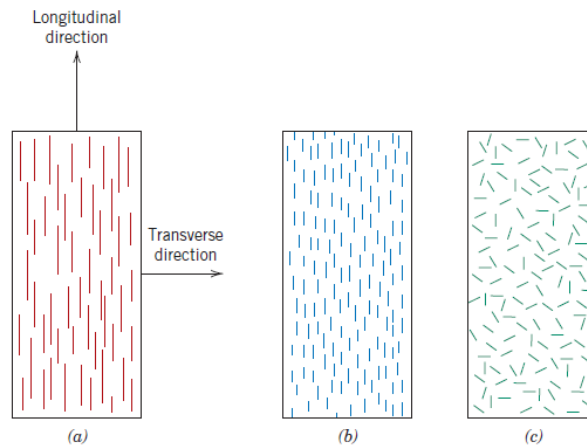


**Figura 2.4** – Esquema representativo do processo de moldação por vácuo

**Tabela 2.1** – Comparação entre o processo de moldação por vácuo e cura em autoclave

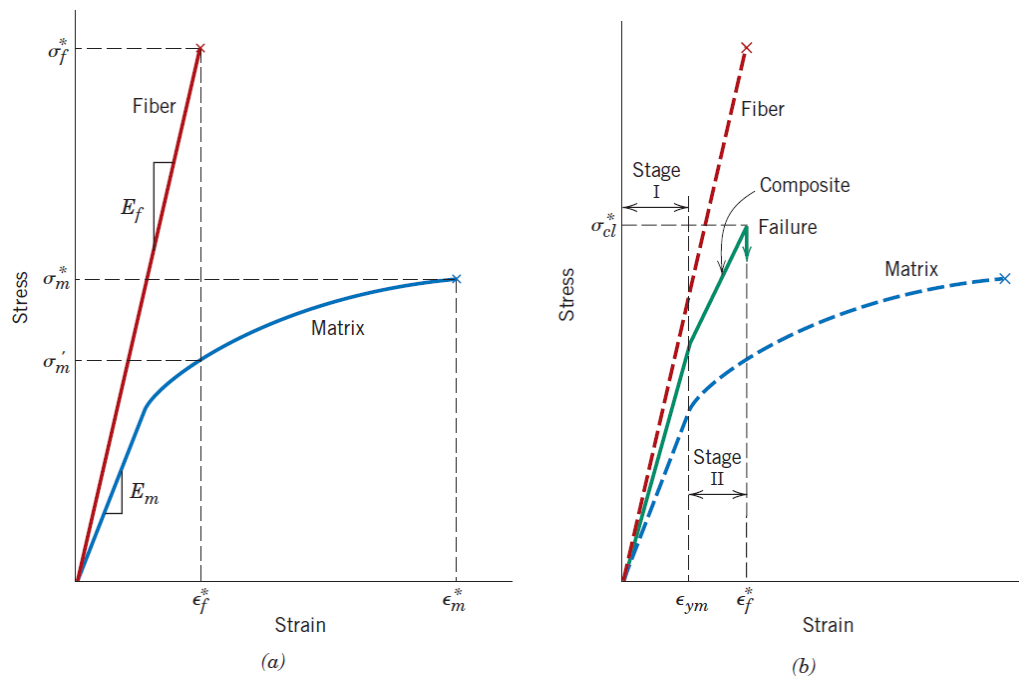
| Processo           | Componente |           | Processamento     |                        |
|--------------------|------------|-----------|-------------------|------------------------|
|                    | Qualidade  | Espessura | Custo equipamento | Tempo do ciclo de cura |
| Moldação por vácuo | Boa        | Baixa     | Moderado          | Baixo                  |
| Autoclave          | Excelente  | Alta      | Alto              | Longo                  |

No que se refere ao comportamento mecânico dos materiais compósitos reforçados com fibras, este depende de vários fatores tais como o comportamento tensão-extensão da matriz e fibra e a direção de aplicação do esforço. Além disso os materiais compósitos (Figura 2.5a), são predominantemente anisotrópicos, ou seja, as suas propriedades dependem da direção a partir da qual são calculadas.



**Figura 2.5** – Representação esquemática de fibras: **a)** contínuas e alinhadas, **b)** descontínuas e alinhadas, **c)** descontínuas e desalinhadas [8]

O comportamento tensão-extensão representado na Figura 2.6a mostra a curva característica da matriz e fibras como materiais isolados, observando-se que as fibras apenas possuem regime elástico. De notar ainda as tensões de fratura na fibra e matriz,  $\sigma_f^*$  e  $\sigma_m^*$ , respetivamente, e as correspondentes extensões de fratura,  $\epsilon_f^*$  e  $\epsilon_m^*$ .



**Figura 2.6** – Comportamento tensão – deformação para a um carregamento de tração uniaxial na direção das fibras: **a)** Curva tensão – extensão para fibra e matriz; **b)** curva tensão - extensão para compósito reforçado

[8]

Na Figura 2.6b observa-se a curva característica do comportamento global do material compósito (fibra + matriz).

Na fase I, tanto as fibras como a matriz deformam-se elasticamente, sendo a curva representada linear. Nos compósitos deste tipo a matriz cede e deforma plasticamente,  $\epsilon_{ym}$ , enquanto as fibras continuam a esticar elasticamente, na medida em que a resistência à tração das fibras é superior á tensão de cedência da matriz, este processo constitui a fase II.

Na transição entre fase a proporção de carga que é suportada pelas fibras aumenta.

A falha do compósito inicia-se com a fratura das fibras, que corresponde a uma extensão  $\epsilon_f^*$ , mas esta falha não é catastrófica uma vez que nem todas as fibras sofrem fratura ao mesmo tempo e a matriz apesar da fratura das fibra mantem-se intacta na medida que  $\epsilon_f^* < \epsilon_m^*$ . As fibras fraturadas sendo mais pequenas que as originais, continuam inseridas na matriz intacta e consequentemente são capazes de suportar uma carga reduzida enquanto a matriz se deforma plasticamente [8].

Para o cálculo do módulo de elasticidade do compósito, admite-se que:

- As fibras estão alinhadas na direção do carregamento.
- A ligação fibra – matriz é perfeita, tal que a deformação em ambas é igual, situação de isodeformação.

Seja  $F_c$  a carga total suportada pelo compósito,  $F_m$  a carga suportada pela matriz e  $F_f$  a carga suportada pelas fibras, tem-se que:

$$F_c = F_m + F_f \quad (2.1)$$

Assumindo que  $F = \sigma A$ , tem-se:

$$\sigma_c A_c = \sigma_m A_m + \sigma_f A_f \quad (2.2)$$

$$\sigma_c = \sigma_m \frac{A_m}{A_c} + \sigma_f \frac{A_f}{A_c} \quad (2.3)$$

As frações de área da equação (2.3) são equivalentes às frações volumétricas (V) correspondentes se os comprimentos do compósito e das fases forem iguais. Deste modo obtém-se:

$$\sigma_c = \sigma_m V_m + \sigma_f V_f \quad (2.4)$$

A hipótese do estado de isodeformação implica que:

$$\epsilon_c = \epsilon_m = \epsilon_f \quad (2.5)$$

$$\frac{\sigma_c}{\varepsilon_c} = V_m \frac{\sigma_m}{\varepsilon_m} + V_f \frac{\sigma_f}{\varepsilon_c} \quad (2.6)$$

Sendo  $\sigma = E\varepsilon$  e considerando que as deformações do compósito, das fibras e da matriz são todas elásticas, o módulo de elasticidade do compósito na direção longitudinal ( $E_{cl}$ ) é:

$$E_{cl} = E_m V_m + E_f V_f \quad (2.7)$$

Como  $V_m + V_f = 1$ :

$$E_{cl} = E_m(1 - V_f) + E_f V_f \quad (2.8)$$

No carregamento em direção transversal às fibras, tem-se a condição de isotensão:

$$\sigma_c = \sigma_m = \sigma_f = \sigma \quad (2.9)$$

A deformação do compósito como um todo fica:

$$\varepsilon_c = \varepsilon_m V_m + \varepsilon_f V_f \quad (2.10)$$

$$\frac{\sigma_c}{E_{ct}} = V_m \frac{\sigma}{E_m} + V_f \frac{\sigma}{E_f} \quad (2.11)$$

Sendo  $E_{ct}$  o módulo de elasticidade na direção transversal, tem-se:

$$\frac{1}{E_{ct}} = \frac{V_m}{E_m} + \frac{V_f}{E_f} \quad (2.12)$$

De onde resulta:

$$E_{ct} = \frac{E_m E_f}{V_m E_f + V_f E_m} = \frac{E_m E_f}{(1 - V_f) E_f + V_f E_m} \quad (2.13)$$

## 2.2 Processo de Furação

A furação é um dos processos de maquinagem mais usado nomeadamente para a obtenção dos furos necessários ao estabelecimento de ligações estruturais. O processo de furação nos materiais compósitos é de grande importância pois o desempenho e resistência da ligação aparafusada e rebitada depende da qualidade dos furos executado e do tipo de dano existente [1, 4].

Atualmente existem várias técnicas avançadas de furação, como corte a laser, jato de água, e eletroerosão [4]. As operações de furação utilizando máquinas e ferramentas convencionais foram as primeiras a serem aplicadas nos materiais compósitos [2, 4]. Estas operações continuam

atualmente a ser as mais utilizadas, não só devido ao aspeto económico, mas também pela maior disponibilidade de recursos. Estas operações vão desde a furação convencional (CD- *conventional drilling*), furação assistida por vibração (VATD- *vibration-assisted twist drilling*) e furação de alta velocidade (HSD- *high speed drilling*) [4].

A furação é uma operação complexa que se caracteriza por mecanismos de extrusão e corte. A natureza dos materiais compósitos, sendo estes heterogéneos e anisotrópicos, levanta problemas específicos nesta operação, nomeadamente a ocorrência de danos nas peças que podem levar à sua posterior rejeição antes da entrada em serviço ou à diminuição da sua vida útil [1, 4, 9]. Com efeito, a falta de qualidade do furo leva a rejeição de cerca de 60% das peças, o que implica acréscimos substanciais nos custos de produção dos componentes uma vez que a furação é executada em produtos acabados [10].

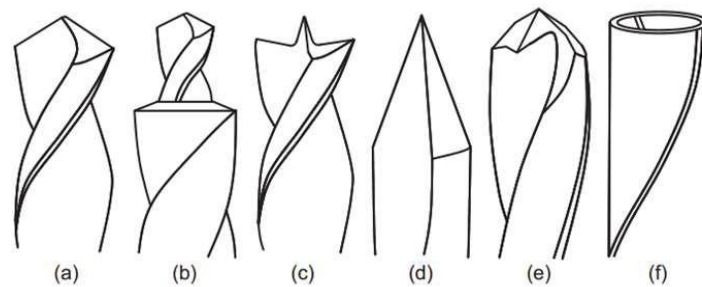
Devido à natureza abrasiva das fibras de carbono, vários danos, quer no material quer na broca, ocorrem durante a operação de furação. A evidência mais frequente e visível destes danos é a existência de um bordo em torno do furo, principalmente no lado da saída da broca. Nesta região, é possível observar por inspeção, a separação de camadas do laminado. Este dano é conhecido como a delaminação [11].

O principal mecanismo responsável pela ocorrência da delaminação é a força axial exercida pelo centro estacionário da broca [4,12]. Esta força, segundo *Hocheng* e *Tsao*, está relacionada com as propriedades do material [12, 13, 14]. A minimização da força axial, a escolha adequada dos parâmetros de maquinagem e da geometria das ferramentas contribuem para a redução da delaminação [2, 15].

Devido às características dos materiais compósitos desenvolveram-se novas ferramentas de corte e adaptação das existentes de modo a reduzir danos mecânicos e térmicos garantindo assim um bom funcionamento das mesmas. A escolha do material e a geometria da ferramenta de corte são fatores importantes, pois além de influenciarem a qualidade do furo [16, 17], quando se efetuam vários furos com a mesma ferramenta, o desgaste desta gera um acréscimo da força axial aumentando a probabilidade de ocorrência da delaminação [17, 18, 19]. A furação de materiais compósitos requer ferramentas com materiais com elevada resistência ao desgaste e a abrasão. A ferramenta de corte mais utilizada na furação de laminados epóxicos é a broca helicoidal, sendo a geometria de ferramenta empregada na maioria da literatura consultada.

Através de estudos efetuados sobre as ferramentas de corte, foi possível desenvolver ferramentas especificamente para maquinagem de materiais compósitos. Como a força axial depende principalmente da ferramenta de corte [17, 20], é muito importante a escolha da mesma. A Figura 2.7 apresenta ferramentas que foram desenvolvidas especificamente para melhorar a furação

nos materiais compósitos [15, 16]. Segundo Liu [4], estas ferramentas podem executar operações de furação com avanços mais elevados com menor ocorrência de danos quando comparadas com a geometria helicoidal. No entanto, foi já verificado o bom desempenho da geometria da broca helicoidal relativamente a ferramentas desenvolvidas especificamente para a furação de compósitos e é possível obter valores baixos de delaminação utilizando valores elevados de velocidade de rotação e avanço com geometrias helicoidais [3].



**Figura 2.7** – Geometrias de ferramentas utilizadas na furação de materiais compósitos: **(a)** Helicoidal; **(b)** Escalonada; **(c)** Em W; **(d)** Espada; **(e)** Multifacetada; **(f)** “core drill” [15]

Na furação de compósitos reforçados com fibra de carbono é muito importante a escolha e o controlo dos parâmetros de maquinagem. De acordo com a literatura os parâmetros considerados mais importantes neste processo são a velocidade de corte ( $v$ ) e o avanço por dente ( $f_z$ ) [18, 21]. Sendo que também podem ser utilizadas como variáveis a velocidade de rotação ( $S$ ) e o avanço ( $f$ ), mas apenas quando se mantêm fixos parâmetros tais como o diâmetro e o número de gumes de corte da ferramenta, pela correlação existente. A escolha inadequada dos parâmetros pode danificar completamente o material uma vez que a qualidade dos furos obtidos depende fortemente desses parâmetros [15].

A procura pela diminuição do tempo de produção e aumento da produtividade tem sido um dos maiores objetivos nas indústrias, assim a furação de alta velocidade surge como ferramenta fundamental na otimização dos esforços e aumento da competitividade. Como já referido anteriormente a furação dos materiais compósitos é um processo de maquinagem muito importante [1, 4]. A furação de alta velocidade apresenta-se então como uma das tecnologias mais promissoras para a redução da ocorrência da delaminação durante o processo de furação [4, 18].

O aumento da velocidade de rotação condiciona outras variáveis do processo de furação nomeadamente os restantes parâmetros de corte, as ferramentas de corte, o desgaste da ferramenta e a temperatura de corte que podem influenciar a ocorrência da delaminação e outros defeitos decorrentes da operação de maquinagem quando não controlados adequadamente. É um facto

que a utilização de baixos valores de avanço promove a redução de danos no material, no entanto já se verificou que é possível a obtenção de pouco dano, mesmo com maiores valores de avanço conjugados com altas velocidades de rotação.

### 2.3 Dano Resultante do Processo de Furação

As solicitações mecânicas e térmicas exercidas no material compósito durante a operação de furação normalmente geram danos, sendo os mais comuns o arrancamento de fibras, a fissuração intralaminar, a existência de espaços vazios e porosidades, o provocado pelo sobreaquecimento e a delaminação [3]. Estes danos reduzem significativamente a resistência do material quer a carga estática quer à fadiga.

Como já referido o dano mais importante é a delaminação, uma vez que provoca uma diminuição das propriedades mecânicas dos componentes, conseqüentemente, uma redução da sua fiabilidade em serviço [3, 4].

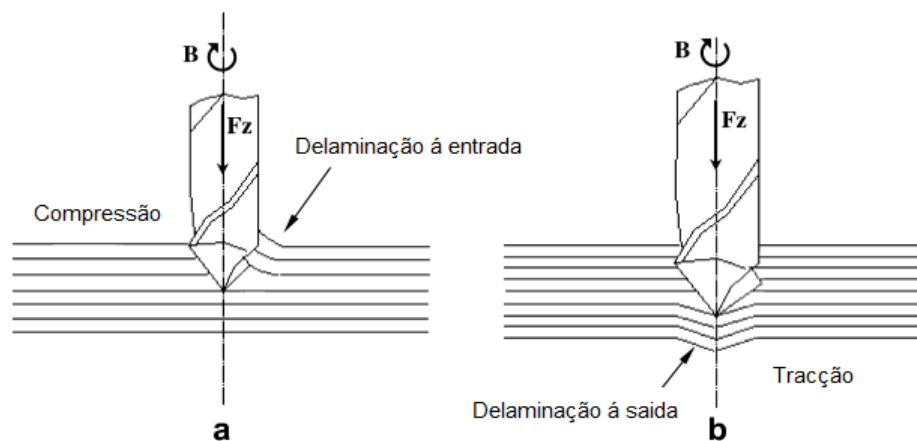


Figura 2.8 – a) Delaminação à entrada, b) Delaminação à saída [5]

Como observado na Figura 2.8, a entrada da broca promove o arrancamento das camadas superiores provocado pela aresta de corte a partir do momento em que a extremidade da broca corta a primeira camada. À saída, a broca atua como um punção e a força de avanço promove a delaminação entre as camadas inferiores [1, 5, 11]. Este tipo de dano está diretamente relacionado com o material, as ferramentas, e os parâmetros de maquinagem [2, 4].

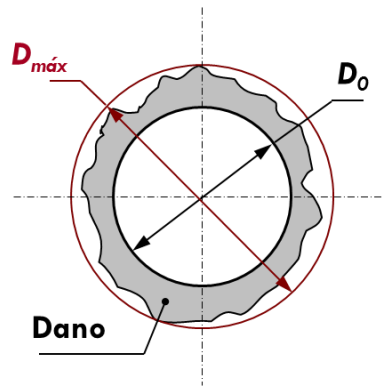
O estudo da ocorrência da delaminação é efetuado com recurso à teoria clássica das placas à flexão e mecânica da fratura [5, 12]. A partir do momento em que a força de corte ultrapassa a resistência interlaminar da placa há ocorrência da delaminação [4, 22]. Esta força é designada por força crítica para o início da delaminação. O primeiro modelo analítico para determinar a força crítica foi formulado por *Hocheng* e *Tsao* [12] e é dado pela equação (2.14).

$$F_{crit} = \pi \left[ \frac{8G_{Ic}E_1h^3}{3(1-\nu^2)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.14)$$

Onde  $G_{Ic}$  é a resistência à fratura interlaminar de modo I,  $E_1$  é o módulo de elasticidade,  $\nu$  é o coeficiente de Poisson da placa e  $h$  a profundidade da ferramenta que não entra em contacto com o material.

Existem vários métodos para avaliar o nível de delaminação nos furos [4]. *Chen* propôs que a extensão da zona delaminada seja avaliada através do fator de delaminação que é dado pela equação (2.15) [23].

$$F_d = \frac{D_{max}}{D_0} \quad (2.15)$$



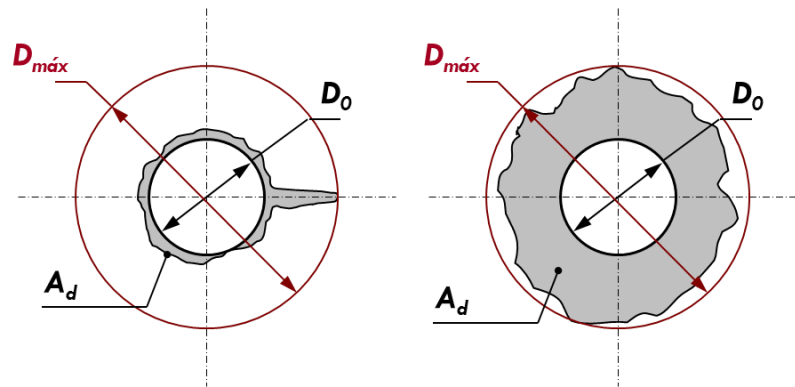
**Figura 2.9** – Caracterização do dano segundo *Chen*

Na Figura 2.9 encontra-se ilustrada a caracterização do dano segundo *Chen*, onde  $D_{max}$  é o diâmetro máximo delaminado e  $D_0$  é o diâmetro nominal do furo. *Chen* estudou a variação deste fator na furação de compósitos reforçados com fibra de carbono unidirecional e concluiu que havia uma relação linear entre a força axial de corte e o valor do fator de delaminação [23]. Esta fórmula apresenta limitações, nomeadamente quando a área do círculo que enquadra o dano for maior que o dano.

De modo a ultrapassar a limitação apresentada pelo critério de *Chen*, *Davim et al.* [5] propuseram que a extensão da zona delaminada fosse avaliada através do fator de delaminação ajustado ( $F_{da}$ ) obtido pela equação (2.16).

$$F_{da} = F_d + \frac{A_d}{(A_{max} - A_0)} (F_d^2 - F_d) \quad (2.16)$$

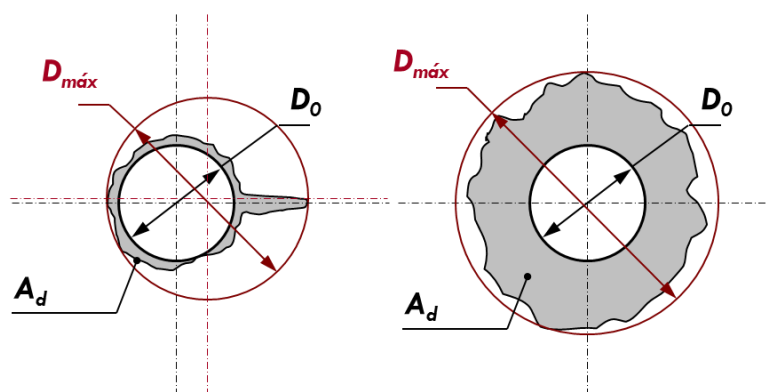
Onde  $A_d$  corresponde à área do dano,  $A_{max}$  à área correspondente ao  $D_{max}$ ,  $A_0$  à área nominal do furo e  $F_d$  é o fator de delaminação segundo *Chen*.



**Figura 2.10** – Caracterização do dano segundo *Davim*

Como se pode observar na Figura 2.10, a quantificação do dano é realizada tendo em conta a área efectivamente delaminada e pretende colmatar as limitações do fator de delaminação clássico considerando também, de certa forma, a geometria do dano.

Mais recentemente foi desenvolvida uma nova metodologia para quantificação do dano de delaminação provocado pelo processo de furação por *Silva* [24], na qual o fator de delaminação é encontrado considerando o diâmetro máximo de delaminação centrado no dano e não no furo. Com este novo fator de delaminação pretendeu-se estabelecer um ponto de discussão uma vez que não existe standardização no que diz respeito à quantificação do dano (Figura 2.11).



**Figura 2.11** – Caracterização do dano segundo *Silva*

Segundo a quase totalidade dos autores consultados, a redução deste tipo de dano é de primordial importância para indústrias relacionadas com a produção de peças em materiais compósitos por melhorar o seu desempenho [1, 2, 3, 4, 11, 12, 25]. No entanto a relação entre o dano decorrente da furação e o desempenho do componente nunca foi investigada.

## 2.4 Comportamento à Fadiga

A fadiga segundo a ASTM é um processo de alteração estrutural permanente, progressivo e localizado que ocorre num material sujeito a solicitações que produzem tensões ou deformações dinâmicas num ponto ou em vários pontos e que pode culminar numa fratura completa após um número suficiente de ciclos.

Nos materiais homogêneos e isotrópicos a rotura por fadiga engloba três fases, iniciação das fissuras, propagação das fissuras e rotura completa. No entanto, nos materiais compósitos ocorre uma acumulação de danos de diferente tipo: fissuração transversal e longitudinal, descoesão de fibras ou matriz, delaminação e rotura de fibras [1, 26].

As fissuras por fadiga são sempre originadas na superfície de defeitos de maquinagem, no caso deste trabalho a furação, pontos de concentração de tensões ou variações de secção.

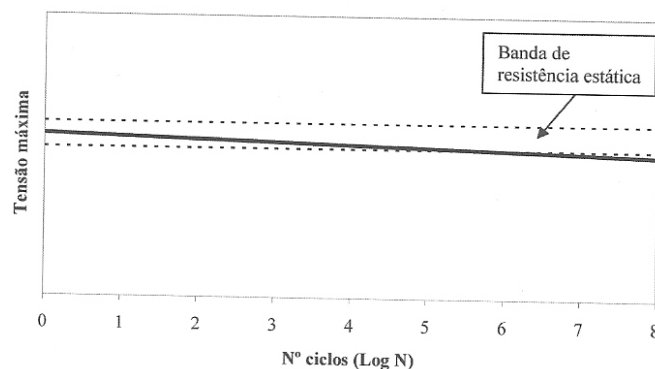
A caracterização do comportamento à fadiga nos materiais compósitos faz-se através de ensaios de tração-tração uniaxial uma vez que os ensaios de tração-compressão ou compressão-compressão apresentam problemas de encurvadura. De modo a evitar os problemas já referidos é comum recorrer a ensaios de fadiga em flexão para obter solicitações de tração-compressão.

As informações sobre o comportamento à fadiga são obtidas pela curva S-N, que representa a tensão máxima em função do número de ciclos [1].

### 2.4.1 Mecanismos de Dano

Os compósitos unidireccionais possuem uma boa resistência à fadiga na direção das fibras, o que se explica pelo excelente comportamento destas à fadiga. Nos materiais com fibras de alto módulo, como é o caso do carbono, as curvas S-N são praticamente lineares e estão na faixa de resultados da resistência estática tal como se pode observar na Figura 2.12. Dependendo do valor máximo da tensão aplicada, dois mecanismos de dano podem ocorrer em compósitos unidireccionais.

Para cargas elevadas, o dano inicia-se pela rotura individual de algumas fibras, devido à variabilidade estatística da resistência da fibra ao longo do seu comprimento, isto origina zonas de concentração de tensões e promove mais roturas de fibras na vizinhança. Este fenómeno debilita o compósito resultando numa rotura que ocorre após algumas centenas de ciclos.



**Figura 2.12** – Curva S-N de um compósito de carbono-epóxico unidirecional [1]

Para cargas de fadiga baixas, as tensões na fibra são inferiores à sua resistência mas a deformação da matriz pode exceder o seu limite de fadiga. O dano inicia-se por rotura da matriz que induz descoesão fibra/matriz, este processo ocorre de uma forma progressiva e pode decorrer durante  $10^6$  ciclos. Para valores intermédios de sollicitação o mecanismo de dano consiste nos dois processos descritos, sendo que a rotura de algumas fibras induz na vizinhança uma sobrecarga na matriz e na interface fibra/matriz, originando a descoesão entre ambas e a rotura da matriz.

Os compósitos multidirecionais apresentam menor rigidez e resistência que os unidirecionais relativamente a sollicitações na direção das fibras, por isso o mecanismo de dano é diferente e pode ser caracterizado em três fases [27]. A primeira fase caracteriza-se por uma diminuição da rigidez devido à rotura da matriz nas camadas com orientação diferente da sollicitação. O início do dano ocorre nas camadas cuja diferença de orientação é máxima em relação à sollicitação e consiste na descoesão fibra/matriz provocando microfissuras que, por aglutinação, originam a rotura da matriz. A descoesão é favorecida pela diferença de rigidez entre matriz e fibra, e por fatores de concentração de tensão como é o caso de vazios, zonas de acumulação de resina, desalinhamentos de fibras e micro-descolamentos fibra/matriz. Após o início a fissura propaga-se paralelamente às fibras e estende-se a toda a espessura da camada, o número de fissuras aumenta com o número de ciclos até à saturação, originando um ligeiro decréscimo da rigidez, que caracteriza a segunda fase.

Quando as fissuras atingem as interfaces entre camadas com diferentes orientações ocorrem delaminações, cuja propagação resulta na separação do laminado em camadas isoladas, originando rotura de fibras das camadas alinhadas com a sollicitação e levando à rotura final do laminado. Os ciclos de tração-compressão são geralmente críticos nos compósitos multidirecionais. Assim, os picos de tração induzem a fissuração e a iniciação da delaminação e os de compressão são responsáveis pela propagação instável desta. Finalmente, refira-se que os

compósitos multidirecionais apresentam menor resistência à fadiga que os unidirecionais quando a solicitação está alinhada com as fibras e que a diminuição da resistência à fadiga é mais acentuada quanto maior for o ângulo entre a solicitação e as fibras. A exceção ocorre quando se acrescenta camadas a 90° num material unidirecional, pois estas impedem o aparecimento da rotura da matriz paralelamente às fibras sem afetar a rigidez longitudinal.

Vários estudos experimentais sobre o comportamento à fadiga de compósitos com furo ou entalhe são apresentados:

*Jen et al.* [28] e *Aymerich Found* [29] observaram que um aumento na resistência da matriz e na ligação matriz-fibra diminui o crescimento do dano e aumenta a vida à fadiga.

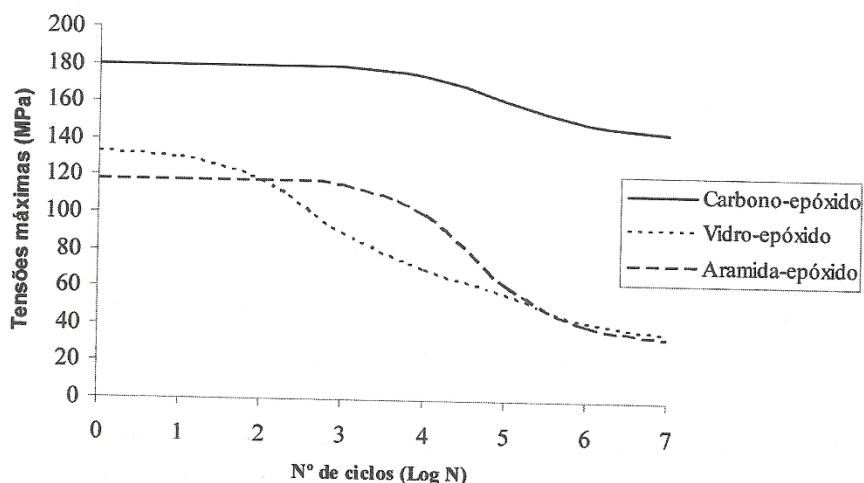
*Afghani et al.* [30] observaram que a resistência à fadiga de compósitos laminados depende da adesão interfacial matriz-fibra.

