



Projeto

Mestrado em Engenharia Mecânica – Produção Industrial

**ESTUDO DO COMPORTAMENTO DA RESISTÊNCIA DE LAMINADO EM
FIBRA DE CARBONO SUBMETIDO A FADIGA TÉRMICA**

Nuno Tiago de Sousa Francisco

Leiria, Setembro de 2014



Projeto

Mestrado em Engenharia Mecânica – Produção Industrial

**ESTUDO DO COMPORTAMENTO DA RESISTÊNCIA DE LAMINADO EM
FIBRA DE CARBONO SUBMETIDO A FADIGA TÉRMICA**

Nuno Tiago de Sousa Francisco

Dissertação de Mestrado realizada sob a orientação do Professor Doutor António Mário Henriques Pereira, da Escola Superior de Tecnologia e Gestão do Instituto Politécnico de Leiria e Professor Doutor José António Martins Ferreira da Faculdade de Ciências e Tecnologia da Universidade de Coimbra.

Leiria, Setembro de 2014

À Minha Família

Agradecimentos

Esta dissertação marca o fim de mais uma etapa da minha vida acadêmica, que apenas foi possível devido à colaboração de várias entidades. Por esse motivo, não quero deixar de expressar os meus mais sinceros agradecimentos a todos os que, direta ou indiretamente, contribuíram para a realização deste trabalho.

Aos meus orientadores Professor Doutor António Mário Henriques Pereira e Professor Doutor José António Martins Ferreira, pela disponibilidade, motivação e partilha de conhecimentos.

Aos Técnicos Superiores da Escola Superior de Tecnologia e gestão de Leiria, Carlos Miguel Dias e André João Felizardo Fonseca pelo apoio prestado nos Laboratórios dessa instituição.

A todas as pessoas que contribuíram para este estudo, pois sem estas não seria possível a realização deste trabalho.

À minha namorada Andreia, aos meus pais, à minha família e aos meus amigos, pela paciência e pela motivação transmitida durante todo o período de desenvolvimento desta dissertação.

Resumo

O atual desenvolvimento e aplicação exponencial de materiais compósitos, deve-se em grande parte a indústrias como a automóvel, aeronáutica e desportos de competição que constantemente procuram substituir componentes existentes por outros mais leves e com propriedades mecânicas superiores.

Um dos materiais que tem sofrido maior evolução é o laminado de fibra de carbono, por ter características que o tornam favorável às exigências atuais do mercado ao nível da eficiência, segurança, redução dos custos de fabrico, boa capacidade para resistir a produtos químicos corrosivos, temperatura e pressão. Estes são alguns dos fatores que levaram à utilização deste tipo de material para a realização deste estudo.

O objetivo fundamental deste trabalho é analisar o comportamento de laminados poliméricos reforçados por fibra de carbono (CFRP), após serem sujeitos a 52 ciclos de fadiga térmica, com uma duração de 16 horas por ciclo com temperaturas entre os -40°C e 60°C.

Os provetes submetidos a ensaio foram manufacturados através de impregnação manual com moldação por vácuo. O processo de fadiga térmica foi executado em dois equipamentos, estufa e arca frigorífica.

Foram realizados ensaios de tração, flexão em 3 pontos e impacto de baixa velocidade. A tensão de rotura, carga máxima e energia elástica foram os principais parâmetros obtidos. Com estes parâmetros analisou-se o comportamento dos laminados ao longo do processo de fadiga térmica.

Os resultados obtidos para a alteração do comportamento não evidenciaram alterações significativas em nenhum dos ensaios, os parâmetros analisados mantiveram-se na mesma gama de valores. Com estes resultados concluiu-se que os laminados de fibra de carbono não sofreram dano detetável nas condições de ensaio impostas.

Palavras-chave: Laminados poliméricos com fibra de carbono, fadiga térmica, ensaio de impacto, ensaio de tração, ensaio de flexão em três pontos.

Abstract

The current exponential development and application of composite materials, is due largely to industries like automotive, aeronautics and competition sports that constantly seek to replace existing for other lighter components with superior mechanical characteristics.

One of the materials mostly improved is carbon fiber. This material has a characteristic that makes it favorable to current market demands around the efficiency and security, reduction of the manufacturing costs, and resistance ability to resist corrosive chemicals, temperature and pressure. These are some of the factors that led to the use of this type of material for this study.

The fundamental objective of this work is to understand the behavior of carbon fiber reinforced polymer laminates (CFRP), after being subjected to 52 cycles of thermal fatigue lasting 16 hours for temperatures between -40°C and 60°C cycles.

The specimens submitted for testing were manufactured by hand impregnation with vacuum molding. The process of thermal fatigue was performed on two machines, oven and freezer.

There were performed tensile, three points bending and low velocity impact tests. The tensile strength, maximum load and elastic energy were the main parameters obtained. With these parameters we analyzed the behavior of the laminate along the thermal fatigue process.

The results for the changing behavior did not show significant changes for any of the tests, the parameters analyzed remained in the same range of values. With these results was concluded that the carbon fiber laminates suffered no detectable damage to the test conditions imposed.

Keywords: Carbon Fiber-Reinforced Polymer, thermal- fatigue, impact test, traction test, three point bending test.

Índice de Figuras

Figura 1 - Percentagem de materiais utilizados no Boeing 747 e Boeing 777 [22].....	15
Figura 2 - Materiais utilizados no Boeing 787 [22].....	16
Figura 3 - Resistência térmica dos endurecedores Biresin CH122-3 e CH122-5 [26].....	18
Figura 4 - Esquema do processo de moldação por vácuo [27]	20
Figura 5 - Dimensões de provete com geometria "Osso de Cão" [28].....	21
Figura 6 – Dimensões do provete utilizado para ensaio de flexão	21
Figura 7 - Dimensões do provete utilizado para ensaio de impacto.....	22
Figura 8 - Ciclos de fadiga térmica com variações de 8 horas.....	24
Figura 9 - Suportes para colocação de provetes	24
Figura 10 - Processo de fadiga térmica – Arca frigorífica.....	25
Figura 11 - Processo de fadiga térmica - Estufa	26
Figura 12 - Máquina de ensaios mecânicos, <i>INSTRON 4206</i>	27
Figura 13 - Equipamento utilizado para realizar os ensaios de Impacto	29
Figura 14 - Ensaio de flexão em 3 pontos[30]	29
Figura 15 - Equipamento para realizar ensaios de flexão em 3 pontos	31
Figura 16 - Ensaio de tração uniaxial para a série zero- Tensão x extensão.....	34
Figura 17 - Ensaio de tração uniaxial - Tensão máxima x número de ciclos de fadiga térmica.....	35
Figura 18 - Ensaio de flexão em 3 pontos para a série sete - Carga x deslocamento	36
Figura 19 - Ensaio de flexão em 3 pontos para todas as séries- Tensão máxima x número de ciclos.....	37

Figura 20 - Ensaio de impacto para a série um - Força x deslocamento.....	38
Figura 21 - Ensaio de impacto para a série um - Força x tempo	38
Figura 22 - Ensaio de impacto para a série um - Deslocamento x tempo.....	39
Figura 23 - Ensaio de impacto para a série um - Energia x tempo	39
Figura 24 - Ensaio de impacto - Tensão máxima x número de ciclos de fadiga térmica	40
Figura 25 - Ensaio de impacto – Energia absorvida x número de ciclos de fadiga térmica	41
Figura 26 - Ensaio de impacto – Deslocamento máximo x número de ciclos de fadiga térmica.....	41

Índice de Tabelas

Tabela 1 - Características da fibra de carbono	17
Tabela 2 - Propriedades da resina <i>Biresin</i> CR122 misturada com endurecedor <i>Biresin</i> CH122-3 [26]	18
Tabela 3 - Períodos de remoção dos provetes no decorrer do processo de fadiga térmica	26
Tabela 4 - Cálculo da fração mássica média da fibra de carbono	33
Tabela 5 - Força de rotura por série	36
Tabela 6 - Ensaio de impacto - tabela dos resultados médios médias por cada série ...	40

Nomenclatura

ARALL	<i>Aramid epoxy aluminium</i>
ASTM	<i>American Society for Testing Materials</i>
BM	<i>Bismaleimide resin</i>
CFRP	Laminados Poliméricos com Fibra de Carbono (<i>Carbon Fiber-Reinforced Polymer</i>)
CRAG	<i>Composites Research Advisory Group</i>
CE	<i>Cyanate ester</i>
CTE	<i>Coefficient of thermal expansion</i>
DDS	Difenil diamino sulfona
DMA	<i>Dynamic mechanical analysis</i>
DSC	<i>Differential scanning calorimetry</i>
FC	Fibra de carbono
FVF	Fração do volume de fibra
GLARE	<i>Glass laminate aluminium reinforced epoxy</i>
ISO	<i>International Standards Organization</i>
3D	<i>3 Dimensions</i>
T_g	Temperatura de transição vítrea
E	Módulo de elasticidade
C	Carbono
Mg	Magnésio
F	Carga
F_{max}	Carga máxima
L	Comprimento
b	Largura
h	Espessura
N	Número de ciclos
Mf	Momento fletor
x	Espessura média dos provetes
σ	Tensão normal

ε	Extensão
ν	Coeficiente de <i>poisson</i>

Índice geral

Agradecimentos.....	iii
Resumo	v
Abstract	vii
Índice de Figuras.....	ix
Índice de Tabelas	xi
Nomenclatura	xiii
Índice geral	xv
1. Introdução.....	1
2. Estado da arte	5
3. Material, equipamentos e técnicas experimentais	15
3.1. Materiais utilizados	17
3.2. Processo de fabrico dos laminados	19
3.3. Preparação dos provetes.....	21
3.3.1. Provetes para ensaios de tração, flexão e impacto	21
3.3.2. Fadiga térmica nos provetes	22
3.4. Equipamento e procedimento experimental	26
3.4.1. Ensaios de tração uniaxial	26
3.4.2. Ensaios de impacto.....	28
3.4.3. Ensaios de flexão em 3 pontos.....	29
4. Comportamento mecânico dos provetes	33
4.1. Fração mássica.....	33
4.2. Variação mássica	33
4.3. Comportamento mecânico dos provetes à tração uniaxial	34
4.4. Comportamento mecânico dos provetes à flexão	36

4.5.	Comportamento mecânico dos provetes ao impacto.....	37
5.	Conclusões e sugestões para trabalhos futuros	43
5.1.	Conclusões.....	43
5.2.	Sugestões para trabalhos futuros.....	43
	Bibliografia.....	45
	Anexo (A) - Resultados dos ensaios.....	49
	Anexo (B) – Ficha técnica Rebelco.....	51

1. Introdução

A exigência atual do mercado para aumentar a eficiência e segurança e reduzir os custos de fabrico de produtos exige uma procura constante de novos materiais que satisfaçam estes requisitos. Os materiais mais utilizados e com maior incidência no mercado atual são os compósitos devido à sua versatilidade de combinações entre diferentes materiais, permitindo conciliar as melhores qualidades e propriedades dos materiais empregues no compósito.

Os laminados são formados por dois ou mais constituintes de diferentes tipos, metais, polímeros ou cerâmica, combinando as melhores características de cada um dos constituintes. A constituição deste tipo de material é conseguida com elementos de reforço (fibras, partículas,...) e uma matriz que vai conferir resistência, absorver deformações e suportar os elementos de reforço [1]. Os compósitos mais aplicados na indústria são os de fibras contínuas, constituídos por várias camadas de fibras ligadas por resina, as quais formam um laminado como produto final. Este tipo de material apresenta vantagens como a baixa densidade em consonância com alta resistência e módulo de elasticidade específico; a redução substancial do peso; as fibras podem ser orientadas conforme a direção dos esforços, aumentando a eficiência estrutural, baixa expansão térmica, entre outras [2]. Esta gama de vantagens e excelentes propriedades destes materiais interessou desde logo a várias indústrias.

O laminado polimérico com fibra de carbono ou *carbon fiber-reinforced polymer* (CFRP) é um material compósito inserido nos mais diversos ramos da indústria devido à sua versatilidade e propriedades mecânicas. É utilizada para reforço de materiais como a madeira, betão ou alvenaria e é também utilizada na sua forma mais simples nas mais diversas aplicações industriais, militares ou de lazer. A sua extensa aplicabilidade surge devido a características como alta rigidez, peso reduzido, elevada condução térmica e baixo coeficiente de expansão térmica. A utilização dos compósitos em fibra de carbono pode contribuir tanto para a redução de peso como para a racionalização da energia consumida no seu processo de fabrico.

CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO

Das indústrias que se destacam atualmente e têm aumentado exponencialmente a quantidade de componentes fabricados em fibra de carbono, surge no topo a indústria aeronáutica.

A motivação deste estudo partiu do interesse e gosto pela aeronáutica, e entender o motivo da substituição de materiais como alumínio e titânio por compósitos. A fibra de carbono sofreu uma evolução extraordinária durante as últimas duas décadas devido aos trabalhos e estudos realizados por vários investigadores ligados às engenharias aeroespacial, automóvel e civil, deportes de competição e outras aplicações técnicas. Como a fibra de carbono é o material que está atualmente a ser implementado em duas indústrias do meu interesse, indústria automóvel e aeronáutica, surgiu a vontade e curiosidade para produzir e estudar este material.

A comumente apelidada como fibra de carbono é também constituída por outros materiais que permitem tornar o tecido de fibra de carbono numa matéria sólida e resistente. Os laminados de fibra de carbono são compostos por um polímero (matriz polimérica) em unísono com fibra de carbono. As suas propriedades mecânicas e excelente capacidade de resistir a diversas condições ambientais, tornam este compósito o eleito entre o alargado leque de materiais existentes atualmente no mercado.

O objetivo principal deste estudo foi o de investigar o comportamento da resistência dos materiais compósitos de fibra de carbono quando são sujeitos a ciclos de fadiga térmica, utilizando gamas de temperatura desde valores negativos a valores positivos. Para concretizar este objetivo foram realizadas tarefas para verificar possíveis alterações das propriedades mecânicas dos laminados de fibra de carbono, nomeadamente as seguintes:

- Determinação experimental da resistência ao impacto através de ensaios de impacto de baixa velocidade;
- Determinação experimental da resistência mecânica através de ensaios de tração uniaxial e de flexão em três pontos.

Estruturalmente este estudo está dividido em cinco capítulos, incidindo os três primeiros sobre processos de obtenção, tipos de equipamentos, materiais e técnicas

utilizados na obtenção dos laminados de fibra de carbono, sendo que os restantes dois capítulos correspondem aos ensaios e análise dos resultados obtidos.

Neste capítulo faz-se o enquadramento do tema, define-se o objetivo deste estudo, apresentação da motivação e descreve-se a estrutura do documento de dissertação.

No capítulo 2 é efetuada a revisão bibliográfica referente a laminados de fibra de carbono ou outras fibras. Através das conclusões de outros autores, são retiradas várias informações essenciais ao entendimento deste processo.

A descrição dos materiais e equipamentos utilizados na realização deste trabalho de investigação, desde o fabrico dos laminados aos ensaios finais é realizada no capítulo 3. Especificamente neste capítulo é descrita a fibra de carbono e resina utilizada, processo de fabrico e respetivos equipamentos necessários, dimensões e tipo de provete utilizado para cada ensaio, estudo da fração mássica e finalmente é explicado o método utilizado em cada processo de ensaio.

