



Pedro Miguel Beira Jorge

Licenciado em Ciências de Engenharia de Materiais

**Optimização das condições de moldação
de materiais compósitos para construção
de ferramenta de reparação de defeito em
radome de aeronave**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia de Materiais

Orientador: Prof. Doutor Alexandre José da Costa Velhinho,
FCT-UNL

Co-orientador: Engenheiro João Miguel Costanzo Nunes da
Silva Carvalho, TAP Manutenção e Engenharia

Presidente: Prof. Doutor João Paulo Miranda Ribeiro Borges

Arguente: Prof. Doutor Rui Jorge Cordeiro Silva

Vogal: Engenheiro João Miguel Costanzo Nunes da Silva Carvalho



FACULDADE DE
CIÊNCIAS E TECNOLOGIA
UNIVERSIDADE NOVA DE LISBOA

[Setembro de 2014]

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Direitos de copyright:

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.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Agradecimentos

Como em tudo na vida, tudo tem um início, um meio e um fim, resultando a realização desta Dissertação no final de ciclo do meu regresso à FCT e ao Departamento de Ciências dos Materiais. Por esta razão, gostaria de agradecer a todos os que estiveram comigo nesta caminhada e que de algum modo contribuíram para que a mesma fosse o mais proveitosa possível. A minha sincera gratidão estende-se também:

À TAP Manutenção e Engenharia pela disponibilidade de me receber nas suas instalações e por me permitir realizar esta Dissertação em contexto industrial.

Ao meu Orientador, Engenheiro João Carvalho, pela oportunidade concedida, pelo conhecimento transmitido e pela partilha de saber e de experiências na área dos compósitos, bem como pela generosidade demonstrada em me acolher, acompanhar e orientar durante todas as fases deste trabalho, bem como por todos os meios que pôs ao meu dispor ao longo dos 6 meses que passei no Hangar 5.

Ao meu Orientador, Professor Doutor Alexandre Velhinho, por ter acolhido com entusiasmo a minha pretensão de realizar a tese em ambiente industrial, por ter realizado todos os contactos com a TAP Manutenção e Engenharia de modo a que esta oportunidade se tornasse possível, por toda a sua disponibilidade e generosidade em ajudar a encontrar soluções para as dúvidas e problemas que foram aparecendo pelo caminho e pelos conhecimentos que me transmitiu ao longo de todos estes anos em que fui aluno do DCM.

Ao Engenheiro Pedro Ornelas, Chefe do Gabinete de Engenharia de Estruturas por ao longo de 6 meses me ter recebido no gabinete de Engenharia de Estruturas e por todos os meios que colocou à minha disposição.

Ao Sr. Mário, Chefe da Oficina de Interiores de Cabine, ao Sr. Carlos Conceição, Chefe de Turno e aos Srs. Miguel Leitão e Paulo Rocha, Mecânicos de Interiores de Cabine, por toda a disponibilidade com que me receberam na Oficina, por toda a simpatia e por estarem sempre dispostos a dar-me a conhecer coisas novas no mundo dos compósitos e por todas as palavras e conhecimentos práticos que me transmitiram nos vários dias que passei na Oficina, quer a observar e acompanhar as mais diversas reparações em componentes compósitos, quer na disponibilidade em fabricar os provetes que foram testados e analisados nesta Dissertação.

Ao Engenheiro Pablo Vigarinho por toda a disponibilidade e apoio na realização dos ensaios mecânicos nos laboratórios do CENIMAT/I3N.

Aos bons colegas que conheci na FCT, nomeadamente e sem ordem específica, Pedro Chasqueira, Rodrigo Albergaria, Mafalda Rendeiro, Tânia Silva, Ana Boto, Henrique Vazão, Pablo Vigarinho, Igor Santos, Helena Mafalda, Rui Camões, Sílvia Albino, Teresa Pires, Tiago Mateus, Leonel Nabais, Bruno Catela, Sara Gil, Hugo Fernandes, Raquel Vitorino, Rafael Santos, a minha querida afilhada Rita Nunes, Edgar Camacho, Catarina Leitão, João Pires, Diogo Ramos, André Milho, Pedro Sousa e Patricia Perdigão, que estiveram ao meu lado nesta caminhada FCTense, e que alguns deles se transformaram em grandes Amigos.

À equipa de preparação do IV Encontro Nacional de Estudantes de Engenharia de Materiais, pela compreensão demonstrada com a minha ausência em alguns momentos da preparação deste evento, durante o período em que estive a realizar a tese na TAP.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Às secretárias do DCM, Sónia Seixas e Sara Oliveira, pela simpatia e pela completa disponibilidade em auxiliar sempre que foram solicitadas.

Aos meus Amigos de fora da FCT, que estão sempre prontos em alinhar em todas as aventuras que a vida nos proporciona.

Por último, mas não menos importante, à minha Família, que mais uma vez me apoiou em toda esta caminhada, e que sem a ajuda deles, nada disto teria sido possível.

Resumo

Com o objectivo de construir uma ferramenta de reparação de defeitos em radomes de aeronaves, torna-se necessário identificar quais os materiais e as técnicas apropriadas para esta tarefa, listando a tecnologia, o conhecimento e os recursos humanos existentes na empresa e no mercado, na tentativa de rentabilizar os custos de construção da ferramenta de reparação. Para os *prepreg*'s de fibra de carbono, a técnica aconselhada é a Moldação por Saco de Vácuo, enquanto que para os tecidos de fibra de vidro impregnados de resina, a Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo é a técnica aconselhada. Após a análise de resultados dos ensaios de Tracção e de Flexão, obtêm-se dados para calcular a espessura mínima aconselhada para as paredes da ferramenta de reparação, de modo a que não sofra qualquer distorção aquando da sua utilização nas reparações efectuadas em autoclave. Após se calcular qual a espessura mínima da parede da ferramenta, faz-se o cálculo e a análise de custos para ambas as soluções, de modo a perceber a viabilidade financeira de cada uma das técnicas, concluindo-se qual a solução mais facilmente rentabilizável.

Palavras-chave: Materiais Compósitos, Resina Epóxida, Fibra de Carbono, Fibra de Vidro, Moldação por Saco de Vácuo, Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo, Ensaio de Tracção, Ensaio de Flexão, Análise de Custos.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Abstract

With the aim of building a tool for repairing defects in aircraft radomes, it becomes necessary to identify which materials and techniques are appropriate for this task, listing the technology, the knowledge and the existing human resources in the company and in the market, attempting to monetize the construction costs of the repair tool. For carbon fiber prepreg's, the recommended technique is Vacuum Bag Molding, whereas for the resin impregnated glass fiber fabrics, Vacuum Assisted Resin Infusion Molding technique is advised. After analyzing the results of Tensile and Flexural tests, is obtained information to calculate the minimum recommended thickness for the walls of the repair tool, so that it suffers no distortion during use for repairs carried out in an autoclave. After calculating the minimum thickness of the tool wall, it is made the calculation and cost analysis for both solutions, in order to realize the financial viability of each of the techniques, concluding what is the most easily profitable solution.

Keywords: Composite Materials, Epoxy Resin, Carbon Fiber, Fiberglass, Vacuum Bag Molding, Vacuum Assisted Resin Infusion Molding, Tensile Test, Flexural Test, Cost Analysis.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Lista de Símbolos e Abreviaturas

\$ – Dólares

€ – Euros

°C – Graus centígrados

°C/min – Graus centígrados por minuto

% – Percentagem

ASTM – American Society for Testing and Materials

DSC - Differential Scanning Calorimetry / Calorimetria Diferencial de Varrimento

EASA – *European Aviation Safety Agency* / Agência Europeia para a Segurança da Aviação

GPa – Gigapascal

kN – QuiloNewton

m² – Metro quadrado

mm – Milímetros

mm/min – Milímetros por minuto

MPa – Megapascal

n.º – Número

OIC – Oficina de Interiores de Cabines

prepreg – Tecido pré-impregnado

T_{amb} – Temperatura ambiente

UE – União Europeia

V.M. – Média

VARIM - *Vacuum Assisted Resin Infusion Moulding* / Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Índice Geral