*Choi et al* [31] investigaram o crescimento de danos em compósitos de grafite/epóxico quasi-isotrópicos em compressão-compressão. Concluíram que o modo de dano perto do furo passou de fratura longitudinal para extensão transversal da fratura das fibras e delaminação com o aumento do nível de fadiga. Assim, enquanto a fratura longitudinal pode servir como medida de dano em fadiga de alto ciclo, a extensão transversal da fratura das fibras é um melhor indicador da resistência de compressão residual.

*Mall et al* [32] estudaram o comportamento à fadiga de compósitos de carbono/epóxico com e sem furo num ensaio de tensão-compressão. Concluíram que o tempo de vida a fadiga dos compósitos sem furo em condições de fadiga de tração - compressão totalmente reversível foram significativamente menores do que nas condições de ensaios de fadiga à tração. No entanto, não houve qualquer efeito do furo na vida/resistência à fadiga. Os mecanismos de dano envolvidos foram a fissuração inicial da matriz seguida por delaminação, microdeformação, fibra vincada e finalmente a rotura da fibra. A fratura ocorreu sob compressão no modo de corte. No compósito com furo, o dano foi inicialmente concentrado no local de concentração de tensões máximo (borda do furo).

## **2.4.2 Fatores que afetam o comportamento à fadiga**

Existem diversos fatores que influenciam o comportamento à fadiga dos materiais compósitos, um dos aspetos mais importantes tem a ver com o tipo de material. Como se pode observar na Figura 2.13 a resistência à fadiga aumenta com o módulo das fibras que, no caso dos compósitos unidirecionais desempenham papel preponderante no comportamento à fadiga.



**Figura 2.13** – Curvas S-N de vários compósitos [1]

As fibras de alta rigidez, como o carbono e o boro, limitam a deformação no compósito e evitam deformações elásticas e viscoelásticas na matriz. Por outro lado as fibras de baixo módulo, como o vidro, permitem a existência de deformações suscetíveis de originar dano prematuro na matriz. As fibras aramídicas, tal como o Kevlar, apresentam um comportamento intermédio entre os dois casos anteriores, uma vez que as próprias fibras são afetadas pela sollicitação. Em relação às resinas o fator predominante é a deformação à rotura. As resinas epoxídicas apresentam o melhor comportamento à fadiga que se justifica pela sua tenacidade, durabilidade, boa resistência mecânica, baixa contração durante o processo de cura e boa adesão com as fibras, principalmente com as de vidro. A sequência de empilhamento também influencia o comportamento à fadiga dos compósitos.

Verifica-se ainda que a resistência à fadiga aumenta com a fração volúmica de fibras em resultado do aumento da resistência estática.

A forma da sollicitação também intervém no comportamento à fadiga dos compósitos. Considerando um determinado período de vida, a amplitude de tensão admissível diminui com o aumento da tensão média aplicada. Por outro lado, para uma dada tensão média a vida à fadiga diminui com o aumento da amplitude de tensão. Tal como nos materiais metálicos, a amplitude de tensão pode-se relacionar com a tensão média aplicada por uma função aproximadamente linear. A influência da frequência da sollicitação está relacionada com a natureza viscoelástica dos polímeros que origina uma diferença de fase entre as tensões e as deformações cíclicas na matriz, resultando em acumulação de energia no material sob a forma de calor. Devido às baixas condutividades térmicas do material o calor não é facilmente dissipado, o que gera gradientes de temperatura. Contudo, de um

modo geral a resistência à fadiga é apenas ligeiramente afetada pelo aumento da frequência da solitação, o que se explica pelo bom comportamento térmico dos compósitos.

O modo de solitação também apresenta alguma influência. Assim, a resistência à fadiga em flexão é inferior à de tração-tração devido à fraca resistência que os compósitos apresentam perante solitações de compressão. *Pipes* [1, 33] constatou que uma solitação de fadiga ao corte interlaminar apresenta comportamento distinto conforme os materiais. No caso de compósitos de alto módulo (boro-epóxico e carbono-epóxico) unidirecional o autor verificou uma diminuição de resistência à fadiga relativamente a uma solitação de tração longitudinal. No que respeita à fadiga torsional, estudos realizados [1, 34] mostram que os laminados  $[\pm 45]$  apresentam resistência superior aos compósitos unidirecionais. A rotura nos compósitos unidirecionais consiste em fissuras longitudinais paralelas às fibras, sendo que nos laminados  $[\pm 45]$  esta sucede por fissuração ao longo das linhas a  $45^\circ$  e  $-45^\circ$  e extensas delaminações.

Relativamente aos efeitos ambientais os compósitos de alto módulo (carbono-epóxico, boro-epóxico e aramida-epóxico) são praticamente insensíveis às condições ambientais. Experiências com exposições a humidade relativa de 98% e temperaturas de  $175^\circ\text{C}$  não evidenciaram alterações de relevo no comportamento à fadiga de compósitos carbono-epóxico [1].

### 2.4.3 Modelos

Nas últimas décadas, tem sido realizado um extenso trabalho de desenvolvimento de modelos de simulação do comportamento à fadiga de materiais compósitos. Inúmeros modelos têm sido propostos para prever a acumulação do dano e a vida à fadiga com diferentes tipos de fibras e matrizes, sequências de empilhamento e diversas formas de solitação [1]. Contudo, é importante salientar que não existem atualmente modelos de aplicação geral, que contemplem as diferentes formas de solitação e os diversos tipos de compósitos. Na realidade, a maioria dos modelos existentes depende de uma vasta quantidade de dados experimentais, e dificilmente são aplicáveis em situações de solitação multiaxial. Daqui se depreende a necessidade de mais investigação sobre o tema.

Em seguida irão apresentar-se os principais modelos que podem ser agrupados em três categorias: previsão da vida à fadiga, fenomenológicos e dano progressivo. Sendo impossível apresentar todos os modelos consultados, apresentam-se os exemplos mais significativos dentro de cada uma das referidas categorias.

- **Modelos de previsão da vida à fadiga**

Os modelos de previsão da vida à fadiga baseiam-se frequentemente na adaptação dos critérios de rotura estáticos a situações de fadiga [35, 36]. Recorrem à informação fornecida pelas curvas S-N ou diagramas de Goodman, o que requer um extenso trabalho experimental. Esta abordagem não contabiliza os mecanismos de dano, mas possibilita a obtenção de uma estimativa do número de ciclos até à rotura para uma dada solitação.

Um dos modelos pioneiros neste domínio é o critério de rotura à fadiga de *Hashín e Rotem* [35], no qual as tensões de rotura são substituídas por tensões limite de fadiga. A rotura à fadiga é prevista quando:

$$\sigma_1 = \sigma_{e1} \quad (2.17)$$

$$\left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{e2}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{e12}}\right)^2 = 1 \quad (2.18)$$

As tensões limite são função do nível de tensões à fadiga, rácio de tensões e número de ciclos. O critério é expresso a partir de dados experimentais obtidos a partir de três curvas S-N de provetes unidireccionais correspondentes às solitações uniaxiais longitudinal, transversal e de corte. *Lawrence Wu* [37] propôs uma abordagem análoga baseada no critério de *Hill* [38]. Todavia, estes autores sugeriram a utilização das propriedades do laminado em vez das da camada, pois as curvas S-N do laminado já incluem os diferentes tipos de dano e a interação entre eles.

Uma abordagem diferente consiste no uso de modelos de carácter empírico, o que exige o recurso a extensos programas experimentais. *Bond* [39] desenvolveu um modelo semi-empírico de previsão de vida à fadiga considerando solitações de amplitude variável em compósitos de vidro-epóxico. A curva S-N é descrita por:

$$\sigma_{max} = b \log N + c \quad (2.19)$$

$b$  e  $c$  são polinómios de quarto grau função do rácio de tensões ( $\sigma_{max}/\sigma_{min}$ ). Os coeficientes dos polinómios são obtidos a partir dos dados das curvas S-N. Esta abordagem permite modelar sequências de ciclos com diferente amplitude de carregamento.

*Epaarachchi et al.* propuseram uma lei empírica para o cálculo da vida à fadiga segundo a equação (2.20), onde  $f$  é a frequência,  $R$  o rácio de tensões e  $\alpha$  e  $\beta$  são constantes determinadas experimentalmente [1].

$$\left(\frac{\sigma_u}{\sigma_{max}} - 1\right) \frac{1}{(1-R)^{1.6}} f^\beta = \alpha(N^\beta - 1) \quad (2.20)$$

- **Modelos fenomenológicos**

Os modelos fenomenológicos procuram descrever a deterioração gradual da rigidez ou da resistência, através da afetação das propriedades macroscópicas do compósito.

⇒ *Modelos de rigidez residual*

Neste caso pressupõe-se que a rotura à fadiga ocorrerá quando as propriedades elásticas relacionadas com a rigidez se degradarem até um nível pré-definido. A título de exemplo apresentam-se dois dos modelos mais representativos.

*Sidoroff et al.* desenvolveram um modelo para a taxa de propagação do dano onde A, b e c são constantes do material obtidas experimentalmente e  $\Delta\varepsilon$  é a amplitude de deformação. D é um parâmetro de dano dado pela equação (2.23) sendo  $E_0$  o módulo do material não danificado [1].

$$\frac{dD}{dN} = \frac{A(\Delta\varepsilon)^c}{(1-D)^b} \text{ em tração} \quad (2.21)$$

$$\frac{dD}{dN} = 0 \text{ em compressão} \quad (2.22)$$

$$D = 1 - \frac{E_0}{E} \quad (2.23)$$

*Whitworth* [39] propôs um modelo de previsão de rigidez residual expresso pela equação (2.24).

$$\frac{dE^*(n)}{dn} = \frac{-a}{(n+1)[E^*(n)]^{m-1}} \quad (2.24)$$

sendo  $E^*(n) = E(n)/E(N)$  o rácio da rigidez residual sobre a rigidez na rotura,  $n$  o número de ciclos e  $a$  e  $m$  parâmetros dependentes da tensão aplicada e frequência. Introduzindo um critério de rotura de deformações, a rigidez residual  $E(n)$  pode-se exprimir em função da resistência estática  $\sigma_u$ . Pode-se ainda obter uma distribuição estatística da rigidez residual assumindo que  $\sigma_u$  se pode representar como uma distribuição de *Weibull* de dois parâmetros.

⇒ *Modelos de resistência residual*

O interesse destes modelos reside na importância do conhecimento da resistência residual do compósito e a consequente avaliação da sua vida restante, durante uma sollicitação de fadiga.

*Halpin et al.* [40] assumiram que a resistência residual  $\sigma_r(n)$  é uma função monótona e decrescente do número de ciclos e que a alteração da resistência residual pode ser simulada pela equação seguinte, onde  $A(\sigma_{max})$  é uma função da tensão cíclica máxima  $\sigma_{max}$  e  $m$  uma constante.

$$\frac{d\sigma_r(n)}{dn} = \frac{-A(\sigma_{max})}{m[\sigma_r(n)]^{m-1}} \quad (2.25)$$

*Schaff et al.* [41, 42] realizaram extensos trabalhos experimentais e teóricos e apresentaram um modelo de previsão da resistência residual de compósitos submetidos a uma distribuição de carregamento à fadiga:

$$\sigma_r(n) = \sigma_u - (\sigma_u - \sigma_{max}) \left(\frac{n}{N}\right)^v \quad (2.26)$$

sendo  $v$  um parâmetro função do tipo de degradação das propriedades do material:  $c = 1$  corresponde a uma degradação aproximadamente linear;  $c \gg 1$  traduz uma situação de degradação brusca;  $c < 1$  simula uma rápida perda inicial de rigidez.

*Yao et al* [43] assumiram que a resistência residual durante uma sollicitação de fadiga à tração em compósitos pode ser descrita pela função:

$$\sigma_r(i) = \sigma_u - (\sigma_u - \sigma) \frac{\sin(\beta x) \cos(\beta - \alpha)}{\sin \beta \cos(\beta x - \alpha)} \quad (2.27)$$

sendo  $\sigma_r$  a resistência residual no ciclo  $i$ ,  $\sigma$  o nível de tensão,  $x = i/N_f$ , e  $\alpha$  e  $\beta$  parâmetros determinados experimentalmente.

Para situações de compressão a função é expressa pela equação (2.28) onde  $c$  representa um parâmetro de degradação da resistência e que é função do rácio e pico de tensões.

$$\sigma_r(i) = \sigma_u - (\sigma_u - \sigma) \left(\frac{i}{N_f}\right)^c \quad (2.28)$$

- **Modelos de dano progressivo**

Os modelos de dano progressivo diferem dos fenomenológicos na medida em que se consideram variáveis de dano diretamente relacionadas com um tipo específico de dano - fissuração transversal e delaminação. Estes modelos podem em geral ser divididos em duas categorias: os que prevêm simplesmente a propagação do dano e os que correlacionam a propagação deste com a resistência e rigidez residuais.

No primeiro tipo de modelos destaca-se o modelo de *Feng et al.* que desenvolveu um modelo para a previsão da propagação do dano à fadiga em provetes de carbono-epóxico devido à fissuração da matriz. Após trabalho experimental os autores concluíram que a propagação em modo I pode ser descrita por uma lei similar à de *Paris* [1, 44].

$$\frac{dA}{dN} = DG_{max}^n \quad (2.29)$$

$A$  é a área danificada devido à rotura da matriz,  $N$  o número de ciclos,  $G_{max}$  a taxa de libertação de energia máxima durante um ciclo de fadiga, e  $D$  e  $n$  constantes do material obtidas em ensaios. A vida à fadiga pode-se obter a partir da integração da equação (2.29), sendo  $A_f$  a área de dano final correspondente ao início do processo de rotura de fibras.

$$N_f = \int_0^{A_f} \frac{dA}{D[G(A)]^n} \quad (2.30)$$

As previsões de vida à fadiga através da equação (2.30) mostraram ser extremamente sensíveis aos valores de  $n$  e  $D$  o que originou alterações à equação (2.29), originando a equação (2.31), sendo  $G_{th}$  um valor limite de  $G_{max}$ , abaixo do qual não se verifica o aparecimento de dano, e  $n_1$  e  $n_2$  são parâmetros do material. *Printz* [45] propôs também uma lei semelhante à da equação (2.29) para prever a propagação de delaminação.

$$\frac{dA}{dN} = DG_{max}^n \frac{\left[1 - \left(\frac{G_{th}}{G_{max}}\right)\right]^{n_1}}{\left[1 - \left(\frac{G_{max}}{G_c}\right)\right]^{n_2}} \quad (2.31)$$

Na segunda classe de modelos, *Ogin et al* [46] mostraram que a redução da rigidez em laminados [0/90]<sub>s</sub> de vidro-epóxico se pode expressar por uma relação simples (equação (2.32)), onde  $D = (2s)^{-1}$  representa a densidade média de fissuração ( $2s$  é a média do espaçamento entre fissuras) e  $c$  é uma constante.

$$E = E_0(1 - cD) \quad (2.32)$$

Assumindo que a taxa de propagação de uma fissura é uma função da energia de deformação elástica armazenada entre duas fissuras transversais contíguas, a taxa de degradação da rigidez devido à fissuração transversal é dada pela equação (2.33), sendo  $A$  e  $n$  constantes do material.

$$-\frac{1}{E} \frac{dE}{dN} = A \left[ \frac{\sigma_{max}^2}{E_0^2 \left(1 - \frac{E}{E_0}\right)} \right]^n \quad (2.33)$$

*Caron et al.* [47] propuseram um modelo para a previsão de micro-fissuração devido à fadiga em laminados cruzados, a resistência residual degrada-se de acordo com uma lei similar à de *Paris* [44] ( $C$  e  $\eta$  constantes).

$$\frac{d\sigma_r}{dn} = -C\sigma_r^{3-\eta}\Delta\sigma^\eta \quad (2.34)$$

A partir desta equação a vida residual à fadiga pode ser estimada. Através de um processo iterativo as tensões nas secções são calculadas e comparadas com a resistência residual. Se a secção romper as tensões são redistribuídas e a vida residual de cada secção reavaliada.

#### 2.4.4 Ciclos de Tensão de Fadiga

Em geral, as curvas S-N são obtidas em ensaios mecânicos com tensão média nula. Porém, inúmeros componentes mecânicos estão sujeitos a carregamentos com tensão média diferente de zero. Para estes carregamentos as curvas de resistência à fadiga sofrem alterações significativas. À medida que a tensão média aumenta, verifica-se que há uma redução no limite de fadiga e na resistência à fadiga do material para uma vida infinita.

As tensões flutuantes ocorrem frequentemente em maquinaria e caracterizam-se por um padrão sinusoidal, muitas vezes devido às características rotativas de certos equipamentos. No caso deste trabalho essas flutuações são provocadas deliberadamente por um equipamento dinâmico de modo a testar o comportamento dos compósitos a essas cargas cíclicas.

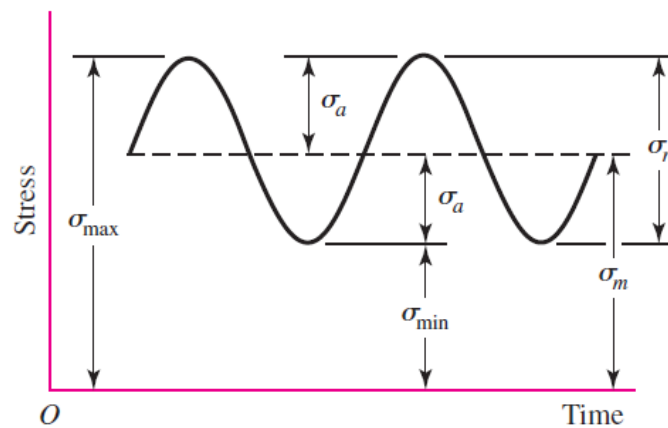
Descobriu-se que em padrões periódicos exibindo um único máximo e um único mínimo de força, a forma da onda não tem importância, mas os picos em ambos os lados têm. Deste modo  $F_{max}$  e  $F_{min}$  num ciclo de força podem ser usados para caracterizar o padrão de força, sendo igualmente verdade que a variação em torno de uma linha de base pode caracterizar também um padrão de força.

A partir de  $F_{max}$  e  $F_{min}$  é possível obter uma componente média da variação da força ( $F_m$ ) e uma componente de amplitude da força ( $F_a$ ).

$$F_m = \frac{F_{max} + F_{min}}{2} \quad (2.35)$$

$$F_a = \frac{F_{max} - F_{min}}{2} \quad (2.36)$$

Na Figura 2.14 é possível observar o tipo de variação aplicado durante os ensaios desta dissertação.



**Figura 2.14** – Variação tensão- tempo para cargas cíclicas de fadiga [48]

As equações seguintes estão presentes na Figura 2.14:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad (2.37)$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad (2.38)$$

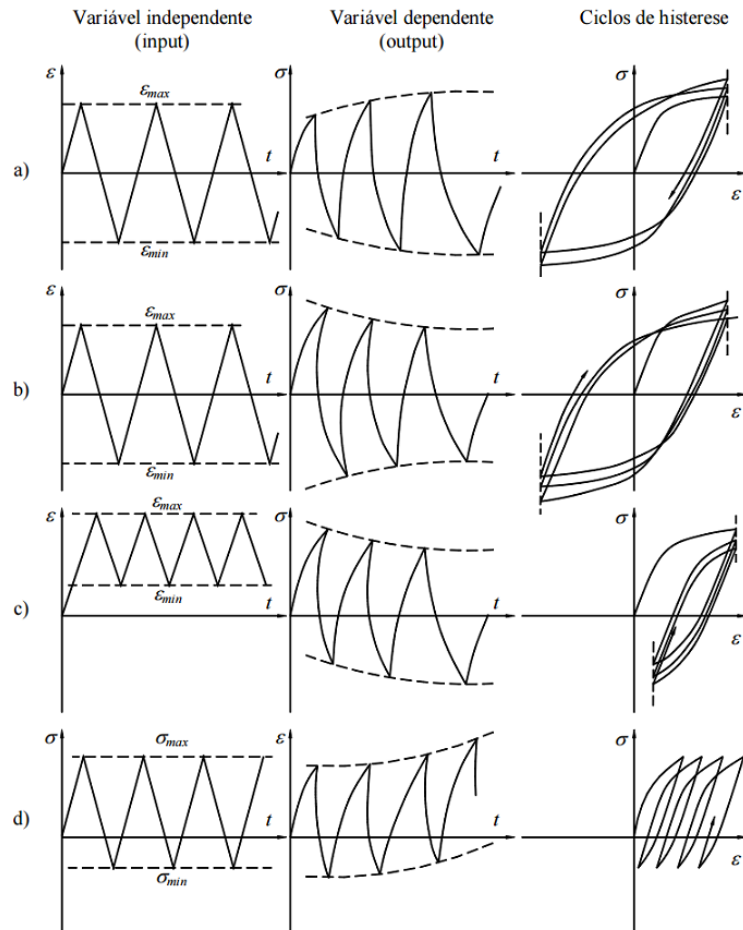
Além das equações (2.37) e (2.38) define-se ainda para cargas cíclicas o rácio de tensão (equação (2.39)) e o rácio de amplitude (equação (2.40)).

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (2.39)$$

$$A = \frac{\sigma_a}{\sigma_m} \quad (2.40)$$

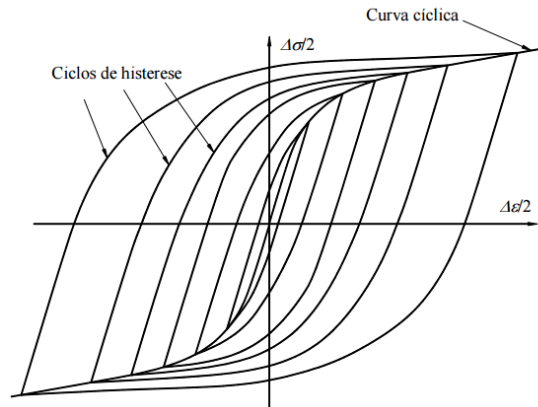
- **Comportamento Cíclico**

Os metais, quando submetidos a um carregamento com deformações plásticas reversíveis, exibem um comportamento, designado de comportamento cíclico, que é distinto do comportamento monotónico do material. Na Figura 2.15 representam-se algumas respostas cíclicas típicas.



**Figura 2.15-** Comportamentos cíclicos típicos: a) endurecimento cíclico; b) amaciamento cíclico; c) relaxação da tensão média; d) fluência cíclica [49].

O comportamento cíclico estabilizado do material é habitualmente descrito através da curva cíclica que traduz a relação entre a tensão e a deformação, para um comportamento estabilizado. A curva cíclica pode ser determinada unindo as extremidades de vários ciclos de histerese estabilizados, obtidos para diferentes amplitudes de deformação, tal como se ilustra na Figura 2.16.



**Figura 2.16-** Curva cíclica [49]

A curva cíclica do material descreve a relação entre a amplitude de tensão e a amplitude de deformação, para um comportamento estabilizado do material. A importância da descrição analítica da forma dos ciclos de histerese surge pelo facto de vários fenómenos relacionados com o comportamento cíclico poderem ser daí deduzidos.

O comportamento desta curva nem sempre é da forma que se ilustra na Figura 2.16. Os materiais compósitos diferem dos metálicos na medida em que não são homogêneos e são anisotrópicos. A acumulação de danos nestes materiais não se processa de uma forma localizada, e a falha nem sempre ocorre pela propagação de uma única fenda macroscópica. Os mecanismos micro estruturais de acumulação de danos, incluindo rotura da fibra e matriz ou delaminação podem ocorrer independentemente ou interactivamente. A predominância de um ou outro pode ser fortemente afetada pelas variáveis do material e condições de teste. As fibras de carbono são frágeis e não apresentam as mesmas características que os metais quando sujeitos a condições de carregamento de fadiga. Este tipo de material deverá ser resistente à fadiga se as fibras suportarem a maior parte da carga e desde que a fase de reforço não seja extensível de modo a permitir a grandes deformações elásticas ou visco-elásticas da matriz em função do tempo. Estas condições são normalmente satisfeitas nos compósitos reforçados unidireccionalmente com fibras de módulo elevado, como o carbono, quando sujeitos a cargas cíclicas. No entanto, mesmo pequenos movimentos viscoelástico na resina podem conduzir a redistribuições locais de tensão que permitem que ocorra algum dano aleatório das fibras, que também pode acontecer de forma semelhante na vizinhança de quaisquer concentrações de tensão. A falha acontece então em função do tempo e não como uma função do número de inversões de tensão, devido à acumulação do dano a um certo nível crítico no qual a resistência do material já não é superior ao nível de tensão de pico.



# 3

## Metodologias e Procedimentos Experimentais

Neste ponto irão abordar-se as metodologias e os equipamentos utilizados na parte experimental do trabalho e a forma de monitorização dos dados a recolher. Será descrito todo o procedimento experimental, desde a produção dos provetes para os ensaios até à realização dos ensaios de fadiga, com referência às principais normas. Será ainda apresentado o ensaio de flexão inicialmente previsto para a componente experimental desta dissertação, o qual se mostrou inadequado para os objetivos pretendidos.

A caracterização dos materiais compósitos reforçados com fibras é necessária para a avaliação das propriedades da resina, fibras, laminados e componentes estruturais. No caso concreto deste trabalho, as propriedades do material utilizado serão determinadas usando os métodos da ASTM D 3039 (resistência à tração) e ASTM D 3479 (fadiga).

### 3.1 Produção dos Provetes

Os provetes foram concebidos com base na norma ASTM D 3039 e a sua geometria e dimensões estão representadas na Figura 3.1.

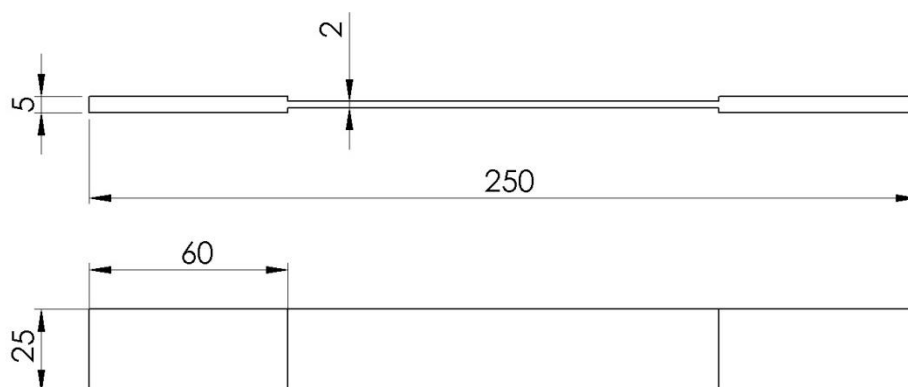


Figura 3.1 – Configuração dos provetes

Para a produção dos provetes necessários para a componente experimental deste trabalho, foram utilizadas 10 camadas empilhadas unidireccionalmente de tecido pré-impregnado de fibra de carbono CC206 ET445, com uma espessura de 0.2 mm, para obtenção de laminado com 2 mm de espessura. Na Figura 3.2 estão apresentadas as propriedades mecânicas dos laminados obtidos. Estes provetes foram realizados no Centro de Formação do Instituto de Emprego e Formação Profissional de Setúbal.

Do rolo cortaram-se secções de 250 x 25 mm com o cuidado de todas possuírem a mesma orientação de fibras. Após o corte seguiu-se o seu empilhamento num total de 10 camadas de modo a obter os 2 mm de espessura pretendidos de espessura do provete, garantindo o alinhamento das fibras e, em seguida, executou-se o reforço das extremidades. Para o reforço das extremidades dos provetes foram coladas simetricamente secções de pré-impregnado a fim de evitar a rotura próxima às garras da máquina de ensaio. Foram ainda colocados termopares em dois dos provetes a fim de monitorizar a temperatura de cura. Finalmente ensacaram-se em vácuo os provetes entre duas placas rígidas que serviram de molde e foi realizada a cura durante 30 minutos a 125° C. A Figura 3.2 ilustra todo o processo de execução dos provetes.