No capítulo 4 são apresentados e discutidos os resultados obtidos nos três tipos de ensaio efetuados, permitindo concluir qual o comportamento da fibra de carbono após o processo de fadiga térmica. São ainda comparados os resultados obtidos com os resultados de outros autores de modo a fundamentar o resultado.

No último capítulo sintetizam-se as principais conclusões obtidas nos diversos ensaios efetuados. Apresentam-se ainda linhas orientadoras para trabalhos futuros nesta área de conhecimento.

CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO

2. Estado da arte

Os laminados em fibras de carbono são materiais com um crescimento de aplicação enorme. Esse crescimento deve-se em grande parte às suas boas propriedades caracterizadas através de imensos trabalhos científicos desenvolvidos por diversos cientistas. Assim, uma enorme diversidade de autores tem estudado e realizado os mais diversos tipos de ensaios utilizando materiais compósitos com o objetivo de conhecer melhor o seu comportamento.

As propriedades e capacidades constituintes de um laminado em fibra de carbono podem divergir consoante a aplicação a que se destina, por exemplo, fibras de carbono e folhas de alumínio (compósito híbrido) podem constituir um laminado com as propriedades dos materiais metálicos, tais como a facilidade na reparação e alta resistência a impactos, conjuntamente a uma excelente resistência à fadiga e elevada resistência e rigidez, características estas que coincidem com as das fibras [3]. Outras alternativas, tendo em conta a aplicação pretendida para o laminado, podem ser efetuadas alterando o tipo de resina constituinte da matriz e orientação das fibras. Existiram inicialmente três tipos de resina constituintes da matriz, sendo estas a resina epóxida utilizadas amplamente na indústria aeronáutica e espacial, resinas poliésteres e vinil ésteres utilizadas na indústria marítima e automóvel. Entretanto na indústria aeronáutica e aeroespacial têm-se vindo a realizar estudos na área química de polímeros para superar a limitação máxima de temperatura imposta pelas resinas epóxidas (130°C). Estes estudos, citados por M. L. Costa *et al.* [4], demonstram que as resinas bismaleimidadas (BMI) apesar de no início serem resinas poliméricas muito frágeis, devido à adição de agentes que aumentam a flexibilidade (elastômeros líquidos ou polímeros termoplásticos), combinam atualmente excelentes propriedades físicas quando sujeitos a altas temperaturas e a meios ambiente com elevada humidade, baixa propensão para inflamação e valores superiores de temperatura de transição vítrea. O seu processamento é semelhante às resinas epóxida, apenas necessitando realizar posteriormente a pós-cura. Também Jing Fan *et al.* [5] analisaram resinas modificadas BMI e *cyanate ester* (CE), podendo esta última ser

misturada tanto com resinas epóxida como resinas BMI com possibilidade de chegar a valores de temperatura de transição vítrea (T_g) até 400°C dependendo das combinações efetuadas. Estes dois tipos de materiais poliméricos estão a ser largamente investigados devido à pressão imposta pelos fabricantes de aeronaves para a produção de aeronaves com massa reduzida, mas sem descurar os elevados padrões de segurança e manter os custos de fabrico. G. L. Delfa *et al.* [6] estudaram a aplicação de resinas de CE devido à elevada dureza obtida sem sacrificar a resistência dos compósitos, e para além desta vantagem ainda proporcionam baixos valores dielétricos para elevadas frequências e baixa absorção de humidade. A resina CE pode ser miscível com resinas epóxidas proporcionando um melhor acabamento superficial, resistência mecânica superior e taxa de libertação de calor comparável ou superior às resinas atualmente utilizadas. Os autores analisaram o mercado das resinas CE e verificaram que, p.e. a resina Lorna Primaset™ PT possui uma volatilidade máxima de 0.5% e a resina Primaset™ PT-30 possui características como resistência ao fogo, temperatura de decomposição elevada, bom perfil de toxicidade e pouca libertação de calor. Para verificar estes valores na prática, foram produzidas amostras de resina com molde de fundição, com dimensões de 150 x 100 mm², espessura de 1,67 mm e apresentando as configurações: a) Resina pura Primaset™ PT-30 para realizar o teste DMA (*Dynamic mechanical analysis*); b) Mistura de retardante de inflamação Primaset™ FR-300 com as resinas epóxidas MY0510 e Epikote™ 828 para realizar o teste de inflamação UL-94V (teste padrão para determinar a capacidade de inflamação de polímeros); c) Mistura de retardante de inflamação Primaset™ FR-300 com resina Primaset™ PT-15 para realizar o teste UL-94V; d) Mistura entre o endurecedor 4,4' - difenil diamino sulfona (DDS) e resinas epóxidas MY0510 e Epikote™ 828 para realizar o teste UL-94V. Os autores puderam concluir que as resinas Primaset™ de EC são o material de eleição para os objetivos propostos pelos fabricantes de aeronaves, pois apresentam excelentes propriedades térmicas com a temperatura de transição vítrea a atingir valores entre os 260°C e 400°C, e que, em combinação com resinas epóxidas melhoram a resistência ao fogo, reduzindo assim as preocupações com a saúde relacionadas com os indesejáveis compostos halogenados, sendo ainda verificado o melhoramento do processamento e das propriedades mecânicas finais.

Apesar dos estudos atualmente incidirem bastante sobre resinas como as BMI e EC devido às suas excelentes propriedades para suportar elevadas temperaturas, a maior percentagem dos materiais compósitos produzidos ainda são compostos por resina epóxida devido à sua imensa adaptabilidade, custo inferior às resinas poliméricas e excelentes propriedades em aplicações exigentes desde que não sejam sujeitas a elevadas temperaturas. As suas excelentes propriedades mecânicas e crescente aplicação nas indústrias, automóvel, aeronáutica, aeroespacial, entre outras, deve-se à diminuição dos custos envolvidos desde a produção, passando pela utilização e manutenção. A crescente aplicação na indústria aeronáutica, por exemplo, deve-se à notória diminuição dos custos envolvidos na manutenção de aeronaves, sendo que esta área consome a maior fatia dos rendimentos obtidos pelas empresas de aviação, tal como comprovam *L.B. Vogelesang* e *A. Vlot* [7]. Estes autores analisaram os danos provocados em estruturas principais de 71 aeronaves Boeing 747, com uma média de 29.500 horas de voo. Verificaram que o motivo causador de grande percentagem dos danos era a falha do material por fadiga. Para verificar esta falha foram realizados ensaios de resistência ao fogo, impacto, corrosão e fadiga em dois tipos de compósitos, GLARE (*glass laminate aluminium reinforced epoxy*) e ARALL (*aramid epoxy aluminium*). Verificaram que os laminados de GLARE ofereciam uma melhor relação custo-benefício comparativamente às ligas de titânio, bastante utilizadas aquando da realização deste estudo.

Em 2005 os compósitos de GLARE substituíam as ligas de alumínio frequentemente utilizadas na indústria aeronáutica, por exemplo, na construção das estruturas para as fuselagens de aeronaves, devido ao menor peso, maior resistência ao fogo e danos externos e ainda devido às ligas de alumínio possuírem menos capacidade para suportar esforços de fadiga[8]. Apesar da inovação introduzida pelos compósitos de GLARE, outros materiais compósitos com propriedades superiores às deste têm sido gradativamente investigados. Dos materiais que têm sido gradativamente aplicados nos mais variados componentes de aeronaves destacam-se os compósitos de fibra de carbono, tal como demonstrado por *Y. Xiao et al.* [9]. Estes efetuaram um estudo de comparação entre GLARE e CFRP no âmbito da resistência à fadiga, e experimentalmente verificaram a tensão versus o número de ciclos à rotura, para

ambos os materiais, e concluíram que os provetes de CFRP possuem maior capacidade de resistência à fadiga comparativamente ao GLARE.

Há muito que são realizados ensaios mecânicos de forma a justificar a utilização dos materiais. Os testes baseiam-se em ensaiar uma amostra do material pretendido, tendo o cuidado de aproximar as amostras ao material final pretendido, utilizando ferramentas próprias para compósitos e nos casos em que é necessário medir propriedades longitudinais ter atenção extrema ao alinhamento das amostras. Devido à heterogeneidade dos compósitos é necessário ensaiar um número considerável de provetes. Existem atualmente normas elaboradas por diversas instituições como é o caso das normas ISO (*International Standards Organisation*), ASTM (*American Society for testing Materials*) e o CRAG (*Composites Research advisory Group*) que permitem standardizar os ensaios com as melhores configurações possíveis. Alguns dos métodos genéricos de ensaio utilizados para caracterizar o comportamento mecânico dos compósitos de fibras contínuas são descritos por M.F.S.F. de Moura *et al.* [10]. Os ensaios de tração são normalmente utilizados para medir esforços em compósitos unidirecionais do tipo $[0]_n$ e $[90]_n$ com o objetivo de determinar o módulo de elasticidade (E), a tensão (σ) e o coeficiente de *poisson* (ν). É previsto também neste tipo de ensaio a colocação de *tabs* ou insertos para evitar danos nas fibras exteriores do provete e para transmitir gradualmente a carga gerada pelas maxilas do equipamento de testes. Para obter o coeficiente de *poisson* no ensaio de tração é necessário colocar extensómetros de pinças (podem ser reutilizados) ou colados. Outro aspeto a ter em consideração diz respeito ao modo de rutura do provete, visto que a rutura pode não ocorrer na zona central do provete como é desejável.

A resistência à compressão, tração e fadiga foram investigadas por P.N.B. Reis *et al.* [11] para laminados de fibra de carbono fabricados com 12 camadas de tecido de carbono bidirecional e resina epóxida, através do método de moldação por vácuo. O laminado resultante compreendia à temperatura ambiente uma fração mássica de 0,66 e uma espessura de 3 mm. Os ensaios à fadiga foram realizados para uma carga controlada com frequência de 10 Hz. Os autores concluíram que os provetes suportam esforços de tração com cargas 69% superiores relativamente aos esforços de compressão. Para o comportamento de fadiga, considerando a razão de tensão entre -

0,5 e 0,4, verificaram que nas tensões de gamas negativas deu-se uma diminuição drástica da resistência à fadiga, consequência da menor resistência à compressão e torção das fibras. Para tentar proporcionar fiabilidade nas estruturas compósitas T. Okabe e N. Takeda [12] investigaram em 2002 o efeito que a dimensão dos provetes de CFRP provoca no valor da força uniaxial. Os ensaios experimentais foram efetuados com fibra de carbono T800H e resina 3631, fornecida pela empresa *Toray*, e foram realizados à temperatura ambiente a uma velocidade constante de 0,4 mm/min. O ensaio prático confirmou os estudos realizados anteriormente por M.R. Wisnom [13] e Ramamurty *et al.* [14] em que a força do compósito tende a decrescer ao aumentar o volume do compósito.

Para simular o impacto de objetos estranhos podem ser utilizados dispositivos pendulares ou de queda de peso que vão provocar dano no material a testar para posteriormente analisar o dano causado pelo impacto. O impacto pode ser de baixa ou alta velocidade, tendo em consideração o teste pretendido, visto o impacto de baixa velocidade caracterizar uma resposta global da estrutura enquanto o impacto a alta velocidade é de carácter localizado [10]. C. Breen *et al.* [15] estudaram através de ensaios de impacto a baixa velocidade, qual a possibilidade de aplicar laminados de fibra de CFRP na construção da fuselagem de asas de aeronaves de grande porte. O objetivo deste estudo foi analisar uma proposta sobre a viabilidade de aplicar laminados de fibra de carbono de elevada espessura (até 20 mm), para isso, os autores realizaram ensaios para laminados com espessuras de 4, 8 e 12 mm. Nos ensaios de impacto os laminados foram sujeitos a uma energia de impacto máxima de 375 J. Nestes ensaios foram utilizados laminados com as dimensões 350 mm x 290 mm e a referência das fibras de carbono utilizadas foi Tenax HTS 5131 com resina epóxida HexPly M36 (massa por unidade de área =175 g/m²) e foram curados no sistema autoclave (consiste num vaso de pressão que permite a aplicação de pressão, calor e vácuo simultaneamente, permitindo a consolidação da resina [16]). Efetuaram dois ensaios de impacto por cada laminado, os ensaios foram efetuados em locais distintos, ao centro e na extremidade do laminado (apoiado parcialmente). O punção ou impactor foi colocado a uma altura constante de 4,5 m e foram utilizados 3 impulsores com massas diferentes. Na análise dos danos de fissuração pelo método *C-Scan* e

delaminação das fibras foi possível verificar que o modo como os laminados são apoiados influencia os resultados, uma vez que a dimensão da área atingida (60 x 40 mm) é bastante superior e apresenta mais delaminação quando o laminado é apoiado parcialmente na extremidade do apoio, mas no impacto ao centro verifica-se que a rotura é mais densa, apesar do comprimento de algumas fissuras ser superior para o impacto na extremidade do laminado. A conclusão final dos autores revelou que a força de tração residual verificada no impacto foi semelhante em ambos os ensaios, a força elástica residual foi mais baixa nos ensaios realizados no bordo do laminado e a resistência à compressão foi inferior no ensaio realizado ao centro do laminado.

Para os laminados com 12 mm não foi possível chegar a nenhuma conclusão porque a capacidade do equipamento estava no limite e não permitiu realizar o ensaio. Após este estudo é possível afirmar que o centro do laminado apresenta maior resistência ao impacto.

T. Gomez *et al.* [17] utilizaram compósitos de CFRP pré impregnados, compostos por fibras AS4 e resina epóxida 3501-6 da *Hexcel* para preparar três configurações de laminados e realizar ensaios de impacto quando os laminados são precedentemente arrefecidos. Prepararam um laminado com configuração unidirecional $[0]_{10}$, outro com fibras cruzadas $[0/90]_{35}$ e um último quasi isotrópico $[\pm 45/0/90]_5$. Também foram fabricados laminados com fibra de carbono AGP193 PW AS4 e resina epóxida 8552 na configuração $[0]_{10}$. Os laminados foram fabricados pela empresa SACESA (Espanha) com as especificações exigidas em aeronaves e uma fração volúmica de 60%, tal como todos os outros laminados fabricados. Foram realizados ensaios de impacto a baixa velocidade com um impactor de 3,62 kg e provetes de 80 x 80 mm², para cada tipo de laminado foram realizados testes a 20°C, -60°C e -150°C. Os resultados deste ensaio permitiram comprovar que o dano provocado no laminado quando este se encontra a uma temperatura negativa é proporcional ao dano provocado com o aumento da energia de impacto. Nas temperaturas criogénicas a extensão do dano provocado é superior porque estas temperaturas não permitem uma boa dissipação da energia devido à reduzida energia específica de fratura da matriz epóxida. Nos laminados quasi isotrópicos a energia necessária até provocar rotura decresce até 50% ao reduzir da temperatura ambiente até aos -150°C.