Capítulo 1. Objectivos e Enquadramento.....	1
1.1. Objectivos	1
1.2. Enquadramento da Dissertação	1
1.2.1. Empresa.....	1
1.2.2. Materiais Compósitos.....	2
1.2.3. Radome de aeronave	3
1.2.4. Causas comuns de danos em radomes.....	5
1.2.5. Reparação de danos em radomes.....	6
Capítulo 2. Introdução.....	9
2.1. Selecção de Materiais para a Ferramenta de Reparação	9
2.1.1. Resina Epóxida.....	9
2.1.2. Fibra de Carbono.....	10
2.1.3. Fibra de Vidro	11
2.2. Técnicas de Construção da Ferramenta de Reparação	11
2.2.1. Construção por Moldação por Saco de Vácuo	13
2.2.2. Construção por Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo	13
Capítulo 3. Condições Experimentais	15
3.1. Fabricação de Provetes.....	15
3.1.1. Fabricação dos provetes de Fibra de Carbono.....	15
3.1.2. Fabricação dos provetes de Fibra de Vidro	16
3.2. Ensaio Mecânicos	16
3.2.1. Ensaio de Tracção	16
3.2.2. Ensaio de Flexão	17
Capítulo 4. Resultados e Discussão.....	19
4.1. Ensaio de Tracção.....	19
4.1.1. Provetes reforçados com Fibra de Carbono.....	19
4.1.2. Provetes reforçados com Fibra de Vidro	22
4.2. Ensaio de Flexão.....	25
4.2.1. Provetes reforçados com Fibra de Carbono.....	25
4.2.2. Provetes reforçados com Fibra de Vidro	27
4.3. Cálculo da espessura mínima necessária para a construção da ferramenta de reparação.....	30
4.4. Custo de produção da ferramenta de reparação.....	31
Capítulo 5. Conclusões.....	35
Referências Bibliográficas	37
Anexos.....	39
Anexo 1: Curvas Tensão-Deformação obtidas nos Ensaio de Tracção	41
Anexo 2: Curvas Tensão-Deformação obtidas nos Ensaio de Flexão	55

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Anexo 3: Cálculo da área superficial da face interior do molde de reparação. 65

Índice de Figuras

Figura 1: Evolução da percentagem de peso estrutural em materiais compósitos nos aviões da AIRBUS.	2
Figura 2: Principais componentes fabricados em compósitos de uma aeronave da família AIRBUS A320.	3
Figura 3: Airbus A320, com destaque para o radome e a antena localizada no seu interior.	4
Figura 4: À esquerda, radome instalado no topo da fuselagem de um avião militar utilizado para vigilância aérea; Na foto da direita, radome instalado por baixo do nariz de um helicóptero militar.	4
Figura 5: Componentes de uma estrutura em <i>sandwich</i>	5
Figura 6: Na foto à esquerda, a foto do Airbus A320 da US Airways que em 2009 sofreu um bird strike e que foi obrigado a uma aterragem forçada no Rio Hudson, em Nova Iorque; À direita, é possível perceber os danos sofridos no radome depois de uma aeronave ser atingida por uma tempestade de granizo em pleno voo.	5
Figura 7: À esquerda é possível ver uma sequência de fotos de uma aeronave a ser atingida na frente por um relâmpago no radome, descarregando depois o relâmpago pela cauda em direcção à Terra; À direita, é possível perceber os orifícios de entrada e de saída num radome atingido por um relâmpago.	6
Figura 8: Suporte para reparação de radomes.	12
Figura 9: Representação esquemática do processo de Moldação por Saco de Vácuo.	13
Figura 10: Esquema representativo da configuração das várias camadas do processo de Infusão de Resina.	14
Figura 11: Geometria e dimensões dos provetes destinados ao Ensaio de Tracção.	15
Figura 12: Geometria e dimensões dos provetes destinados ao Ensaio de Flexão.	15
Figura 13: Esquema representativo do empilhamento $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ dos tecidos (à esquerda) e $[0^\circ/30^\circ/60^\circ/60^\circ/30^\circ/0^\circ]$ (à direita).	15
Figura 14: À esquerda, vista geral da zona de testes da Máquina Universal de Ensaios Mecânicos Shimadzu AG50 kNG; À direita, pormenor de um provete a ser ensaiado à tracção.	17
Figura 15: À esquerda, representação esquemática do Ensaio de Flexão de 3 pontos, adaptado de [30]; À direita, pormenor de um provete a ser testado à flexão.	17
Figura 16: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete A01.	19
Figura 17: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete A05.	20
Figura 18: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete F01.	22
Figura 19: Gráfico comparativo dos valores da Resistência à Tracção dos provetes reforçados com fibra de carbono e respectivas médias.	24
Figura 20: Gráfico comparativo dos valores da Resistência à Tracção dos provetes reforçados com fibra de vidro.	25
Figura 21: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete C02.	26
Figura 22: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete C06.	26
Figura 23: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete G02.	28
Figura 24: Gráfico comparativo dos valores da Resistência à Flexão dos provetes reforçados com fibra de carbono.	29

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Figura 25: Gráfico comparativo dos valores da Resistência à Flexão dos provetes reforçados com fibra de vidro. 29

Índice de Tabelas

Tabela 1: Comparação entre vários tipos de resinas termoendurecíveis.....	10
Tabela 2: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tração efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]°, a uma velocidade de 2 mm/min.	21
Tabela 3: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tração efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]°, a uma velocidade de 2 mm/min.	21
Tabela 4: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tração efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]°, a uma velocidade de 5 mm/min.	21
Tabela 5: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tração efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]°, a uma velocidade de 5 mm/min.	21
Tabela 6: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tração efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]°, a uma velocidade de 2 mm/min.	23
Tabela 7: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tração efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]°, a uma velocidade de 2 mm/min.	23
Tabela 8: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tração efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]°, a uma velocidade de 5 mm/min.	23
Tabela 9: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tração efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]°, a uma velocidade de 5 mm/min.	23
Tabela 10: Resumo dos resultados dos Ensaios de Flexão efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]°, a uma velocidade de 1 mm/min.	27
Tabela 11: Resumo dos resultados dos Ensaios de Flexão efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]°, a uma velocidade de 1 mm/min.	27
Tabela 12: Resumo dos resultados dos Ensaios de Flexão efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]°, a uma velocidade de 1 mm/min.	28
Tabela 13: Resumo dos resultados dos Ensaios de Flexão efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]°, a uma velocidade de 1 mm/min.	28
Tabela 14: Custos de material para Moldação por Saco de Vácuo.	32
Tabela 15: Preços de referência dos prepreg's da empresa Cyttec Industries Inc.	32
Tabela 16: Custos de Material por Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo com tecidos de fibra de vidro.	33
Tabela 17: Custos de Material por Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo com tecidos secos de fibra de carbono.	33

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Capítulo 1. Objectivos e Enquadramento

1.1. Objectivos

Por força do aumento da utilização de Materiais Compósitos ao longo da história dos meios de transporte em geral e da aviação em particular, o tamanho e o número destes componentes na indústria aeronáutica também aumentou, tal como a sua complexidade geométrica, conduzindo à necessidade de existência de ferramentas de reparação desses componentes. Deste modo, a necessidade de efectuar reparações maiores e mais complexas geometricamente, leva a que não seja possível proceder à reparação sem ferramentas adequadas, de modo a não se comprometer a forma geométrica e, por conseguinte, a função do componente. Em particular, reparações de grandes dimensões que sejam efectuadas sem uma ferramenta adequada, conduzem à dispensa da peça para sucata devido a distorções, tornando-se assim essencial a construção de uma ferramenta de reparações.

Identificada a necessidade de construção de uma ferramenta adequada à reparação pretendida, é necessário listar os materiais e as técnicas apropriadas para a criação da referida ferramenta, de modo a garantir a preservação da sua forma geométrica e tolerância dimensional, sem comprometer a complexidade da reparação nem a estabilidade geométrica e dimensional da peça a ser reparada. Assim sendo, é imprescindível identificar e perceber quais os vários factores que influenciam quer os materiais quer as técnicas a utilizar na construção da ferramenta.

Posto isto, torna-se essencial perceber também quais os recursos materiais e humanos e a tecnologia existente na empresa, de modo a ser perceptível se, com as condições existentes e com a capacidade instalada, é possível construir uma ferramenta de reparação para radomes de aeronaves, ou se por outro lado, é necessário contratar serviços e/ou tecnologia a outras entidades.

1.2. Enquadramento da Dissertação

1.2.1. Empresa

O presente trabalho de Dissertação foi realizado em ambiente industrial, nas instalações da TAP Manutenção e Engenharia em Lisboa, anexas ao Aeroporto da Portela.

A TAP Manutenção e Engenharia é a unidade de negócios da TAP Portugal que presta serviços de Manutenção e Engenharia em aviões, motores e demais componentes, sendo responsável pela manutenção de toda a frota de aviões da TAP Portugal, que é composta por aeronaves Airbus das famílias A320, A330 e A340, realizando também actividades de manutenção para Clientes terceiros, um segmento de negócio que representa hoje em dia mais de metade do total de proveitos desta unidade de negócio [1]. De modo a assegurar a operacionalidade de toda a frota da TAP Portugal e a poder assegurar os compromissos de reparação e manutenção com os seus Clientes, a TAP Manutenção e Engenharia conta actualmente com 3 unidades de manutenção, uma em Portugal e duas no Brasil [2].

A qualidade dos serviços da TAP Manutenção e Engenharia tem sido internacionalmente reconhecida por Clientes e Fabricantes ao longo dos anos, tendo recebido várias distinções ao longo da sua história, que conduziu ao convite formulado pela Airbus, em 2005, de integrar a primeira Rede de Organizações de Manutenção (*Airbus MRO Network*) [1].