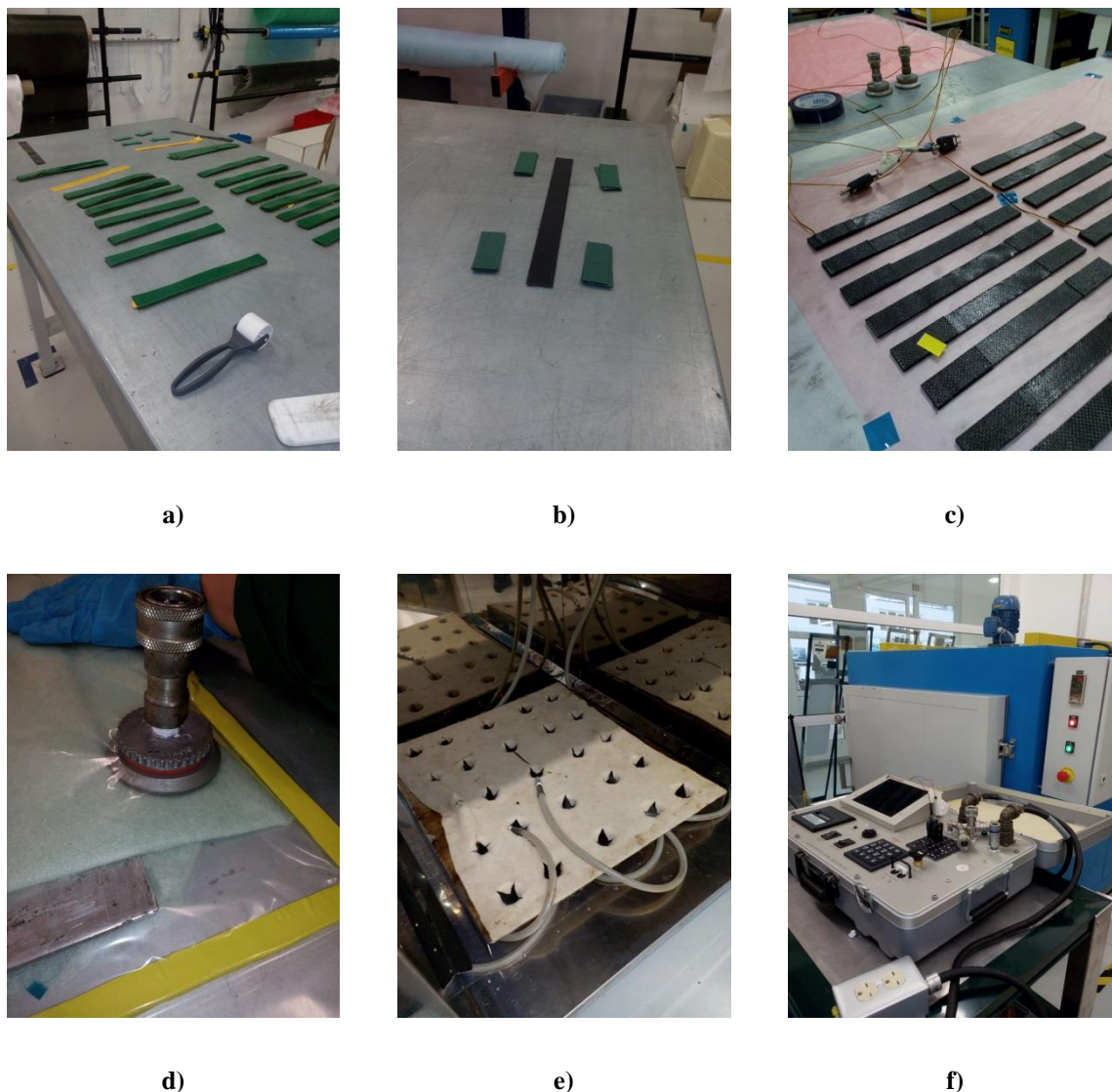
SAATI  
Composites technical data  
CURED PREPREG  
MECHANICAL PROPERTIES OF PREPREG LAMINATES  
Test carried out at room temperature  
Cure condition: 30 minutes @125°C (257°F)  
Values normalized to 55%Vf (except for PR, ILSS, IPSS and IPSM)

| Cured Material Property                         | Test method   | Units                                     | Material                |                  |
|---|---------------|---|-------------------------|------------------|
|   |               |   | CC 206 ET445 43%        | CC 600 ET445 38% |
| Tensile Modulus                                 |               | GPa (Msi)                                 | 61.9 (8.98)             | 61.4 (8.91)      |
| Tensile Strength                                | ASTM D3039-00 | MPa (ksi)                                 | 734 (106)               | 978 (145)        |
| Poisson's ratio                                 |               | -   | 0.06                    | 0.06             |
| Compressive Modulus                             | SACMA         | GPa (Msi)                                 | -                       | 61.1 (8.87)      |
| Compressive Strength                            | SRM 1R94      | MPa (ksi)                                 | -                       | 599 (86.8)       |
| In-Plane Shear Modulus                          | ASTM          | GPa (Msi)                                 | 3.1 (0.45)              | 4.59 (0.67)      |
| In-Plane Shear Strength*                        | D3518-94      | MPa (ksi)                                 | 80.6 (11.7)             | 78.6 (11.4)      |
| Flexural Modulus                                | ASTM          | GPa (Msi)                                 | 59.8 (8.67)             | -                |
| Flexural Strength                               | D790-03       | MPa (ksi)                                 | 968 (140)               | -                |
| Interlaminar Shear Strength                     | ASTM D2344-00 | MPa (ksi)                                 | 76.4 (11.1)             | 60.0 (8.70)      |
| Interlaminar Fracture Toughness G <sub>IC</sub> | ASTM D5528-01 | J/m <sup>2</sup> (lb-in/in <sup>2</sup> ) | 600 ÷ 700 (3.43 - 4.00) | -                |

(\*) at 5% calculated shear strain

CC 206 ET445 43%: 200gsm 2/2 Twill 3K T300 fiber  
CC 600 ET445 38%: 600gsm 2/2 Twill 12K T700 fiber

Figura 3.2 – Propriedades mecânicas do laminado obtido por empilhamento do pré-impregnado



**Figura 3.3** – Sequência de produção dos provetes de CFRP: **a)** corte e empilhamento, **b)** reforço das extremidades, **c)** colocação dos termopares; **d)** ensacamento a vácuo; **e)** interior do forno de cura; **f)** forno de cura

Finalizado o tempo de cura foi necessário aguardar pelo arrefecimento do material, para posteriormente o retirar do forno e desmoldar.

### 3.2 Caracterização do Material

Para caracterização do material foram realizados ensaios de tração segundo a norma ASTM D 3039. Os resultados obtidos foram comparados com os dados fornecidos pelo fabricante. O objetivo destes ensaios consiste em submeter-se os provetes a uma força continuamente crescente até observar a rotura. Através do registo da carga aplicada versus o deslocamento sofrido pelo

corpo é possível obter uma curva do ensaio, assim como fornecer as propriedades mecânicas do material compósito em estudo.

Pela análise das curvas, observa-se que o material não apresenta região de deformação elástica e plástica bem definidas, bem como não apresentam definido o limite de escoamento. A curva tensão-deformação é bastante linear, e a tensão aumenta até a tensão máxima tendo então uma queda repentina devido à rotura. Para a maioria dos provetes ensaiados pudemos perceber que a fratura ocorreu próxima à garra, no limite da região delimitada como sendo a área útil, segundo o código LAT, como previsto pela norma ASTM D 3039 (Figura 3.4).

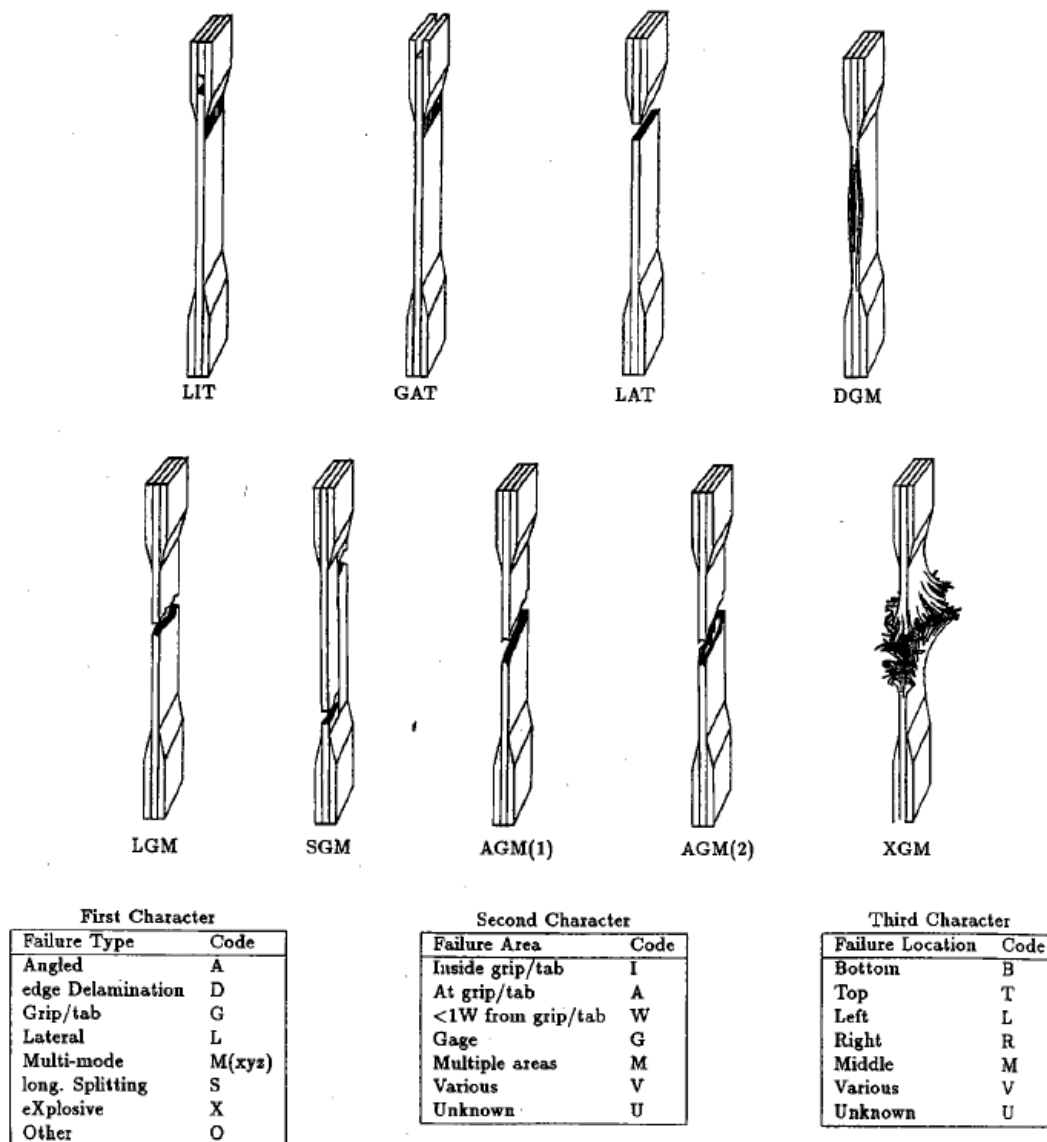
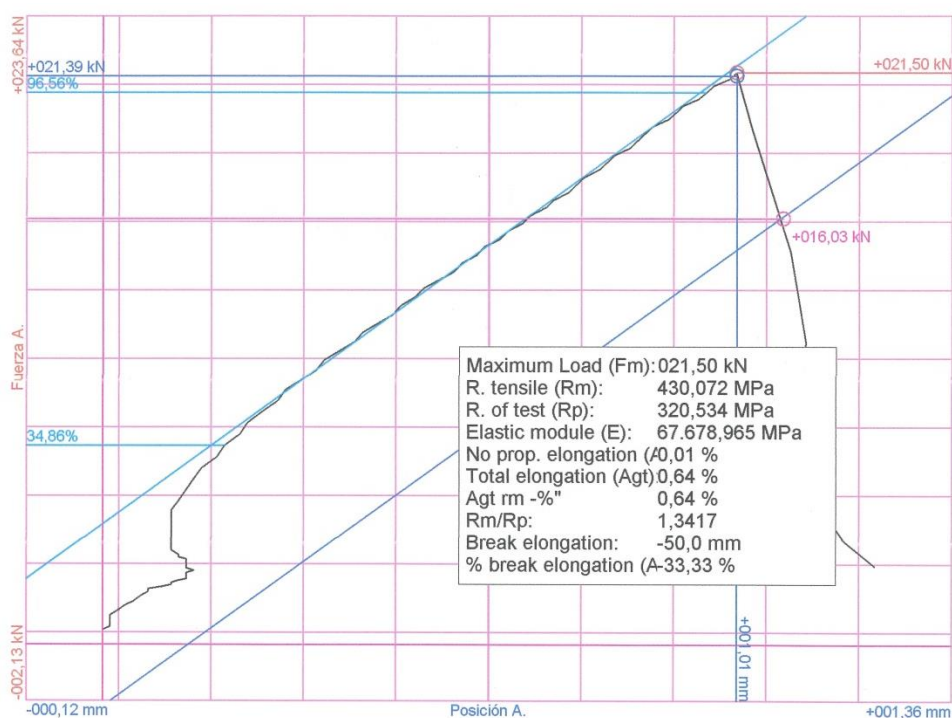


Figura 3.4 – Códigos dos modos de falha típicos dos ensaios de tração (ASTM D 3039)

Na Figura 3.5 está representado um exemplo do diagrama tensão-deformação obtido para este material, onde se constata que o módulo de elasticidade do material é ligeiramente superior ao

fornecido pelo fabricante na ficha técnica, deste modo optou-se por adotar a informação recolhida dos ensaios de tração para caracterizar o provete. Na tabela encontram-se apresentadas as propriedades mecânicas obtidas para o material utilizado.



**Figura 3.5** – Diagrama tensão-deformação para o material em estudo

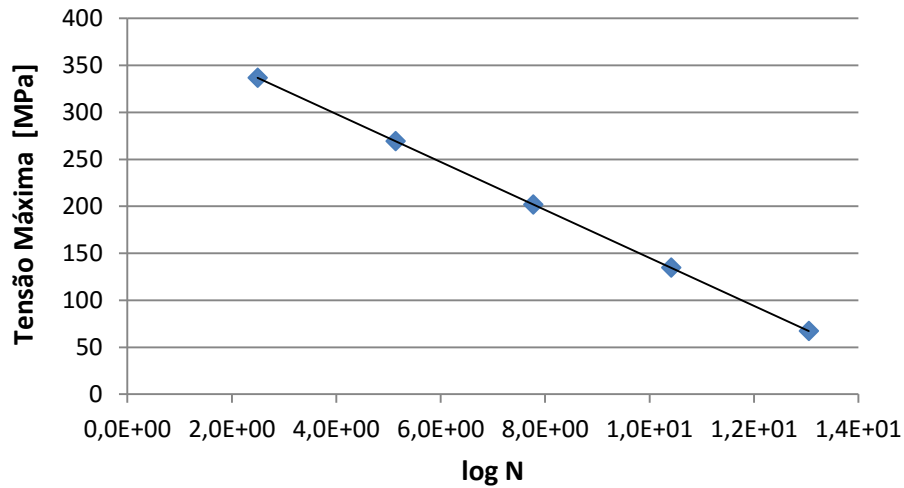
**Tabela 3.1** – Propriedades mecânicas do material obtidas experimentalmente

| Propriedade                | Unidades          |       |
|----------------------------|-------------------|-------|
| Módulo de elasticidade     | GPa               | 67    |
| Resistência à tração       | MPa               | 430   |
| Coefficiente de Poisson    |                   | 0.06  |
| Módulo de rigidez ao corte | GPa               | 3.1   |
| Densidade                  | Kg/m <sup>3</sup> | 2     |
| Tensão de cedência         | MPa               | 427.8 |

No que diz respeito ao comportamento à fadiga do material considerado, e por impossibilidade da realização de ensaios com o número de ciclos necessários à rotura, estimou-se a curva S-N com base nos resultados encontrados na literatura para um material semelhante [50]. Neste caso, utilizou-se a expressão obtida por regressão dos valores de ensaios experimentais (equação 3.1).

$$\log N = 15.68906 - 0.0392\sigma_{max} \quad (3.1)$$

Será de realçar a forte linearidade que a relação entre a tensão máxima ( $\sigma_{max}$ ) e o logaritmo do número de ciclos revela, como esperado, como pode ser observado na Figura 3.6.



**Figura 3.6** – Curva S-N para o material compósito estudado neste trabalho

### 3.3 Equipamento utilizado

A furação dos provetes foi realizada no centro de maquinagem LEADWELL VMC-15, visível na Figura 3.7, disponível no laboratório de Tecnologia Industrial do DEMI da FCT-UNL.



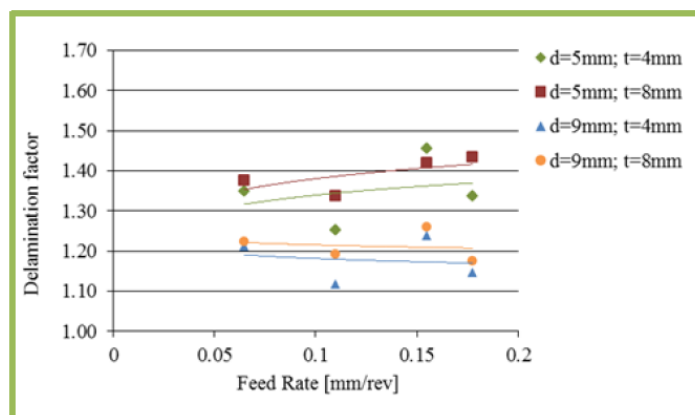
**Figura 3.7** – Centro de maquinagem LEADWELL VMC 15

Na realização dos furos utilizaram-se brocas helicoidais de metal duro K20 de diâmetro 5 mm, como apresentado na Figura 3.8.

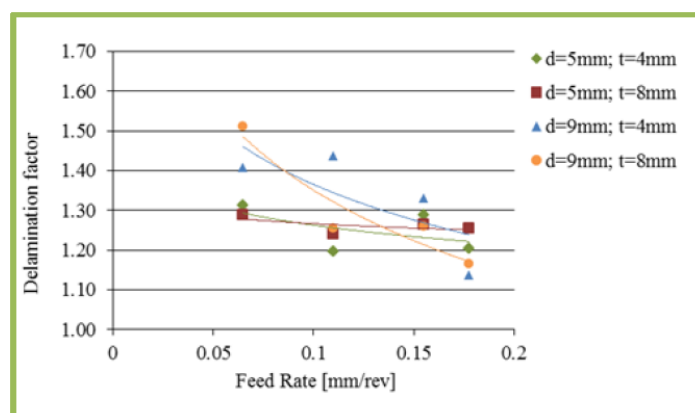


**Figura 3.8** – Broca helicoidal de 5mm

De modo a poder relacionar-se o dano com o tempo de vida à fadiga escolheram-se parâmetros de corte que gerassem danos com diferentes quantificações, tendo como base o trabalho desenvolvido por *Machado* [3] de onde se destacam os gráficos ilustrados na Figura 3.9 e na Figura 3.10. Após análise do trabalho realizado, seleccionaram-se os parâmetros de corte considerados mais adequados para a realização deste estudo. Estes parâmetros encontram-se descritos na Tabela 3.2. Para cada condição serão realizados 3 ensaios, logo agruparam-se os provetes em grupos de três, sendo que cada grupo corresponde a uma dimensão de dano diferente.



**Figura 3.9** – Variação do fator de delaminação com o avanço para uma velocidade de 8 000 rpm para diferentes diâmetros de broca helicoidal [3]



**Figura 3.10** – Variação do fator de delaminação com o avanço para uma velocidade de 16 000 rpm para diferentes diâmetros de broca helicoidal [3]

**Tabela 3.2** – Parâmetros utilizados na furação dos provetes

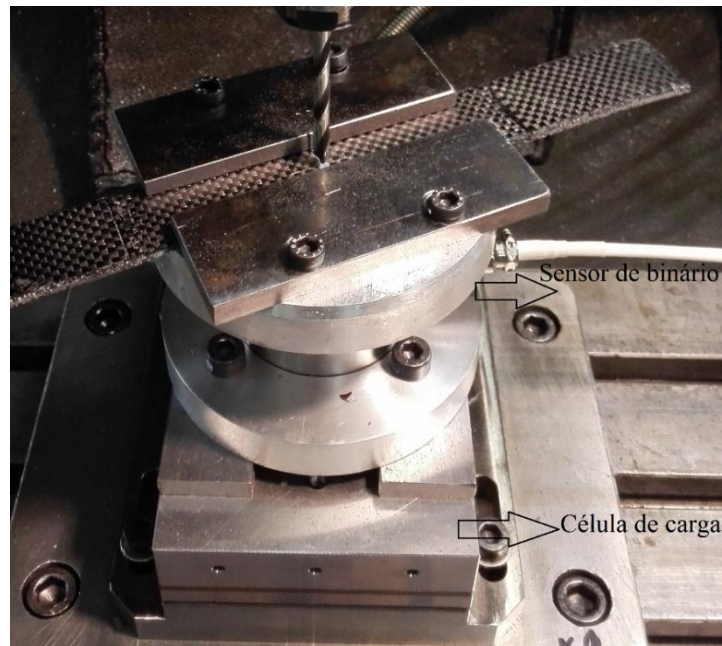
| <b>Grupo</b> | <b>Provetes</b> | <b>Velocidade [rpm]</b> | <b>Avanço [mm/rot]</b> |
|--------------|-----------------|-------------------------|------------------------|
| <b>A1</b>    | Sem furo        |                         |                        |
| <b>A2</b>    | Dano elevado    | 8 000                   | 0.2                    |
| <b>A3</b>    | Dano intermédio | 8 000                   | 0.05                   |
| <b>A4</b>    | Dano reduzido   | 16 000                  | 0.2                    |

Para a concretização da gama de velocidades de rotação pretendida foi adaptada uma cabeça de alta velocidade Nikken BT30-NX5-153, apresentada na Figura 3.11, que permite um máximo de rotação de 20 000 rpm.



**Figura 3.11** – Cabeça de alta velocidade Nikken BT30-NX5-153

No processo de furação foi utilizado um suporte de fixação (Figura 3.12) que permite garantir a estabilidade do provete durante o processo e medir a força axial e o binário durante o corte.



**Figura 3.12** – Suporte de fixação

A monitorização e aquisição de dados relativos à força axial foram realizadas através de um dinamómetro Kistler 9257B, que se encontra ligado a um amplificador de carga multicanal Kistler 5070. A conversão do sinal analógico em digital foi feita num sistema de aquisição de dados (DAQ). O sinal foi processado e os dados correspondentes aos valores medidos foram apresentados através do *software* LabVIEW (Figura 3.13).



**Figura 3.13** – Visualização da força axial e binário no *software* LabVIEW

## 3.4 Ensaio de Fadiga

### 3.4.1 Ensaio de resistência à fadiga em flexão

O primeiro ensaio realizado para a componente prática desta dissertação pressupunha um ensaio de fadiga à flexão visto que permitia, tal como referido no estado da arte, testar o provete sem os problemas inerentes aos ensaios compressivos.

Na Figura 3.14 observa-se a montagem elaborada para os ensaios de flexão, onde se utiliza um vibrador eletrodinâmico.



**Figura 3.14** – Esquema da montagem realizada para os ensaios de flexão

As principais características do vibrador eletrodinâmico (Modelo V406 M4) são:

- Gama de frequências: de 5 Hz a 9 KHz;
- Força sinusoidal: 98 N;
- Deslocamento máximo (pico a pico): 14 mm;
- Velocidade: 1.52 m/s;
- Aceleração máxima: 981 m/s<sup>2</sup>;
- Massa do elemento móvel: 0.2 kg.

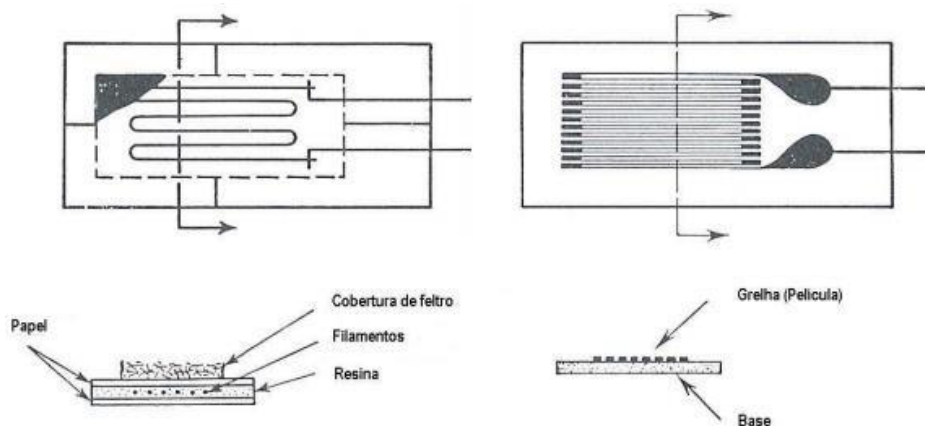
Pode ainda observar-se em detalhe na Figura 3.14 a configuração das amarras produzidas para o ensaio, sendo que a amarra na extremidade do vibrador eletrodinâmico permite o livre movimento do provete de modo a garantir que não existe encastramento.

A preparação dos provetes para a caracterização dos ensaios consistiu na utilização de extensometria para analisar as deformações do material e, conseqüentemente, as tensões aplicadas. A extensometria é uma técnica de medição utilizada para a análise experimental de tensões e deformações em estruturas que assenta no princípio de utilização de sensores - extensómetros - que indicam o valor das extensões que são depois convertidas em valores equivalentes de tensão.

Existem três etapas básicas na análise experimental de tensões:

- A seleção dos extensómetros e sua colagem nas regiões escolhidas na peça
- A utilização de instrumentos que permitem obter sinais elétricos proporcionais às extensões a medir;
- A análise dos valores medidos, convertendo as extensões em tensões.

Os extensómetros utilizados foram extensómetros metálicos de resistência. Um extensómetro metálico de resistência é um condutor que é sensível à sua deformação longitudinal que pode ser de arame ou de grelha laminar. Os primeiros são formados por arames muito finos com secção transversal circular disposto em forma de uma grelha colada sobre uma base de papel, enquanto os outros são de enrolamento pelicular colado a uma base de resina.



**Figura 3.15** - Extensómetros de arame e grelha laminar [51]

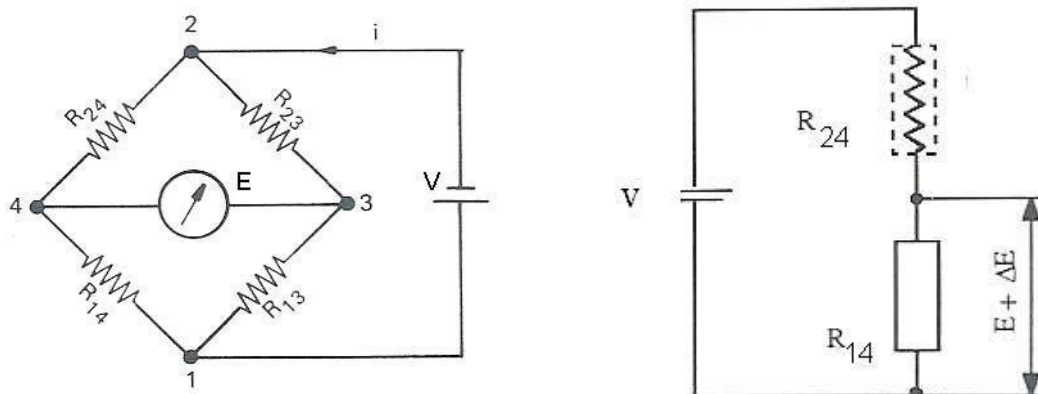
O seu princípio de funcionamento baseia-se no facto de que, quando a peça onde o extensómetro está colado sofre tração, os filamentos deste vão ser alongados, diminuindo a área da secção transversal (efeito de *Poisson*) e a resistividade do material pode também variar. Estas variações produzem uma alteração na resistência elétrica do condutor, a variação da resistência em

função da variação do comprimento mede a sensibilidade do material condutor, designada por fator de extensómetro [51].

$$F = \frac{\frac{\Delta R}{R}}{\frac{\Delta L}{L}} = \frac{\Delta R}{R} \cdot \frac{L}{\Delta L} \quad (3.2)$$

Onde  $F$  é o fator do extensómetro,  $R$  a resistência do extensómetro,  $L$  o comprimento,  $\Delta R$  e  $\Delta L$  são variações da resistência e do comprimento, respectivamente.

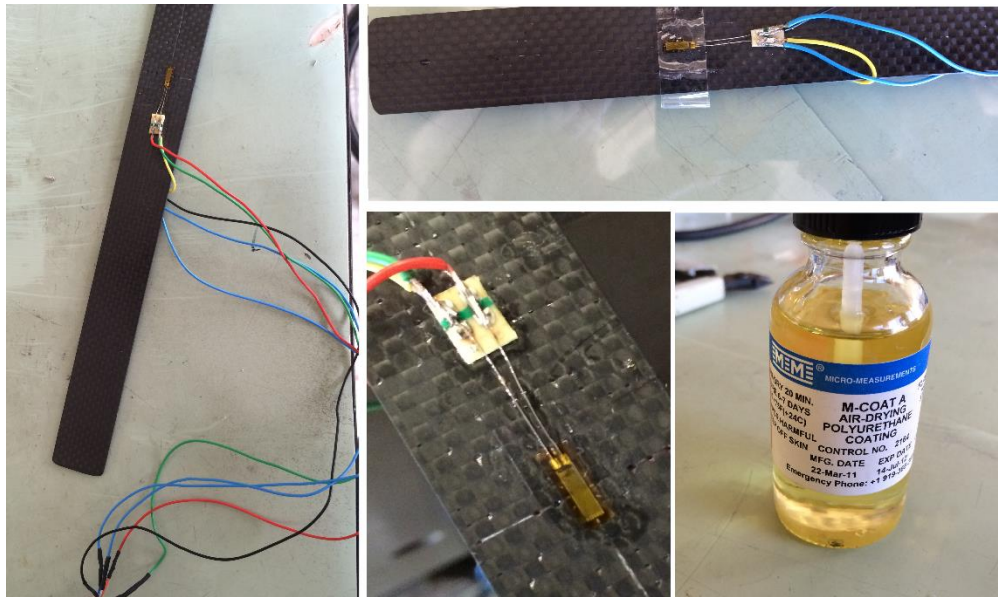
Assim, conhecendo o fator de um determinado extensómetro bastaria medir a variação da resistência com um ohmímetro para obter a extensão associada. Porém a variação da resistência é muito pequena, sendo difícil a sua medição exata. Para resolver esta situação incorpora-se um dispositivo elétrico ao extensómetro, sensível ou à variação da voltagem ou à da intensidade da corrente que indica a variação da sua resistência. Os circuitos mais utilizados são a meia-ponte (potenciómetro) ou ponte completa (Ponte de *Wheatstone*).