As propriedades mecânicas dos materiais compósitos atuais já estão bastante desenvolvidas, mas a degradação provocada por agentes atmosféricos tem suscitado a investigação em busca de soluções, de forma a tentar resolver esta problemática através da variação das condições de processamento dos compósitos e pela escolha apropriada do material da matriz [18]. A humidade absorvida pelos compósitos de fibras de carbono/resina epóxida é um dos fatores que pode influenciar a resistência e a rigidez do laminado. Uma análise prática sobre esta temática foi realizada por J.A.P. Cunha *et al.* [16] através da realização de ensaios de resistência à tração longitudinal (0°) e transversal (90°) em provetes de fibra de carbono IM7 impregnados com resina epóxida F8552, com a orientação [0]_s. Os laminados pré-impregnados foram fornecidos pela empresa EMBRAER (fabricante de aeronaves) e curados conforme indicações do fabricante, utilizando o sistema autoclave. Dividiram os provetes em dois grupos, colocando um grupo de provetes numa câmara de climatização (80°C) mergulhados em água destilada e outro grupo foi mergulhado em água salgada (NaCl) numa câmara (35°C) de névoa salina (*salt spray*). Previamente ao ensaio foram ainda colados *tabs* de fibra de vidro em todos os provetes ensaiados. Após todo este processo, os autores verificaram que o ganho médio de massa dos provetes colocados na câmara de climatização foi entre 0,6% e 0,9%, enquanto os provetes colocados na câmara de névoa salina, o ganho de massa foi entre 0,25% e 0,35%. As amostras ensaiadas a 80°C e submetidas à câmara de névoa salina apresentaram uma pequena redução de 11% na resistência à tração transversal, mas apresentaram uma diminuição de 51% quando foram submetidas à câmara de climatização e ensaiadas a temperatura elevada. A conclusão final definiu que o efeito combinado entre temperatura elevada e o condicionamento numa câmara de humidade reduz a resistência à tração transversal e longitudinal devido à degradação da matriz polimérica.

Os ensaios de flexão são bastante utilizados no controlo de qualidade devido aos custos envolvidos no processo e instrumentação serem mínimos. Estes ensaios permitem obter o módulo de elasticidade e a resistência longitudinal. Apesar da simplicidade nos procedimentos, este processo não permite obter valores de propriedades que possam ser utilizados devido ao estado de tensão no provete não ser uniforme e os resultados serem muito sensíveis a pequenas variações nas dimensões

dos provetes [10]. Este tipo de ensaio possui duas variantes, o ensaio de flexão em 3 pontos ou flexão em 4 pontos, consoante o número de apoios utilizados na realização dos ensaios. No presente trabalho foram realizados ensaios deste tipo para verificar se existem alterações das propriedades em laminados de CFRP, tal como outros autores. G. Caprino *et al.* [19] foi um desses autores, realizou ensaios de flexão em 3 pontos para o regime elástico, com provetes de CFRP unidirecionais, fabricados com fibra de carbono e resina T300H e 3900-2, respetivamente. Para enfatizar o papel desempenhado pela deformação provocada pelo corte transversal, foi variado o índice de esbeltez realçando o efeito provocado pela deformação de corte sobre a deformação global. Os laminados foram fabricados pelo processo de moldação manual e curados em autoclave. Analisaram também experimentalmente a rigidez localizada tendo em consideração o recuo do material nos pontos de aplicação da carga. A partir da estrutura microscópica pertencente ao laminado ensaiado, o raciocínio de micromecânica sugere um menor módulo de resistência ao corte através da espessura inferior ao obtido no plano devido à presença de resina epóxida/ poliamida na secção de ligação entre camadas de reforço em fibra de carbono. Os autores concluíram que a caracterização completa das secções entre camada das fibras não está realizada, o que na opinião dos autores é uma tarefa necessária para definir a resposta elástica, fenómenos de ocorrência de falhas como delaminação e rotura transversa da matriz do laminado.

Os materiais aplicados nas fuselagens de aeronaves para além de possuírem grande resistência a esforços mecânicos, impactos e alterações do meio ambiente, necessitam suportar também variações de temperatura e pontualmente suportar choques térmicos. Em 2005, M. Russell-Stevens *et al.* [20] realizaram estudos onde foram analisados compósitos de magnésio reforçados com fibra de carbono (C/ Mg) porque este compósito foi identificado como ideal para aplicações de alto desempenho nas estruturas de aeronaves. A fabricação dos laminados envolveu fibras de carbono de alto desempenho Thornel P100S e ligas de alumínio AZ91D formando moldes com fibras unidirecionais e fração volúmica de $47,5\% \pm 4\%$ e $58,4\% \pm 3\%$. Os laminados foram submetidos a vácuo (1×10^{-5} Pa) e foram sujeitos a ciclos térmicos entre os $-100 \pm 5^\circ\text{C}$ e $+100 \pm 5^\circ\text{C}$ com uma taxa de aquecimento/arrefecimento de 10 ± 2 K/ min.

Durante os 100 ciclos térmicos efetuados retiraram laminados aos 1, 2, 5, 10, 20, 50 e 100 ciclos para posterior ensaio no equipamento de teste de flexão em 3 pontos, até ocorrer a rutura do provete. A resistência à flexão não foi afetada, isto é, após cinco ciclos o módulo de flexão reduziu para 80% do seu valor inicial e manteve-se constante até ao final do ensaio, mas os ensaios de microdureza na matriz revelaram uma redução da dureza durante os primeiros 50 ciclos de fadiga térmica e um incremento durante os restantes ciclos. Os ciclos térmicos levaram a danos na interface, facilitados pelo enfraquecimento da ligação entre as fibras e a matriz. Os autores julgam que pequenas falhas e tensões acumuladas vão acabar por danificar o laminado, mas este processo será bastante lento porque nos 100 ciclos realizados não foi detetada qualquer alteração no laminado. Os autores puderam concluir que as pequenas alterações mecânicas verificadas sugerem a necessidade de um número reduzido de ciclos para verificar a falha deste tipo de compósito. *Kwang et al.* [21] realizaram ensaios de impacto de alta velocidade para diversas temperaturas (-30°C, 20°C, 90°C e 120°C). Foram fabricados dois tipos distintos de provetes a partir de laminados unidirecionais pré impregnados, estes provetes proveniram de fibra de carbono T300-3000 e resina epoxi 2500, e outro com fibra de carbono APC-21AS4 e resina *PEEK* Toray P3051-15. Os autores denominaram os provetes por grupos, sendo os provetes do grupo A e D fabricados com fibra de carbono e resina epóxida e o grupo P fabricado com fibra de carbono e resina *PEEK*. Os provetes foram construídos com 24, 16 e 16 camadas para os grupos A, D e P respetivamente, possuindo as orientações das fibras [0₆/90₆]s para o grupo A e [0₄/90₄] para os grupos D e P. A dimensão dos laminados do grupo A, D e P foi 40 x 180 mm², e espessuras 3,75, 2,50 e 2,20 mm, respetivamente. A velocidade de impacto dos ensaios situou-se entre os 60 e 105 m/s. As conclusões principais denunciam aspetos como: no local do impacto a área de delaminação dos laminados com resina epóxida reduziu com a subida da temperatura e verificou-se igualmente o inverso. Verificaram ainda que os laminados fabricados com resina *PEEK* reduziram a frequência de aparecimento de roturas transversais ao reduzir a temperatura, e para temperaturas extremas (baixas e altas), observaram uma relação linear entre a energia de impacto e a área de delaminação e por fim verificaram que a área de delaminação do laminado com mais camadas responde mais rapidamente à alteração da temperatura. Assim, neste trabalho verificou-se que a área de

CAPÍTULO 2 – ESTADO DA ARTE

delaminação por unidade de energia de impacto aumenta para temperaturas reduzidas, resultados coincidentes com os resultados verificados por M. Russell-Stevens *et al.* [20].

3. Material, equipamentos e técnicas experimentais

A evolução da aplicação de materiais compósitos na aviação militar e civil deve-se ao seu atual papel na construção de elementos estruturais, nomeadamente em aeronaves onde se obtêm excelentes propriedades como a baixa densidade, elevada tenacidade, boa relação resistência/ peso e elevada rigidez quando comparada com outros materiais mais tradicionais como o alumínio, titânio e ferro, utilizados em grande escala. Os esforços de compressão na indústria aeronáutica são também considerados de extrema importância, motivo pela qual os compósitos estão a ser implementados cada vez mais na construção das estruturas principais das aeronaves.

Um exemplo prático do incremento na aplicação de compósitos na aviação pode ser verificado nos aviões da Boeing, que desde o ano 2000 até 2007 aumentaram a aplicação deste tipo de material de 1% no modelo 747 (Figura 1) para 50% no modelo 787 (Figura 2). Este tipo de evolução também é notória entre o modelo 747 e 777.

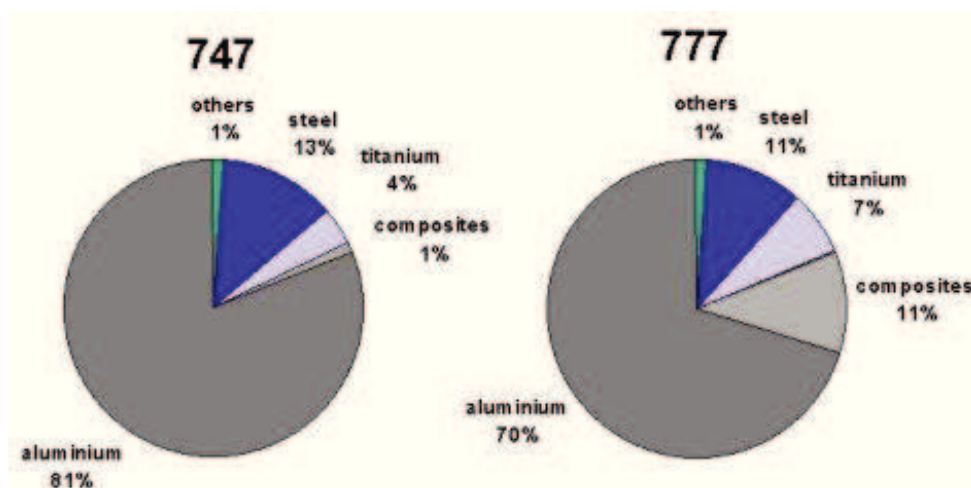


Figura 1 - Percentagem de materiais utilizados no Boeing 747 e Boeing 777 [22]

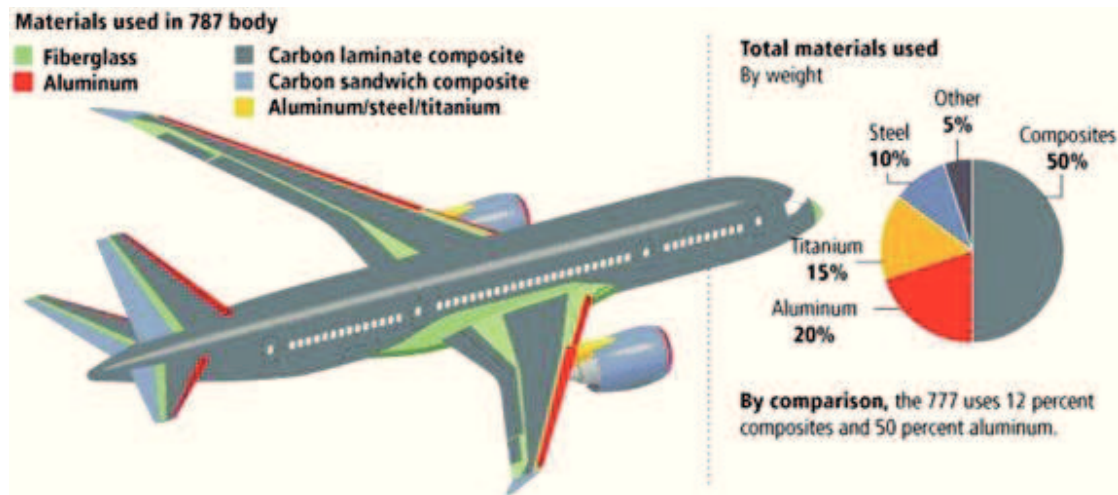


Figura 2 - Materiais utilizados no Boeing 787 [22]

Até então têm sido aplicados diferentes tipos de materiais na indústria aeronáutica com o objetivo de reduzir os custos de manutenção e o peso da aeronave [7]. Os materiais ideais devem possuir maior durabilidade e maior tolerância aos danos provocados por objetos estranhos ou ambientes agressivos. Pelos motivos descritos, e devido às suas propriedades, os laminados de fibra de carbono são uma boa alternativa aos laminados de metal e fibra de vidro reforçado ou *Glass Laminate Aluminium Reinforced Epoxy* (GLARE) utilizados ultimamente. Para aumentar a rigidez e resistência de alguns compósitos avançados leves adicionaram-se fibras de carbono, os quais têm sido utilizados na construção de aeronaves e equipamentos de recreação [23].

Baseados no estudo de um voo comercial (Boeing 747B) efetuado entre Melbourne (Austrália) e Singapura (sudoeste da Ásia) verificou-se que foram atingidas temperaturas mínimas de -54°C a uma altitude de 11890 m e máximas de 28°C . Estes valores foram obtidos no exterior da aeronave e em clima tropical [24]. Outro autor confirmou que os valores limiares de temperatura no exterior encontram-se na gama dos -55°C e 50°C para uma altitude de 13000 m [25].

Para caracterização da influência da fadiga térmica foram realizados ensaios de tração, flexão em 3 pontos e impacto. Para estes ensaios utilizaram-se provetes submetidos a um determinado número de ciclos de fadiga térmica, permitindo estudar o

comportamento deste processo sobre as propriedades dos compósitos de fibra de carbono.

3.1. Materiais utilizados

Fibra de carbono

Os laminados de fibra de carbono são constituídos por camadas de tecido de carbono e resina epóxida. Uma camada é um bloco elementar constituído por fibras contínuas e unidirecionais cujo comportamento mecânico é possível caracterizar através do comportamento da camada. As propriedades de eleição destes compósitos constituídos por fibras são a rigidez e a resistência elevadas, dependendo do número e direção das fibras de cada camada [10]. Foi utilizado tecido de fibra de carbono com as características mencionadas na Tabela 1.

Tabela 1 - Características do tecido de fibra de carbono [Anexo B]

Referência	ρ [g/cm³]	σ_r [MPa]	E [GPa]	ϵ [%]	ν	Orientação
Fibra de Carbono	1,76	3530	230	1,5	0,25	0°/ 90°

Resina epóxida

As resinas constituintes dos materiais compósitos têm a função de transmitir as solicitações mecânicas às fibras e protegê-las do ambiente exterior, devendo ser ligeiramente deformáveis e compatíveis com as fibras. A resina epóxida pertence ao grupo das resinas termoendurecíveis, que na presença de um catalisador e após a polimerização com calor assumem uma estrutura geométrica, possuindo propriedades mecânicas superiores às das resinas termoplásticas (podem ser reutilizadas através do aquecimento/ arrefecimento da mesma).

A seleção da resina foi baseada na gama de temperaturas pretendidas [-40°C; 60°C], foi utilizada a Biresin CR122 complementada com o endurecedor Biresin CH122-3. A opção recaiu sobre este endurecedor pois é o que garante melhores características de resistência mecânica e capacidade de resistir a temperatura, como é demonstrado na

Figura 3. Como mencionado na ficha do produto [26] a mistura ideal resina/endurecedor é de 100 : 30, para o peso dos dois componentes.