As reparações de radomes das aeronaves, bem como as reparações de todos os componentes fabricados em materiais compósitos que compõem uma aeronave, ocorrem na Oficina de Interiores de Cabines (OIC), cujo suporte técnico qualificado é garantido pelo Departamento de Engenharia de Estruturas, localizado no Hangar 5.

1.2.2. Materiais Compósitos

Os materiais compósitos, também designados por compósitos, estão cada vez mais presentes na nossa vida e nem sempre nos apercebemos deste facto. Na indústria automóvel, aeronáutica e aeroespacial, os componentes em compósitos tornam-se cada vez mais uma realidade, tal como se pode observar na figura 1, com todos os benefícios que essa presença assume no nosso dia-a-dia.

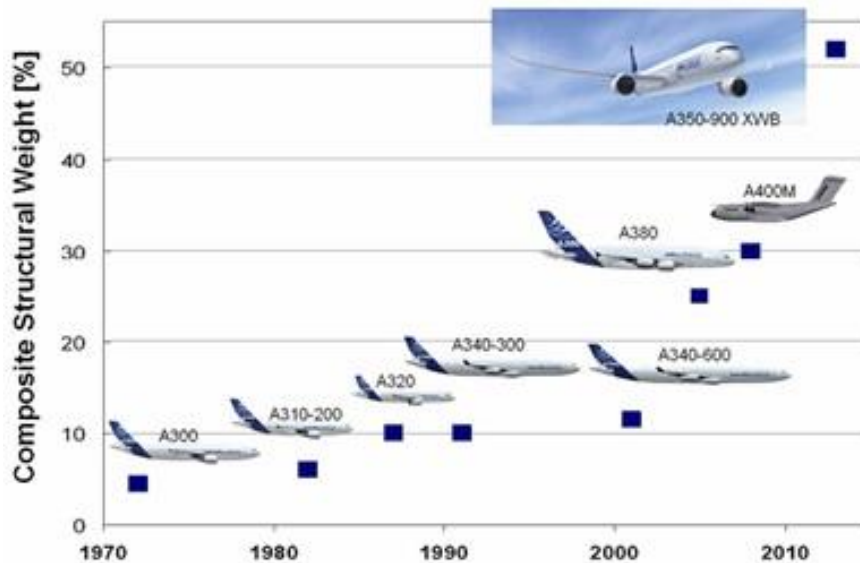


Figura 1: Evolução da percentagem de peso estrutural em materiais compósitos nos aviões da AIRBUS, adaptado de [3].

Apesar de não haver uma definição totalmente aceite sobre um material compósito, uma das várias definições existentes diz que “Um material compósito é formado por uma mistura ou combinação de dois ou mais micro ou macroconstituintes que diferem na forma e na composição química e que, na sua essência, são insolúveis uns nos outros” [4].

A importância dos Materiais Compósitos em engenharia deriva do facto de que, ao combinar-se dois ou mais materiais diferentes – tradicionalmente um dos materiais serve como matriz e os restantes actuam como reforços, que se podem apresentar sob a forma de partículas ou de fibras curtas ou longas – se pode obter um novo material cujas propriedades são superiores relativamente às propriedades que cada um dos seus componentes apresenta quando analisado em separado [4,5,6].

O desempenho de um compósito depende de:

- Composição, orientação, comprimento e forma do material usado como reforço;
- Propriedades físicas e mecânicas do material usado como matriz;
- Propriedades químicas que permitam resistir à degradação por factores ambientais;
- Qualidade da ligação entre o reforço e a matriz [7].

Os compósitos permitem-nos assim ter novos materiais mais rígidos, mais resistentes mecanicamente e com um peso mais reduzido. Essa redução de peso assume uma vital importância

na indústria aeronáutica por permitir aumentar a autonomia de voo das aeronaves, já que o rendimento do combustível é um factor essencial na redução dos custos operacionais nesta indústria, devido ao facto do petróleo ser um bem cada vez mais raro e dispendioso. A redução do consumo de combustível, além das vantagens económicas que beneficiam a indústria, permite também obter ganhos ambientais para toda a sociedade, originada pela minimização das emissões nocivas de gases com efeito de estufa para a atmosfera [8]. Na figura 2 pode-se observar uma infografia em que se apresentam alguns dos principais componentes em compósitos de uma aeronave.



Figura 2: Principais componentes fabricados em compósitos de uma aeronave da família AIRBUS A320, adaptado de [3].

Como acontece com todos os materiais conhecidos, os compósitos também têm desvantagens, como por exemplo os custos elevados de algumas matérias-primas, que costumam incorrer em elevados custos de fabricação e montagem; possibilidade de serem adversamente afectados pela temperatura e humidade; possuem fracas propriedades mecânicas em direcções desalinhadas com a direcção do conjunto matriz / reforço que suporta as cargas máximas; são susceptíveis a danos causados por impactos que causam delaminações, pode ocorrer uma total separação das camadas do laminado; e a reparação de estruturas compósitas é mais difícil que a reparação de estruturas metálicas idênticas [9].

1.2.3. Radome de aeronave

O radome de uma aeronave (a palavra radome é originária da junção das palavras Inglesas *radar* e *dome*), serve como cobertura protectora aerodinâmica para a antena de radar localizada no nariz dos aviões comerciais, conforme pode ser observado na figura 3, devendo ser tão transparente quanto possível ao sinal emitido pelo radar aí instalado.

De acordo com o tipo de aeronave e da sua utilização, um radome pode assumir diversas formas geométricas e diferentes localizações na fuselagem. Por não ser uma peça estrutural indispensável à aeronavegabilidade de uma aeronave, o radome é considerada uma peça secundária. Exemplos de diferentes tipos de radomes e em diferentes localizações na fuselagem de aeronaves podem ser observados na figura 4.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



Figura 3: Airbus A320, com destaque para o radome e a antena localizada no seu interior [10].



Figura 4: À esquerda, radome instalado no topo da fuselagem de um avião militar utilizado para vigilância aérea [11]; Na foto da direita, radome instalado por baixo do nariz de um helicóptero militar [12].

Tradicionalmente, o radome das aeronaves é feito em Materiais Compósitos e tem dois tipos de construção: uma estrutura em laminado sólido e uma estrutura em *sandwich*. A estrutura em laminado sólido tem uma construção monolítica de tecidos pré-impregnados (*prepreg's*), situando-se na zona do bordo do radome, onde se conectam as ferragens que prendem o radome à fuselagem do avião, ao passo que a estrutura em *sandwich*, que compõe a restante estrutura do radome que vai da zona adjacente às ferragens até à ponta do nariz, tem duas faces sólidas de tecido pré-impregnado em resina e um núcleo de baixa densidade em ninho de abelha, espuma ou em tubos rectangulares de fibra de vidro (figura 5).

A espessura do núcleo em ninho de abelha, que em voo pode sofrer grandes variações de pressão e temperatura, depende do tamanho do radome e da velocidade atingida pelo avião, de forma a corresponder à durabilidade e resistência necessárias ao voo. No caso dos radomes da frota da família A320 da TAP, que serão objecto de estudo nesta Dissertação, a sua constituição é composta por *prepreg's* de fibra de quartzo impregnados em resina epóxida e o ninho de abelha é composto por fibras de aramida com resina fenólica.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

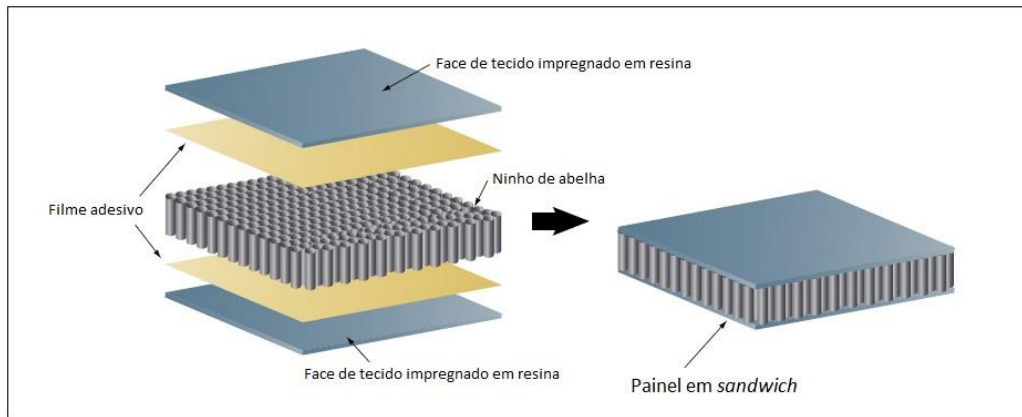


Figura 5: Componentes de uma estrutura em *sandwich*, adaptado de [13].