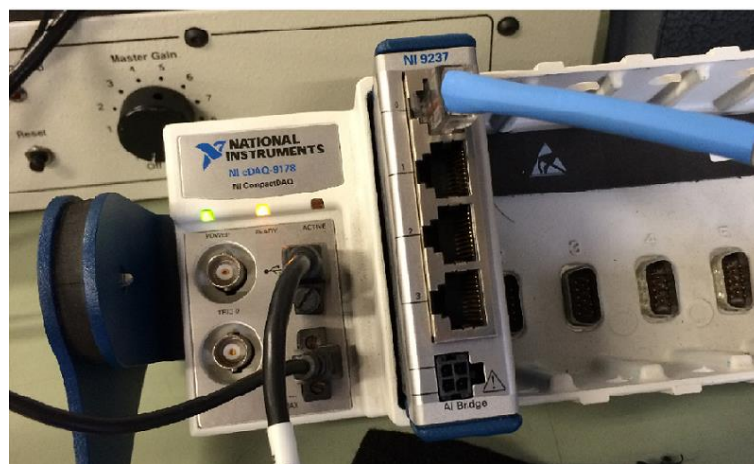
**Figura 3.16** – Ponte de Wheatstone (esquerda); Meia Ponte de Wheatstone (direita) [51]

De forma a medir as amplitudes e forças geradas no provete durante o ensaio, colaram-se dois extensómetros, com fator de 2,1 e resistência de  $120 \Omega$ , em meia ponte de *Wheatstone*, um em cada face do provete. Na preparação e colagem dos extensómetros seguiu-se o manual da VISHAY [52] para compósitos de carbono.

Após a colagem procedeu-se a ligação dos terminais dos extensómetros com o cabo de aquisição de dados tal como ilustrado na Figura 3.17 e Figura 3.18.



**Figura 3.17** – Colagem do extensómetro e montagem das ligações



**Figura 3.18** – Ligação do extensómetro ao sistema de aquisição de dados

No *LabView* utilizou-se um programa previamente criado (Figura 3.19) para ler os dados dos extensómetros e obter os valores de amplitude do provete  $y(x)$ . No programa insere-se a espessura do provete e as distâncias do encastramento ao extensómetro e ponto de aplicação da carga. Para uma mesma frequência utilizou-se diferentes ganhos no amplificador, de modo a compreender a relação com a amplitude obtida.

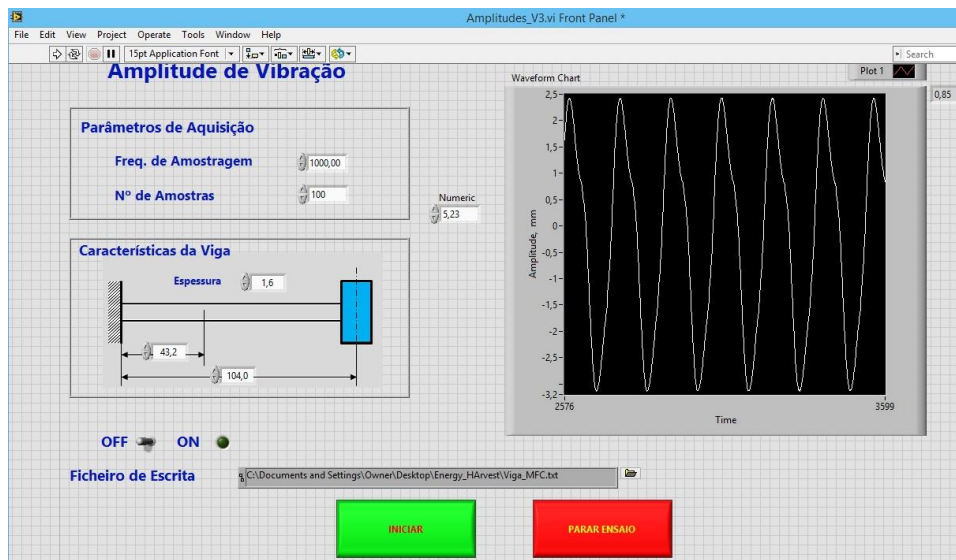


Figura 3.19 – Interface do programa utilizado no *LabView*

Com o intuito de relacionar a amplitude com a carga exercida pelo vibrador dinâmico, de modo a obter a força exercida do provete, analisou-se o provete com o modelo de viga com uma extremidade encastrada (Figura 3.20).

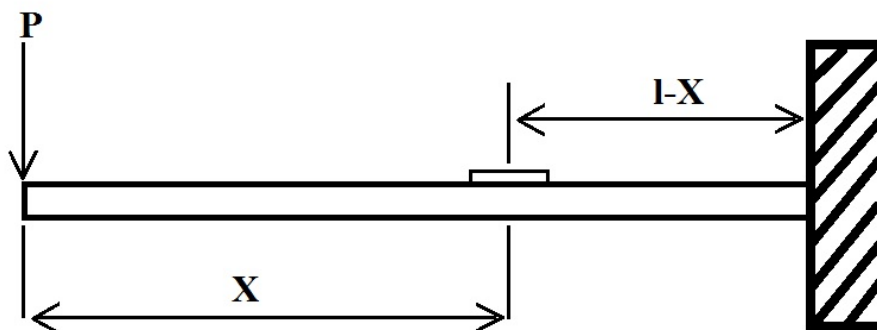


Figura 3.20 – Viga encastrada com extensómetro a l-x do encastramento

Para a análise das cargas exercidas sobre o provete utilizaram-se as equações características de uma viga encastrada com extremidade livre.

$$M(x) = P \cdot x \quad (3.3)$$

$$y'' = \frac{1}{E \cdot I} \rightarrow y' = \frac{P}{E \cdot I} \cdot \frac{X^2}{2} + C_1 \rightarrow y = \frac{P}{6E \cdot I} x^3 + C_1 x + C_2 \quad (3.4)$$

Para este caso a amplitude pode ser dada em função da deformação pela equação 3.5.

$$y(x) = \frac{E \cdot b \cdot h^2}{36x \cdot E \cdot I} x^3 \cdot \varepsilon(x) \quad (3.5)$$

Através do cálculo dos vários parâmetros obtém-se a relação entre a carga (P) e a amplitude (y), presente na equação (3.6) tal como pretendido.

$$P = 0,7 \cdot y(0) \quad (3.6)$$

Com os valores de amplitude obtidos do *LabView* (Tabela 3.3) e a equação (3.6) obtém-se a Tabela 3.4 com os valores da força exercida no provete.

**Tabela 3.3** – Amplitudes medidas

|              | <b>5 Hz</b>   | <b>10 Hz</b>  |
|--------------|---------------|---------------|
| <b>Ganho</b> | <b>y [mm]</b> | <b>y [mm]</b> |
| <b>0.5</b>   | 0.19          | 0.17          |
| <b>1.0</b>   | 0.9           | 0.7           |
| <b>1.5</b>   | 2.25          | 1.725         |
| <b>2.0</b>   | 3.05          | 2.85          |

**Tabela 3.4** – Cargas

|              | <b>5 Hz</b>  | <b>10 Hz</b> |
|--------------|--------------|--------------|
| <b>Ganho</b> | <b>P [N]</b> | <b>P [N]</b> |
| <b>0.5</b>   | 0.133        | 0.119        |
| <b>1.0</b>   | 0.63         | 0.49         |
| <b>1.5</b>   | 1.575        | 1.2075       |
| <b>2.0</b>   | 2.135        | 1.995        |

Após uma análise dos valores de força exercida no provete concluiu-se que o equipamento não possuía a capacidade de sujeitar o provete à força necessária ao ensaio e que este seria inconclusivo. Apesar disto foi uma opção apresentar o procedimento seguido podendo ser útil para trabalhos futuros. Assim, optou-se por realizar os ensaios de fadiga à tração.

### 3.4.2 Ensaio de resistência à fadiga à tração

O equipamento utilizado pertence à DeltaSigma – Laboratórios e trata-se de uma máquina universal de ensaios *Servosis* com capacidade máxima de 100 kN (Figura 3.21).

Os testes de fadiga nos provetes foram realizados no modo tração-tração (variação entre tensões mínima e máxima positivas), com carga aplicada na direção das fibras. Foram realizados ensaios preliminares para aferição dos parâmetros dos ensaios, nomeadamente a carga média aplicada e a sua amplitude. Os parâmetros considerados para os ensaios foram:

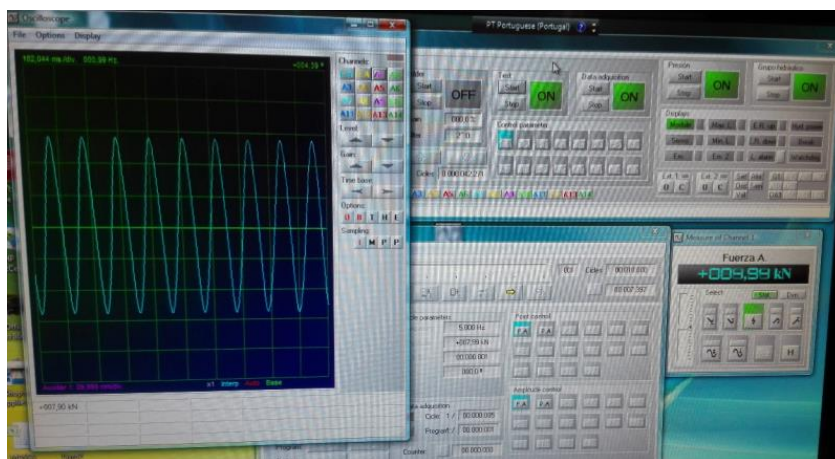
- Frequência,  $f = 5$  Hz
- Subida em rampa até aos 8 kN
- Regime sinusoidal cíclico com amplitude de 8kN
- Rácio de tensão,  $R = 0.4$

O ensaio termina quando atingido o número de ciclos pretendido, neste caso 30 000 ciclos, ou na ocorrência de fratura do provete.

A frequência utilizada, de 5 Hz, foi seleccionada por limitações do equipamento para a carga média considerada. No entanto, este valor é aconselhado para este tipo de materiais dado tornar desprezível o efeito de aumento da temperatura da matriz polimérica ao longo da aplicação dos ciclos. A tensão máxima aplicada variou na faixa de 0,5 a 0,8 da tensão última à tração estabelecida no ensaio de tração direta estática. Durante os ensaios puderam observar-se e foram registados os valores do número de ciclos até à falha, assim como as cargas mínimas e máximas efetivamente aplicadas. O *software* de controlo permite ainda a observação do sinal (osciloscópio) durante o ensaio (Figura 3.22).



**Figura 3.21** – Equipamento de ensaios de fadiga



**Figura 3.22** – Interface do software de controlo do equipamento

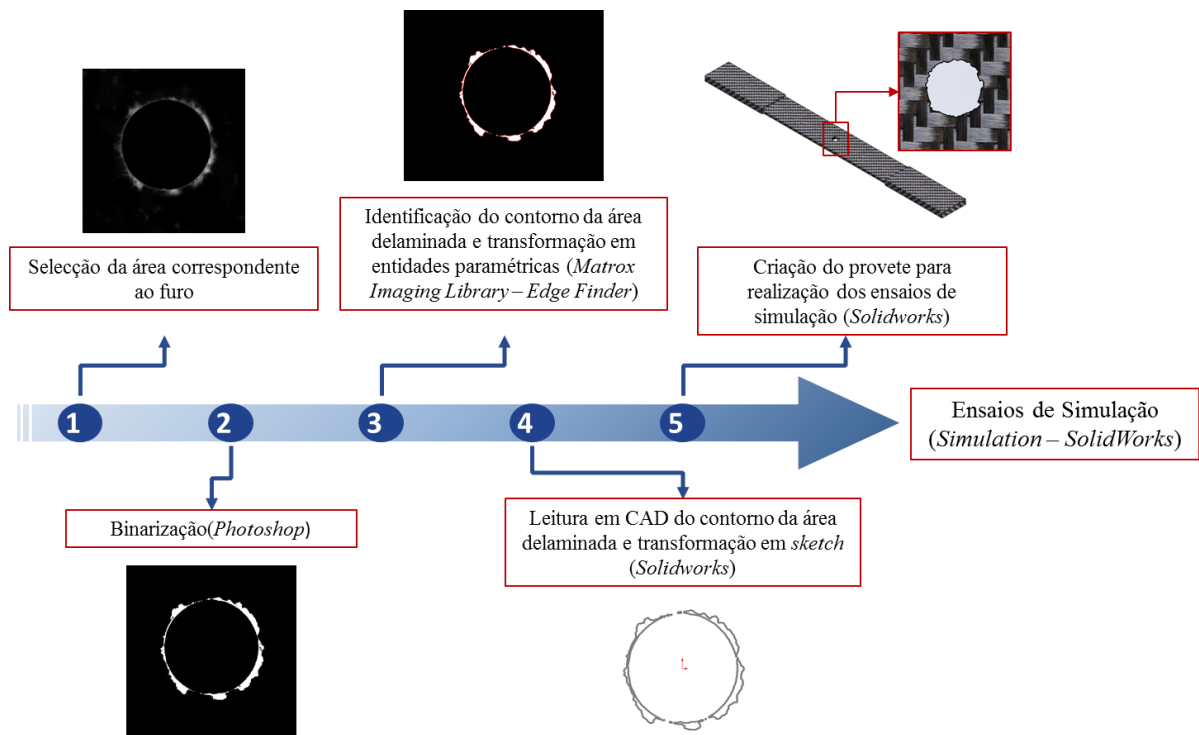
### 3.4.3 Simulação dos ensaios de fadiga

Simultaneamente foi realizada a simulação dos ensaios de fadiga realizados, para verificar a exequibilidade da simulação em ensaios desta natureza. Neste caso estudaram-se os resultados numericamente utilizando códigos de elementos finitos disponíveis, para analisar o efeito da concentração de tensões nos furos obtidos.

Numa primeira fase, foi simulado o comportamento dos provetes sem furo e com furo sem a análise do efeito do dano, para as mesmas condições, sendo discretizados com elementos finitos planos e sólidos. Estes ensaios de simulação foram realizados utilizando a ferramenta de simulação do *software SolidWorks*.

Numa segunda fase, aos provetes com furo foi adicionado o dano resultante da furação para analisar o aumento localizado de tensões e, conseqüentemente, a resistência real por a resistência à fadiga ser comprometida por via destes danos. Este procedimento está ilustrado na **Figura 3.23**.

Será de realçar que, com os testes simulação realizados, pretende-se apenas ter uma noção do efeito do dano de delaminação no comportamento dos provetes. O dano adicionado na modelação do provete não apresenta a configuração real. Com efeito, a delaminação que ocorre na realidade está compreendida entre as camadas do laminado de uma forma tridimensional. O dano adicionado aos modelos corresponde a uma extrusão da imagem bidimensional obtida pela inspecção por radiografia, pelo que os valores obtidos não se esperam absolutamente rigorosos.



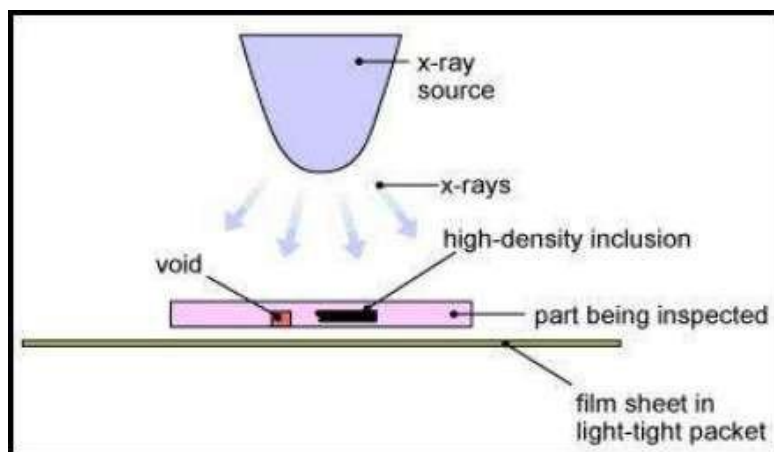
**Figura 3.23** – Esquema do procedimento de modelação dos provetes para simulação

## 3.5 Análise e Processamento de Imagem

### 3.5.1 Radiografia

A análise radiográfica é uma das técnicas mais utilizadas na deteção de defeitos [53, 54]. O seu princípio de funcionamento é baseado na diferença de absorção da radiação penetrante pelo objeto inspecionado. Essa diferença de absorção pode ser resultante de descontinuidades no material, (vazios ou inclusões) que provocam uma alteração da sua espessura. A radiação não absorvida é captada numa película fotossensível, o que permite a sua posterior revelação e visualização. Os defeitos irão aparecer no filme com uma tonalidade diferente das restantes partes do material, o que significa que há uma diferença na densidade do material e/ou espessura do material. A Figura 3.24 demonstra o princípio básico de funcionamento da inspeção por radiografia convencional.

A utilização do filme para a deteção de imagem obriga a posterior processamento e não permite a imediata visualização do defeito. Desta forma, a evolução para os sistemas digitais foi muito importante uma vez que a visualização do defeito é imediata.



**Figura 3.24** – Esquema de funcionamento da radiografia convencional [54]

A aplicação da análise radiográfica em materiais compósitos difere em alguns aspectos da aplicação em outros materiais. Esta diferença é devido aos materiais compósitos serem transparentes aos raios-X, por isso é preciso usar baixas energias de radiação [54, 55].

Alguns defeitos como o caso da delaminação, tornam-se invisíveis com a utilização da radiografia pelo facto de este tipo de defeito não alterar a composição nem quantidade de material que o raio-X atravessa, por isso torna-se importante o uso de líquido contrastante com características radiopacas como o diiodometano [53]. Estes ocupam as zonas do defeito do material permitindo uma melhor absorção da energia radiante e possibilitando assim a visualização do defeito [54].

Neste trabalho utilizou-se a técnica de radiografia digital, usando o sistema de raio-X Kodak 2100, associado a um sistema digital de aquisição de imagem Kodak RGV 5100, com o uso de diiodometano como líquido contrastante para a deteção da zona delaminada no material e posterior análise. De modo a garantir uma boa visualização do defeito alguns parâmetros devem ser tomados em conta como o tempo de exposição do material no líquido contrastante, e o tempo de exposição à radiação. Os provetes foram radiografados perpendicularmente à fonte de radiação com uma energia máxima de 70 Kv, 300 KHz e corrente de 7 mA. O tempo de integração foi de 0,16 s. Uma caixa de chumbo protege o utilizador da radiação do raio-X. A Figura 3.25 mostra o equipamento utilizado na aquisição das imagens.

Para análise da extensão do dano recorreu-se a um tratamento de imagem de modo a obter a quantificação do dano, neste caso o fator de delaminação. Através do sistema digital de aquisição obtiveram-se as imagens para posterior medição da zona delaminada, guardadas em formato TIFF (*Tagged Image File Format*) com resolução de  $1200 \times 1600$  pixels e seguidamente processadas de modo a caracterizar as regiões de interesse. O processamento de imagem teve como

objetivo obter os diâmetros relevantes para a quantificação do dano de delaminação. Estes valores foram obtidos usando um programa em *MatLab* desenvolvido especialmente para este efeito.



**Figura 3.25** – Equipamento de análise radiográfica

Para a obtenção do fator de delaminação seguiu-se o seguinte procedimento de tratamento de imagem:

- Seleção na imagem obtida por radiografia, da zona que contém o furo, usando um *software* de tratamento de imagem (*Photoshop*)
- Gravação da imagem selecionada com resolução 800 x 800 *pixels*
- Utilização do *software MatLab* para obtenção dos valores do fator de delaminação, do fator de delaminação ajustada e do mínimo fator de delaminação.

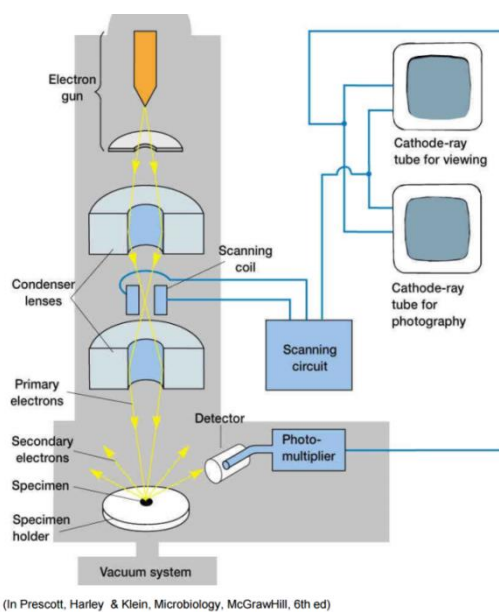
### **3.5.2 Microscopia Eletrónica de Varrimento (SEM)**

O microscópio eletrónico de varrimento designa-se habitualmente pela abreviatura do seu nome em inglês, SEM (*Scanning electron microscope*).

O SEM é um instrumento utilizado no apoio à investigação científica, bem como no desenvolvimento e controlo da qualidade de materiais. Os domínios de aplicação desta técnica estendem-se da caracterização microestrutural de amostras (metais, cerâmicos, compósitos, biomateriais, revestimentos) até às aplicações em geologia, medicina e biologia.

A microscopia eletrónica de varrimento permite obter imagens semelhantes às que se podem obter por microscopia ótica de reflexão, mas numa gama de ampliação extraordinariamente superior (desde 10x até 18000x), com uma profundidade de campo de 30  $\mu\text{m}$  [56].

O princípio de funcionamento, tal como observável na Figura 3.26, baseia-se na incidência de um feixe de elétrons num ponto da superfície da amostra, e a posterior recolha dos sinais eletrónicos emitidos pelo material. A amostra é percorrida sequencialmente por um feixe de elétrons acelerado por uma tensão que varia entre 0 e 40 KV, focado através de um sistema de lentes eletromagnéticas. Da interação do feixe com a amostra resulta a emissão de diversos tipos de radiação e elétrons, entre os quais os elétrons secundários utilizados na formulação da imagem da amostra (com energias inferiores a 50 eV). Os elétrons secundários são elétrons da amostra que sofrem excitação e libertam-se da superfície. Os elétrons retro difundidos permitem a distinção de regiões de átomos leves e pesados.



**Figura 3.26** – Esquema de funcionamento do SEM

As amostras para poderem ser caracterizadas por SEM têm de satisfazer as seguintes condições:

- Apresentar boa condutividade elétrica superficial - a não existência de condutividade leva à necessidade de metalização através da aplicação de um revestimento ultra-fino de ouro;
- Suportar o vácuo, a técnica SEM utiliza um feixe de elétrons o que torna necessário a utilização de vácuo;
- Estabilidade física e química nas condições de observação / interação com o feixe eletromagnético.

Recorreu-se ao SEM após os ensaios de fadiga para melhor visualizar o dano na periferia do furo. As amostras para análise SEM obtiveram-se pelo corte dos provetes junto da zona do furo. Estas amostras foram em seguida metalizadas com ouro tal como observado na Figura 3.27.



**Figura 3.27** – Equipamento de metalização

Depois da metalização inseriram-se as amostras no SEM (Figura 3.28) para visualização das zonas de dano pretendidas.



**Figura 3.28** – Microscópio electrónico de varrimento (SEM)

:

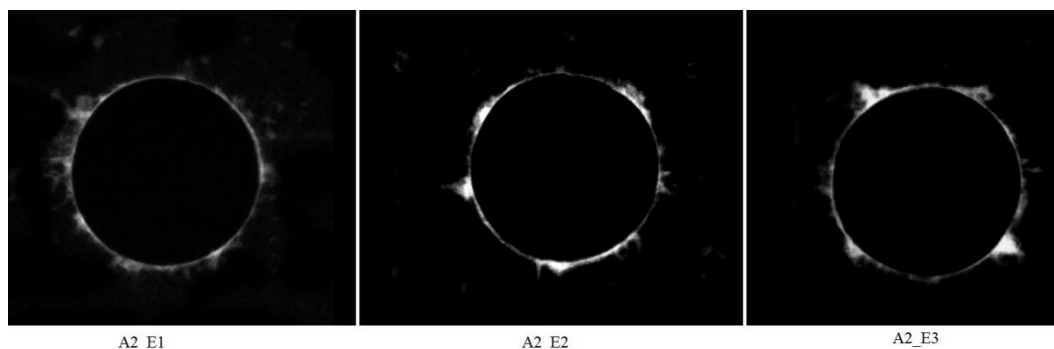
# 4

## Apresentação e Discussão de Resultados

Os resultados obtidos na componente experimental da presente dissertação serão apresentados e discutidos neste capítulo. A influência do dano e seu fator de delaminação no tempo de vida à fadiga será analisada. Será igualmente estudada e comparada a simulação elaborada em *SolidWorks* com os ensaios realizados experimentalmente.

### 4.1 Resultados obtidos na furação dos provetes

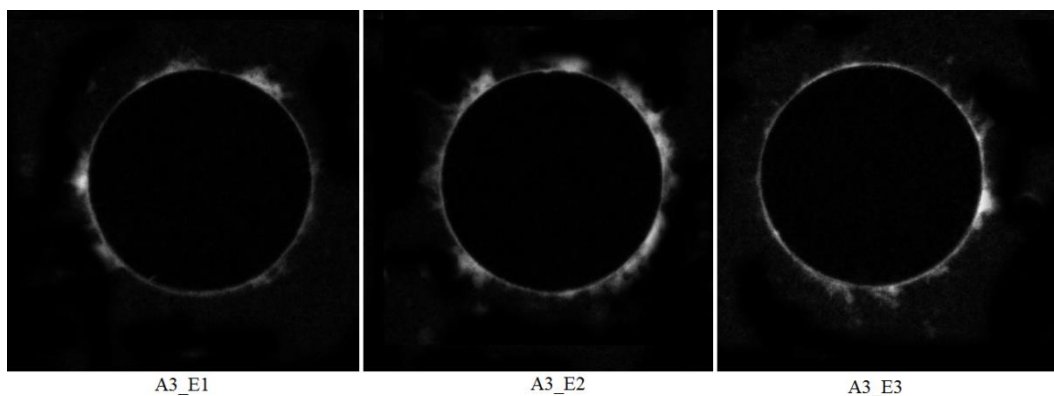
Nas seguintes figuras apresentam-se as imagens obtidas por radiografia para cada provete dos grupos 2, 3 e 4 (Figura 4.1, Figura 4.2 e Figura 4.3).



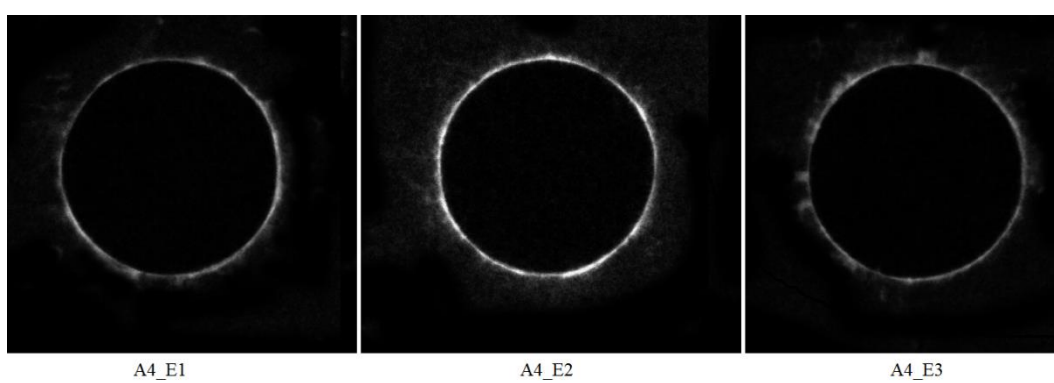
**Figura 4.1** – Radiografia digital dos provetes do grupo 2

É visível em cada imagem a zona do furo e no seu contorno o dano de delaminação provocado pela furação.

Os parâmetros de furação dos provetes tal como já referido anteriormente foram selecionados com o intuito de provocar dano de delaminação na zona do furo, o que originou o agrupamento dos provetes segundo a qualificação de dano esperado, grande, intermédio e pequeno. Esta qualificação do dano será posteriormente quantificada segundo o fator de delaminação.