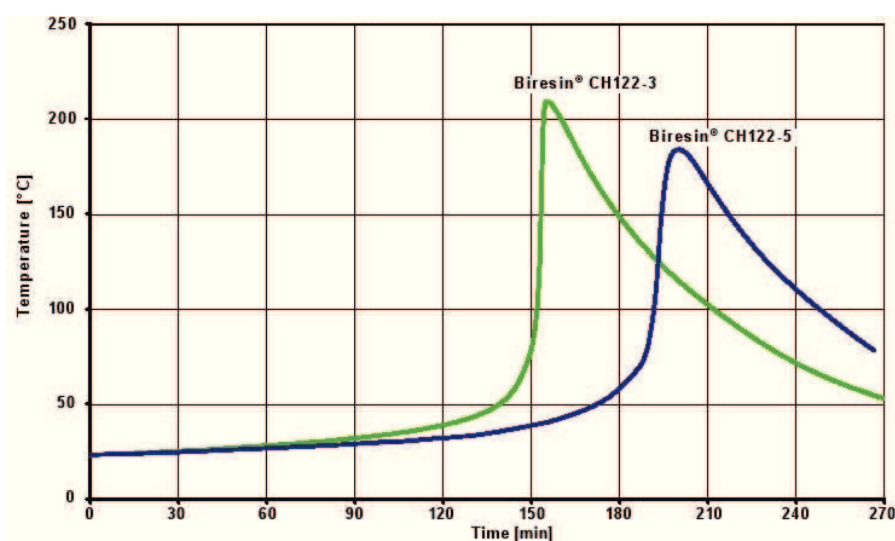


Figura 3 - Resistência térmica dos endurecedores Biresin CH122-3 e CH122-5 [26]

Das várias condições de pós cura possíveis optou-se por colocar na estufa os provetes durante 12 horas a uma temperatura de 120°C, resultando numa temperatura de transição vítrea equivalente a 114°C (Tabela 2)

Tabela 2 - Propriedades da resina *Biresin CR122* misturada com endurecedor *Biresin CH122-3* [26]

	Norma	Valor	
Densidade	ISO 1183	1.17	g/cm ³
Margem de dureza	ISO 868	D86	-
Módulo de flexão	ISO 178	2700	MPa
Módulo de elasticidade	ISO 527	2800	MPa
Resistência à flexão	ISO 178	128	MPa
Resistência à compressão	ISO 604	120	MPa
Resistência à tração	ISO 527	84	MPa
Alongamento à rotura	ISO 527	5.4	%
Resistência de impacto	ISO 179	52	kJ/m ²
Temperatura de transição vítrea	ISO 11357	114	°C

3.2. Processo de fabrico dos laminados

A variável com maior influência na qualidade final dos laminados é o processo de fabrico devido a condicionantes como, modo de aplicação, mistura da resina, tipo de cura e tipo de materiais aplicados.

Cada laminado foi fabricado com 8 camadas de tecido de fibra de carbono, de forma a obter laminados com espessura de aproximadamente 2 mm.

Preparação do material

Previamente ao início dos trabalhos foi reunido todo o material necessário e foram recortadas as 8 camadas de tecido de carbono, peel *ply*, manta, filme perfurado e filme de vácuo. A mistura de resina foi preparada com 30% de endurecedor. Limpou-se o tampo em inox da mesa destinada à colocação dos laminados e foram aplicadas três camadas de desmoldante, com o objetivo de impedir a colagem dos laminados à mesa.

Processo de impregnação da resina

Foi utilizado o processo manual de impregnação de resina nos laminados, também denominado por *Hand Lay-up*, em que a resina é aplicada entre cada camada de tecido de fibra de carbono, utilizando um rolo ou um pincel e levada a curar à temperatura ambiente enquanto está sujeita a vácuo.

Apesar da facilidade e simplicidade de fabrico dos laminados através deste modo, este processo apresenta uma grande desvantagem comparativamente a outros modos automatizados, onde a qualidade e perfeição final do laminado dependem da experiência do sujeito que mistura e aplica a resina.

Aplicação vácuo

Após o processo de aplicação de resina, o laminado foi sujeito a aspiração por vácuo utilizando o método de moldação por vácuo ou *Vacuum Bagging* (Figura 4) que consiste na envolvência do laminado em filme de vácuo deixando apenas uma reentrância para a aspiração da bomba de vácuo, e desta forma criar uma atmosfera pressurizada que vai retirar todo o ar do interior do saco, consolidar e pressionar a

mistura de fibra de carbono com a resina. A fixação do filme de vácuo em volta do laminado foi efetuada com fita isoladora, ou seja uma fita que vai unir as duas superfícies e impedir fugas no saco de vácuo. É também importante colocar a fita vedante em zonas onde não foi aplicado desmoldante permitindo uma aderência perfeita entre os dois materiais.

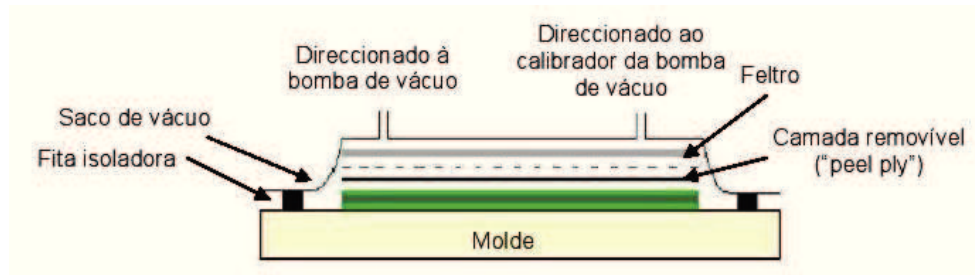


Figura 4 - Esquema do processo de moldação por vácuo [27]

Cura e Pós-cura

Após a aplicação de vácuo durante 12 horas, desliga-se a máquina de vácuo e deixa-se o laminado à temperatura ambiente por um período de 24 horas. Seguidamente o laminado é colocado na estufa para realizar a cura à temperatura de 120°C durante 12 horas conforme especificado na ficha do produto do fabricante [26].

Laminados

Os laminados foram fabricados manualmente, passando por diversas etapas, desde a junção de um número pré-determinado de telas de fibra de carbono até ao processo de cura dos laminados e respetivos acondicionamentos à fadiga térmica.

Os provetes foram retirados dos laminados conforme a quantidade necessária para a realização dos ensaios.

3.3. Preparação dos provetes

3.3.1. Provetes para ensaios de tração, flexão e impacto

Os provetes foram maquinados dos laminados utilizando uma máquina CNC conforme dimensões e geometrias especificadas pelo fabricante do equipamento de testes ou pelas normas. Os provetes foram todos polidos manualmente com lixa de grão 220 de forma a eliminar rebarbas e arestas cortantes, facilitando o seu manuseamento. A espessura média obtida nos provetes foi de 2 mm (x).

Provetes para ensaios de tração

Nos ensaios de tração os provetes seguiram as dimensões mencionadas na norma ISO 3268 cumprindo as dimensões da Figura 5, estrutura denominada por “osso de cão”.

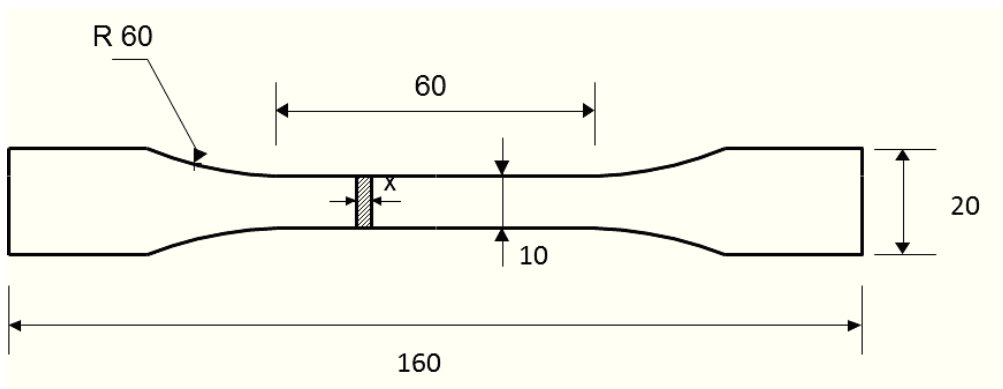


Figura 5 - Dimensões de provete com geometria "Osso de Cão" [28]

Provetes para ensaios de flexão

Para os ensaios de flexão utilizaram-se provetes com uma geometria retangular de dimensões 150 mm x 20 mm.

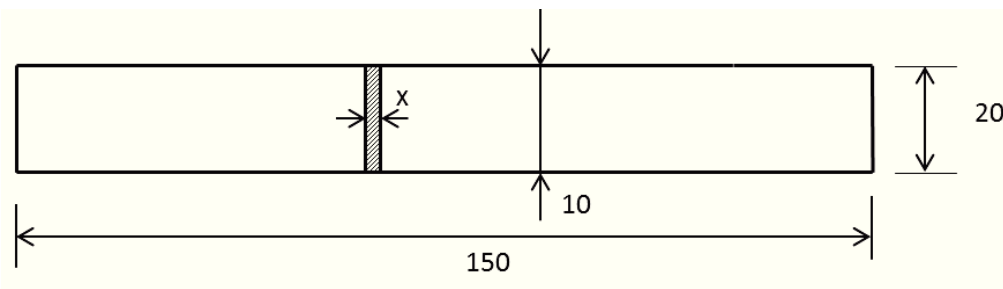


Figura 6 – Dimensões do provete utilizado para ensaio de flexão

Provetes para ensaios de impacto

Para os ensaios de impacto foram utilizados provetes com dimensão 100 mm x 100 mm.

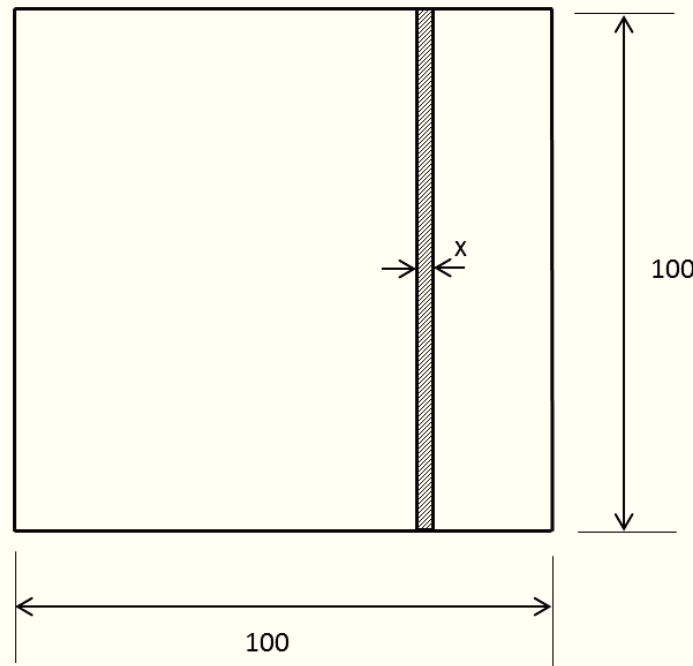


Figura 7 - Dimensões do provete utilizado para ensaio de impacto

3.3.2. Fadiga térmica nos provetes

Para verificar a existência de degradação nos provetes foram realizados três tipos de ensaios distintos, tração, flexão e impacto. Todos estes ensaios realizados no Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Coimbra, local detentor dos três equipamentos.

Para os ensaios realizados, utilizaram-se provetes que foram retirados no decorrer do processo de fadiga térmica para estudar o efeito deste processo sobre as propriedades mecânicas dos compósitos de fibra de carbono.

Os ensaios de fadiga térmica foram realizados na Escola Superior de Tecnologia e Gestão de Leiria, com os equipamentos existentes no laboratório de biociências (estufa e arca frigorífica) com capacidade para atingir as temperaturas pretendidas.

A definição do termo fadiga térmica aplica-se quando existe fissuração progressiva nos materiais após estes serem sujeitos a variações cíclicas de temperatura [29]. Na prática quando a temperatura é instantaneamente alterada vai gerar um gradiente térmico que provoca o aparecimento de tensões devido à dilatação dos materiais, com possibilidade desta dilatação originar uma deformação plástica local, deformando o material.

A capacidade dos materiais para resistir a choques térmicos vai depender especificamente das suas propriedades de deformação plástica, motivo pela qual a resistência à fadiga térmica depende mais da ductilidade dos materiais do que da resistência mecânica [29].

Os provetes foram sujeitos a vários ciclos térmicos com duração de 8 horas entre ciclos, até atingir um total de 52 ciclos. Este processo foi realizado em dois equipamentos, estufa e arca, com a alteração entre estes a ser efetuada manualmente. Os provetes de CFRP foram submetidos a gamas de temperatura localizadas entre os -40°C e 60°C (Figura 8).

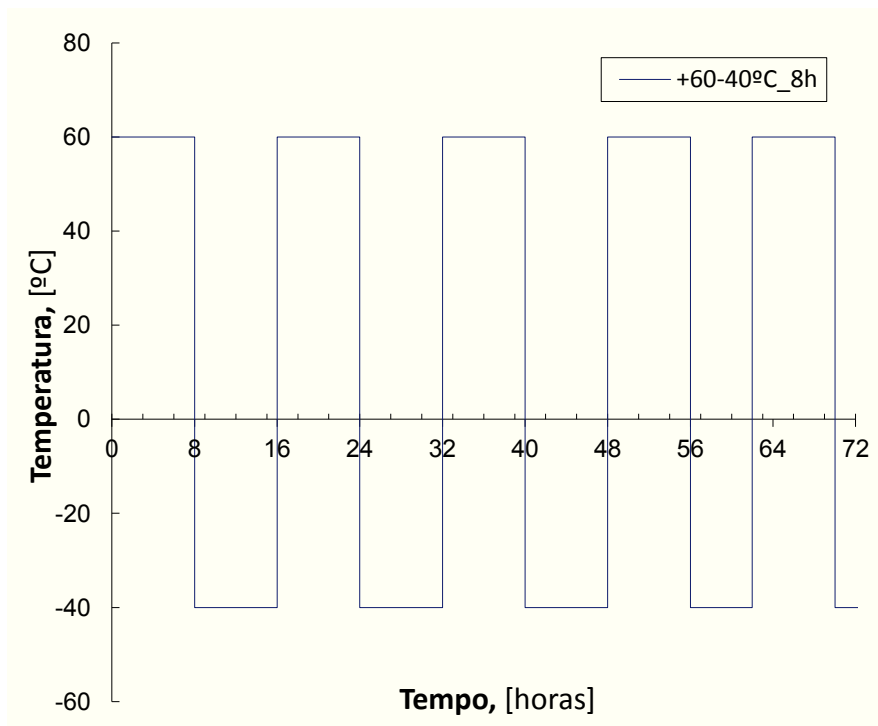


Figura 8 - Ciclos de fadiga térmica com variações de 8 horas

O espaço reduzido no interior da estufa obrigou à criação de quatro suportes com dimensões equivalentes ao estrado de inox (pertencente à estufa). Optou-se por criar suportes de madeira, devido à capacidade para resistir a variações de temperatura, a deformação é mínima e não é inflamável na gama de temperaturas utilizadas. Outra característica destes suportes é a capacidade de manter os provetes de forma agrupada, minimizando o tempo de movimentação entre os equipamentos e desta forma evitar o contacto manual com os provetes.