Em tempos, o material presente nos tecidos constituintes do radome eram as fibras de Kevlar ou as fibras de vidro. Na actualidade, quer a fibra de quartzo utilizada nos *preg's*, quer a fibra de aramida do ninho de abelha do radome são utilizados devido às suas melhores propriedades no que respeita à transparência ao sinal de radar emitido pela antena que se encontra no nariz do avião, resultando num melhor desempenho na eficiência de transmissão [14].

1.2.4. Causas comuns de danos em radomes

De acordo com a alínea b) do Artigo 2º do Regulamento (UE) n.º 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho de 20 de Outubro de 2010, relativo à Investigação e Prevenção de Acidentes e Incidentes na Aviação Civil, um acidente é um acontecimento ligado à operação de aeronaves, no qual “a aeronave sofre danos ou falhas estruturais que afectem negativamente as características de resistência estrutural, de desempenho ou de voo e que normalmente exigiriam uma reparação considerável ou a substituição do componente afectado, excepto em caso de falha ou avaria do motor, quando os danos se limitem a um único motor (incluindo a sua blindagem ou acessórios), às hélices, pontas das asas, antenas, sondas, pás, pneumáticos, travões, rodas, carenagens, painéis, portas do trem de aterragem, pára-brisas, revestimento da aeronave (como pequenas amolgadelas ou perfurações), ou em caso de danos menores nas hélices, pás principais, trem de aterragem, e danos provocados por queda de granizo ou colisão com aves (incluindo perfurações do radome)” [15].



Figura 6: Na foto à esquerda, a foto do Airbus A320 da US Airways que em 2009 sofreu um bird strike e que foi obrigado a uma aterragem forçada no Rio Hudson, em Nova Iorque [16]; À direita, é possível perceber os danos sofridos no radome depois de uma aeronave ser atingida por uma tempestade de granizo em pleno voo [17].

Ainda de acordo com o *Certification Memorandum* CM-S-001 da Agência Europeia para a Segurança da Aviação (EASA), “se a área do nariz / radome é perfurada, os efeitos estruturais do fluxo de ar / pressão dinâmica gerada no radome devido à perfuração devem ser avaliados” [18]. Neste contexto ficam identificadas duas das principais causas para a danificação de radomes, nomeadamente as colisões com aves, em inglês “*bird strikes*”, e as tempestades de granizo (*hail strikes*), exemplificadas na figura 6.

Existe ainda uma terceira causa bastante comum de danos num radome, que ocorre quando uma aeronave é atingida por um relâmpago (*lightning strike*), conforme exemplificado na figura 7.



Figura 7: À esquerda é possível ver uma sequência de fotos de uma aeronave a ser atingida na frente por um relâmpago no radome, descarregando depois o relâmpago pela cauda em direcção à Terra [19]; À direita, é possível perceber os orifícios de entrada e de saída num radome atingido por um relâmpago [20].

Outro tipo de danos que pode ocorrer em radomes, bem como nas restantes estruturas em materiais compósitos de um avião, provém da presença de humidade proveniente da infiltração de substâncias líquidas (água, combustível, óleos lubrificantes) no interior da estrutura, que origina delaminações e descolamentos nos tecidos, quer na estrutura laminada quer na estrutura em *sandwich*, podendo provocar uma diminuição de tolerância ao dano e de durabilidade estrutural.

A absorção de humidade por compósitos de matriz polimérica conduz a alterações das características físicas, mecânicas e químicas da matriz. Como a quantidade de humidade absorvida pela resina da matriz difere da quantidade de humidade absorvida pelas fibras, resulta um desfasamento na expansão volumétrica entre a matriz e as fibras que conduz à evolução de campos de tensões e deformações localizadas em compósitos fibrosos. Algumas das possíveis consequências resultantes são: adsorção selectiva dos componentes da matriz, efeitos conformacionais, difusão de componentes de baixo peso molecular a partir da fibra, penetração das moléculas de polímero na superfície da fibra, e efeitos catalíticos de superfície das fibras de polímeros [21].

O conjunto de todos estes danos resulta, anualmente, em milhares de euros de prejuízo para as companhias aéreas e operadores de aeronaves, derivados da reparação ou até mesmo da substituição dos componentes danificados [22].

1.2.5. Reparação de danos em radomes

A reparação de danos em radomes é possível de ser efectuada e é suportada por vários manuais produzidos pelo fabricante das aeronaves, podendo a reparação variar dimensionalmente entre pequenas perfurações com menos de um centímetro até à substituição completa do núcleo em ninho de abelha. Estas reparações podem também variar na técnica aplicada, dependendo do

tamanho e da localização do dano, bem como se a reparação é efectuada pelo interior ou pelo exterior do radome.

Nas reparações em que é obrigatória a utilização de um molde / ferramenta de reparação completo específico para reparação de radomes, a reparação é feita pelo interior do radome, dado que a ferramenta de reparação tem de ser exterior ao radome. Para se efectuar a reparação, tem de se proceder inicialmente a uma avaliação do dano para se definir a zona e a dimensão da área a reparar. No caso do dano ter um diâmetro, ou distância entre margens de reparação, superior a 500 mm, a utilização da ferramenta de reparação torna-se obrigatória. Essa avaliação vai também definir se a técnica de reparação a usar, que varia também de acordo com a área afectada do radome, será o *Wet lay-up* com tecidos secos e impregnação com resina ou se será a Moldação a quente com *prepreg's* (*Hot moulding*).

As reparações com utilização do molde / ferramenta de reparação implicam obrigatoriamente algum trabalho suplementar, uma vez que é necessário remover toda a pintura da superfície do radome, bem como as tiras de pára-raios e as ferragens interiores que servem para prender o radome à fuselagem do avião. Desta forma, assegura-se que a totalidade da primeira camada exterior de tecidos do radome fica em contacto com toda a face interior da ferramenta de reparação. Também por obrigação dos manuais de reparação do fabricante, todas as reparações em que ocorra a utilização da ferramenta de reparação têm também uma etapa de cura dos tecidos em autoclave, o que obriga a que o molde seja resistente e mantenha a sua geometria a altas temperaturas e pressões.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Capítulo 2. Introdução

2.1. Selecção de Materiais para a Ferramenta de Reparação

A selecção de materiais é um factor muito importante a ter em conta aquando da construção de uma ferramenta, não só devido aos custos do material, como as propriedades do próprio material seleccionado muitas vezes determinam os custos de produção da própria ferramenta. Os critérios que devem ser tidos em conta no processo de escolha dos materiais são:

- Custo;
- Base de dados com as propriedades mecânicas disponível para consulta;
- Disponibilidade de informação sobre condições de fabrico do produto;
- Disponibilidade de informação de segurança do produto;
- Desempenho estrutural;
- Facilidade de manuseamento, incluindo condições necessárias de armazenamento;
- Facilidade de processamento;
- Adequação à utilização no processo de fabricação proposto;
- Temperatura, pressão e demais condições de serviço a que a ferramenta vai ser exposta;
- Tempo de vida útil previsto para o uso da ferramenta (custo-benefício);
- Disponibilidade comercial imediata ou a curto-prazo.

Caso exista um ou mais materiais que cumpram os requisitos estruturais, de peso ou qualquer outro requisito mandatório, deve-se também ter em conta o custo que esses materiais apresentam quando os reforços se apresentam sem orientação preferencial, com orientação unidireccional ou quando se apresentam na forma de tecidos [7].

Neste caso de estudo, em que se pretende construir uma ferramenta de reparação que ao longo da sua vida útil será sujeito a reparações em autoclave, o que implica altas temperaturas e altas pressões, a matriz polimérica terá de ter propriedades termoendurecíveis, ao invés das matrizes poliméricas termoplásticas, que quando sujeitas a altas temperatura correm o risco de entrar em fusão e fazer com que o molde perca a sua forma geométrica e, como tal, a sua função [23].

2.1.1. Resina Epóxida

O papel da matriz num material compósito é unir as fibras de reforço para as manter na configuração correcta e para as proteger do meio envolvente. A matriz transfere as cargas aplicadas para as fibras, mas fornece ao compósito resistência estrutural, tolerância aos danos e impactos e resistência à abrasão. As propriedades da matriz determinam também a temperatura máxima de serviço, a resistência a fluídos e humidade, além da estabilidade térmica e oxidativa [24].

A resina epóxida é o tipo de resina termoendurecível mais utilizada como matriz em materiais compósitos de matriz polimérica, por possuir uma excelente resistência química, boa adesão às fibras / reforços, e uma boa estabilidade dimensional. Deste modo, este tipo de resinas pode ser formulado num vasto leque de viscosidades, de forma a ajustar-se a diferentes processos de fabricação / moldação e tempos de cura. Outras características que provam a sua versatilidade, são a possibilidade de serem armazenadas por períodos longos, baixa contracção durante a cura, boa estabilidade química, a resistência mecânica e química, boas propriedades de escoamento para

impregnação de tecidos, e a disponibilidade em muitas e variadas formas de *prepreg's* bem estudadas e caracterizadas [7,24]. Na tabela 1, é possível comparar algumas propriedades de vários tipos de resinas termoendurecíveis.