**Figura 4.2** – Radiografia digital dos provetes do grupo 3

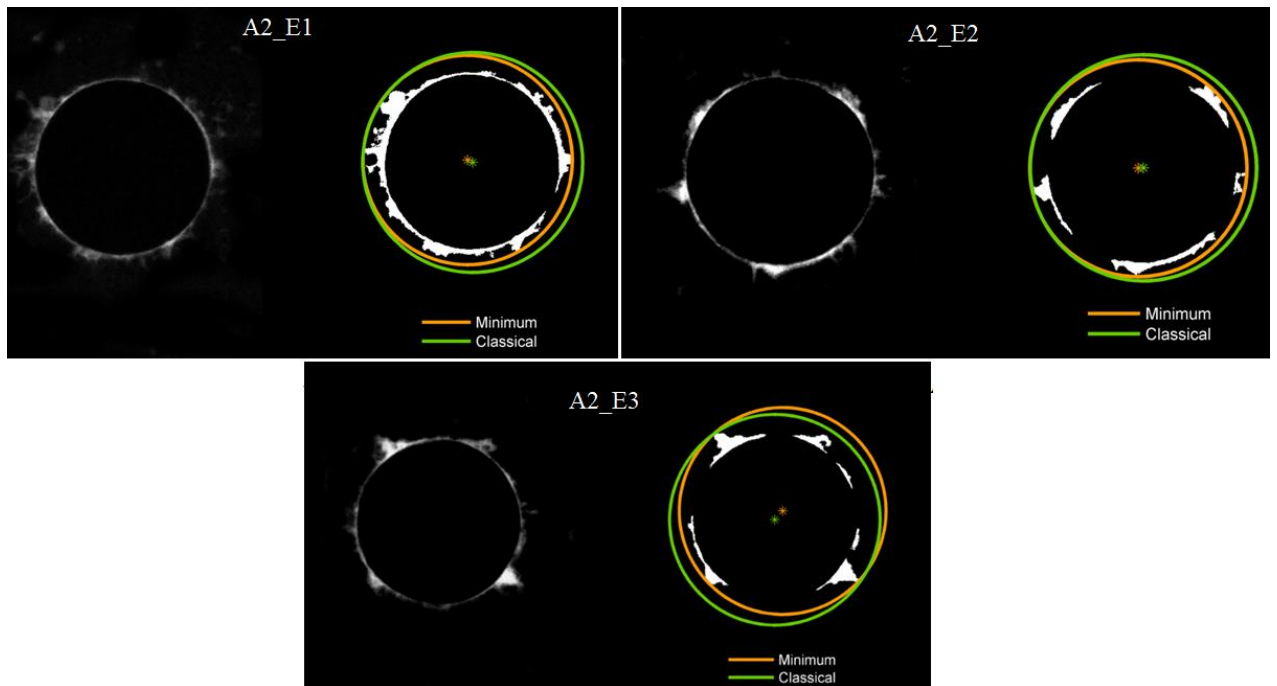


**Figura 4.3** – Radiografia digital dos provetes do grupo4

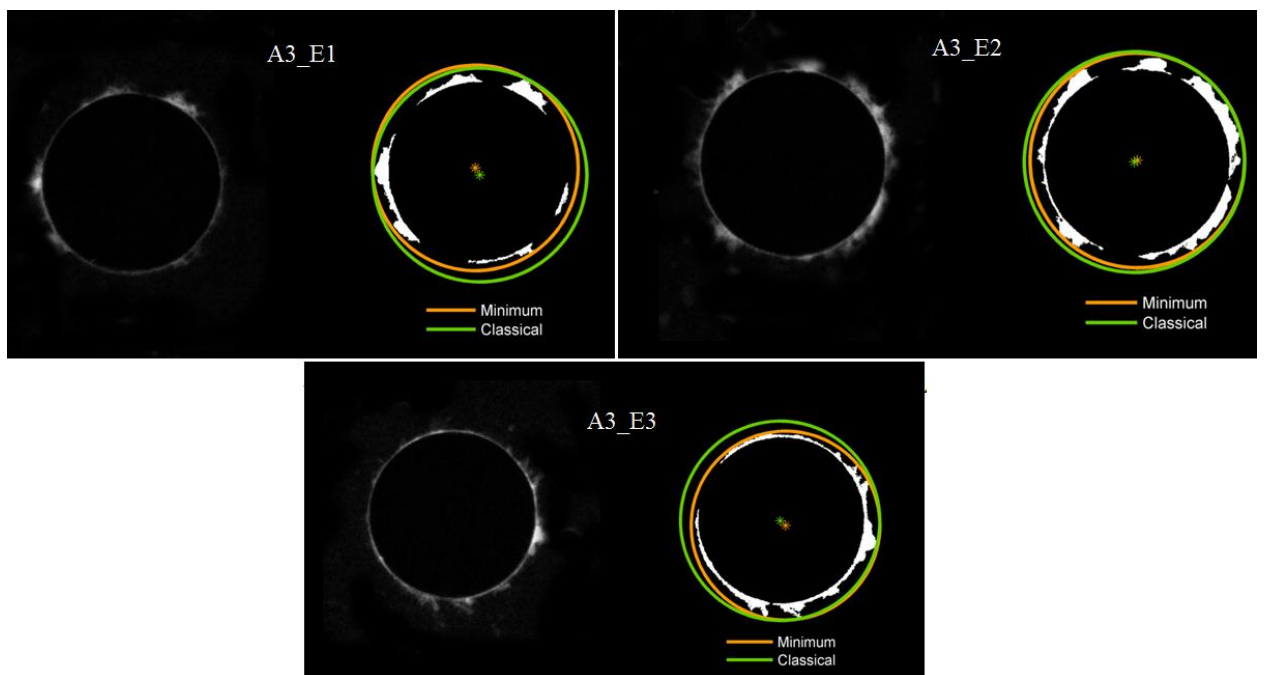
Numa primeira análise visual das imagens de raio-X é possível observar que o grupo 2 apresenta maior dano quando comparado com os outros grupos, e que por sua vez o grupo 4 apresenta uma zona afectada menos presente o que pressupõe menor dano. Esta primeira análise comprova tal como esperado que os parâmetros de furação escolhidos provocam diferentes dimensões de dano.

De forma a quantificar o dano segundo o fator de delaminação procedeu-se, tal como já referido, a um processamento de imagem no *MatLab* de onde se obtiveram imagens com a zona de dano binarizada e inscrita em duas circunferências representativas dos diâmetros máximos de delaminação segundo a teoria clássica e mínima do fator de delaminação.

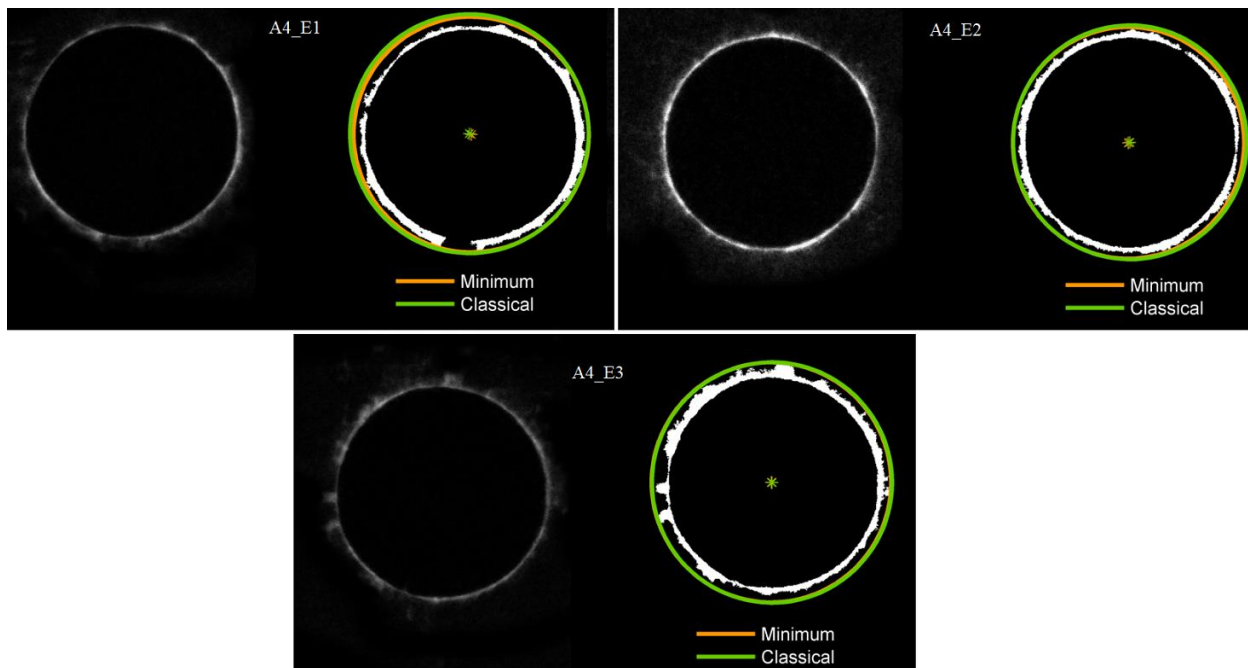
Na Figura 4.4 observa-se a comparação das imagens obtida por radiografia dos provetes do grupo 2 com a imagem do mesmo após o processamento de imagem. É notória a melhoria de qualidade na visualização da zona do dano, por via da binarização da imagem com o *threshold* definido. Analogamente realizou-se o processamento de imagem para os restantes grupos de provetes (**Figura 4.5 e Figura 4.6**).



**Figura 4.4** – Antes e depois do tratamento de imagem, provetes do grupo 2



**Figura 4.5** – Antes e depois do tratamento de imagem, provetes do grupo 3



**Figura 4.6** – Antes e depois do tratamento de imagem, provetes do grupo 4

Para além da produção das imagens apresentadas anteriormente, o programa realizado em linguagem *MatLab* quantifica ainda o fator de delaminação segundo os 3 autores:

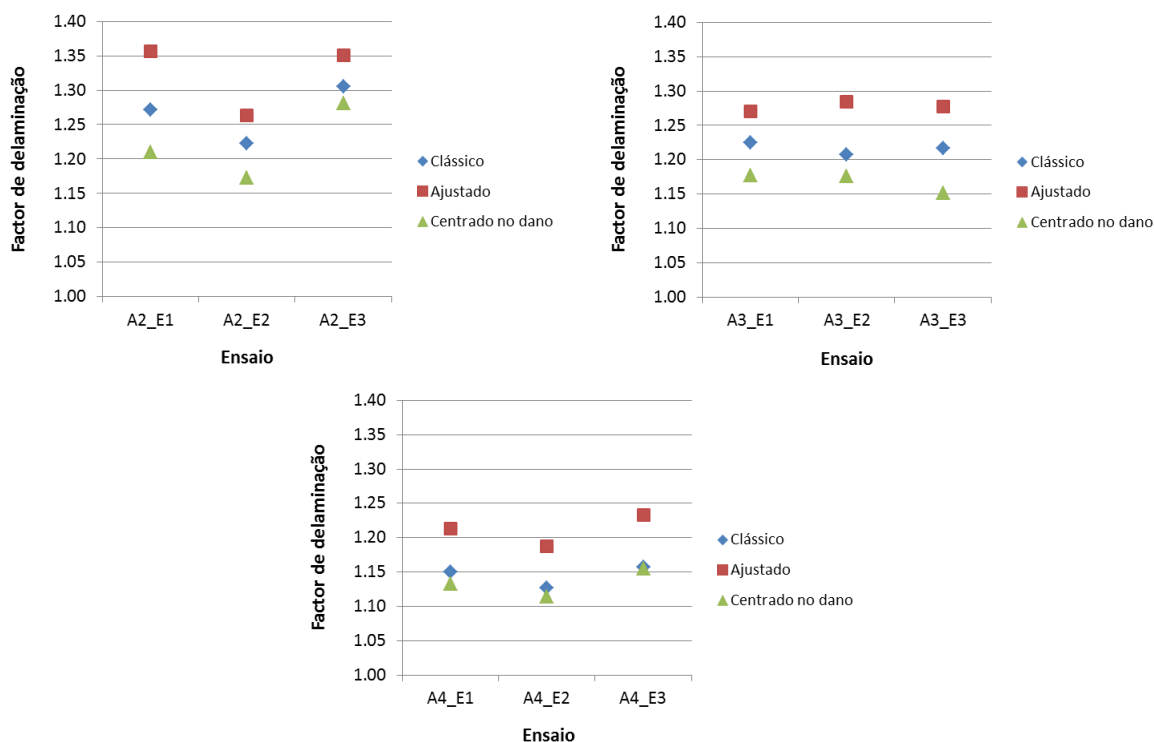
- Fd - Fator de delaminação clássico (*Chen*)
- Fda – Fator de delaminação ajustado (*Davim*)
- Fdnew – Fator de delaminação mínimo (*Silva*)

Na Tabela 4.1 podem observar-se os valores obtidos para os fatores de delaminação e os valores medidos da força e do binário durante a furação.

**Tabela 4.1-** Resultados obtidos após processamento em *MatLab*

| Provete | Velocidade [rpm] | Avanço [mm/rpm] | Binário [Nm] | Força Axial [N] | Fd    | Fda   | Fdnew |
|---------|------------------|-----------------|--------------|-----------------|-------|-------|-------|
| A2_E1   | 8000             | 0.2             | 0.172        | 117.13          | 1.271 | 1.357 | 1.210 |
| A2_E2   | 8000             | 0.2             | 0.166        | 110.15          | 1.222 | 1.264 | 1.172 |
| A2_E3   | 8000             | 0.2             | 0.231        | 104.52          | 1.305 | 1.350 | 1.281 |
| A3_E1   | 8000             | 0.05            | 0.097        | 51.54           | 1.224 | 1.271 | 1.177 |
| A3_E2   | 8000             | 0.05            | 0.086        | 53.96           | 1.208 | 1.285 | 1.175 |
| A3_E3   | 8000             | 0.05            | 0.079        | 54.99           | 1.216 | 1.277 | 1.152 |
| A4_E1   | 16000            | 0.2             | 0.091        | 68.03           | 1.150 | 1.213 | 1.133 |
| A4_E2   | 16000            | 0.2             | 0.118        | 72.29           | 1.126 | 1.188 | 1.114 |
| A4_E3   | 16000            | 0.2             | 0.054        | 66.71           | 1.157 | 1.232 | 1.154 |

Na Figura 4.7 observa-se a distribuição e comparação dos valores segundo os vários autores, sendo que no grupo 4 é possível constatar que os fatores de delaminação clássico e mínimo apresentam valores próximos. Tal deve-se ao facto de o dano ser mais regular, logo as circunferências inscritas à volta do mesmo serem semelhantes, como se pode observar na Figura 4.6.

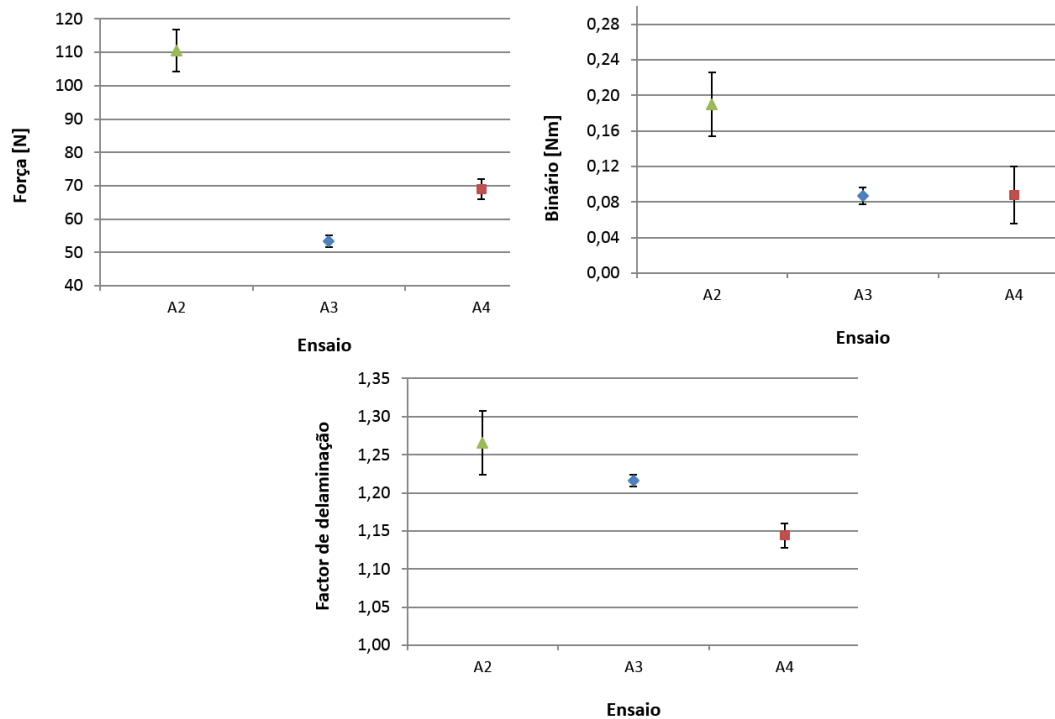


**Figura 4.7** – Fatores de delaminação nos 3 grupos

Na Tabela 4.2 apresentam-se os valores médios, obtidos para os grupos de ensaios estabelecidos, e o respectivo desvio padrão. Como seria de esperar, os maiores desvios foram obtidos no grupo com maior dano devido à maior irregularidade na distribuição do dano em redor do furo. Da Figura 4.8 constata-se que os parâmetros escolhidos para a operação de furação provocaram o dano esperado em cada grupo de provetes.

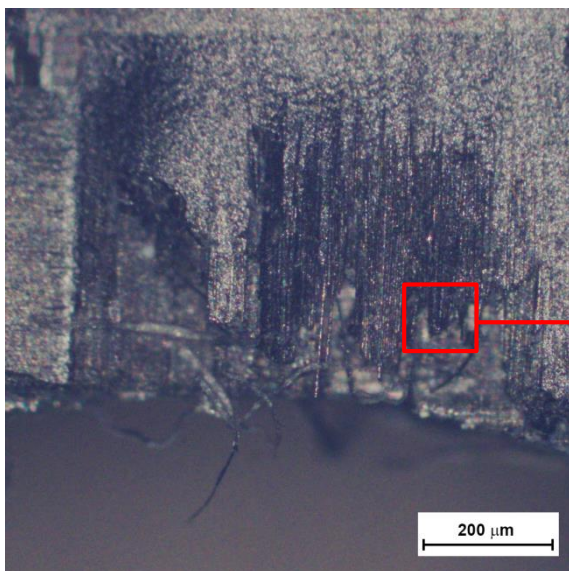
**Tabela 4.2-** Valores médios dos resultados e respectivos desvios padrão

| Ensaio    | $\bar{B}$ [Nm] | $s$ (B) | $\bar{F}$ [N] | $s$ (F) | $\bar{Fd}$ | $s$ (Fd) | $\bar{Fda}$ | $s$ (Fda) | $\bar{Fdn}$ | $s$ (Fdn) |
|-----------|----------------|---------|---------------|---------|------------|----------|-------------|-----------|-------------|-----------|
| <b>A2</b> | 0.190          | 0.036   | 110.6         | 6.317   | 1.266      | 0.042    | 1.324       | 0.052     | 1.221       | 0.056     |
| <b>A3</b> | 0.087          | 0.009   | 53.5          | 1.773   | 1.216      | 0.008    | 1.277       | 0.007     | 1.168       | 0.014     |
| <b>A4</b> | 0.088          | 0.032   | 69.0          | 2.915   | 1.144      | 0.016    | 1.211       | 0.022     | 1.134       | 0.020     |

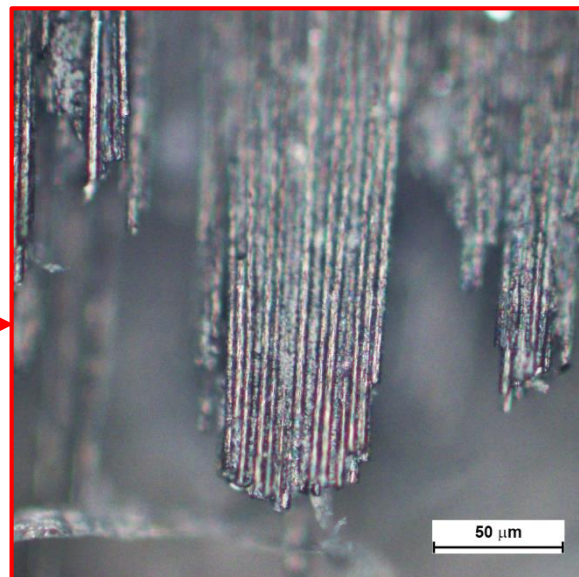


**Figura 4.8** - Valores médios dos resultados e respetivos desvios padrão

Para analisar com maior detalhe o dano de delaminação provocado pela operação de furação, utilizou-se microscopia ótica. A **Figura 4.9** ilustra o dano de delaminação à entrada do furo, onde é possível observar o arrancamento de fibras e separação de algumas camadas. Na **Figura 4.10** observa-se em detalhe a fratura de algumas fibras.



**Figura 4.9** – Delaminação à entrada do furo

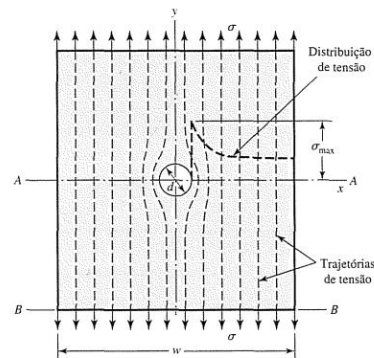


**Figura 4.10** – Fibras fraturadas

## 4.2 Resultados dos testes de simulação

Qualquer descontinuidade de um componente altera a distribuição de tensão na circunvizinhança, logo as equações elementares das tensões não descrevem o estado de tensão da peça nesses locais. As regiões em que ocorrem estas descontinuidades são denominadas áreas de concentração de tensão. A concentração de tensões pode surgir pela existência de um furo na peça ou de alguma irregularidade não-inerente, tal como danos provenientes do processo de produção.

A concentração de tensões é um efeito altamente localizado. A tensão numa placa sob tração é máxima na periferia do furo no plano A-A; essa tensão decresce rapidamente, à medida que são observados pontos mais afastados da periferia do furo, e de imediato torna-se uniforme novamente, como ilustrado na Figura 4.11.



**Figura 4.11** – Distribuição de tensões numa placa com furo sujeita a tração [57]

Nos casos em que a área da secção transversal muda, os valores específicos da tensão normal máxima na secção crítica são determinados por métodos experimentais ou técnicas matemáticas avançadas que empregam a teoria da elasticidade. Esses resultados são apresentados de forma gráfica por meio do fator de concentração de tensão  $K_t$  (Figura 4.12). O fator  $K_t$  é definido como a relação entre a tensão máxima e a tensão média que actuam sobre a menor secção transversal (Equação (4.1)). Em materiais frágeis ( $\varepsilon < 0.05$ ), o fator de concentração de tensões geométrico  $K_t$ , deve ser aplicado à tensão nominal antes de compará-la com a resistência.

$$K_t = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_n} \quad (4.1)$$

Realizando o cálculo da tensão média, que é a tensão normal no corte transversal onde está localizado o furo, e obtendo o valor de  $K_t$  para este caso, através das equações (4.2) e (4.3) pode calcular-se analiticamente o valor máximo da tensão.

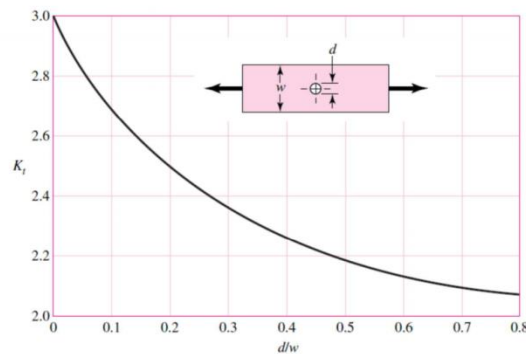
$$\sigma_n = \frac{F}{(w - d)e} \quad (4.2)$$

$$k_t = 2 + \left(1 - \frac{d}{w}\right)^3 \quad (4.3)$$

Onde  $F$  é a carga aplicada,  $w$  a largura do provete,  $d$  o diâmetro do furo e  $e$  a espessura do provete.

Realizados os cálculos com os valores estimados para os ensaios experimentais, nomeadamente considerando  $F_{max} = 12$  kN,  $d = 5$  mm e  $w = 25$  mm, obtém-se:

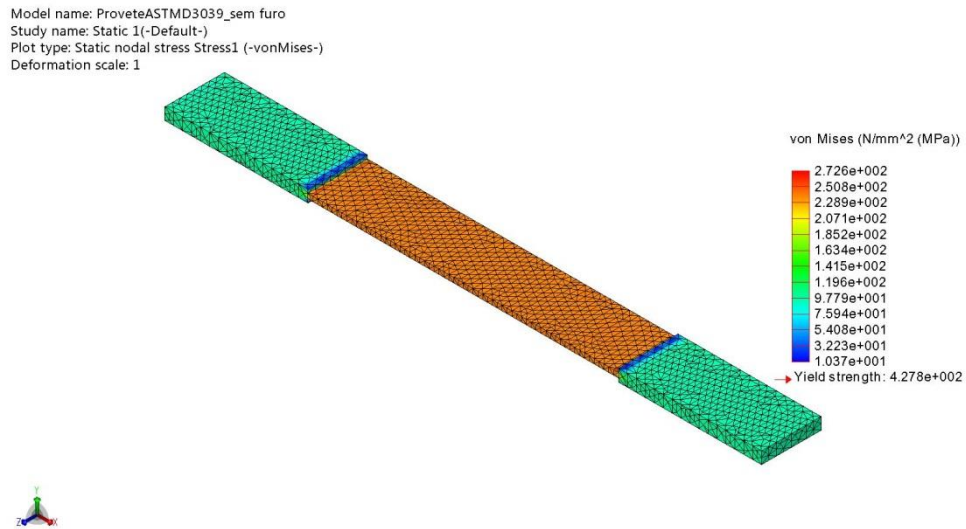
| $d/w$ | $k_t$ | $\sigma_{max}$ [MPa] |
|-------|-------|----------------------|
| 0.2   | 2.512 | 753.6                |



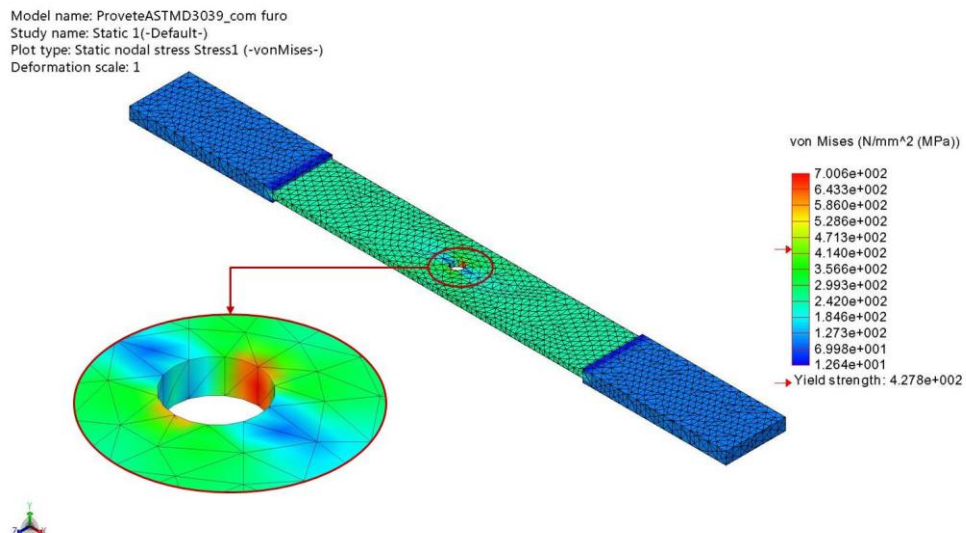
**Figura 4.12** – Fator de concentração de tensões para uma placa sujeita a tração ou compressão simples com um orifício central [57]

Os testes de simulação foram efetuados utilizando a ferramenta *Simulation* do *software SolidWorks*, para análise de elementos finitos (FEA). Foram modelados parametricamente os provetes sem e com furo de 5 mm e procedeu-se à sua simulação, tendo sido realizada uma análise estática de tensões para prever o estado de tensões nos provetes quando sujeitos às cargas consideradas. O *software* estabelece então as equações que controlam o comportamento de cada elemento tendo em conta as interações com os outros elementos. Estas equações relacionam as incógnitas, na análise das tensões, tendo em conta as propriedades do material, ligações e carregamentos. De seguida o programa cria um sistema de equações com base nestes parâmetros. Os resultados das tensões de von Mises obtidos pela análise estática de tensões para os provetes

modelados estão ilustrados nas figuras Figura 4.13 e Figura 4.14. Os resultados referentes às deformações são apresentados nas figuras Figura 4.15 e Figura 4.16. Na Tabela 4.3 – Comparação entre os resultados analíticos e da simulação são apresentados os resultados obtidos por simulação da tensão de von Mises e deformação e comparados com os respectivos valores obtidos de forma analítica.