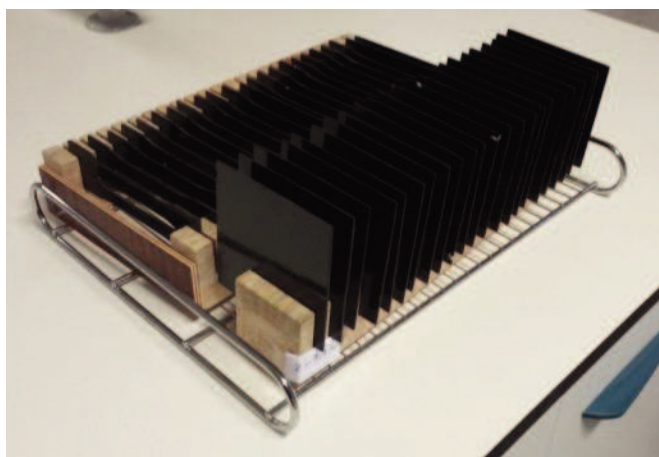


Figura 9 - Suportes para colocação de provetes

Foram simultaneamente inseridas as amostras para verificar os resultados de fração mássica.

Para a realização do processo de fadiga foram utilizados dois equipamentos, uma arca frigorífica (Figura 10) e uma estufa (Figura 11) com o objetivo de provocar uma alteração momentânea da temperatura envolvente (choque térmico). O choque térmico vai provocar uma dilatação/ contração instantânea nos materiais que consequentemente vai degradar o compósito. A intenção era provocar um choque térmico com diferencial de 100°C, mas devido à distância física entre os dois equipamentos não foi possível provocar um choque térmico exatamente com este diferencial. O transporte dos provetes entre a arca e a estufa e vice-versa foi efetuado manualmente, mas apesar de os equipamentos estarem na mesma divisão, estavam distanciados aproximada de 20 metros entre si. Não foi possível criar um choque térmico perfeito, mas o período de tempo necessário para realizar esta operação foi mínimo, motivo considerado como desprezável. A temperatura dos equipamentos aquando da mudança encontrava-se com os valores pretendidos para o choque térmico possuir o impacto desejado.



Figura 10 - Processo de fadiga térmica – Arca frigorífica



Figura 11 - Processo de fadiga térmica - Estufa

No decorrer do processo de fadiga térmica as amostras foram retiradas nos períodos (séries) definidos na Tabela 3. Em cada período retiraram-se quatro provetes para os ensaios de tração, quatro provetes para os ensaios de flexão e três provetes para os ensaios de impacto. Aquando da remoção dos provetes foi também registada a massa das 11 amostras através de uma balança analítica.

Tabela 3 - Períodos de remoção dos provetes no decorrer do processo de fadiga térmica

Série	Base	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Nº Ciclos	0	2	5	9	13	16	19	28	35	52
Tempo [h]	0	32	80	144	216	272	320	456	584	856

Durante o processo de fadiga térmica foram retirados provetes tendo sido identificados por séries (S). Na tabela anterior é utilizada essa identificação, por exemplo, ao S0 correspondem os provetes não sujeitos a fadiga térmica (provetes de controlo) e ao S1 corresponde a primeira série de provetes a ensaiar (com 2 ciclos).

3.4. Equipamento e procedimento experimental

3.4.1. Ensaios de tração uniaxial

O ensaio de tração uniaxial foi efetuado numa máquina de ensaios eletromecânica (Figura 12). A marca e modelo deste equipamento são respetivamente *INSTRON* e 4206, e detém a capacidade de aplicar cargas até 100 kN. Este equipamento funciona

devido à transmissão de movimento de um motor para dois fusos roscados através de um sistema de polias e correias. A unidade de comando é constituída por uma consola que realiza o controlo e aquisição de dados, e a mesma está conectada através de uma interface IEEE-488 a um computador que vai registar e mostrar os resultados obtidos nos ensaios. Foi utilizada uma velocidade de deslocamento constante até atingir o ponto de rotura do provete. Foram realizados 3 ensaios de cada série, com o objetivo de serem reduzidas as interferências de pequenos erros de produção e de ensaio dos provetes. Os parâmetros obtidos para análise foram a tensão de rotura e extensão na rotura.

A realização dos ensaios inicia-se com a configuração do teste pretendido e dos parâmetros pretendidos pelo utilizador, seguidamente inserem-se as dimensões de espessura e largura dos provetes no computador, fixa-se o provete nas duas extremidades com as garras de amarração e finalmente é executada a ação no computador para dar início ao ensaio. O equipamento vai gerar uma força axial de modo a afastar as garras e provocar a extensão do provete até à rotura.



Figura 12 - Máquina de ensaios mecânicos, *INSTRON 4206*

Os ensaios foram realizados em controlo de posição até à rotura do provete com uma velocidade de deslocamento constante de 1 mm/min, à temperatura ambiente. Foram realizados três ensaios para cada tipo de provete.

3.4.2. Ensaio de impacto

O ensaio de impacto caracteriza-se por aplicar uma força brusca e repentina sobre o corpo a ensaiar, possuindo como variante a energia/velocidade de aplicação. Com os valores de força e velocidade resultantes do ensaio pode ser determinada a energia absorvida. O equipamento mais conhecido para realizar este tipo de ensaios aplica uma força através de movimento pendular, em que é colocado o corpo para ensaio na trajetória do pendulo e através da alteração do peso colocado na sua cabeça ou através da altura a que o mesmo é largado permite aplicar a força e velocidade consoante o valor pretendido.

Neste trabalho em concreto utilizou-se um equipamento com o mesmo princípio de funcionamento, mas com a diferença do impactor percorrer uma trajetória vertical e a energia de impacto ser equivalente ao peso e altura a que o impactor é libertado. O equipamento utilizado (Figura 13) é da marca *INSTRON* e modelo *CEAST 9340*. Foi utilizado para os ensaios um impactor de 3,4 kg de massa e 10 mm de diâmetro. Este equipamento permite efetuar ensaios com energias de impacto entre 0.3 J e 405 J, e possui ainda um sistema eletrónico evitar impactos múltiplos. Os resultados foram recolhidos através de um *software* de aquisição e tratamento de dados ligado em paralelo ao equipamento.



Figura 13 - Equipamento utilizado para realizar os ensaios de Impacto

Foram ensaiados três provetes por cada série. Previamente a cada ensaio, a folga compreendida entre o provete e o impactor foi manualmente ajustada eliminando-a.

3.4.3. Ensaios de flexão em 3 pontos

O ensaio de flexão em 3 pontos fornece uma indicação qualitativa da ductilidade dos materiais e consiste em dobrar um provete com eixo retilíneo. Este ensaio necessita que um provete seja apoiado com precisão entre dois apoios, afastados conforme especificado pelo fabricante do equipamento, para permitir a aplicação de uma carga perpendicular ao eixo do provete e num ponto equidistante aos dois apoios, ou seja, vão existir três pontos de carga (Figura 14). O valor da força é definido pelo utilizador.

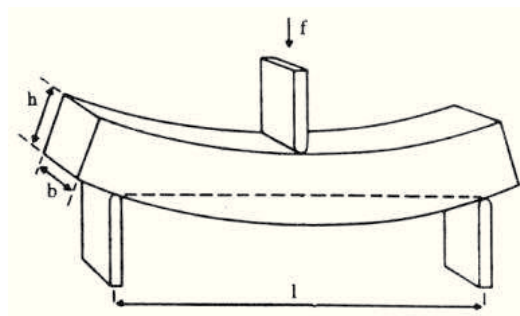


Figura 14 - Ensaio de flexão em 3 pontos[30]

Ao aplicar uma força (F) no centro do provete ($\frac{L}{2}$) onde é obtido o valor máximo de flexão, originando um momento fletor (M_f) (1).

$$M_f = \frac{FL}{4} \quad (1)$$

Os dois suportes para apoio dos provetes são dotados de um pequeno rolete, que vai permitir a deslocação do provete durante o ensaio, reduzindo o atrito e a fricção entre o provete e os apoios. Os resultados podem variar consoante a temperatura ambiente, velocidade de aplicação da carga, defeitos superficiais e geometria da secção transversal do provete [31].

A resistência à flexão foi calculada como sendo a tensão nominal (σ) provocada no meio da secção utilizando o valor máximo da carga aplicada. A tensão nominal de flexão foi calculada pela fórmula (2) [32]:

$$\sigma = \frac{3FL}{2bh^2} \quad (2)$$

Estabeleceu-se a carga máxima aplicada como F , o comprimento do vão como L , b considerou-se a largura e o h a espessura do provete.

O equipamento utilizado para realização dos testes de flexão em 3 pontos é da marca *Shimadzu* e modelo *AG-X* (Figura 15), com capacidade de aplicar cargas até 5 kN e deslocamento de 3 mm/min. Os dois apoios do provete foram distanciados com 32 mm entre si, conforme a norma ASTM D790 – 10 [33].

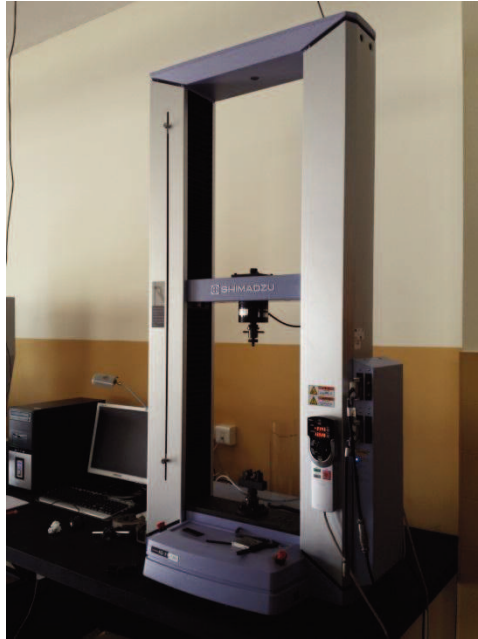


Figura 15 - Equipamento para realizar ensaios de flexão em 3 pontos

Os provetes foram cortados ao meio e previamente à realização de cada ensaio foi verificada a espessura média de cada provete para inserir no *software* do equipamento de ensaio. Tal como realizado nos outros ensaios, foram ensaiadas três amostras de cada ciclo de fadiga térmica para posteriormente calcular a média de forma a minimizar possíveis falhas humanas ou materiais.

4. Comportamento mecânico dos provetes

Após serem submetidos ao processo de fadiga térmica, os provetes foram sujeitos a ensaios de tração, flexão e impacto, de forma a verificar o comportamento mecânico dos laminados CFRP após serem sujeitos ao processo de fadiga térmica.

4.1. Fração mássica

Para determinar a fração mássica (f_m) média dos laminados maquinaram-se 4 pequenos provetes com as dimensões de 20 mm x 20 mm e foi registado o valor médio da massa desses provetes. Para amostras de tecido de fibra de carbono (FC) foram pesadas 8 camadas com a mesma área dos provetes. A partir desses valores foi possível determinar a percentagem de resina contida nos laminados. Na Tabela 4 estão mencionadas as médias dos resultados obtidos neste cálculo

Tabela 4 - Cálculo da fração mássica média da fibra de carbono

Amostras	Massa média do provete (g)	Massa de 8 camadas de FC (g)	Massa da resina (g)	Fração mássica	% Mássica da FC	Desvio padrão (%)
Média	0,8887	0,5709	0,3178	0,6424	64,2%	3,40

O valor de médio da fração mássica resultou em 0,6424 de tecido de fibra de carbono, ou seja, em média existe 64,2% de tecido de carbono e 35,8% de resina. Os laminados utilizados para este estudo apresentavam uma espessura média de 1,5 mm.

4.2. Variação mássica

Nos ensaios de variação mássica, devido aos ciclos térmicos, verificou-se uma diminuição da massa insignificante no decorrer do processo de fadiga térmica. Nos 52 de fadiga térmica verificou-se uma redução mássica de 0,48%. Estes resultados estão em concordância com os obtidos por L. W. Chao Zhang *et al.*[34], utilizando fibra de carbono GY70 e resina epóxida 934, mas sujeitando os laminados a 160 ciclos de fadiga térmica. Esta perda mínima de massa deve-se à fuga de gases de H₂O, N₂ e

hidrocarbonetos, resultados verificados por *Shin et al.* [35]. Apesar desta perda mássica não foi verificada macroscopicamente qualquer alteração nos provetes.

4.3. Comportamento mecânico dos provetes à tração uniaxial

O comportamento mecânico dos provetes quando sujeitos a uma tração uniaxial permitiu determinar a tensão suportada pelos provetes.

Na Figura 16 estão representadas as curvas da tensão normal (σ) em função da extensão (ϵ) obtidas no ensaio. Este gráfico é uma representação da série de controlo, e tem um comportamento idêntico às outras séries ensaiadas. Podemos observar a tensão de rotura e a extensão para cada provete e em cada série.

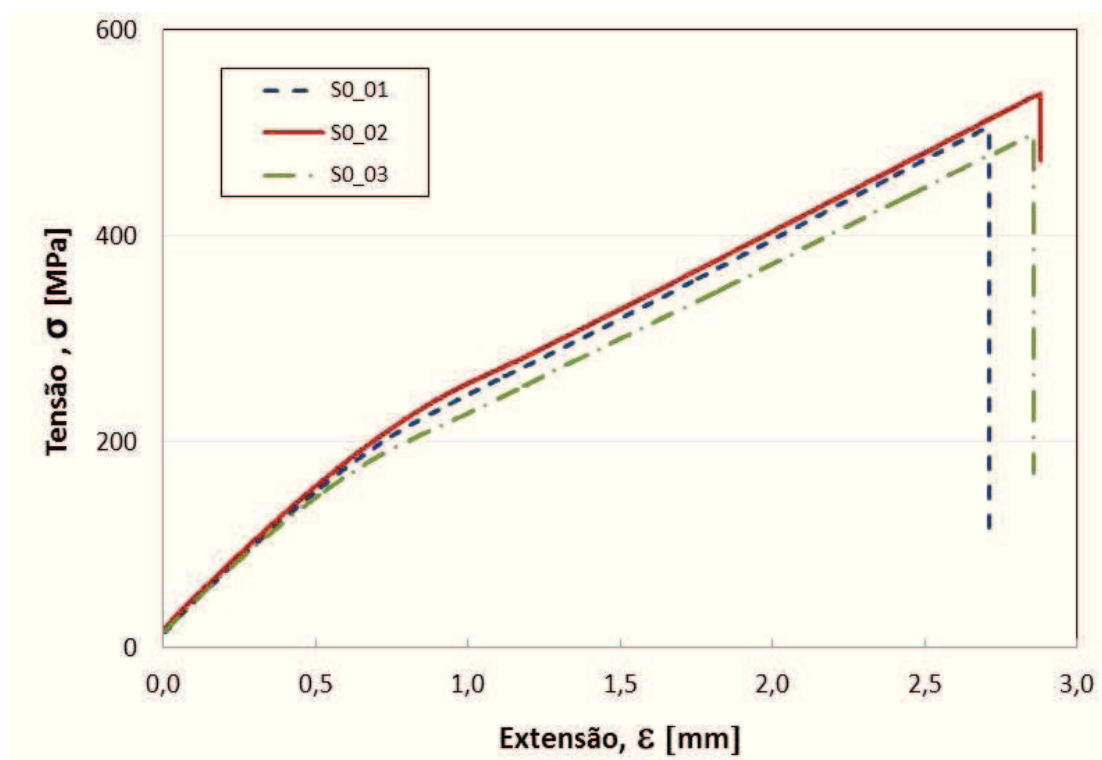


Figura 16 - Ensaio de tração uniaxial para a série zero- Tensão x extensão

A tensão normal média de rotura (σ) é representada na Figura 17. Em cada série foram ensaiados à tração uniaxial 3 provetes.