Tabela 1: Comparação entre vários tipos de resinas termoendurecíveis [7].

Característica	Resina Termoendurecível				
	Epóxida	Poliéster	Fenólica	Bismaleimida	Poliimida
Resina	Epóxida	Poliéster	Fenólica	Bismaleimida	Poliimida
Dificuldade de Processamento	Baixa	Baixa	Média	Baixa	Média - Difícil
Propriedades mecânicas	Excelente	Média	Média	Boas	Boas
Custo	Baixo - Médio	Baixo - Médio	Baixo - Médio	Baixo - Médio	Alto
Resistência à delaminação	Boa	Média	Boa	Boa	Boa
Dureza	Média – Alta	Baixa	Baixa	Média	Média

Como desvantagem das resinas epóxicas, temos a sua fragilidade ou baixa resistência a impactos fortes, que podem danificar internamente a estrutura, causando uma diminuição da resistência compressiva do laminado, daí a necessidade de serem usadas juntamente com materiais de reforço, de modo a aumentar a sua resistência ao dano. Outra desvantagem deste tipo de resinas é a sua tendência para absorver humidade, que pode conduzir a uma diminuição das suas propriedades mecânicas. Devido à natureza intrínseca de cada material, a quantidade de humidade absorvida pela resina da matriz e pelo material de reforço é diferente, resultando daí um desfasamento na expansão volumétrica induzida pela humidade entre a matriz e o reforço, criando um campo de tensões e deformações localizadas [7,21,24].

Um exemplo desta limitação é a presença de humidade em componentes exteriores de aeronaves, que em vôo são expostos a temperaturas negativas extremas. Devido à transformação da humidade em gelo a essas temperaturas, dá-se uma expansão dimensional, que provoca a destruição dos laminados, podendo em casos extremos levar à falência estrutural e funcional e posterior abate desse mesmo componente, caso não haja reparação possível ou dimensionalmente admissível segundo as normas em vigor na indústria aeronáutica.

Pode-se então concluir que a integridade estrutural e o tempo de vida deste tipo de componentes depende fortemente da estabilidade da região interfacial matriz-reforço. Para além da humidade, existem ainda outros riscos ambientais que têm efeitos prejudiciais em matrizes epóxicas, tais como a temperatura, luz ultravioleta, combustível, fluídos hidráulicos e agentes de limpeza [7,21].

2.1.2. Fibra de Carbono

As fibras orgânicas contínuas, como é o caso da fibra de carbono, além do baixo peso, dão ao compósito uma alta resistência à tracção, à flexão e à compressão, estando entre os mais fortes e rígidos materiais quando combinados com o material da matriz, podendo ser usados em estruturas com elevada solicitação mecânica. Quando devidamente seleccionados e fabricados, os compósitos reforçados com fibras de carbono podem ser mais resistentes que os materiais de origem metálica equivalentes, mas com menos de metade do peso, assim como têm um coeficiente de expansão térmica muito mais baixo. Assim, devido às suas propriedades, os compósitos reforçados por fibra de carbono podem também ser usados na produção de diferentes componentes estruturais, alguns dos quais já referenciados na figura 2 [7,25].

Nesta Dissertação, o objectivo de estudar a utilização de *prepreg's* de resina epóxida reforçados com fibra de carbono prende-se com o facto de averiguar a possibilidade de se poderem aproveitar para a construção da ferramenta de reparação, tecidos pré-impregnados em fim de vida que existam em armazém e sem qualquer previsão de utilização em reparações, de modo a eliminar desperdícios e assim rentabilizar um produto que no final da sua vida útil seria eliminado sem qualquer benefício para a empresa.

2.1.3. Fibra de Vidro

A fibra de vidro é o tipo de fibra mais utilizado em materiais compósitos no geral, e que tem a capacidade de aliar o seu baixo custo ao baixo peso. Tal como a fibra de carbono, a fibra de vidro também associa uma alta resistência mecânica ao baixo peso. Na indústria aeronáutica estas fibras são utilizadas em componentes que não precisem de suportar grandes cargas ou que não necessitem de operar sob esforço, como por exemplo nos compartimentos de arrumação da bagagem de mão [7].

Existem vários tipos de fibra de vidro, cada tipo para uma utilização específica, sendo os mais comuns o tipo “E”, para aplicações eléctricas, e o tipo “S”, para utilizações estruturais. A diferença das fibras tipo “E” e tipo “S”, é que as fibras de vidro tipo “S” têm melhores propriedades mecânicas, quer à tensão, quer à flexão e compressão, apesar de ambas possuírem excelentes resistências químicas, à corrosão e a outros factores ambientais. As melhores propriedades mecânicas da fibra de vidro tipo “S” tornam-na no entanto mais dispendiosa [7].

Nesta Dissertação, o objectivo de utilização de uma resina epóxida reforçada com fibra de vidro ao invés do reforço com fibra de quartzo (material de construção do radome), prende-se com o facto de se pretender construir um molde com características de expansão térmica muito próximas das características do material original de um radome (o principal elemento constituinte do vidro e do quartzo é o silício), sendo que no caso de uma ferramenta de reparação, as propriedades mecânicas e térmicas prevalecem sobre a transparência ao sinal de um radar (propriedade esta que no caso de uma ferramenta de reparação se revela inútil). Além disso, a razão pela qual não se estuda a utilização de uma resina epóxida reforçada com fibras de quartzo, deve-se ao facto da fibra de vidro ser também mais abundante no mercado, e como tal, menos dispendiosa.

2.2. Técnicas de Construção da Ferramenta de Reparação

Na fabricação de componentes cuja matéria-prima são materiais compósitos, existem várias técnicas que podem ser utilizadas conforme a peça que se pretende criar, de acordo com a tecnologia e os materiais de que se dispõe ou que se pretendem utilizar. Ao pretender-se construir uma ferramenta de reparação para um radome, o molde que se vai utilizar para se reproduzir a forma geométrica desejada, será um radome retirado de uma aeronave ou que se encontre em armazém, que aconselhavelmente não tenha sofrido reparações, ou caso as tenha sofrido, que sejam da menor dimensão possível e em número reduzido. Idealmente, a operação de construção da ferramenta deve ser realizada utilizando como molde um radome novo e sem qualquer intervenção anterior.

Como a ferramenta produzida será usada em reparações efectuadas pelo interior do radome, significa que a ferramenta que se pretende construir terá de reproduzir a face exterior do radome na perfeição, de modo a que um futuro radome reparado não sofra distorções da sua forma

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

geométrica aquando do processo de cura dos tecidos que sejam substituídos, e assim, cumpra as funções aerodinâmicas que lhe estão atribuídas quando regressar à operação em voo. Uma vez que a ferramenta que se pretende construir é de reparação e não de produção de uma nova peça, não há necessidade de construir uma outra peça que reproduza também o interior do radome – ficando-se com um molde e um contra-molde – até porque desse modo não haveria acesso ao interior do mesmo para se proceder às reparações necessárias. Assim sendo, o empilhamento dos tecidos que servirão de reforços da ferramenta a construir será feita sobre a face exterior do radome, sendo a ferramenta de reparação construída da sua face interior para a face exterior.

Como o molde que serve de base à construção da ferramenta de reparação é um radome retirado temporariamente de uma aeronave, ou que se encontre guardado em armazém para posterior utilização, há que garantir que após a construção da ferramenta esse mesmo radome se encontra em condição de voo, e como tal não pode sofrer qualquer alteração ou dano durante o processo de empilhamento dos *preg's* ou dos tecidos ou durante o processo de cura. Desse modo, o processo de cura terá de ocorrer em duas etapas:

- 1) A primeira etapa de cura da ferramenta deve decorrer em autoclave – cumprindo os parâmetros que são exigidos na reparação dos radomes, em termos de tempo, temperatura e pressão máximas – de modo a garantir que o radome que serve de molde não sofrerá qualquer alteração. Após esta etapa, a ferramenta construída já terá a forma desejada e como tal deve-se retirar o radome que serve de molde.
- 2) Na segunda etapa de cura, volta-se a levar a ferramenta construída a autoclave sem o radome que serve de molde no seu interior, mas a uma temperatura e pressão superior, de modo a completar o processo de cura dos *preg's* e também para garantir que o seu laminado fica devidamente compactado e sólido, garantindo-se dessa forma que aquando da utilização da ferramenta em futuras reparações, a mesma não sofrerá deformações e que manterá a forma geométrica desejada para o radome, cumprindo assim a função para a qual foi fabricada.

Independentemente da técnica de construção eleita, é necessário adaptar-lhe uma armação metálica que possa servir para segurar a ferramenta de reparação ao suporte já existente de reparação de radomes, que se pode visualizar na figura 8.



Figura 8: Suporte para reparação de radomes.