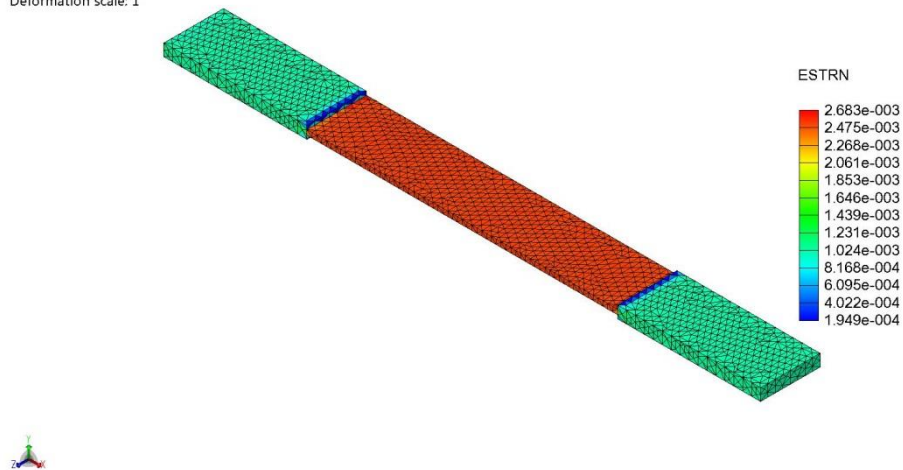


**Figura 4.13** – Tensões de von Mises obtidas por simulação (provetes sem furo)



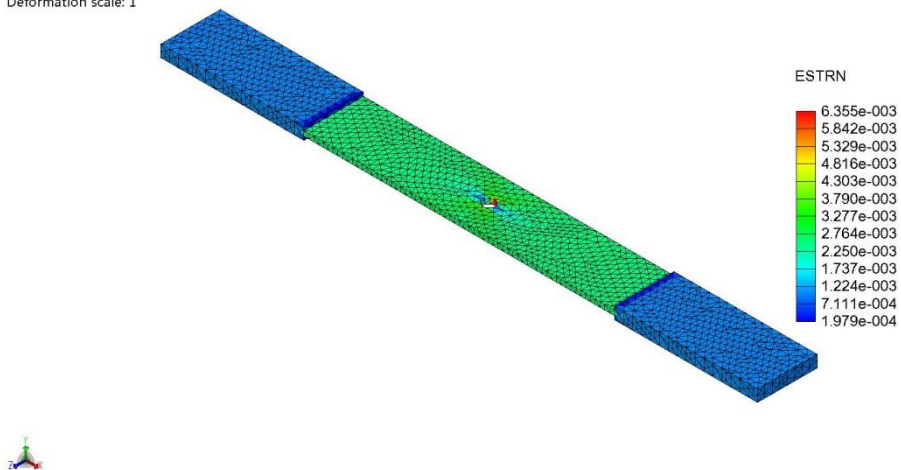
**Figura 4.14** – Tensões de von Mises obtidas por simulação (provetes com furo)

Model name: ProveteASTMD3039\_sem furo  
 Study name: Static 1(-Default-)  
 Plot type: Static strain Strain1 (-Equivalent-)  
 Deformation scale: 1



**Figura 4.15** – Deformações no provete sem furo obtidas por simulação

Model name: ProveteASTMD3039\_com furo  
 Study name: Static 1(-Default-)  
 Plot type: Static strain Strain1 (-Equivalent-)  
 Deformation scale: 1



**Figura 4.16** – Deformações no provete com furo obtidas por simulação

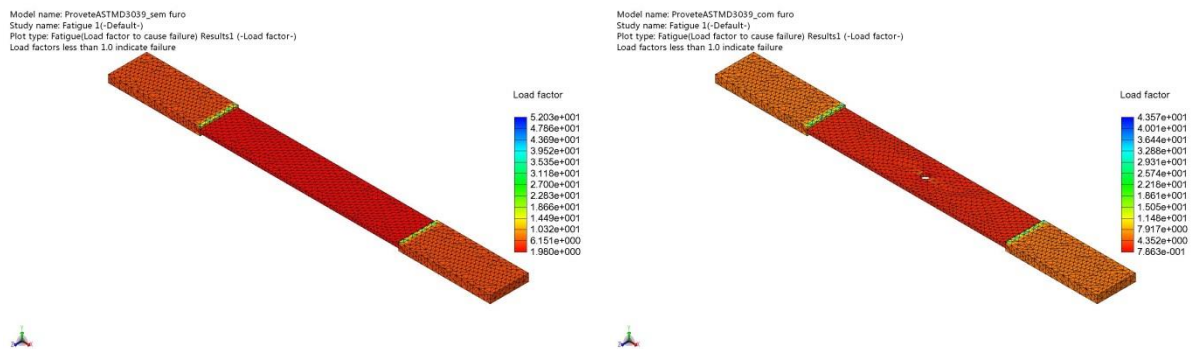
**Tabela 4.3** – Comparação entre os resultados analíticos e da simulação

|           | Provete sem furo<br>(89 157 elementos; 139 467 nós) |                   | Provete com furo central<br>(141 618 elementos; 90 133 nós) |                   |
|-----------|---|-------------------|---|-------------------|
|           | Tensão Máxima de von Mises [MPa]                    | Deformação máxima | Tensão Máxima de von Mises [MPa]                            | Deformação máxima |
| Simulação | 301.5   | 3.109e-3          | 700.6   | 6.689e-3          |
| Analítico | 240   | 3.546e-3          | 664.5   | 9.818e-3          |

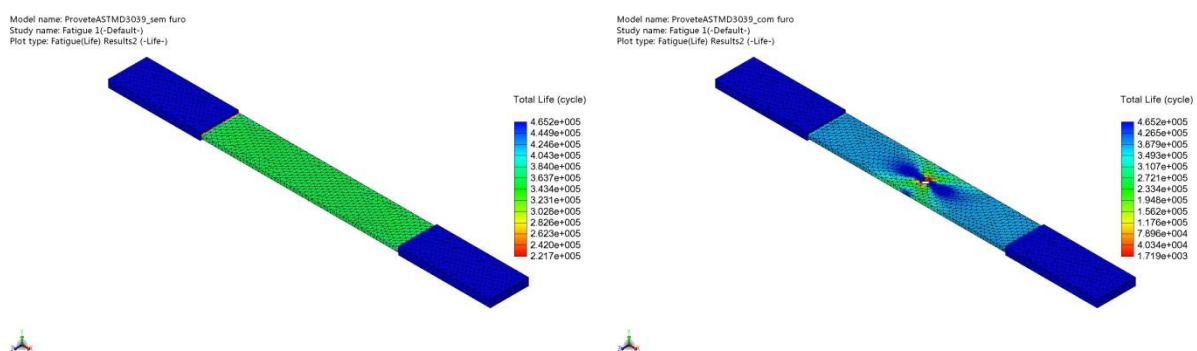
Em seguida procedeu-se à análise de fadiga, que é a análise das tensões sob condições de carga cíclica. O evento de fadiga definido consiste na aplicação cíclica da carga definida e considerando um rácio de tensão de 0.4.

A Figura 4.17 ilustra o factor de carga de segurança de falha de fadiga em cada local. Um factor de carga de segurança de 1 num ponto indica que o evento de fadiga definido causará falha de fadiga nesse local, considerando a carga definida para o estudo estático.

No caso da Figura 4.18 ilustra-se o número de ciclos, para um evento de amplitude constante, que causa falha de fadiga em cada local. A representação gráfica baseia-se nas curvas SN e na tensão alternada de cada local.



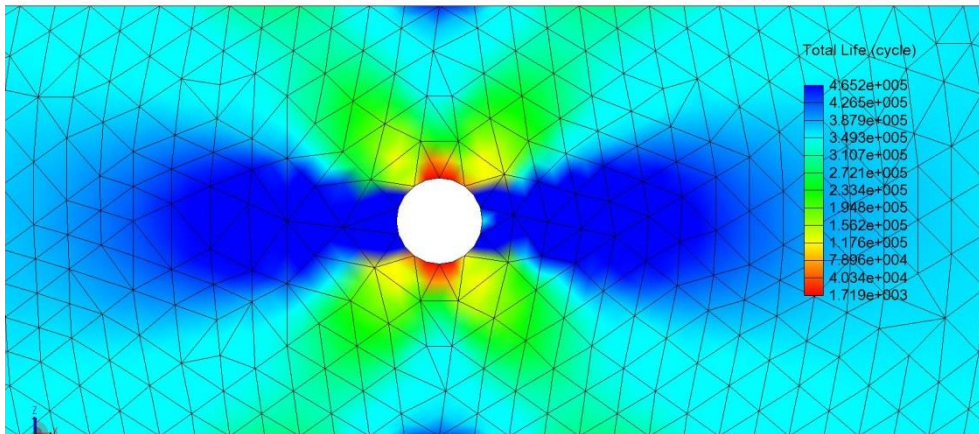
**Figura 4.17** – Factor de carga de segurança de falha em fadiga: **a)** Provete sem furo (Min: 1.980); **b)** Provete com furo (Min: 0.786)



**Figura 4.18** – Número de ciclos até à falha: **a)** Provete sem furo (Min: 221 700 ciclos); **b)** Provete com furo (Min: 1 719 ciclos)

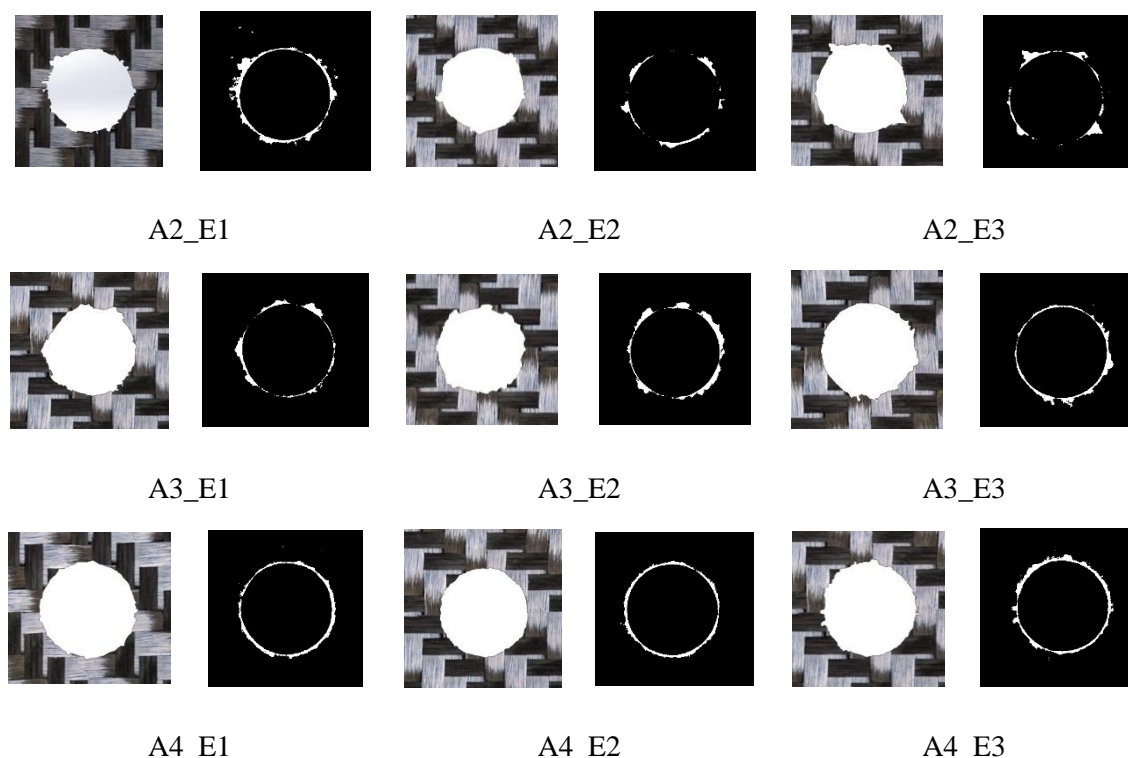
A Figura 4.19 mostra em detalhe a influência do furo central no comportamento à fadiga do provete considerado, onde se pode observar a localização da área correspondente ao número de ciclos até à falha.

Model name: ProveteASTMD3039\_com furo  
Study name: Fatigue 1(-Default-)  
Plot type: Fatigue(Life) Results2 (-Life-)



**Figura 4.19** – Influência do furo central sobre o número de ciclos até à falha

Foram realizadas análises estruturais e de fadiga a cada um dos provetes para previsão do seu comportamento na fase experimental. Estes ensaios serviram ainda para aferir o número de ciclos necessários e a carga inicial a ser imposta nos ensaios experimentais. Para a simulação do comportamento individual de cada provete furado procedeu-se, na sua modelação, à sobreposição da área danificada obtida após o processamento da imagem obtida por radiografia. Pretendeu-se assim aproximar o mais possível o modelo do provete real a ser testado. Obviamente, trata-se apenas de uma aproximação uma vez que não se modelou o dano tridimensionalmente. A Figura 4.20 – **Sobreposição da geometria do dano obtida por radiografia na modelação dos provetes** representa a sobreposição da geometria do dano obtida por radiografia na modelação dos vários provetes e nela podem observar-se as imagens provenientes da radiografia dos provetes furados e a respectiva modelação.



**Figura 4.20** – Sobreposição da geometria do dano obtida por radiografia na modelação dos provetes

A análise estática de tensões e a análise das tensões sob condições de carga cíclica, considerando um rácio de tensão de 0.4, foi então realizada para cada um dos provetes modelados. Foram observados, em cada caso, os valores máximos da tensão de von Mises ( $\sigma_{max}$ ) e da deformação ( $\epsilon_{max}$ ) e os valores mínimos do fator de carga de segurança de falha de fadiga ( $Kc_{min}$ ) (Tabela 4.4 – **Resultados obtidos por simulação**)

**Tabela 4.4** – Resultados obtidos por simulação

| Ensaio | Nº de elementos | Nº de nós | $\sigma_{max}$ [MPa] | $\epsilon_{max}$ | $Kc_{min}$ |
|--------|-----------------|-----------|----------------------|------------------|------------|
| A2_E1  | 108 395         | 172 535   | 2203                 | 0.0298           | 0.1232     |
| A2_E2  | 100 749         | 159 224   | 2246                 | 0.0248           | 0.0998     |
| A2_E3  | 100 267         | 159 624   | 2047                 | 0.0141           | 0.1582     |
| A3_E1  | 98 846          | 157 720   | 2176                 | 0.0173           | 0.1488     |
| A3_E2  | 97 978          | 156 787   | 3607                 | 0.0355           | 0.0615     |
| A3_E3  | 106 213         | 168 545   | 3803                 | 0.0275           | 0.0530     |
| A4_E1  | 92 991          | 148 628   | 1659                 | 0.0162           | 0.1338     |
| A4_E2  | 103 692         | 164 284   | 1655                 | 0.0153           | 0.1957     |
| A4_E3  | 105 736         | 167 954   | 2297                 | 0.0172           | 0.0966     |

Observamos que o valor máximo da tensão de von Mises obtido por simulação é de 3 803 MPa, que excede significativamente o limite de escoamento do material que é de 427.8 MPa, indicado pela marca vermelha nas figuras de cada teste de simulação. A análise relativa ao número de ciclos até à falha apresenta-se de forma qualitativa, uma vez que não foi possível obter o seu valor mínimo. Na realidade, os resultados obtidos apresentaram sempre um valor mínimo igual (0.03394). O refinamento da malha não foi possível por limitações da capacidade de processamento disponível. No entanto, foi possível realizar uma análise qualitativa através das imagens obtidas.

As figuras seguintes ilustram os resultados obtidos para um exemplo de cada conjunto de ensaios. Os resultados das tensões de von Mises obtidos pela análise estática de tensões para os ensaios A2\_E1, A3\_E1 e A4\_E3 estão ilustrados, respectivamente, nas figuras Figura 4.21, Figura 4.22 e Figura 4.23. Os resultados referentes às deformações são apresentados nas figuras Figura 4.24, Figura 4.25 e Figura 4.26. As figuras Figura 4.27, Figura 4.28 e Figura 4.29 correspondem ao factor de carga de segurança de falha de fadiga onde o factor de carga de segurança inferior a 1 num determinado ponto indica que o evento de fadiga definido causará falha de fadiga nesse local, considerando a carga definida para o estudo estático. As figuras Figura 4.30, Figura 4.31 e Figura 4.32 ilustram o número de ciclos, para o evento de amplitude constante, que causa falha por fadiga em cada local. A representação gráfica baseia-se nas curvas SN e na tensão alternada de cada local.

Pode ainda verificar-se a importância da definição da malha na análise através de elementos finitos pois, dependendo do seu tipo, da densidade e do elemento utilizado, os resultados podem variar significativamente. Assim, a ferramenta *Simulation*, na geração da malha, cria elementos sólidos tetraédricos em 3D, elementos de casca triangulares em 2D e elementos de viga 1D, sendo o tipo de malha definido automaticamente pelo programa e podendo a sua densidade ser definida no acto de criação. Neste caso, utilizou-se o máximo refinamento da malha permitido pelo *software*. Comparando as figuras respeitantes à simulação, pode observar-se um maior tamanho dos elementos de malha nos modelos do grupo 4, uma vez que o dano obtido pela furação é muito mais regular.

Os resultados destes ensaios de simulação mostram uma distribuição de tensões que ultrapassa o limite de cedência do material. Para além das limitações já apresentadas no que diz respeito à geometria do modelo, a impossibilidade de reproduzir o estado de tensões residuais existente pode contribuir para a diferença de valores da tensão máxima.

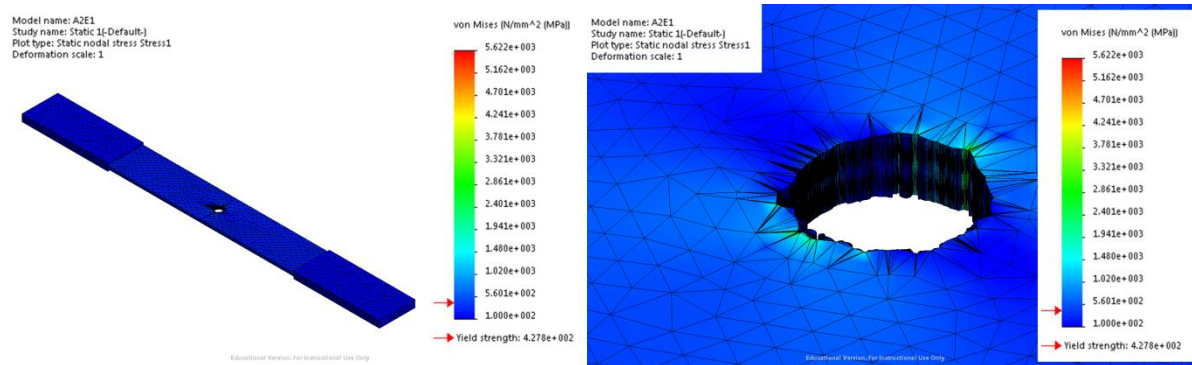


Figura 4.21 – Tensões de von Mises obtidas por simulação (Ensaio A2\_E1,  $F_d = 1.271$ )

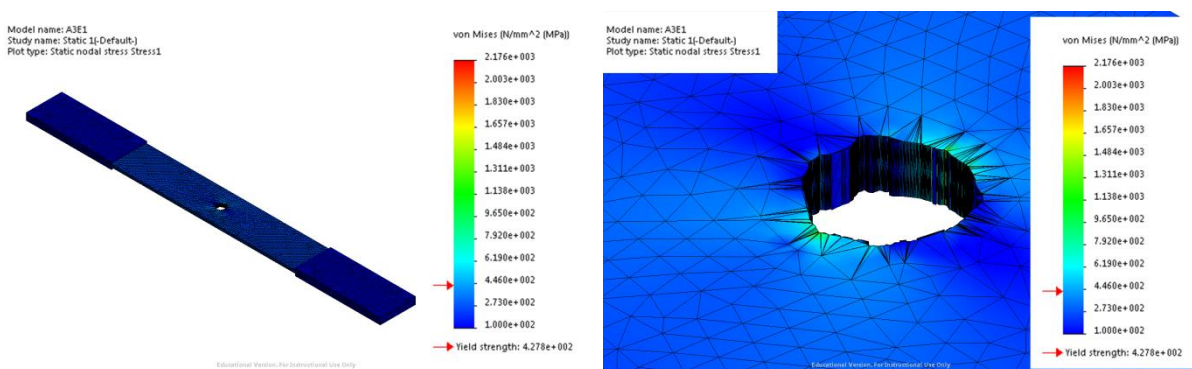


Figura 4.22 – Tensões de von Mises obtidas por simulação (Ensaio A3\_E1,  $F_d = 1.224$ )

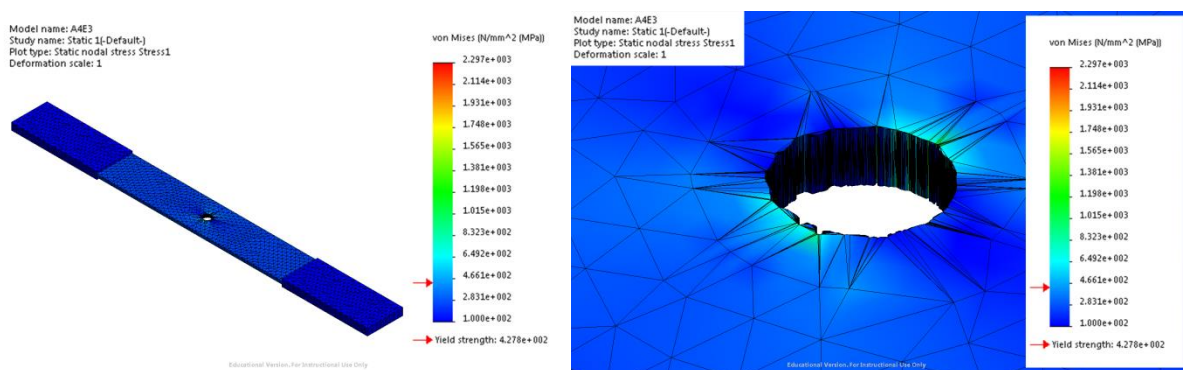


Figura 4.23 – Tensões de von Mises obtidas por simulação (Ensaio A4\_E3,  $F_d = 1.157$ )

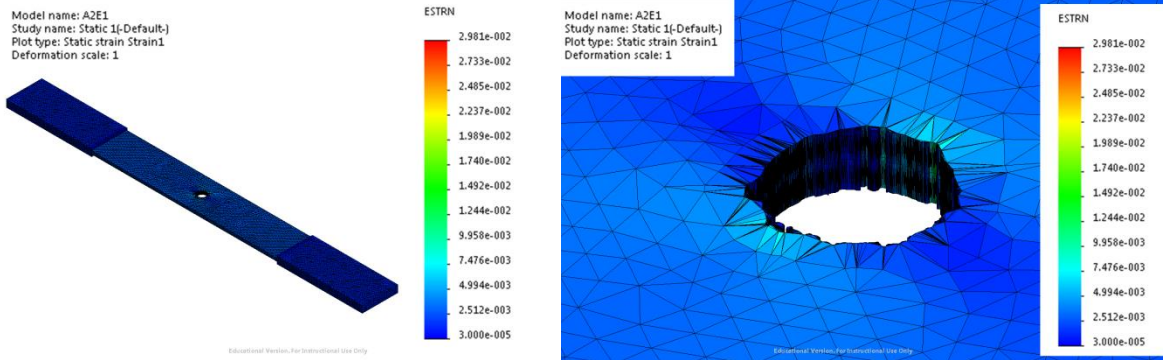


Figura 4.24 – Deformações obtidas por simulação (Ensaio A2\_E1,  $F_d = 1.271$ )

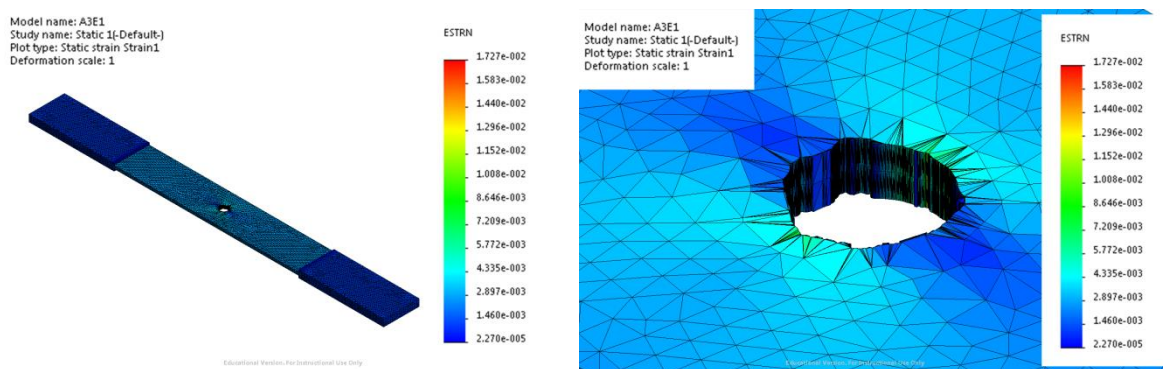


Figura 4.25 – Deformações obtidas por simulação (Ensaio A3\_E1,  $F_d = 1.224$ )

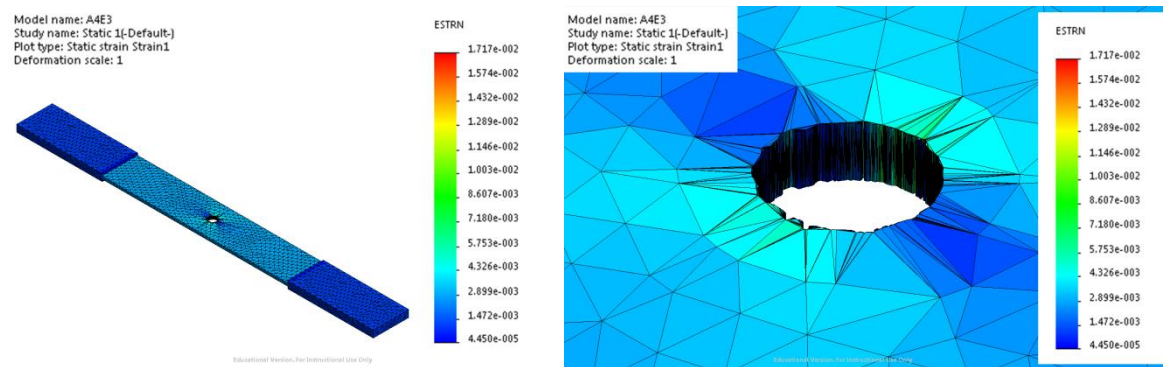


Figura 4.26 – Deformações obtidas por simulação (Ensaio A4\_E3,  $F_d = 1.157$ )

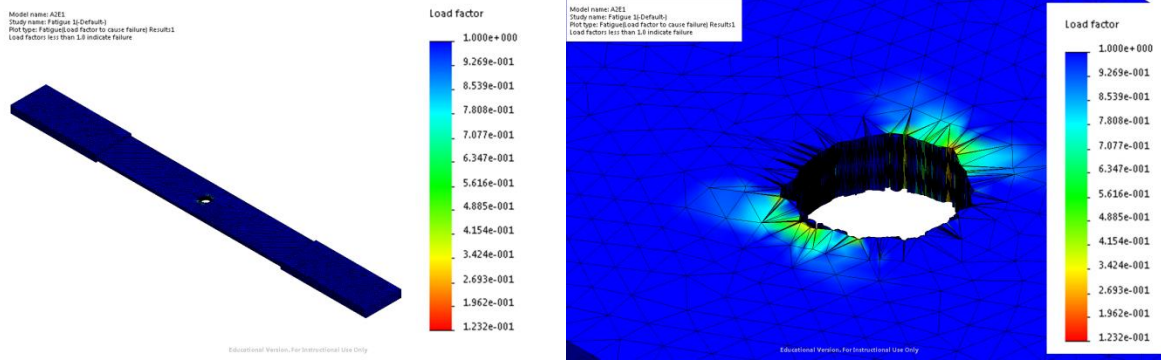


Figura 4.27 – Factor de carga de segurança de falha em fadiga (Ensaio A2\_E1,  $F_d = 1.271$ )

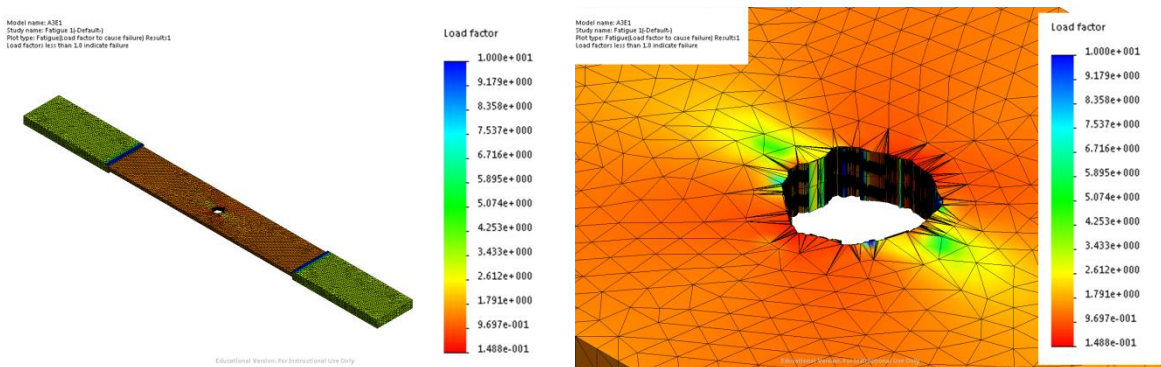


Figura 4.28 – Factor de carga de segurança de falha em fadiga (Ensaio A3\_E1,  $F_d = 1.224$ )