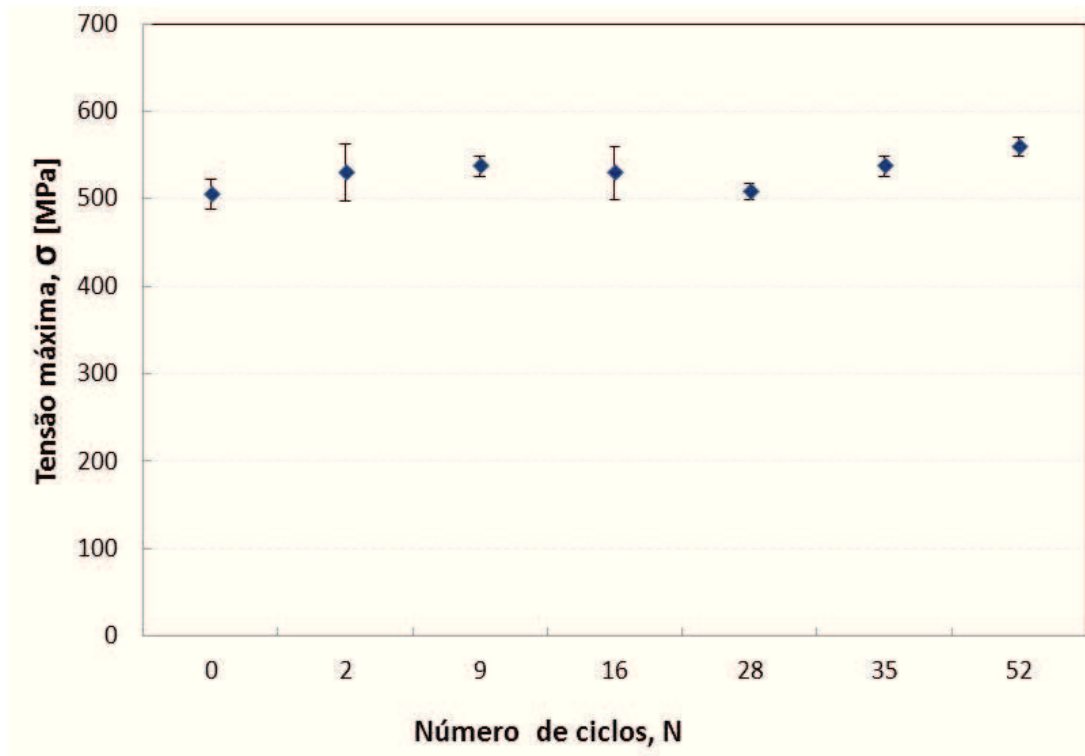


Figura 17 - Ensaio de tração uniaxial - Tensão máxima x número de ciclos de fadiga térmica

Discussão de resultados

Verificou-se que a tensão normal obtida ao longo das séries ensaiadas se mantém dentro da mesma gama de valores. Os valores médios de tensão normal encontram-se inseridos na mesma gama de valores, entre os 500 MPa e 580 MPa. Os resultados obtidos mostram uma ligeira variação entre si, mas sem uma tendência definida. A variação que se obtém pode derivar do processo de fabrico ser manual e as quantidades de resina epóxida serem variáveis. Estes resultados demonstram que o processo de fadiga térmica não provocou alterações nos laminados de CFRP, indicando que o choque térmico e as variações de temperatura não provocam degradação macroscópica nos provetes.

Como era previsível, a resina epóxida utilizada mostrou-se efetivamente capaz para suportar temperaturas positivas até 60°C, pois esta temperatura encontra-se bastante abaixo do T_g da resina utilizada. Para temperaturas negativas não era conhecido o comportamento desta resina mas demonstrou igual capacidade para suportar temperaturas de -40°C. Outro motivo para este comportamento inalterável das

propriedades dos laminados pode estar ligado à baixa expansão térmica da fibra de carbono, evitando a separação da fibra de carbono com a resina.

4.4. Comportamento mecânico dos provetes à flexão

O comportamento mecânico dos provetes à flexão foi verificado através de ensaios de flexão em 3 pontos. Foram realizados três ensaios em cada série, desde a série de controlo, série zero (S0) com zero ciclos de fadiga térmica até à serie 9 (S9) com 52 ciclos. Os provetes utilizados neste tipo de ensaios foram posteriormente cortados ao meio de modo a ser possível a sua colocação na máquina de ensaios.

Tabela 5 - Força de rotura por série

	S0	S1	S2	S3	S4	S5	S6	S7	S8	S9
F _{máx} [N]	672,7	603,6	744,8	791,1	792,6	770,5	741,8	1181,5	976,3	1216,7

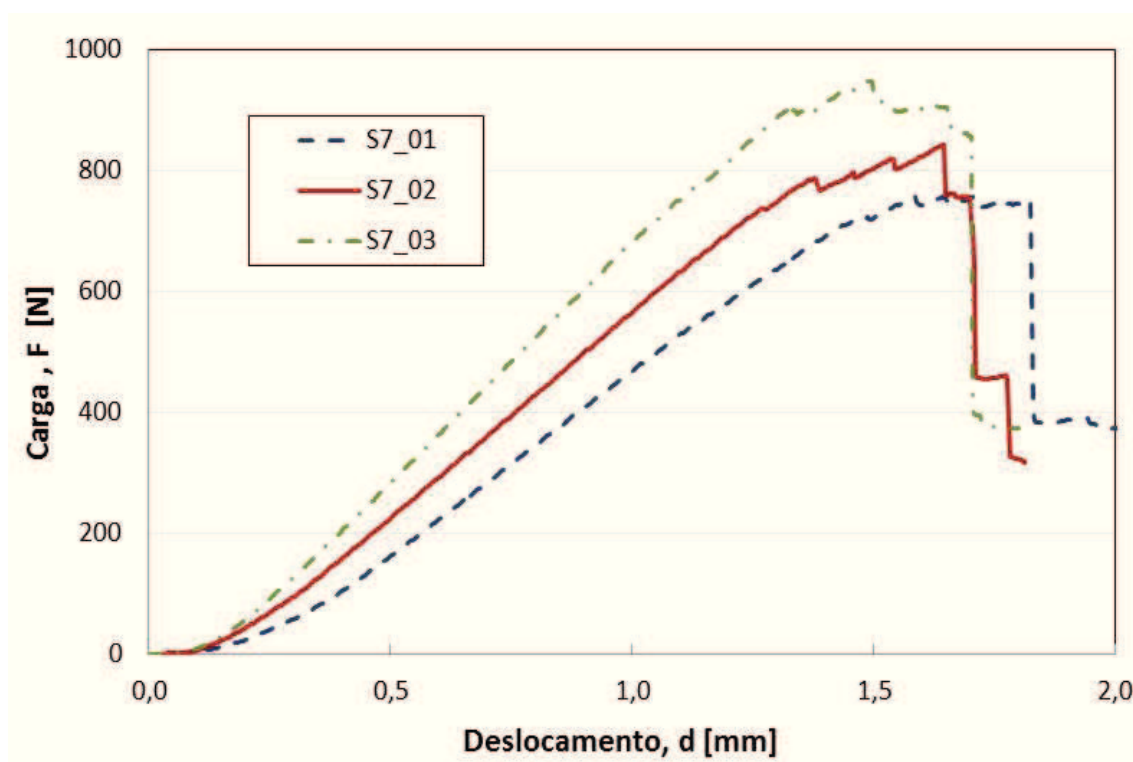


Figura 18 - Ensaio de flexão em 3 pontos para a série sete - Carga x deslocamento

Na Figura 18 estão representados a tensão máxima (σ) e número de ciclos, obtidas através de ensaio de flexão em 3 pontos. Este gráfico é uma representação da série de

controlo, e tem um comportamento idêntico às outras séries ensaiadas. Podemos observar a tensão de rotura e a extensão para cada provete e em cada série.

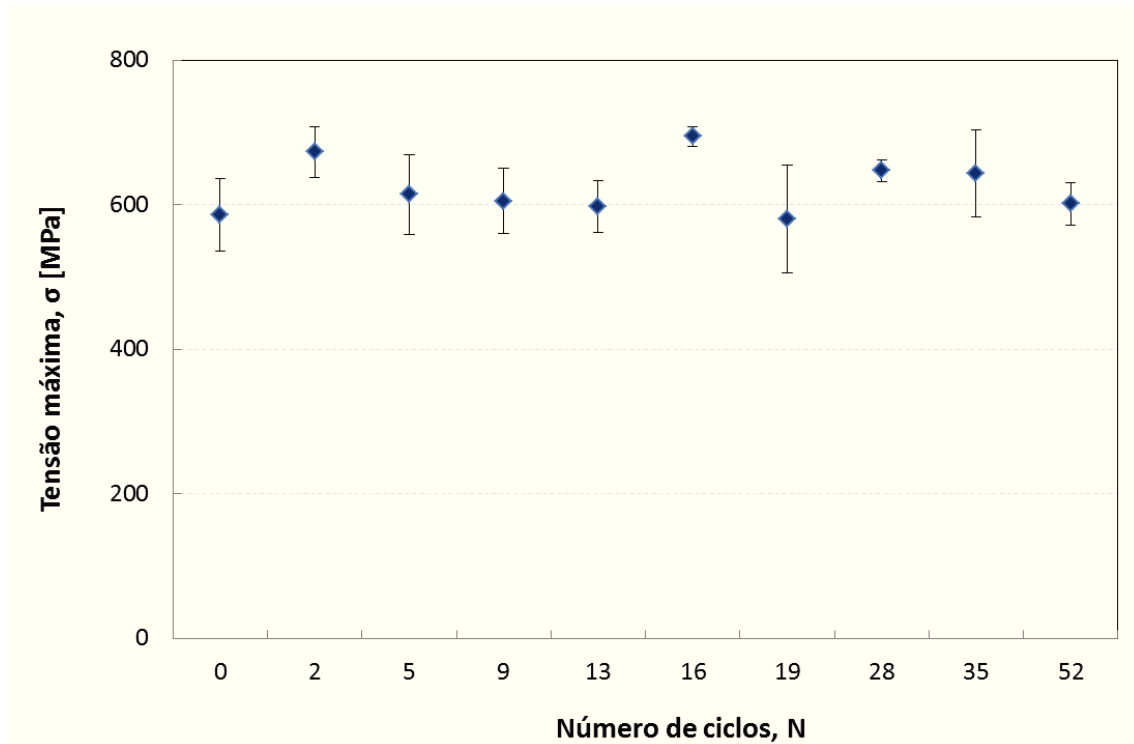


Figura 19 - Ensaio de flexão em 3 pontos para todas as séries- Tensão máxima x número de ciclos

Discussão de resultados

Os resultados obtidos neste tipo de ensaio não permitiram concluir se o processo de fadiga afetou as propriedades dos laminados. O decréscimo esperado da força máxima com o crescimento das séries não se verificou, revelando que os ciclos realizados não influenciaram as propriedades dos provetes ao avançar no processo de fadiga térmica. Este comportamento, mais uma vez, pode-se justificar pela baixa expansão térmica da fibra de carbono e pelo elevado T_g da resina epóxida.

4.5. Comportamento mecânico dos provetes ao impacto

O comportamento mecânico dos provetes ao impacto foi analisado através de vários parâmetros, nomeadamente a energia elástica e energia dissipada, carga máxima obtida e o deslocamento do impactor na realização dos ensaios.

Ao analisar os gráficos de cada série observam-se algumas semelhanças e proximidade entre os resultados de todas as amostras ensaiadas.

CAPÍTULO 4 – COMPORTAMENTO ESTÁTICO DOS PROVETES

Nas figuras abaixo apresentam-se quatro tipos de gráficos, típicos e semelhantes para cada uma das series ensaiadas.