Assumindo as premissas anteriores, torna-se então necessário definir qual a técnica apropriada, de acordo com os materiais disponíveis que se poderão utilizar.

2.2.1. Construção por Moldação por Saco de Vácuo

O *lay-up* de *prepreg's* é um processo em que camadas individuais de *prepreg's* são empilhadas umas sobre as outras com uma determinada direcção sobre um molde e que, em seguida, são sujeitas a um processo de cura, tal como se encontra esquematizado na figura 9.

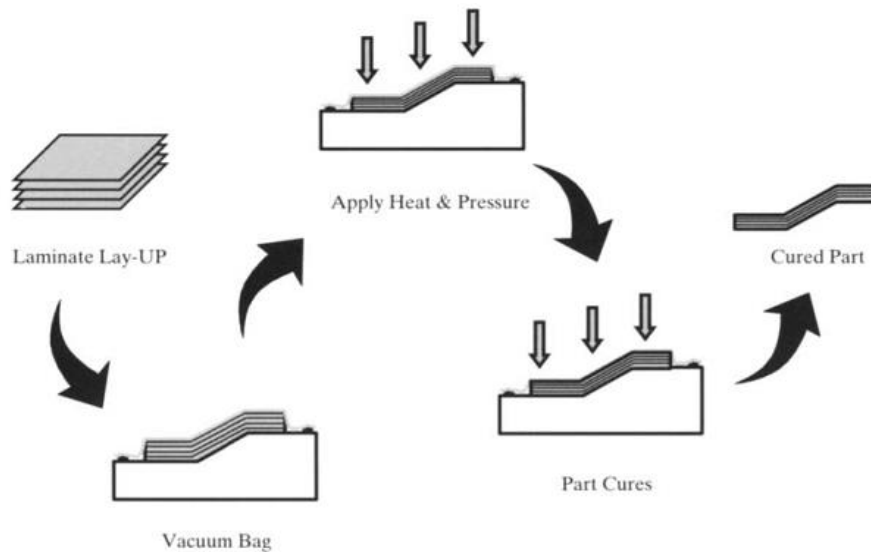


Figura 9: Representação esquemática do processo de Moldação por Saco de Vácuo [26].

Neste processo, as várias camadas são empilhadas e orientadas numa ou em várias direcções, e em seguida é colocado um saco de vácuo sobre o empilhamento de modo a poder-se fazer vácuo, extraindo assim o ar que se encontra entre as várias camadas. Após a realização do vácuo, todo o conjunto é colocado em autoclave e sofre uma cura em que estão definidos vários parâmetros, tais como tempo, temperatura e pressão, tal como foi referido no ponto 2.1.. A vantagem da cura em autoclave em relação à cura em estufa prende-se com o facto de o autoclave poder fornecer pressões muito mais elevadas que resultam numa melhor compactação, reduzindo os espaços vazios e a porosidade do laminado obtido [26].

Este será o processo ideal de produção da ferramenta de reparação, no caso de o material eleito serem os *prepreg's* de fibra de carbono já existentes em stock na empresa. Utilizando esta técnica não se torna necessário contratar nenhum serviço ou tecnologia a outras entidades (à excepção do uso do autoclave, que não existe na empresa, para a cura da ferramenta), uma vez que esta técnica é sobejamente conhecida e utilizada diariamente pelos funcionários que trabalham na OIC.

2.2.2. Construção por Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo

A Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo (VARIM) permite construir laminados de alta qualidade e de elevada robustez, com um número reduzido de imperfeições, consistindo na colocação sob vácuo dos tecidos secos sobre o molde, fluindo a resina através de canais próprios de modo a preencher os espaços vazios e a saturar os tecidos. No caso da construção da ferramenta de reparação, os espaços vazios são as aberturas na malha das fibras secas, que actuarão posteriormente como reforço da ferramenta, indo a resina preencher esses mesmos espaços vazios aquando da sucção efectuada pelo vácuo. Quando se inicia a sucção da resina de encontro ao molde, a mesma terá de impregnar todas as fibras rapidamente, de modo a não ultrapassar o tempo de vida útil da resina, evitando assim a polimerização dos constituintes da resina e a sua

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

solidificação. Um esquema da montagem que é necessário efectuar para a execução desta técnica pode ser observada na figura 10.

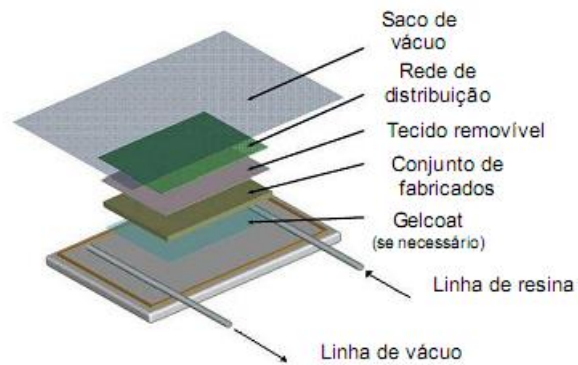


Figura 10: Esquema representativo da configuração das várias camadas do processo de Infusão de Resina, adaptado de [27].

Esta técnica, oferece a vantagem de se criar componentes com poucas imperfeições a um baixo custo, possibilitando um fabrico rápido dos componentes, a temperaturas de cura que vão desde a temperatura ambiente até altas temperaturas, dependendo dessa temperatura das propriedades da resina utilizada. Uma das limitações desta técnica é a sua imprevisibilidade devido ao escoamento da resina, dada a atenção que é necessário ter na colocação das linhas de alimentação de resina e de vácuo, de modo a que toda a peça produzida seja impregnada pela resina. O tamanho, a forma e o tipo de laminado, bem como o esquema de empilhamento dos tecidos requer também toda uma preparação prévia que permita a total impregnação dos tecidos. Outro factor também a ter em conta é a inviolabilidade da linha de vácuo, na qual não pode entrar resina, sob pena de se entupir essa mesma linha e assim a impregnação não ser bem sucedida. Uma explicação pormenorizada de toda esta técnica pode ser consultada em [27].

Capítulo 3. Condições Experimentais

3.1. Fabricação de Provetes

Os Ensaio Mecânicos de Tracção e de Flexão são geralmente realizados para caracterizar mecanicamente os diversos materiais. Para a realização de Ensaio de Tracção e de Flexão, de modo a perceber as limitações do compósito Resina Epóxida – Fibra de Carbono e do compósito Resina Epóxida – Fibra de Vidro, foram fabricados provetes de acordo com as dimensões das figuras 11 e 12.

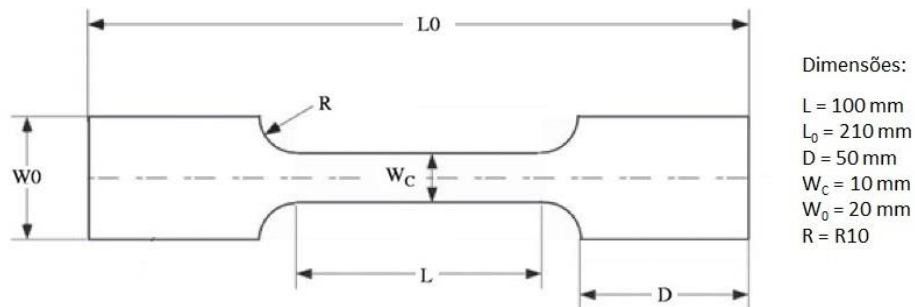


Figura 11: Geometria e dimensões dos provetes destinados ao Ensaio de Tracção, adaptado de [28].

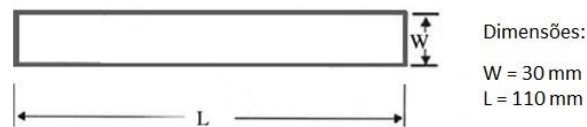


Figura 12: Geometria e dimensões dos provetes destinados ao Ensaio de Flexão.

3.1.1. Fabricação dos provetes de Fibra de Carbono

A fibra de carbono analisada, e que se utiliza nas normais reparações de componentes de aeronave, encontra-se envolvida numa resina de matriz epóxida sob a forma de tecido pré-impregnado, sob o nome comercial de Vicotex 913 da Hexcel Corporation, composto pela resina HexPly® 913 e pelos tecidos HexForce® G0814.

O empilhamento manual (*Hand lay-up*) das várias camadas de *prepreg's* foi efectuada com dois alinhamentos diferentes das fibras, tendo sido dispostos nas direcções $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ e $[0^\circ/30^\circ/60^\circ/60^\circ/30^\circ/0^\circ]$, com quatro e seis camadas respectivamente (as duas camadas centrais são coincidentes) e conforme o esquema representado na figura 13.