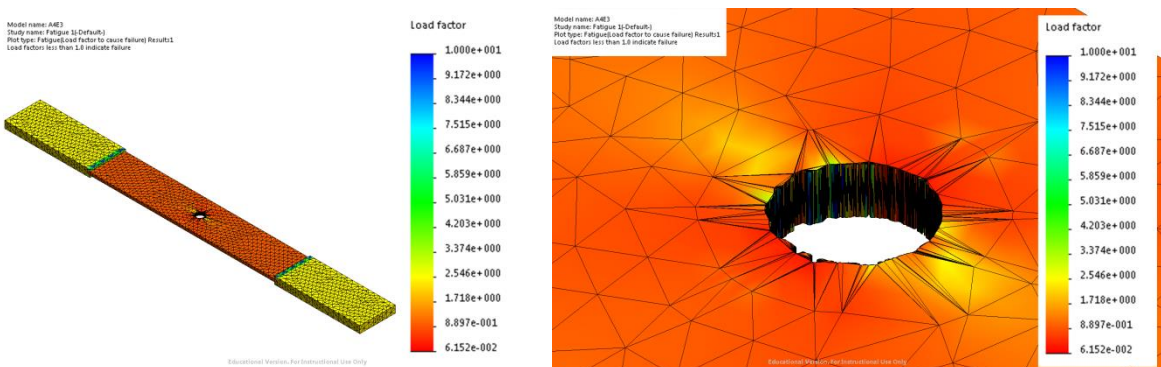
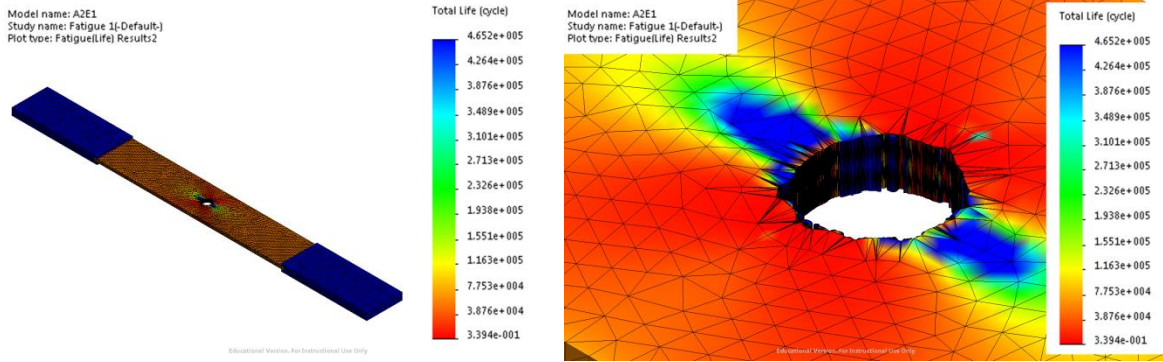
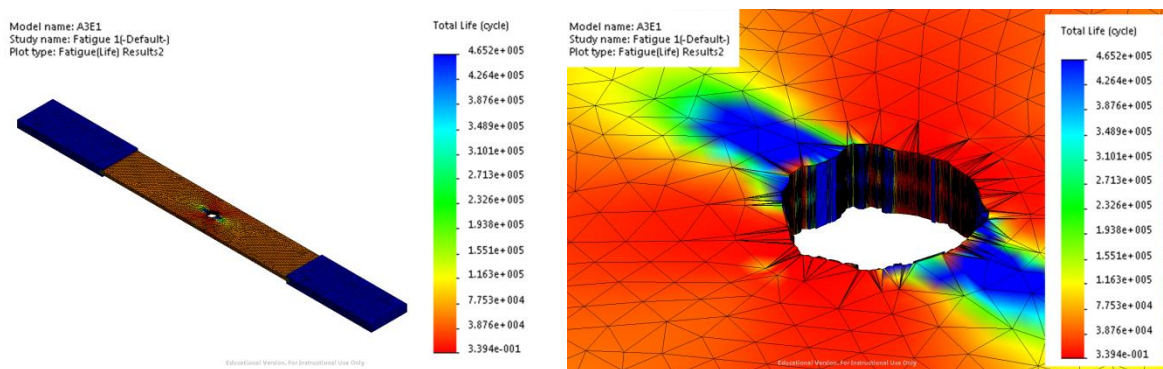


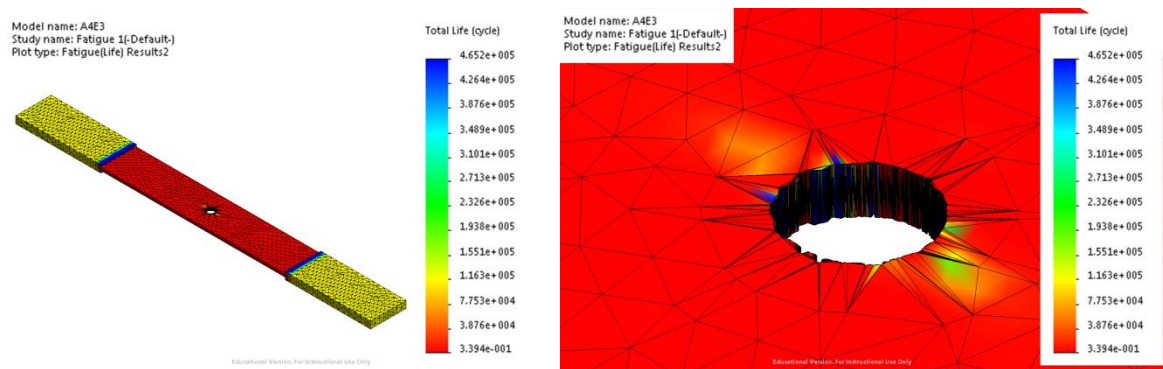
Figura 4.29 – Factor de carga de segurança de falha em fadiga (Ensaio A4\_E3,  $F_d = 1.157$ )



**Figura 4.30** – Número de ciclos até à falha (Ensaio A2\_E1,  $F_d = 1.271$ )



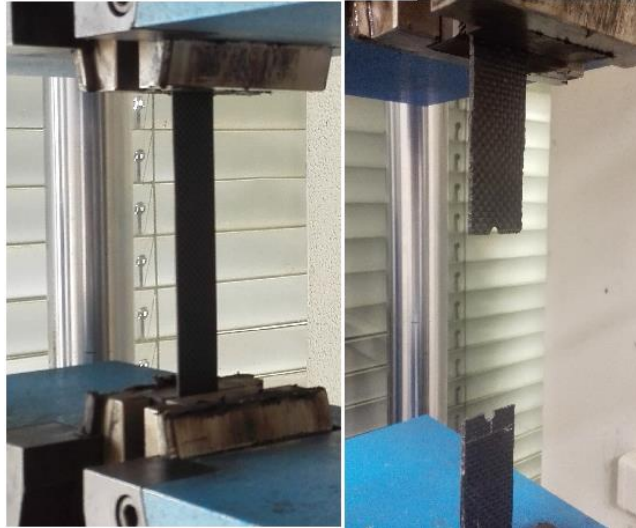
**Figura 4.31** – Número de ciclos até à falha (Ensaio A3\_E1,  $F_d = 1.224$ )



**Figura 4.32** – Número de ciclos até à falha (Ensaio A4\_E3,  $F_d = 1.157$ )

### 4.3 Resultados dos ensaios de resistência à fadiga à tração

Na Figura 4.33 observam-se dois casos distintos, um provete sem furo que não fraturou durante o ensaio e um provete com furo que fraturou ao fim de um determinado número de ciclos.

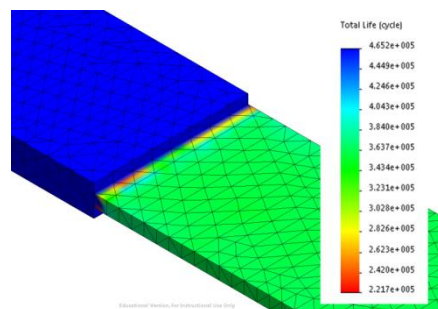


**Figura 4.33** – Provete sem furo após o ensaio (sem falha) e provete com furo após falha

O aspecto macroscópico da fratura dos provetes ensaiados está exibido nas figuras seguintes. Na Figura 4.34 pode observar-se o tipo de fratura que ocorreu nos provetes sem furo, próxima à garra, no limite da região delimitada como sendo a área útil, segundo o código LAT da norma ASTM D 3039. Este tipo de comportamento havia sido já previsto na simulação (Figura 4.35).

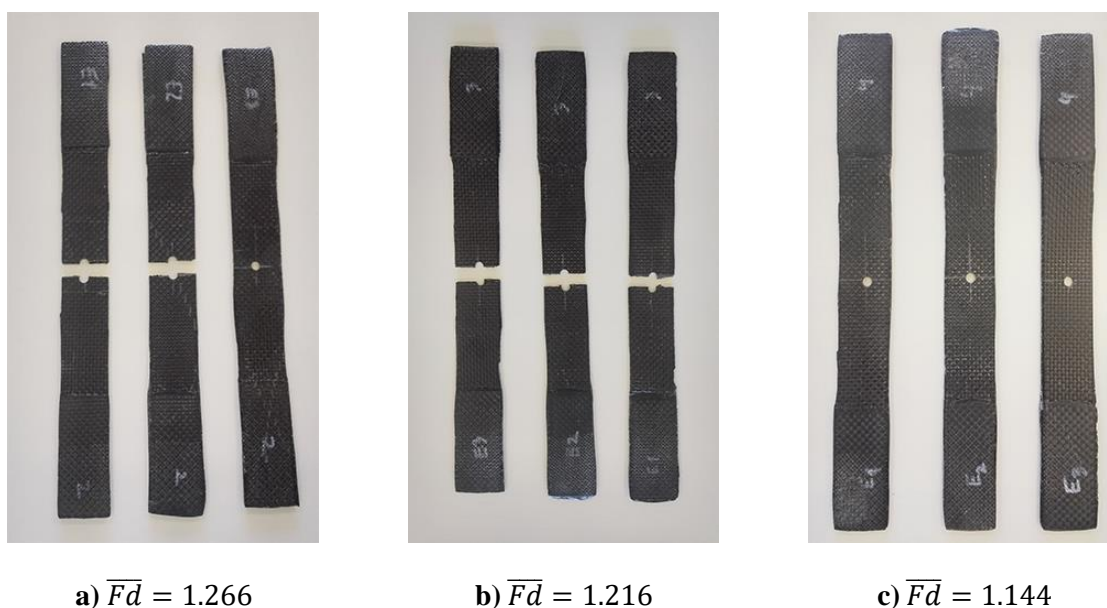


**Figura 4.34** – Provete correspondente ao ensaio A1E2



**Figura 4.35** – Simulação do comportamento à fadiga do provete sem furo

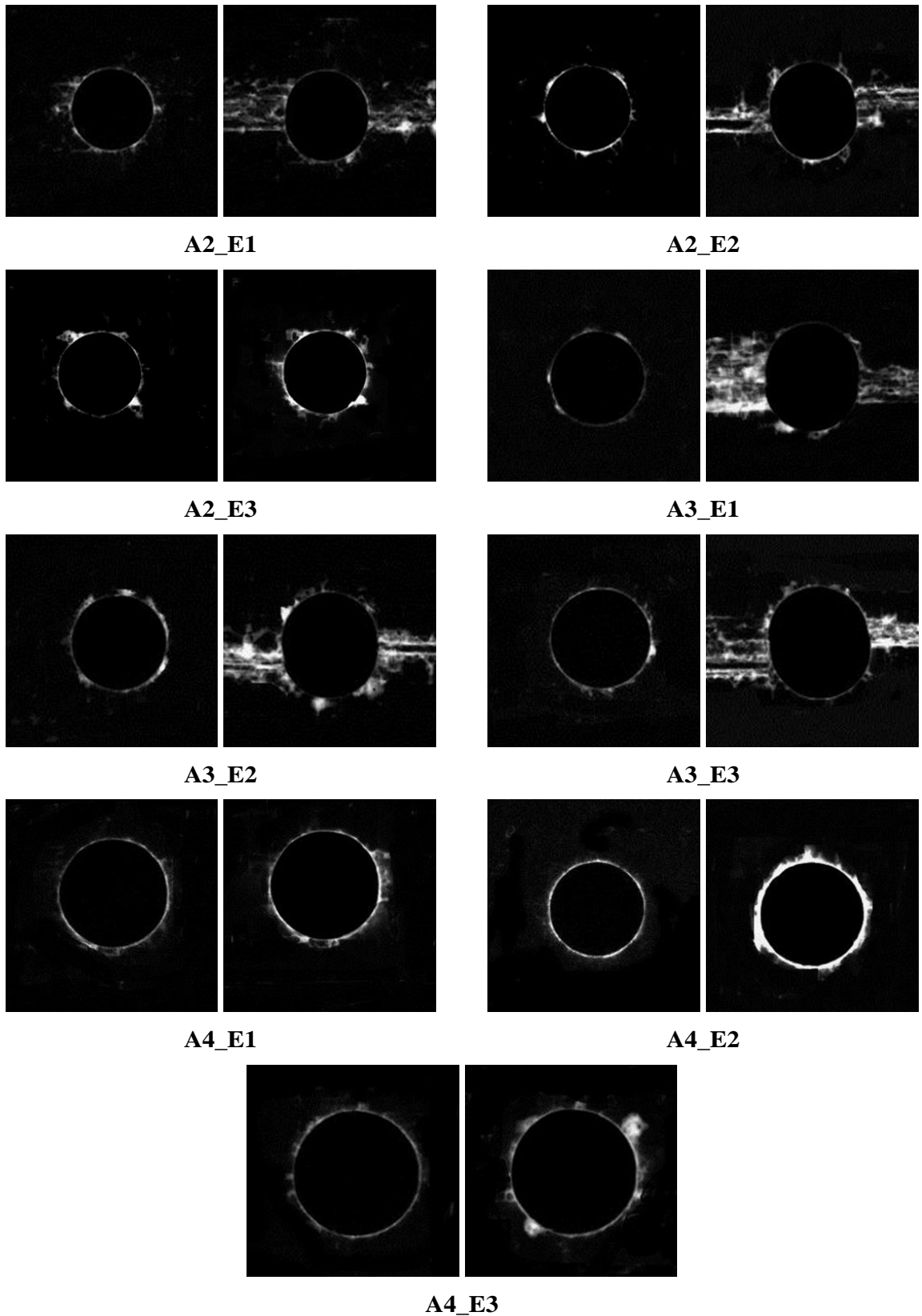
A Figura 4.36 mostra os provetes dos restantes grupos de ensaios após os ensaios de fadiga. Pode observar-se que o provete correspondente ao ensaio 3 do grupo 2 não fraturou, assim como todos os provetes do grupo 4.



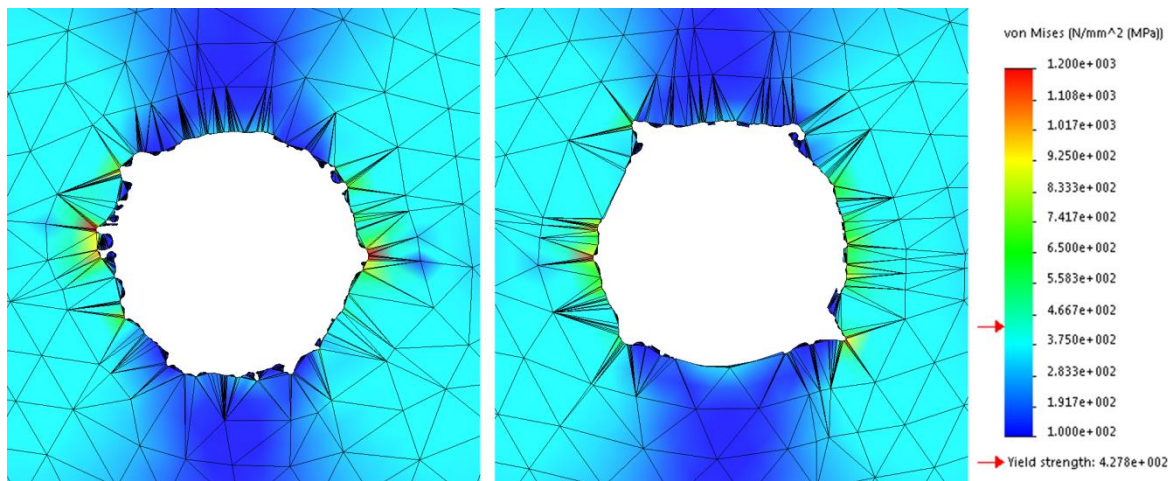
**Figura 4.36** – Provetes após realização dos ensaios de fadiga: **a)** Grupo 2, maior dano; **b)** Grupo 3, dano intermédio; **c)** Grupo 4, menor dano

Realizaram-se imagens por radiografia após os ensaios para percepção da deformação imposta ao furo. Verificou-se que nos ensaios correspondentes aos provetes onde não ocorreu fratura existiu um aumento da área delaminada. Nos restantes provetes nota-se não só o aumento da extensão do dano mas também a deformação sofrida, visível pela ovalização da zona do furo (Figura 4.37).

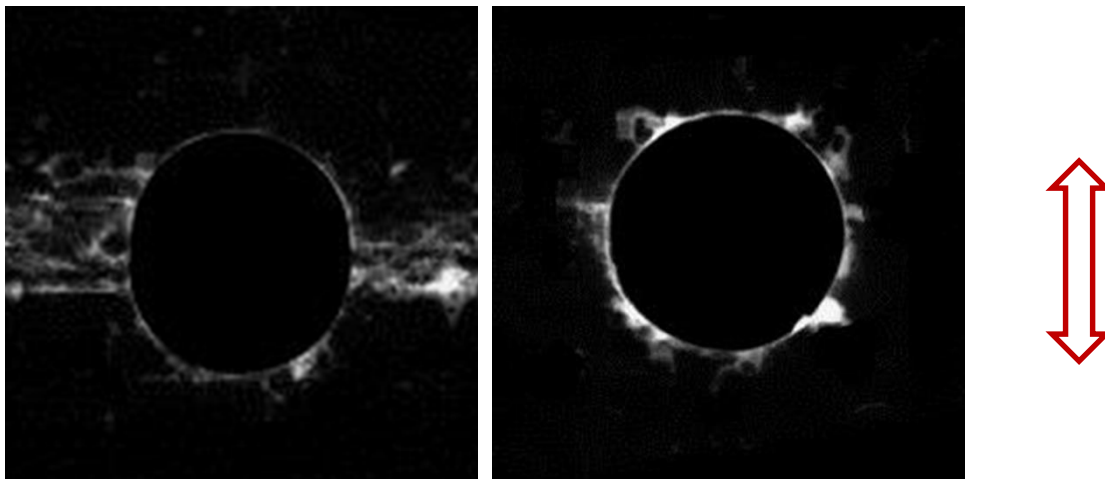
A Figura 4.38 apresenta a comparação entre dois resultados distintos do grupo 2, nomeadamente os ensaios 1 (onde ocorreu rotura) e 3 (onde não ocorreu rotura). Pode verificar-se que no ensaio A2\_E1 a falha ocorreu perpendicularmente à direção de carregamento e que se iniciou nas zonas de concentração de tensões, onde o factor de carga de segurança de falha em fadiga apresenta o valor mínimo. No caso do provete correspondente ao ensaio A2\_E3, no qual a configuração da área danificada foi diferente dos restantes, pode observar-se que a zona de maior concentração de tensões não se encontra alinhada com qualquer das direcções normais (0° e 90°), pelo podemos apontar para que esta seja a razão para não ter ocorrido a rotura.



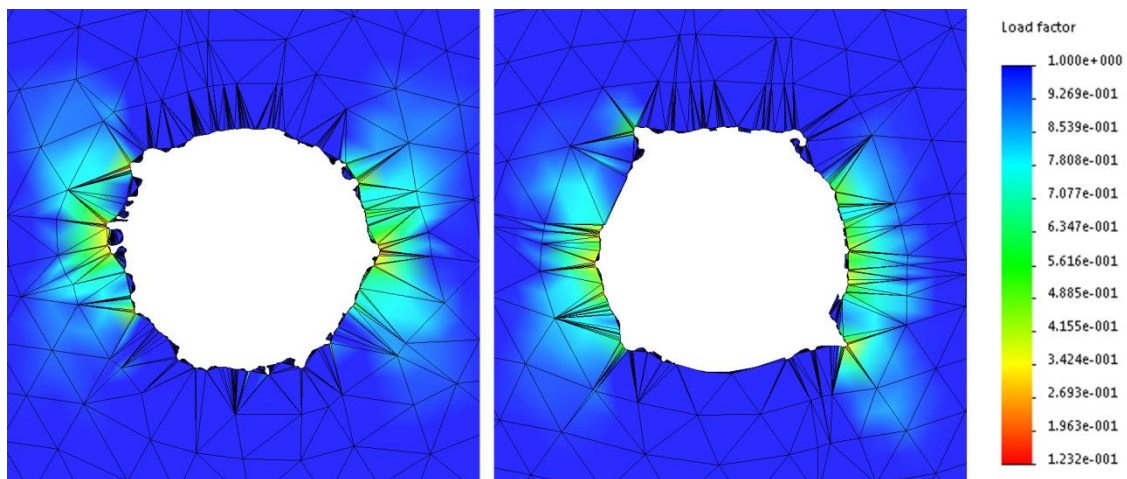
**Figura 4.37** – Imagens radiográficas dos provetes antes e depois dos ensaios de fadiga



a)



b)



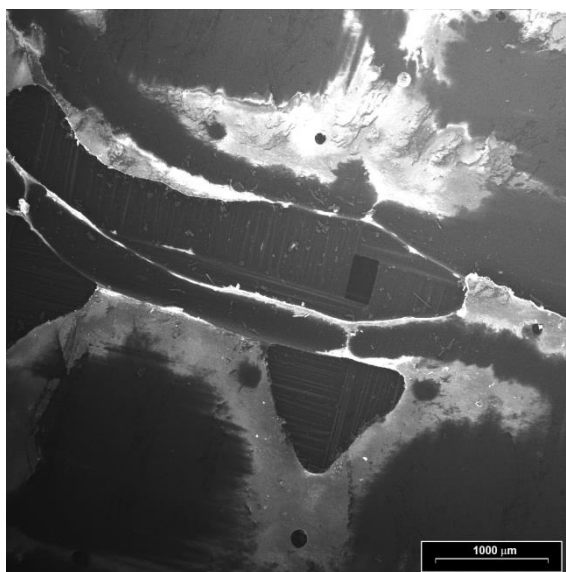
c)

**Figura 4.38** – Comparação entre os provetes A2\_E1 e A2\_E3: a) Tensões de von Mises obtidas por simulação; b) Imagens de radiografia após os ensaios; c) Factor de carga de segurança de falha em fadiga

Da observação efetuada durante a realização dos ensaios de fadiga pode constatar-se que em alguns casos o dano se iniciou pela rotura individual de algumas fibras. Estes ensaios foram aqueles cuja falha ocorreu no menor número de ciclos. Nos casos em que não existiu rotura o dano iniciou-se por rotura da matriz, o que induziu de uma forma progressiva descoesão fibra/matriz. Nas Figura 4.39 e Figura 4.40 é possível observar a região onde a matriz começou a ceder, revelando que o rompimento das amostras durante o ensaio ocorreu essencialmente na resina.



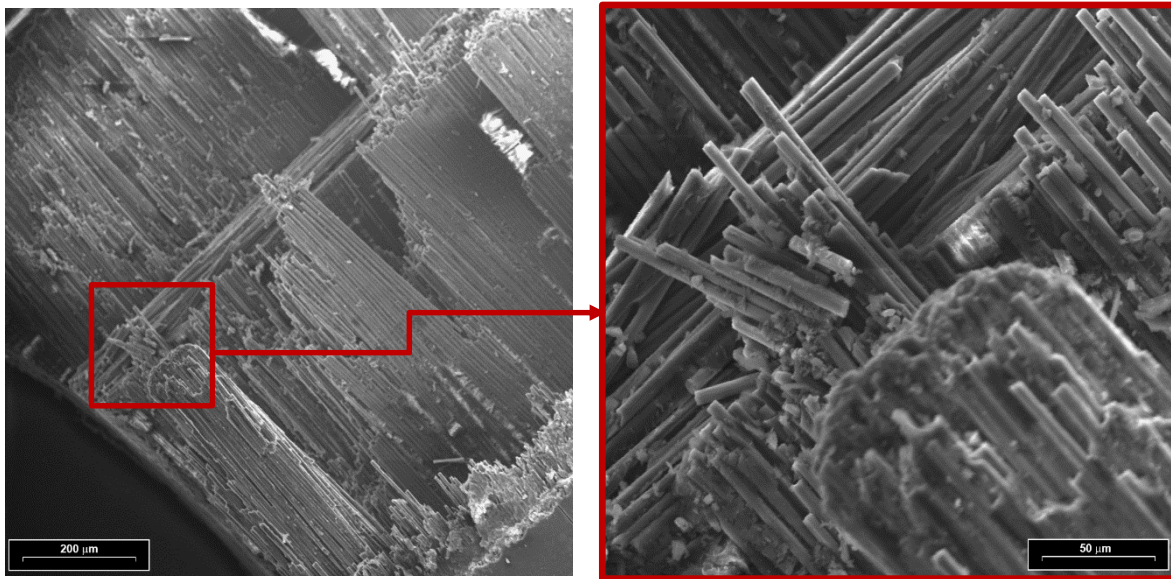
**Figura 4.39** – Zona limite da área útil do provete



**Figura 4.40** – Imagem SEM da fratura coesiva da interface fibra/matriz com evidência de deformação plástica da resina

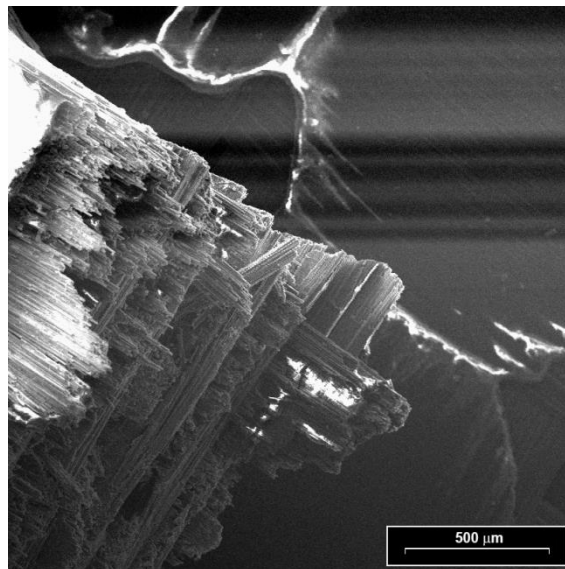
Observa-se ainda a presença de resina aderida à superfície das fibras, apresentando uma região de ancoragem da matriz na fibra bem definida e rica em resina, demonstrando que não ocorre deslocamento das fibras. A Figura 4.41 mostra algumas cúspides de resina separadas entre

as fibras expostas e revela a aparência de uma fratura puramente coesiva, onde as fibras expostas se encontram revestidas por uma camada muito fina de resina.



**Figura 4.41** – Imagem SEM que evidencia a fratura coesiva na interface fibra/matriz

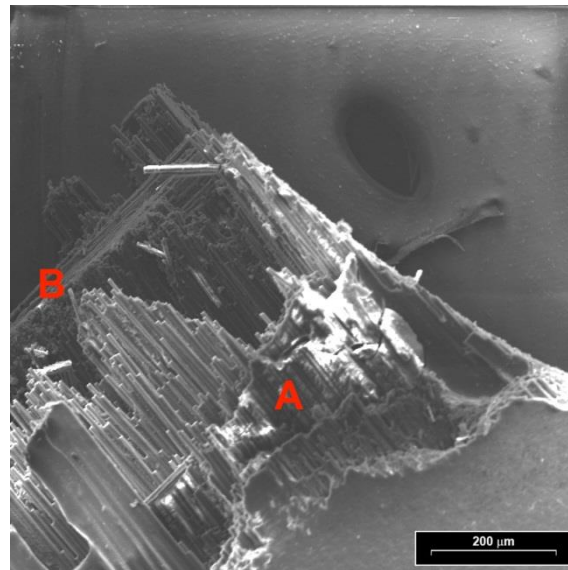
Na Figura 4.42 observa-se a zona de falha, onde é possível identificar as suas características morfológicas, nomeadamente uma superfície com grande diferença de relevo.



**Figura 4.42** – Detalhe da região de falha (Ensaio A2\_E2)

Este modo de fratura é típico de falha originada por tensões normais. A superfície de fratura deste material apresenta duas regiões características de falha por tensão normal sob tração (região A) e compressão (região B), respectivamente (Figura 4.43). Na região A pode observar-se

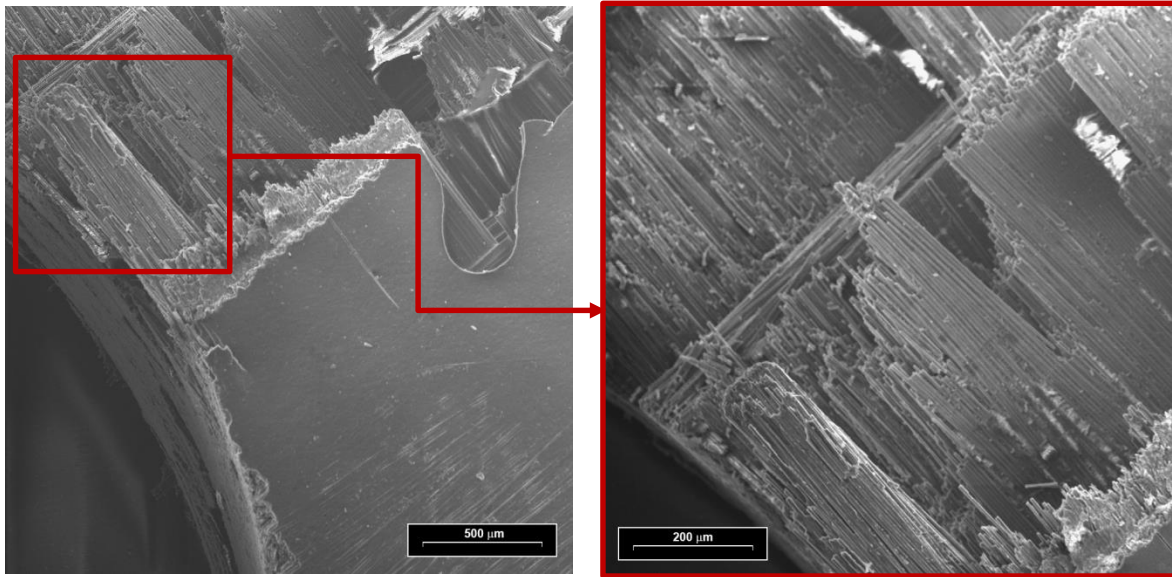
que as fibras foram arrancadas da matriz com uma morfologia típica de falha por efeito de tração e, como o seu comprimento não é grande, pode qualitativamente constatar-se que existia boa resistência interfacial. Na região B observa-se uma superfície significativamente mais plana.