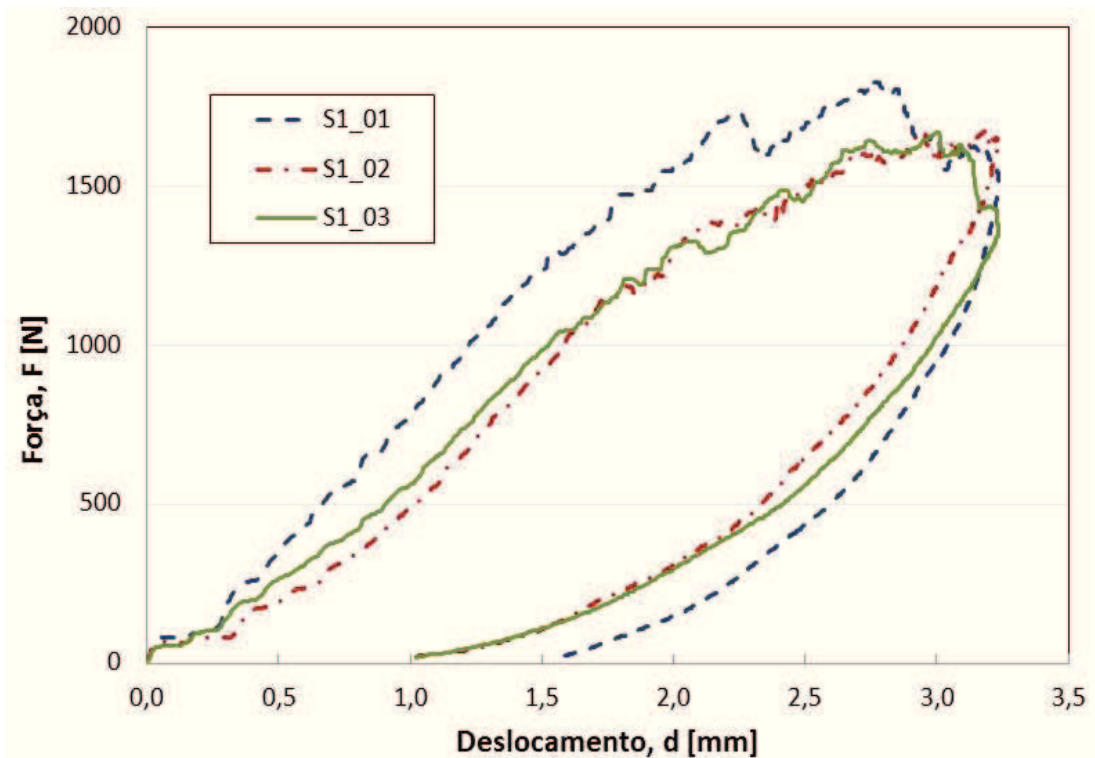


Figura 20 - Ensaio de impacto para a série um - Força x deslocamento

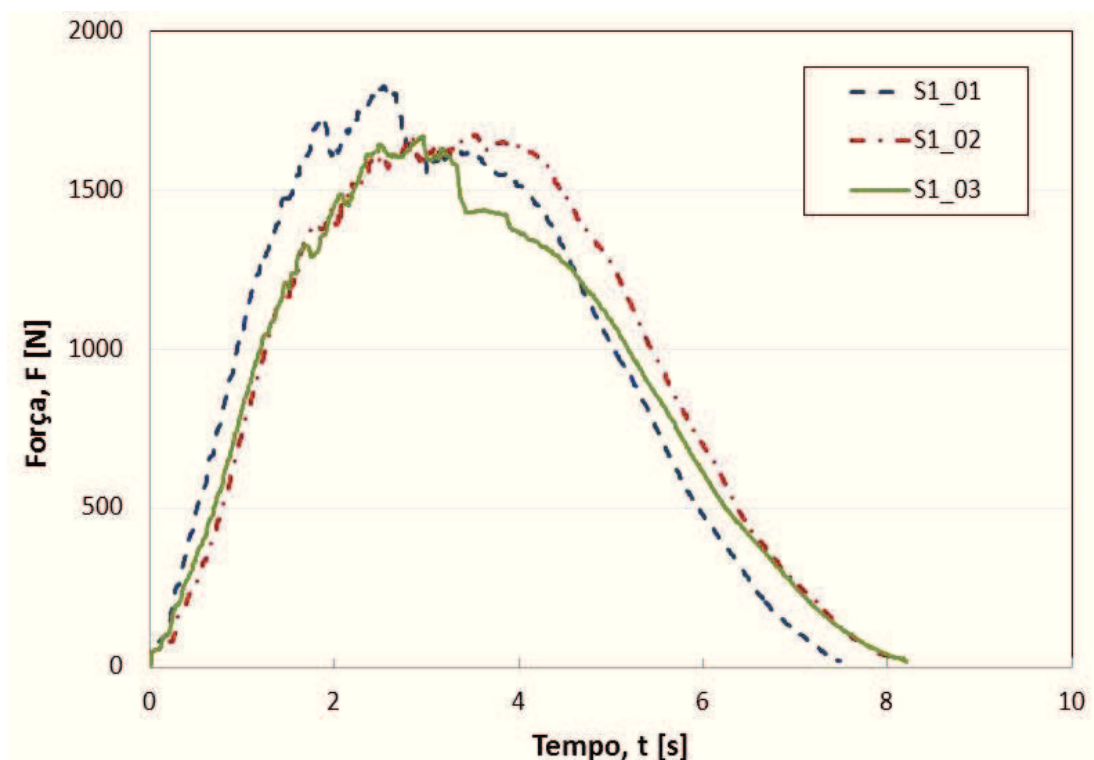


Figura 21 - Ensaio de impacto para a série um - Força x tempo

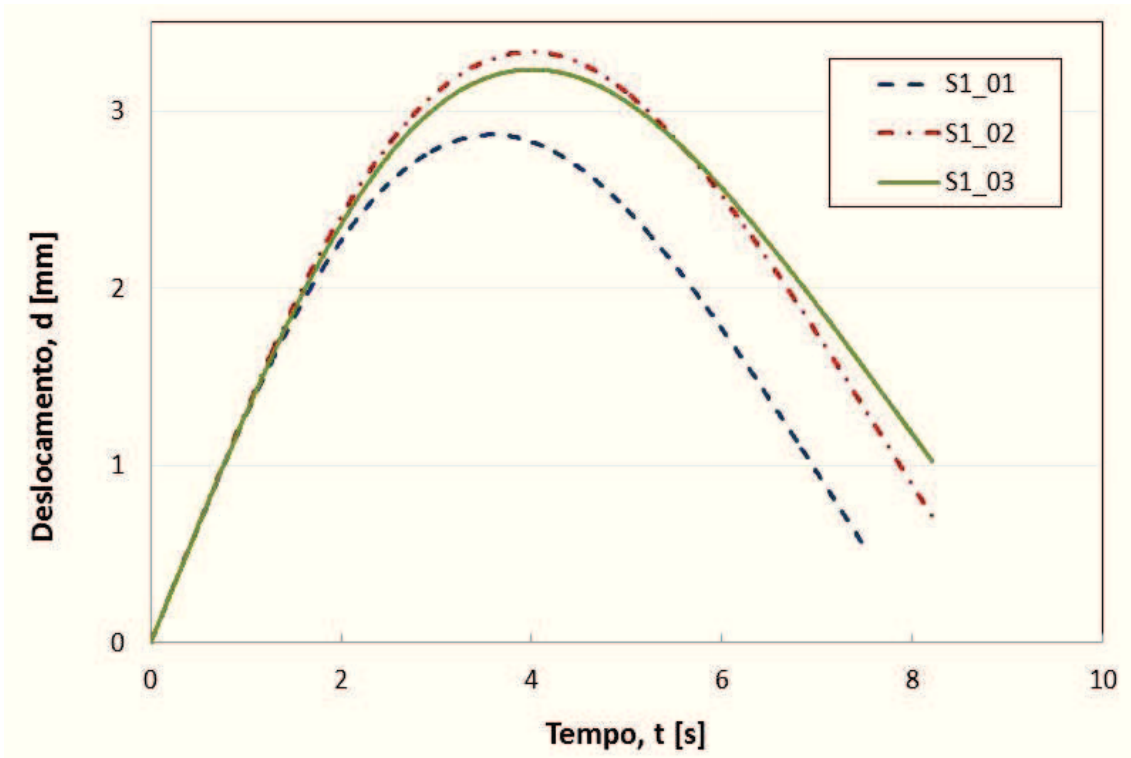


Figura 22 - Ensaio de impacto para a série um - Deslocamento x tempo

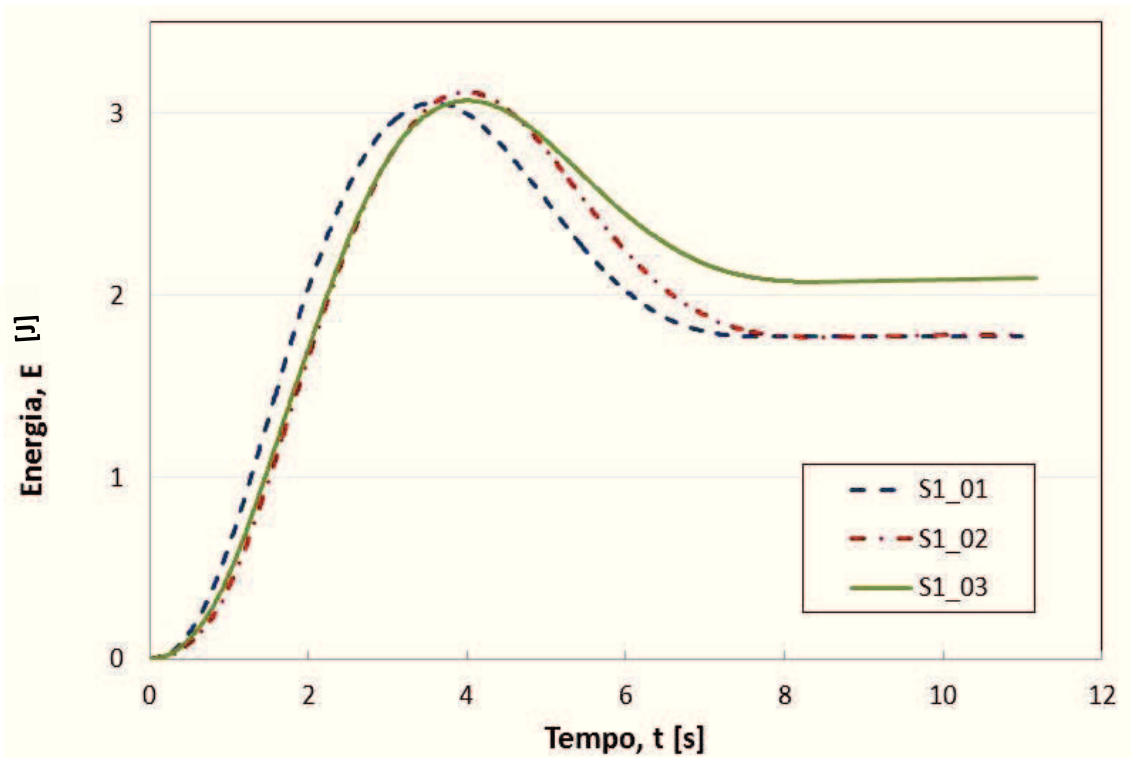


Figura 23 - Ensaio de impacto para a série um - Energia x tempo

CAPÍTULO 4 – COMPORTAMENTO ESTÁTICO DOS PROVETES

Tabela 6 – Ensaio de impacto - tabela dos resultados médios por cada série

Série	N° de ciclos	F_máx [N]	d_máx [mm]	E_elástica [%]
S0	0	1885,3	2,84	56,1
S1	2	1721,9	3,14	61,0
S2	5	1632,0	3,27	72,6
S3	9	1831,9	2,86	58,6
S4	13	1653,9	3,18	66,6
S5	16	1679,2	3,11	61,5
S6	19	1600,8	3,21	67,6
S7	28	1926,9	2,69	56,5
S8	35	1775,8	3,02	58,5
S9	52	1721,1	3,07	59,0

Na Tabela 6 são mencionados os resultados médios de cada série.

Na Figura 24 estão representados os valores da tensão máxima para as séries ensaiadas.

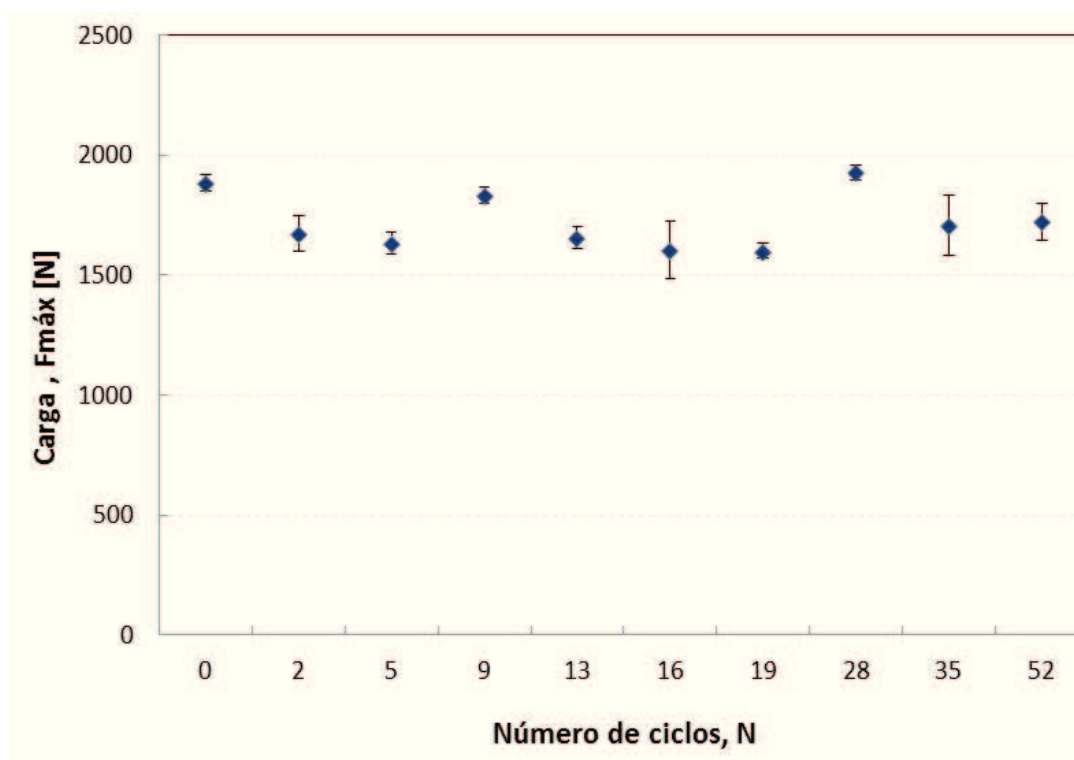


Figura 24 - Ensaio de impacto - Tensão máxima x número de ciclos de fadiga térmica

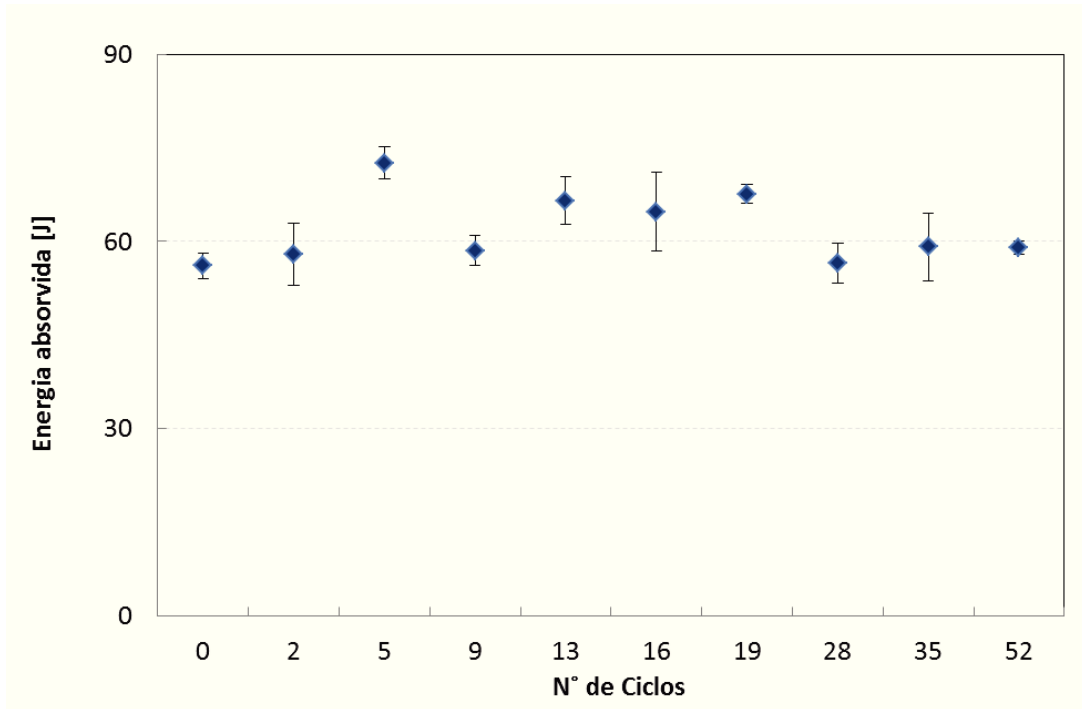


Figura 25 - Ensaio de impacto – Energia absorvida x número de ciclos de fadiga térmica