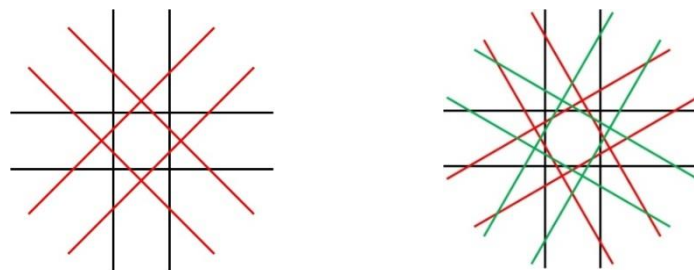


Figura 13: Esquema representativo do empilhamento $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ dos tecidos (à esquerda) e $[0^\circ/30^\circ/60^\circ/60^\circ/30^\circ/0^\circ]$ (à direita).

Após a construção dos referidos empilhamentos, efectuou-se uma cura em estufa industrial, tal como sugerida pelo fabricante, com uma taxa de aquecimento de 4 graus centígrados por minuto ($^{\circ}\text{C}/\text{min}$) até aos 125 graus centígrados ($^{\circ}\text{C}$), permanecendo a essa temperatura durante 60 minutos, a uma pressão constante de 0,87 bar. Após a cura, deixou-se arrefecer o laminado produzido ao ar até à temperatura ambiente (T_{amb}), procedendo-se em seguida à marcação e ao corte dos provetes numa serra de corte, sendo os entalhes dos provetes utilizados no ensaio de tracção efectuados com o auxílio de uma rectificadora. Após a sua produção, os provetes foram guardados até à realização dos respectivos ensaios.

3.1.2. Fabricação dos provetes de Fibra de Vidro

A fibra de vidro analisada, bem como a resina epóxida, foram recomendadas e gentilmente cedidas pelo fabricante Airtech Europe Sarl, como materiais específicos recomendados para construção de moldes por Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo. A fibra de vidro estudada é comercializada com o nome TMFC 7500 e a resina epóxida com o respectivo endurecedor são comercializados pelo nome Toolfusion® 1A/ 1B.

A resina e o endurecedor foram misturados numa proporção recomendada de 100:20 em massa e o empilhamento das várias camadas de tecido seco foi efectuado pela técnica de *Wet lay-up*, mantendo novamente o empilhamento das fibras com a orientação esquematizada na figura 13, efectuando-se uma impregnação dos tecidos com resina após a colocação de cada camada de fibra de vidro.

Após a construção dos referidos empilhamentos, efectuou-se uma cura inicial em estufa industrial, com uma taxa de aquecimento de 4 $^{\circ}\text{C}/\text{min}$ até aos 65 $^{\circ}\text{C}$ durante 6 horas e em seguida, uma segunda cura a 125 $^{\circ}\text{C}$ durante 2 horas, com uma taxa de aquecimento de 4 $^{\circ}\text{C}/\text{min}$, tal como sugerido pelo fabricante das resinas, sempre a uma pressão constante de 0,82 bar. Após a cura, deixou-se arrefecer o laminado produzido ao ar até à temperatura ambiente, procedendo-se seguidamente à marcação e ao corte dos provetes numa serra de corte. Após a sua produção, os provetes foram guardados até à realização dos respectivos ensaios.

3.2. Ensaio Mecânicos

3.2.1. Ensaio de Tracção

Os Ensaio de Tracção podem ser realizados para verificar e comprovar especificações, para efectuar a garantia de qualidade de um projeto ou para análise de falhas. Na caracterização de compósitos poliméricos, os ensaios de tracção são também realizados nas fases de investigação e desenvolvimento de novos produtos [25].

Estes ensaios foram realizados nas instalações do CENIMAT/I3N numa Máquina Universal de Ensaio Mecânicos Shimadzu AG50 kNG, de acordo com os parâmetros de teste das normas da American Society for Testing and Materials (ASTM) para Ensaio de Tracção para Plásticos e Ensaio de Tracção para Materiais Compósitos de Matriz Polimérica, D 638 e D 3039 respectivamente.

Deste modo, com uma célula de carga de 50 quilonewton's (kN), testaram-se cinco provetes à tracção a velocidades de 2 milímetros por minuto (mm/min) e 5 mm/min de cada um dos empilhamentos referidos no ponto 3.2.1., conforme a figura 14, decorrendo os testes a uma T_{amb} no laboratório de 19 $^{\circ}\text{C}$.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



Figura 14: À esquerda, vista geral da zona de testes da Máquina Universal de Ensaios Mecânicos Shimadzu AG50 kNG; À direita, pormenor de um provete a ser ensaiado à tracção.

3.2.2. Ensaio de Flexão

Os Ensaios de Flexão são uma ferramenta importante para otimizar processos e para avaliar a interface fibra-resina em compósitos reforçados de matriz polimérica [25, 29].

Tal como os Ensaios de Tracção, os Ensaios de Flexão foram realizados nas instalações do CENIMAT/I3N numa Máquina Universal de Ensaios Mecânicos Shimadzu AG50 kNG, de acordo com os parâmetros de teste da norma ASTM D 2344 para Ensaios de Flexão para Materiais Compósitos de Matriz Polimérica e seus Laminados.

Com uma célula de carga de 5 kN foram testados à flexão seis provetes de cada um dos empilhamentos referidos no ponto 3.2.1. a uma velocidade de 1 mm/min, decorrendo os testes a uma T_{amb} no laboratório de 19°C, conforme a figura 15. O punção utilizado tem uma cabeça cilíndrica com um diâmetro de 16,18 mm e a carga foi efectuada sobre o centro geométrico do provete.

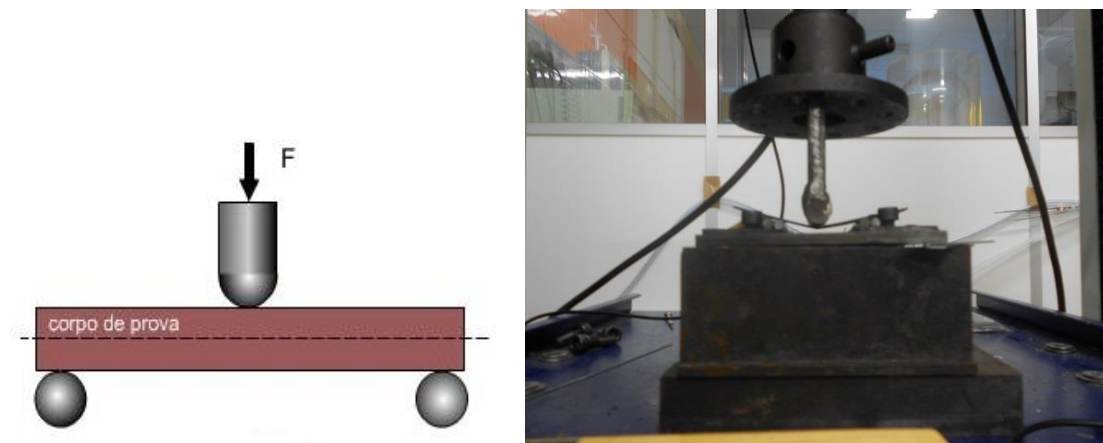


Figura 15: À esquerda, representação esquemática do Ensaio de Flexão de 3 pontos, adaptado de [30]; À direita, pormenor de um provete a ser testado à flexão.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Capítulo 4. Resultados e Discussão

Os resultados obtidos nos ensaios mecânicos encontram-se apresentados em seguida, estando organizados pelo tipo de ensaio efectuado e divididos pelo tipo de fibra utilizada como reforço. Após a apresentação dos resultados segue-se a comparação de resultados entre as fibras, que permitirão posteriormente calcular a espessura mínima que a parede da ferramenta de reparação deverá ter, de modo a não sofrer distorções aquando da sua utilização em autoclave. Por último, e de acordo com os orçamentos recolhidos, será feita uma análise de custos, de modo a perceber qual a técnica de construção e qual o tipo de fibra a utilizar, que permitirá mais rapidamente rentabilizar os custos de construção da ferramenta de reparação.

4.1. Ensaio de Tracção

4.1.1. Provetes reforçados com Fibra de Carbono

O Ensaio de Tracção fornece um gráfico Tensão – Deformação, apresentado graficamente por Força – Deslocamento, apresentado nos exemplos das figuras 16 e 17, em que através da análise dos seus valores numéricos é possível calcular a Resistência à Tracção, o Módulo de Tracção, a Percentagem de Deformação do provete no momento da ruptura relativamente ao seu comprimento inicial e o Módulo de Young de cada um dos provetes.

Estes provetes foram todos fabricados na última semana de Maio de 2014, de acordo com as especificações já referidas no capítulo 3.1.1. e testados de acordo com os parâmetros referidos no capítulo 3.2.1. desta Dissertação.