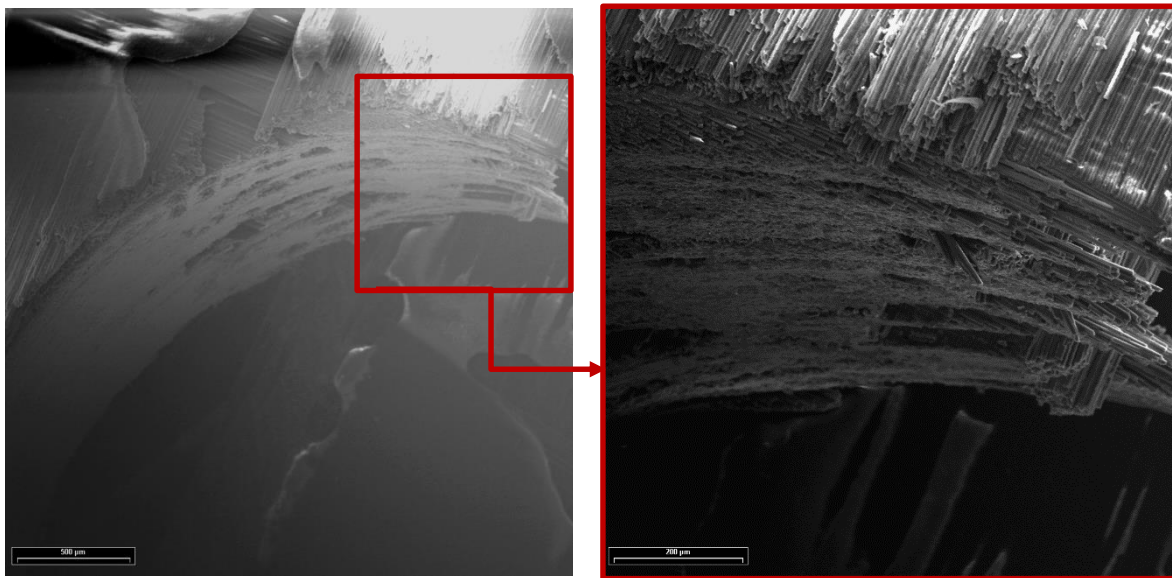
**Figura 4.43** – Superfície de fratura (Ensaio A3\_E3)

Na Figura 4.44 observa-se a zona de fratura na região do furo. Um outro fenómeno observado relaciona-se com o padrão estabelecido, *plain weave*. Verificou-se fissuração da matriz e descolamento na interface fibra/matriz, seguido de arrancamento das fibras através de todas as camadas sem delaminação entre elas, e a falha ocorreu ao longo da direção perpendicular à direção de carregamento. Com efeito, a rotura da matriz iniciou-se devido a concentração de tensões na interseção entre a trama ( $0^\circ$ ) e a teia ( $90^\circ$ ). A falha final ocorreu quando se deu o arrancamento das fibras orientadas a  $90^\circ$ .

A Figura 4.45 mostra uma vista geral da parede do furo junto à zona de fratura, onde se observa o aumento do dano causado pela furação, visível essencialmente pela maior degradação da matriz por deformação plástica.



**Figura 4.44** - Provete A3\_E3 zona de fratura



**Figura 4.45** - Imagem SEM do provete A2\_E2 na zona de fratura na região do furo

# 5

## Conclusões e Trabalho Futuro

### 5.1 Conclusões e contribuições

O estudo conduzido nesta dissertação teve como principal objetivo caracterizar o comportamento à fadiga de um compósito laminado carbono/epóxico sob a influência do dano de delaminação provocado pelo processo de furação a alta velocidade. Em termos tecnológicos o objetivo foi o de estabelecer metodologias capazes de prever a vida útil de um componente antes ou durante a sua utilização, com base no dano produzido pela operação de furação.

Com o intuito de cumprir o objectivo traçado, foram realizados furos com parâmetros de corte controlados para criar conjuntos de ensaios com diferente quantificação de dano. Este dano foi avaliado recorrendo a técnicas de ensaios não destrutivos (END) por radiografia digital e posterior tratamento de imagem para sua avaliação de forma qualitativa e quantitativa. O material utilizado para os provetes foi caracterizado através de ensaios de tração e fadiga. Foi realizada uma análise de simulação aos provetes modelados com o respectivo dano para comparação com os resultados experimentais. Estes foram obtidos através de ensaios de resistência de fadiga à tração. A visualização dos danos derivados à rotura do material após a realização dos ensaios de fadiga foi realizada recorrendo a radiografia digital, microscopia óptica e microscopia electrónica de varrimento (SEM).

No que diz respeito aos resultados experimentais a sua análise foi realizada de forma exhaustiva no capítulo anterior. Assim, neste capítulo serão referidas apenas as principais conclusões e os contributos, como se segue:

- ⇒ Foram determinadas as características gerais do material, nomeadamente os módulos de elasticidade, rigidez, tensões de cedência e rotura, assim como as deformações observadas e o comportamento geral dos provetes, nos ensaios de tração estáticos;
- ⇒ Foi definida a curva S-N para o material utilizado;

- ⇒ Verificou-se que a geometria do dano e a sua disposição em redor do furo realizado são mais importantes do que a sua quantificação.

Finalmente, pode verificar-se que foram atingidos os objectivos inicialmente propostos, não sendo possível uma análise mais profunda devido à inexistência de dados mais aprofundados relativos ao material em questão e à impossibilidade de realização de mais ensaios. No entanto, os resultados demonstram a possibilidade de sistematizar procedimentos para ser possível prever o comportamento à fadiga de componentes em laminado carbono/epóxico unidireccional após inspecção por ensaios não destrutivos.

## **5.2 Sugestão para trabalhos futuros**

Durante a investigação apresentada neste trabalho alguns aspectos foram identificados que poderia melhorar a qualidade dos resultados. A partir dessas observações, sugere-se como trabalho futuro a abordagem dos seguintes aspectos:

- ⇒ A realização de um maior número de ensaios para cada quantidade e geometria de dano, para verificação da repetibilidade;
- ⇒ A realização de ensaios com maior número de ciclos e cargas médias mais baixas;
- ⇒ A execução de ensaios de fadiga com diferentes razões de tensões, nomeadamente com  $R = -1$  (tensão alternada);
- ⇒ A realização de ensaios de fadiga de resistência à flexão e de ensaios biaxiais;

## Referências Bibliográficas

---

- [1] M. F. S. . DE MOURA, A. B. DE MORAIS, and A. G. . DE MAGALHÃES, *Materiais Compósitos: Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*. Publindústria, 2006.
- [2] L. M. . DURÃO, “Delaminação na Furação de Laminados Carbono /Epóxido,” *CIBEM*, 2011.
- [3] C. Machado, “Empirical Models for Quantification of Machining Damage in Composite Materials”, Tese de Doutorado, FCT-UNL, 2003.
- [4] D. LIU, “Composite Structures: A review of mechanical drilling for composite laminates,” *Composite Structures*, Vol. 94, pp. 1265 - 1279, 2011
- [5] J. P. Davim, J. Campus Rubio, and A. M. Abrão, “A novel approach based on digital image analysis to evaluate the delamination factor after drilling composite laminates,” vol. 67, pp. 1939–1945, 2007.
- [6] B. . Hayes and L. M. Gammon, *Optical Microscopy of Fiber-Reinforced composites*. ASM International, 2010.
- [7] E. Persson, I. Eriksson, and L. Zackrisson, “Effects of hole machining defects on strength and fatigue life of composite laminates,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 28, no. 2, pp. 141–151, 1997.
- [8] W. D. Callister, *Materials Science And Engineering: An Introduction*. John Wiley & Sons, 2007.
- [9] L. M. DURÃO and A. MAGALHÃES, “Estudo da Furação de Laminados Carbono/Epóxido com Diferentes Brocas,” Porto, 2011.
- [10] C. C. Tsao and H. Hocheng, “Computerized tomography and C-Scan for measuring delamination in the drilling of composite materials using various drills,” *International Journal of Machine Tools & Manufacture*, vol. 45, pp. 1282–1287, 2005.
- [11] L. M. P. Durão, J. M. R. S. Tavares, V. H. C. de Albuquerque, and D. J. S. Gonçalves, “Damage evaluation of drilled carbon/epoxy laminates based on area assessment methods,” *Composite Structures*, vol. 96, no. 0, pp. 576–583, Feb. 2013.
- [12] H. Hocheng and C. . Tsao, “Comprehensive analysis of delamination in drilling of composite materials with various drill bits,” *Journal of Materials Processing Technology*, vol. 140, no. 1–3, pp. 335–339, Sep. 2003.
- [13] C. K. . Dharan and M. . Won, “Machining parameters for an intelligent machining system for composite laminates,” *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 40, no. 3, pp. 415–426, Feb. 2000.
- [14] C. C. Tsao and H. Hocheng, “Evaluation of thrust force and surface roughness in drilling composite material using Taguchi analysis and neural network,” *Journal of Materials Processing Technology*, vol. 203, no. 1–3, pp. 342–348, Jul. 2008.
- [15] V. Schulze, C. Becke, K. Weidenmann, and S. Dietrich, “Machining strategies for hole making in composites with minimal workpiece damage by directing the process forces inwards,” *Journal of Materials Processing Technology*, vol. 211, no. 3, pp. 329–338, Mar. 2011.

- [16] D. Iliescu, D. Gehin, M. E. Gutierrez, and F. Girot, "Modeling and tool wear in drilling of CFRP," *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 50, no. 2, pp. 204–213, Feb. 2010.
- [17] L. M. P. Durao, D. J. S. Goncalves, J. M. R. S. Tavares, V. H. C. Albuquerque, A. T. Marques, and A. P. M. Baptista, "Drilling of Carbon Fibre Reinforced Laminates - A Comparative Analysis of Five Different Drills on Thrust Force, Roughness and Delamination," 2010.
- [18] S. C. Lin and I. K. Chen, "Drilling carbon fiber-reinforced composite material at high speed," *Wear*, vol. 194, no. 1–2, pp. 156–162, Jun. 1996.
- [19] F. L. Matthews and R. D. Rawlings, *Composite Materials: Engineering and Science*. Woodhead Publishing, 1999.
- [20] V. Krishnaraj, A. Prabukarthi, A. Ramanathan, N. Elanghovan, M. Senthil Kumar, R. Zitoune, and J. P. Davim, "Optimization of machining parameters at high speed drilling of carbon fiber reinforced plastic (CFRP) laminates," *Composites Part B: Engineering*, vol. 43, no. 4, pp. 1791–1799, Jun. 2012.
- [21] V. N. Gaitonde, S. R. Karnik, J. C. Rubio, A. E. Correia, A. M. Abrão, and J. P. Davim, "Analysis of parametric influence on delamination in high-speed drilling of carbon fiber reinforced plastic composites," *Journal of Materials Processing Technology*, vol. 203, no. 1–3, pp. 431–438, Jul. 2008.
- [22] L. M. P. Durão, M. F. S. F. de Moura, and A. T. Marques, "Numerical prediction of delamination onset in carbon/epoxy composites drilling," *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 75, no. 9, pp. 2767–2778, Jun. 2008.
- [23] W.-C. Chen, "Some experimental investigations in the drilling of carbon fiber-reinforced plastic (CFRP) composite laminates," *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 37, no. 8, pp. 1097–1108, Aug. 1997.
- [24] D. Silva, "Image processing methodology for assessment of drilling induced damage in CFRP." Tese de Mestrado, FCT-UNL, 2013.
- [25] G. Seon, A. Makeev, Y. Nikishkov, and E. Lee, "Effects of defects on interlaminar tensile fatigue behavior of carbon/epoxy composites," *Composites Science and Technology*, vol. 89, no. 0, pp. 194–201, Dec. 2013.
- [26] M. R. Satapathy, B. G. Vinayak, K. Jayaprakash, and N. K. Naik, "Fatigue behavior of laminated composites with a circular hole under in-plane multiaxial loading," *Materials & Design*, vol. 51, no. 0, pp. 347–356, Oct. 2013.
- [27] T. K. O'Brien, *Long-term Behavior of Composites: A Symposium, Williamsburg, Va., 9-10 March 1982*. ASTM International, 1983.
- [28] M.-H. R. Jen, Y. S. Kau, and C. L. Ong, "Effect of matrix resin on the response in a centrally notched composite laminate," *Composite Structures*, vol. 29, no. 1, pp. 99–106, 1994.
- [29] F. Aymerich and M. S. Found, "Response of notched carbon/PEEK and carbon/epoxy laminates subjected to tension fatigue loading," *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, vol. 23, pp. 675–683, 2000.
- [30] A. Afaghi-Khatibi, L. Ye, and Y.-W. Mai, "An experimental study of the influence of fibre–matrix interface on fatigue tensile strength of notched composite laminates," *Composites Part B: Engineering*, vol. 32, no. 4, pp. 371–377, 2001.
- [31] S. W. Choi, H. T. Hahn, and P. Shyprykevich, "Damage development in notched composite laminates under compression-dominated fatigue," *Composites Science and Technology*, vol. 62, no. 6, pp. 851–860, May 2002.

- [32] S. Mall, D. W. Katwyk, R. L. Bolick, A. D. Kelkar, and D. C. Davis, “Tension–compression fatigue behavior of a H-VARTM manufactured unnotched and notched carbon/epoxy composite,” *Composite Structures*, vol. 90, no. 2, pp. 201–207, Sep. 2009.
- [33] A. S. for T. and Materials and J. G. Davis, *Composite Materials: Testing and design*. ASTM International, 1977.
- [34] P. K. Mallick, *Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design, Third Edition*. CRC Press, 2007.
- [35] Z. Hashin and A. Rotem, “A Fatigue Failure Criterion for Fibre Reinforced Materials.” NTIS, 1973.
- [36] T. P. Philippidis and A. P. Vassilopoulos, “Fatigue Strength Prediction under Multiaxial Stress,” *Journal of Composite Materials*, vol. 33, no. 17, pp. 1578–1599, Sep. 1999.
- [37] C. M. Lawrence Wu, “Thermal and mechanical fatigue analysis of CFRP laminates,” *Composite Structures*, vol. 25, no. 1–4, pp. 339–344, 1993.
- [38] A. Kaw, *Mechanics of Composite Materials*, 2<sup>o</sup> ed. Taylor & Francis, 2006.
- [39] I. P. Bond, “Fatigue life prediction for GRP subjected to variable amplitude loading,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 30, no. 8, pp. 961–970, Aug. 1999.
- [40] *Analysis of the Test Methods for High Modulus Fibers and Composites*. ASTM International.
- [41] J. Schaff and B. Davidson, “Life Prediction Methodology For Composite Laminates Part I- Constant Amplitude and Two-Stress Level Fatigue.” 1994.
- [42] J. Schaff and B. Davidson, “Life Prediction Methodology For Composite Laminates Part II- SPECTRUM FATIGUE.” 1994.
- [43] W. X. Yao and N. Himmel, “A new cumulative fatigue damage model for fibre-reinforced plastics,” *Composites Science and Technology*, vol. 60, no. 1, pp. 59–64, Jan. 2000.
- [44] P. Paris and F. Erdogan, “A Critical Analysis of Crack Propagation Laws,” *J. Fluids Eng.*, vol. 85, no. 4, pp. 528–533, Dec. 1963.
- [45] J. Füller, E. A. for C. Materials, and D. F. für L. Raumfahrt, *Developments in the Science and Technology of Composite Materials: ECCM4 Fourth European Conference on Composite Materials, September 25-28, 1990, Stuttgart, 189-193*. Springer Science & Business Media, 1990.
- [46] S. L. Ogin, P. A. Smith, and P. W. R. Beaumont, “Matrix cracking and stiffness reduction during the fatigue of a (0/90)s GFRP laminate,” *Composites Science and Technology*, vol. 22, no. 1, pp. 23–31, 1985.
- [47] J. F. Caron and A. Ehrlacher, “Modelling of fatigue microcracking kinetics in crossply composites and experimental validation,” *Composites Science and Technology*, vol. 59, no. 9, pp. 1349–1359, Jul. 1999.
- [48] R. Budynas and J. Nisbett, *Shigley’s Mechanical Engineering Design*, 9th ed. Mc Graw Hill.
- [49] J. Correia, “Desenvolvimento de modelos de previsão da vida à fadiga de ligações rebitadas.” Tese de Mestrado, UTAD 2008.
- [50] L. Meneghetti, M. Garcez, L. Filho, and F. Gastal, “Resistência à Fadiga de Polímeros Reforçados com Fibras de Aramida, Vidro e Carbono.”
- [51] A. Urgueira, “Fundamentos de Extensometria Eléctrica.”, Apontamentos da Disciplina de MEEM, 2013.

- [52] VISHAY, “Surface Preparation for Strain Gage Bonding-Application Note B-129-8.” 2009.
- [53] P. vaara and J. Leinonen, “Technology Survey on NDT of Carbon-fiber Composites,” *Tornio University of Applied Sciences*, 2012.
- [54] A. Kapadia, “Non Destructive testing of Composite Materials.” NCN.
- [55] G. Caprino and V. Tagliaferri, “Damage development in drilling glass fibre reinforced plastics,” *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 35, no. 6, pp. 817–829, Jun. 1995.
- [56] A. Monteiro, “TÉCNICAS DE CARACTERIZAÇÃO DE REVESTIMENTOS FINOS.” 2005.

## **Anexo 1 – Dados Técnicos do Pré-Impregnado**

---

# ET445

## EPOXY MATRIX

### GENERAL FEATURES

ET445 is a structural epoxy matrix system especially developed for obtaining surface finish of the cured part satisfactory for most aesthetic application

ET445 has a Tg of 135 °C (275 °F).

It can be polymerized in autoclave, vacuum bag and hot mould processes.

### MAIN CHARACTERISTICS

- ✓ Excellent surface finishing
- ✓ Ideal for aesthetic application
- ✓ Tg of 135 °C (275 °F)
- ✓ Suitable to impregnate a very wide range of support (UD, fabrics and multi-axial - carbon, glass, aramid and hybrids).
- ✓ Versatile in different manufacturing processes

### QUICK REFERENCE TIPS

It is suggested to vent the vacuum in autoclave process according to the curing cycle shown in the following pages, in order to get the best aesthetic result and avoid both irregularities and crevices.

## OPERATIONAL INSTRUCTIONS

### CURE PROCESS RECOMMENDATIONS

This epoxy matrix system can be processed starting from 70°C up to 150°C; here follows the standard cure cycle suggestion:

| Cure Temperature<br>°C (°F) | Cure Time | Postcure         |
|-----------------------------|-----------|------------------|
| 150 (302)                   | 8'        |                  |
| 135 (275)                   | 15'       |                  |
| 125 (257)                   | 30'       |                  |
| 110 (230)                   | 1h20'     |                  |
| 105 (221)                   | 2h        |                  |
| 100 (212)                   | 2h30'     | may be necessary |
| 95 (203)                    | 4h        | may be necessary |
| 90 (194)                    | 6h        | may be necessary |
| 80 (176)                    | 12h       | may be necessary |
| 70 (158)                    | 24h       | necessary        |

Tg  
135°C

*Personalized cure cycle can be developed with SAATI Technical Department1, in order to fulfill customer manufacturing process optimization.*

### AUTOCLAVE

Once determined the processing temperature and corresponding cure time, use these processing parameters in the following cure cycles:

| Step | Temperature<br>°C (°F) | Time<br>(min) | Heating rate<br>to isothermal<br>°C/min (°F/min) | Pressare<br>bar (psi) |
|------|------------------------|---------------|--|-----------------------|
| 1    | 25 (77)                | -             | -  | Vacuum -0.8           |
| 2    | 70/80 (158/176)        | -             | 1÷3 → 1.8÷5.4                                    | 3/7 (43/102)          |
| 3    | 125 (257)              | 30            | -  | 3/7 (43/102)          |
| 4    | 60 (140)               | -             | 3÷5 → 5.4÷9.0                                    | 3/7 (43/102)          |
| 5    | 25 (77)                | -             | -  | -                     |

## Resin Matrix

### GENERAL PROPERTIES

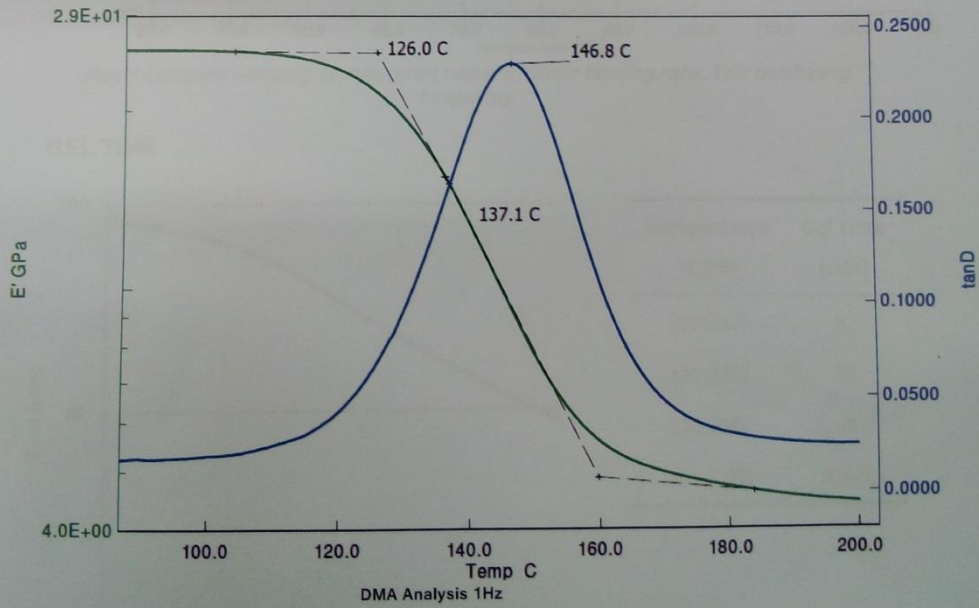
| Property                   | Unit              | Value     | Standard         |
|----------------------------|-------------------|-----------|------------------|
| Storage life @ -18°C (0°F) | months            | 12        |                  |
| Out life @ 23°C (73°F)     | months            | 1         |                  |
| Prepreg volatiles          | %wt               | <1        | ASTM D3530-97R03 |
| Cured resin density        | g/cm <sup>3</sup> | 1.2       | ASTM D792-00     |
| Tg (DSC)*                  | °C (°F)           | 135 (275) | ASTM D3418-03    |
| Tg E' (DMA)**              | °C (°F)           | 136 (277) | ASTM E1640-09    |
| Tg Peak Tan δ (DMA)**      | °C (°F)           | 155 (311) | ASTM E1640-09    |
| Tack                       |                   | medium    |                  |

\* Dynamic analysis

\*\* Laminate Fully Cured 2@135 °C

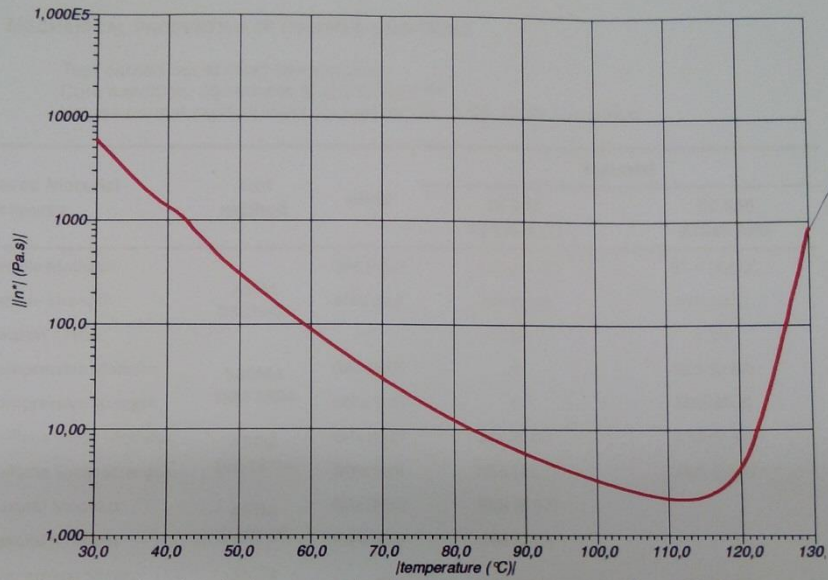
### THERMO-MECHANICAL DMA ANALYSIS

DMA trace of ET445 laminate cured for 30' @ 125 °C.



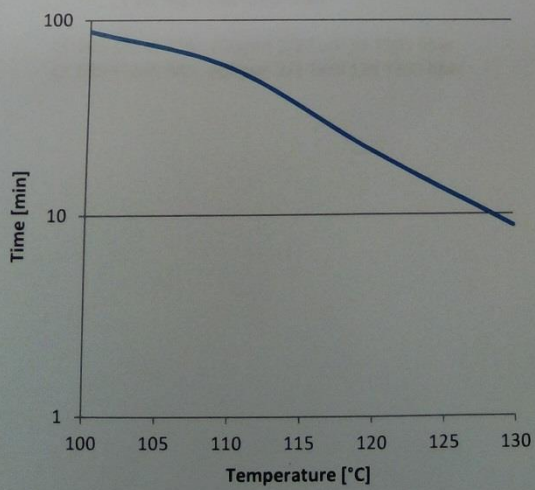
ET445 EPOXY MATRIX ET445 EPOXY MATRIX ET445 EPOXY MATRIX ET445 EPOXY MATRIX ET445

## VISCOSITY PROFILE



Resin complex viscosity is measured under 3 °C/min heating rate, 1Hz oscillating frequency.

## GEL TIME



| Temperature<br>°C (°F) | Gel Time<br>(min) |
|------------------------|-------------------|
| 100 (212)              | 87                |
| 110 (230)              | 56                |
| 120 (248)              | 21                |
| 130 (266)              | 8'45"             |

ET445 EPOXY MATRIX ET445 EPOXY MATRIX ET445 EPOXY MATRIX ET445 EPOXY MATRIX ET445

## CURED PREREG

### MECHANICAL PROPERTIES OF PREREG LAMINATES

Test carried out at room temperature  
Cure condition: 30 minutes @125°C (257°F)  
Values normalized to 55%Vf (except for PR, ILSS, IPSS and IPSM)

| Cured Material Property                         | Test method      | Units  | Material                   |                     |
|---|------------------|--|----------------------------|---------------------|
|   |                  |  | CC 206<br>ET445 43%        | CC 600<br>ET445 38% |
| Tensile Modulus                                 |                  | GPa (Msi)                                    | 61.9 (8.98)                | 61.4 (8.91)         |
| Tensile Strength                                | ASTM<br>D3039-00 | MPa (ksi)                                    | 734 (106)                  | 978 (145)           |
| Poisson's ratio                                 |                  | -  | 0.06                       | 0.06                |
| Compressive Modulus                             | SACMA            | GPa (Msi)                                    | -                          | 61.1 (8.87)         |
| Compressive Strength                            | SRM 1R94         | MPa (ksi)                                    | -                          | 599 (86.8)          |
| In-Plane Shear Modulus                          | ASTM             | GPa (Msi)                                    | 3.1 (0.45)                 | 4.59 (0.67)         |
| In-Plane Shear Strength*                        | D3518-94         | MPa (ksi)                                    | 80.6 (11.7)                | 78.6 (11.4)         |
| Flexural Modulus                                | ASTM             | GPa (Msi)                                    | 59.8 (8.67)                | -                   |
| Flexural Strength                               | D790-03          | MPa (ksi)                                    | 968 (140)                  | -                   |
| Interlaminar Shear Strength                     | ASTM<br>D2344-00 | MPa (ksi)                                    | 76.4 (11.1)                | 60.0 (8.70)         |
| Interlaminar Fracture Toughness G <sub>IC</sub> | ASTM<br>D5528-01 | J/m <sup>2</sup><br>(lb-in/in <sup>2</sup> ) | 600 ÷ 700<br>(3.43 - 4.00) | -                   |

(\* ) at 5% calculated shear strain

CC 206 ET445 43%: 200gsm 2/2 Twill 3K T300 fiber  
CC 600 ET445 38%: 600gsm 2/2 Twill 12K T700 fiber

## MECHANICAL PROPERTIES OF PREPREG LAMINATES

Test carried out at room temperature  
 Cure condition: 30 minutes @125°C (257°F)  
 Values normalized to 60%Vf (except for PR, ILSS, IPSS and IPSM)

| Cured Material Property                         | Test method      | Units  | Material                   |
|---|------------------|--|----------------------------|
|   |                  |  | HS 300<br>ET445 38%        |
| Tensile Modulus                                 |                  | GPa (Msi)                                    | 131.1 (19.0)               |
| Tensile Strength                                | ASTM<br>D3039-00 | MPa (ksi)                                    | 2489 (361)                 |
| Poisson's ratio                                 |                  | –  | 0.35                       |
| Compressive Modulus                             | SACMA            | GPa (Msi)                                    | 115.6 (16.8)               |
| Compressive Strength                            | SRM 1R94         | MPa (ksi)                                    | 1254 (181.9)               |
| In-Plane Shear Modulus                          | ASTM             | GPa (Msi)                                    | 3.93 (0.570)               |
| In-Plane Shear Strength*                        | D3518-94         | MPa (ksi)                                    | 63.3 (9.18)                |
| Flexural Modulus                                | ASTM             | GPa (Msi)                                    | –                          |
| Flexural Strength                               | D790-03          | MPa (ksi)                                    | –                          |
| Interlaminar Shear Strength                     | ASTM<br>D2344-00 | MPa (ksi)                                    | 83.5 (12.1)                |
| Interlaminar Fracture Toughness G <sub>IC</sub> | ASTM<br>D5528-01 | J/m <sup>2</sup><br>(lb-in/in <sup>2</sup> ) | 400 ÷ 600<br>(2.28 - 3.43) |

(\* ) at 5% calculated shear strain

HS 300 ET445 38%: 300gsm unidirectional 24K T700 fiber