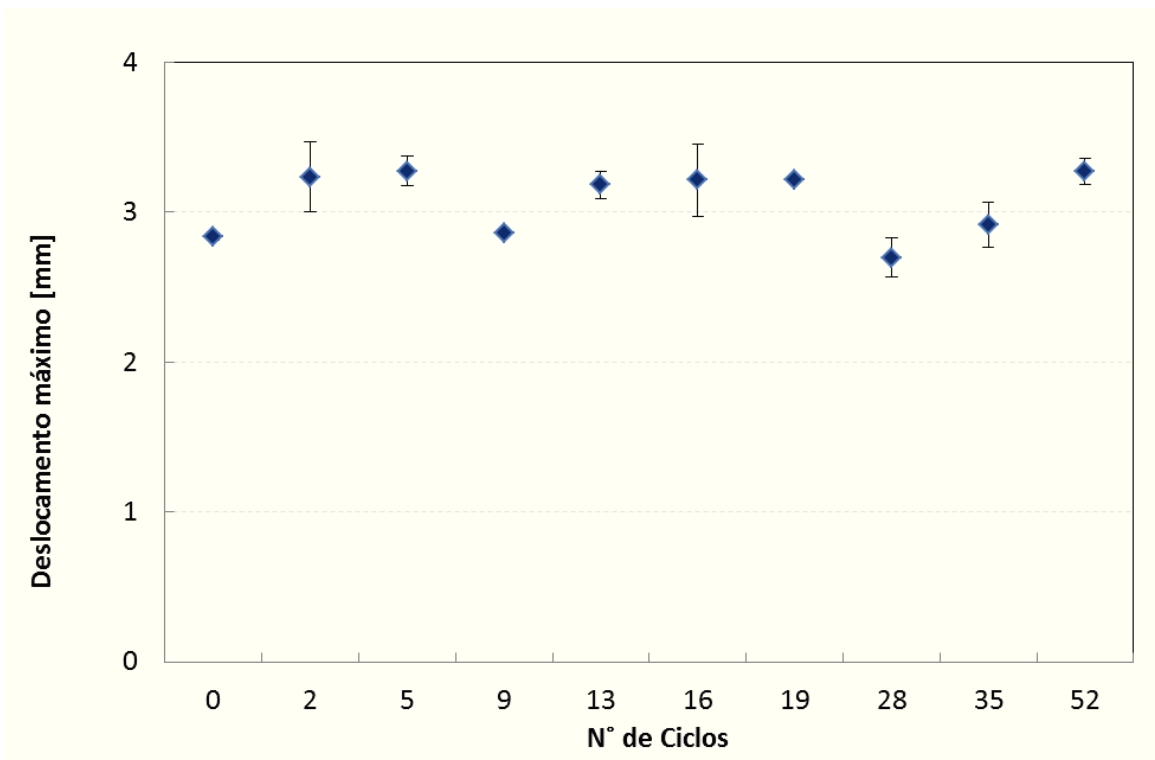


Figura 26 - Ensaio de impacto – Deslocamento máximo x número de ciclos de fadiga térmica

Discussão de resultados

Analisando os gráficos das figuras anteriores, verifica-se uma grande semelhança entre os valores de carga (Figura 24), energia absorvida (Figura 25) e deslocamento máximo (Figura 26) obtidos em cada série. Observa-se igualmente que existe uma flutuação dos resultados obtidos, mas sem tendência definida. Verifica-se que os laminados estudados são insensíveis, relativamente ao seu comportamento mecânico, às condições de fadiga térmica impostas. Uma possível justificação para este comportamento poderá estar associada à baixa expansão térmica da fibra de carbono e pelo elevado T_g da resina epóxida.

5. Conclusões e sugestões para trabalhos futuros

5.1. Conclusões

O estudo efetuado ao longo desta dissertação abordou o comportamento mecânico em laminados de fibra de carbono após estes serem sujeitos a um processo de fadiga térmica. De seguida são mostradas, de forma resumida, as conclusões principais.

Como principal conclusão, verificou-se que o laminado de fibra de carbono em estudo não se degradou ao ser submetido a ciclos de fadiga térmica com as condições de temperatura para 52 ciclos de 16 horas por ciclo (8 horas a -40°C / 8 horas a $+60^{\circ}\text{C}$).

Para os diversos ensaios realizados (ensaios tração, ensaios flexão e ensaios de impacto) verifica-se que não existiu alteração do comportamento mecânico dos laminados com a aplicação do processo de fadiga térmica.

Nos ensaios realizados, embora se verifique uma flutuação de valores, não há uma tendência definida, sendo esta atribuída a possíveis variações nas características dimensionais e de produção dos provetes.

Verificou-se que existe mais dispersão nos resultados (maior desvio padrão) nos ensaios de flexão e impacto.

Os laminados de CFRP manufacturados mostraram um excelente comportamento mecânico nos ensaios efetuados, a nível macroscópico.

Para aplicações utilizando as mesmas condições estudadas, é possível confirmar um bom comportamento da resistência mecânica, considerando a quantidade de choques térmicos e duração do processo fadiga térmica entre -40°C e 60°C .

5.2. Sugestões para trabalhos futuros

Na sequência deste trabalho surgiram aspetos que podem ser objeto de análise mais detalhadamente em trabalhos futuros. De seguida são enunciados alguns desses aspetos:

CAPÍTULO 5 – CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

- Fazer estudos semelhantes onde se realizem um maior número de ciclos de fadiga térmica.
- Comparar a divergência resultante entre vários laminados fabricados pelo processo de moldação manual e pelo processo que envolva a utilização de autoclave.
- Efetuar ensaios utilizando resinas com boa capacidade de suportar temperaturas elevadas e analisar o seu comportamento a temperaturas criogénicas.
- Sujeitar laminados de CFRP a choques térmicos com gamas de temperaturas superiores às utilizadas (próximas do seu T_g) neste estudo e verificar o comportamento dos mesmos.

Bibliografia

- [1] “Materiais Compósitos.” [Online]. Available: <http://disciplinas.ist.utl.pt/qgeral/mecanica/MatComp.pdf>. [Accessed: 10-Sep-2014].
- [2] Mahmoud Hayati, “Advanced Mechanical Characterization of Polymer Composite Materials,” Oporto University, 2013.
- [3] H. Ning, Y. Li, N. Hu, M. Arai, N. Takizawa, Y. Liu, L. Wu, J. Li, and F. Mo, “Experimental and numerical study on the improvement of interlaminar mechanical properties of Al/CFRP laminates,” *J. Mater. Process. Technol.*, vol. 216, pp. 79–88, 2015.
- [4] M. L. COSTA, M. C. REZENDE, and S. F. M. DE ALMEIDA, “Resinas Bismaleimidas: obtenção e potencial de aplicação no setor aeroespacial,” *Rev. CIÊNCIA Tecnol.*, vol. 8, no. 18, pp. 97–107, 2001.
- [5] J. Fan, X. Hu, and C. Y. Yue, “Thermal degradation study of interpenetrating polymer network based on modified bismaleimide resin and cyanate ester,” *Polym. Int.*, vol. 52, no. 1, pp. 15–22, 2003.
- [6] G. L. A. Delfa, W. Voigt, and M. Abgottspon, “HIGH TEMPERATURE AND FLAME RETARDANT CYANATE ESTER RESINS FOR AEROSPACE APPLICATIONS.”
- [7] L. B. Vogelesang and A. Vlot, “Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures,” *J. Mater. Process. Technol.*, vol. 103, pp. 3–7, 2000.
- [8] G. Wu and J.-M. Yang, “The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures,” *Jom*, vol. 57, no. 1, pp. 72–79, 2005.
- [9] Y. Xiao, R. G. White, and G. S. Aglietti, “An experimental characterization of the acoustic fatigue endurance of GLARE and comparison with that of CFRP,” *Compos. Struct.*, vol. 68, no. 4, pp. 455–470, 2005.
- [10] A. B. de Moraes, A. G. de Magalhães, and M. F. de S. F. Moura, *Materiais Compósitos - Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*. PUBLINDUSTRIA, 2011, p. 382.
- [11] P. N. B. Reis, J. A. M. Ferreira, J. D. M. Costa, and M. O. W. Richardson, “Fatigue life evaluation for carbon/epoxy laminate composites under constant and variable block loading,” *Compos. Sci. Technol.*, vol. 69, no. 2, pp. 154–160, 2009.

- [12] T. Okabe and N. Takeda, "Size effect on tensile strength of unidirectional CFRP composites—experiment and simulation," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 62, pp. 2053–2064, 2002.
- [13] M. Wisnom, "Size effects in the testing of fibre-composite materials," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 59, 1999.
- [14] U. Ramamurty, F. Zok, F. Leckie, and H. Deve, "Strength variability in alumina fiber-reinforced aluminum matrix composites," *Acta Mater.*, vol. 45, no. 11, 1997.
- [15] C. Breen, F. Guild, and M. Pavier, "Impact damage to thick carbon fibre reinforced plastic composite laminates," *J. Mater. Sci.*, pp. 6718–6724, 2006.
- [16] J. Cunha, M. Costa, and M. Rezende, "Influência de diferentes condições higrotérmicas na resistência a tração de compósitos de fibra de carbono/epóxi modificada," *Polímeros: Ciência e Tecnologia*, vol. 16, pp. 193–201, 2006.
- [17] T. G. Rio and R. Zaera, "Damage in CFRPs due to low velocity impact at low temperature," *Compos. Part B*, pp. 1–10, 2005.
- [18] R. J. Morgan, E. E. Shin, J. Lincoln, and J. Zhou, "Overview of polymer matrix composites performance and materials development for aerospace applications," *Sampe J.*, vol. 37, no. 2, pp. 102–107, 2001.
- [19] G. Caprino, P. Iaccarino, and a. Lamboglia, "The effect of shear on the rigidity in three-point bending of unidirectional CFRP laminates made of T800H/3900-2," *Compos. Struct.*, vol. 88, no. 3, pp. 360–366, 2009.
- [20] M. Russell-Stevens, R. Todd, and M. Papakyriacou, "The effect of thermal cycling on the properties of a carbon fibre reinforced magnesium composite," *Mater. Sci. Eng.*, vol. 397, pp. 249–256, 2005.
- [21] K. Im, C. Cha, S. Kim, and I. Yang, "Effects of temperature on impact damages in CFRP composite laminates," *Compos. Part B Eng.*, vol. 32, no. 8, pp. 669–682, 2001.
- [22] R. H. Holley, "The Great Metal Tube in the Sky," 2013. [Online]. Available: <http://arch5541.wordpress.com/2013/01/08/the-great-metal-tube-in-the-sky/>. [Accessed: 08-Aug-2014].
- [23] O. S. G. M. C. Capella, C. A. Soufen, G. V. Correia and M. I. C. A. F. Pintão, "PROPRIEDADES MECÂNICAS EM LAMINADOS FIBRAS DE VIDRO E FIBRA DE CARBONO EM RESINA EPÓXI," in *Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciência dos Materiais*, p. 9, 2012,.

- [24] R. C. Russell, "Survival of insects in the wheel bays of a Boeing 747B aircraft on flights between tropical and temperate airports," *Bull. World Health Organ.*, vol. 65, no. 5, pp. 659–62, 1987.
- [25] M. van Tooren and L. Krakkers, "Multi-Disciplinary Design of Aircraft Fuselage Structures," *45th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Exhib.*, pp. 1–13, 2007.
- [26] SIKA, "Ficha técnica - Biresin CR122," 2013. [Online]. Available: deu.sika.com/dms/getdocument.get/b7489b0a-fdeb-3804-8820-699cc29b158c/Biresin_CR122_eng.pdf. [Accessed: 10-Jun-2014].
- [27] R. A. V. S. Franco, "Produção de Componentes em Materiais Compósitos por Infusão de Resina Engenharia e Arquitectura Naval," Instituto Superior Técnico, 2008.
- [28] ISO 3268, "Plastics -- Glass reinforced materials -- Determination of tensile properties," 1978.
- [29] M. D. A. A. Pereira, "Comportamento à fadiga térmica de materiais para coquilhas destinadas ao fabrico de ferros fundidos.pdf," F.E.U.P., 1992.
- [30] "8.1.2.8 - Resistência ao cisalhamento." [Online]. Available: <http://www.poliuretanos.com.br/Cap8/8125Compressao.htm>. [Accessed: 13-Jun-2014].
- [31] G. B. Dalcin, "Ensaio dos materiais." URI, Santo Ângelo, p. 41, 2007.
- [32] A. M. Amaro, P. N. B. Reis, M. a. Neto, and C. Louro, "Effects of alkaline and acid solutions on glass/epoxy composites," *Polym. Degrad. Stab.*, vol. 98, no. 4, pp. 853–862, Apr. 2013.
- [33] ASTM D790, "Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials," vol. 08.01, 2014.
- [34] L. W. Chao Zhang, Wieslaw K Binienda, Gregory Morscher, Richard E Martin and Kohlman, "Finite Element Modeling of Thermal Cycling Induced Microcracking in Carbon / Epoxy Triaxial Braided Composites," p. 11, 2012..
- [35] H.-H. L. Kwang-Bok Shina, Chun-Gon Kima, Chang-Sun Honga, "Prediction of failure thermal cycles in graphite/epoxy composite materials under simulated low earth orbit environments," *Compos. Part B*, vol. 31, pp. 223–235, 2000.

Anexo (A) - Resultados dos ensaios

Resultados dos ensaios de flexão em 3 pontos

N° de Ciclos	Série	σ_{med} [MPa]	Desvio padrão (σ) [%]	F_méd [MPa]	Desvio padrão (F_méd) [%]
0	S0	586,51	50,10	1035,66	22,28
2	S1	672,68	34,72	694,18	21,49
5	S2	613,91	54,83	739,39	135,80
9	S3	604,62	45,19	836,61	91,82
13	S4	597,02	35,89	1071,11	279,97
16	S5	694,31	13,22	1009,17	216,56
19	S6	580,30	74,27	830,87	60,32
28	S7	647,21	15,10	867,03	125,23
35	S8	643,00	60,51	1311,24	129,70
52	S9	601,53	29,32	1149,84	173,57

Resultados dos ensaios de tração

N° de ciclos	Série	σ_{med} [MPa]	Desvio padrão (σ) [%]	F_Média [MPa]	Desvio padrão F_Média [%]
0	S0	505,72	16,99	13513,92	414,10
2	S1	529,85	32,49	14512,56	1689,23
9	S3	537,02	12,23	12128,7	377,32
16	S5	529,17	30,99	13744,79	442,53
28	S7	508,07	9,89	13728,68	186,66
35	S8	537,17	12,11	14088,41	288,31
52	S9	559,43	10,48	14609,2	1152,35

Resultados dos ensaios de Impacto

N° de Ciclos	Série	F_Média [MPa]	Desvio padrão F_Média [%]
0	S0	1885,33	34,99
2	S1	1671,68	74,08
5	S2	1632,01	44,04
9	S3	1831,92	35,92
13	S4	1653,88	44,67
16	S5	1604,84	119,78
19	S6	1600,78	30,93
28	S7	1926,87	32,81
35	S8	1706,04	124,11
52	S9	1721,12	74,41

Anexo (B) – Ficha técnica tecido de fibra de carbono

Anexo (C) – Ficha técnica da resina e endurecedor