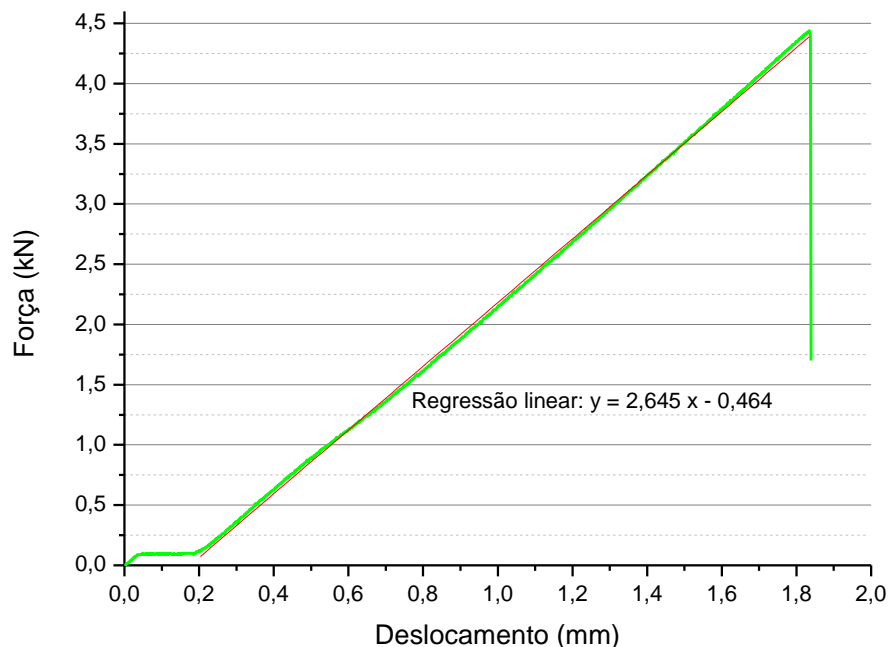


Figura 16: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete A01.

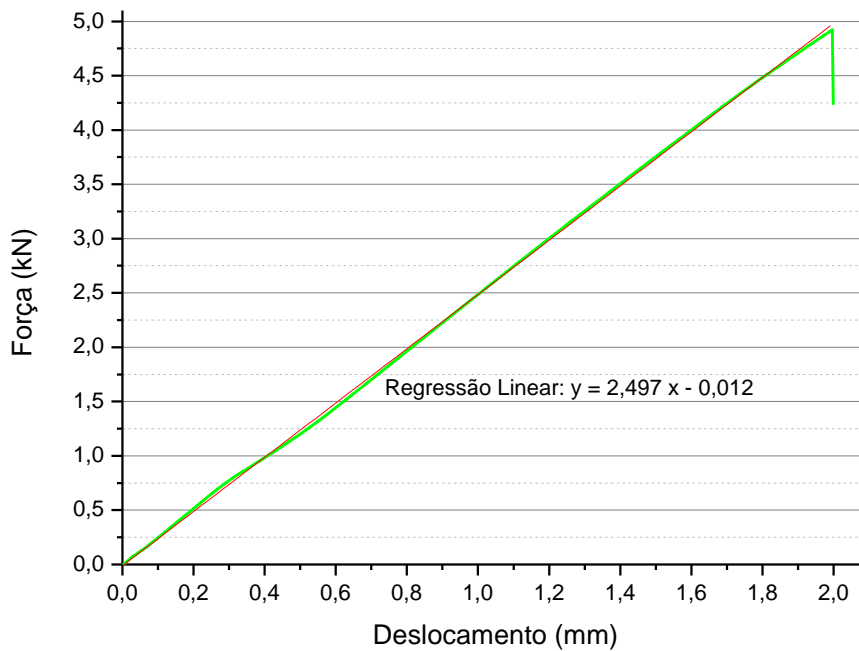


Figura 17: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete A05.

O desaparecimento do patamar inicial que se observa na figura 16 e que praticamente desaparece na figura 17, está relacionado com o processo de cura e pelo facto de a mesma ser incompleta durante a etapa de cura em estufa, uma vez que o provete A01 foi testado com 5 semanas de antecedência relativamente ao provete A05 (1ª semana de Junho de 2014 e 2ª semana de Julho de 2014, respectivamente). O que se conclui da comparação dos gráficos Força – Deslocamento, é que a cura da resina continua a decorrer com o tempo, mesmo depois de os provetes serem retirados do ambiente quente da estufa, mas a uma taxa de cura muito baixa. A análise de todo o processo de cura da resina, de modo a confirmar esta hipótese, foi também efectuada por Calorimetria Diferencial de Varrimento (DSC), que confirmou esta hipótese. Com o decorrer da cura da resina dos provetes ao longo do tempo, obtiveram-se melhores resultados de Resistência à Tracção, tal como esperado. Em oportunidade futura seria interessante estudar as implicações decorrentes da existência deste patamar.

É de notar também que nestes provetes, independentemente da velocidade de teste e do empilhamento, a Tensão de Ruptura coincidiu com a Tensão Máxima.

Nas tabelas 2 a 5 da página seguinte encontram-se resumidos os resultados obtidos para os Ensaios de Tracção dos provetes reforçados com Fibra de Carbono, de acordo com o seu esquema de empilhamento, $[0/30/60/60/30/0]^\circ$ ou $[0/45/45/0]^\circ$ e com a velocidade a que foram testados, 2 mm/min ou 5mm/min. Os provetes que foram testados 5 semanas mais tarde (2ª semana de Julho de 2014) encontram-se assinalados com um asterisco nas várias tabelas.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Tabela 2: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tracção efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]°, a uma velocidade de 2 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,45 mm.

Proвете	A01	A02	A03	A04*	A05*	Média	Desvio
Resistência à tracção (MPa)	299,831	280,660	295,253	333,319	366,831	315,179	31,052
Módulo de tracção (GPa)	1,177	1,206	1,235	1,236	1,480	1,267	0,109
Deformação (%)	18,350	16,864	18,580	20,049	21,122	18,993	1,467
Módulo de Young (GPa)	17,721	18,141	17,824	18,043	20,225	18,391	0,929

Tabela 3: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tracção efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]°, a uma velocidade de 2 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,06 mm.

Proвете	B01	B02	B03	B04*	B05*	Média	Desvio
Resistência à tracção (MPa)	216,230	249,116	277,970	305,541	332,633	276,298	40,935
Módulo de tracção (GPa)	1,178	1,541	1,558	2,262	2,069	1,722	0,392
Deformação (%)	14,874	18,920	19,855	16,029	18,395	17,615	1,863
Módulo de Young (GPa)	14,316	15,947	16,536	21,836	20,719	17,871	2,897

Tabela 4: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tracção efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]°, a uma velocidade de 5 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,43 mm.

Proвете	A11	A12	A13*	A14*	A15*	Média	Desvio
Resistência à tracção (MPa)	362,859	298,176	341,797	350,879	389,437	348,629	29,883
Módulo de tracção (GPa)	1,256	1,130	1,570	1,395	1,388	1,348	0,148
Deformação (%)	20,827	18,135	18,682	19,369	21,450	19,692	1,259
Módulo de Young (GPa)	18,996	17,458	21,178	19,981	20,094	19,541	1,250

Tabela 5: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tracção efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]°, a uma velocidade de 5 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,03 mm.

Proвете	B11	B12	B13	B14*	B15*	Média	Desvio
Resistência à tracção (MPa)	284,406	280,567	282,699	287,012	324,571	291,851	16,496
Módulo de tracção (GPa)	1,654	1,658	1,646	2,122	2,002	1,816	0,204
Deformação (%)	18,317	18,181	20,336	16,087	17,006	17,985	1,431
Módulo de Young (GPa)	16,986	16,961	16,678	21,003	20,787	18,483	1,974

Tal como esperado, os provetes apresentaram um melhor comportamento a uma velocidade de tracção mais elevada, assim como o empilhamento com 6 camadas apresentou melhores resultados médios de Resistência à Tracção do que o empilhamento com 4 camadas. A média dos valores do Módulo de Young foi também sempre superior no empilhamento $[0/30/60/60/30/0]^{\circ}$, quando comparado com a média do Módulo de Young do empilhamento $[0/45/45/0]^{\circ}$, quando comparada à mesma velocidade de teste. Daqui se conclui que quanto maior o número de camadas, melhor o comportamento que a ferramenta terá e assim mais resistente será às solicitações em autoclave. Uma vantagem do empilhamento $[0/30/60/60/30/0]^{\circ}$ é que, devido à disposição das camadas das fibras de reforço, este empilhamento terá melhor comportamento quando solicitado a partir de várias direcções, dada a disposição mais abrangente dos tecidos na malha das fibras de reforço.

4.1.2. Provetes reforçados com Fibra de Vidro

Os vários Ensaios de Tracção efectuados aos provetes reforçados com Fibra de Vidro forneceram gráficos Força - Deslocamento semelhantes ao exemplo apresentado na figura 18. Estes provetes foram todos fabricados na 2ª semana de Agosto de 2014, de acordo com as especificações já referidas no capítulo 3.1.2. e testados na 1ª semana de Setembro, de acordo com os parâmetros referidos no capítulo 3.2.1. desta Dissertação.

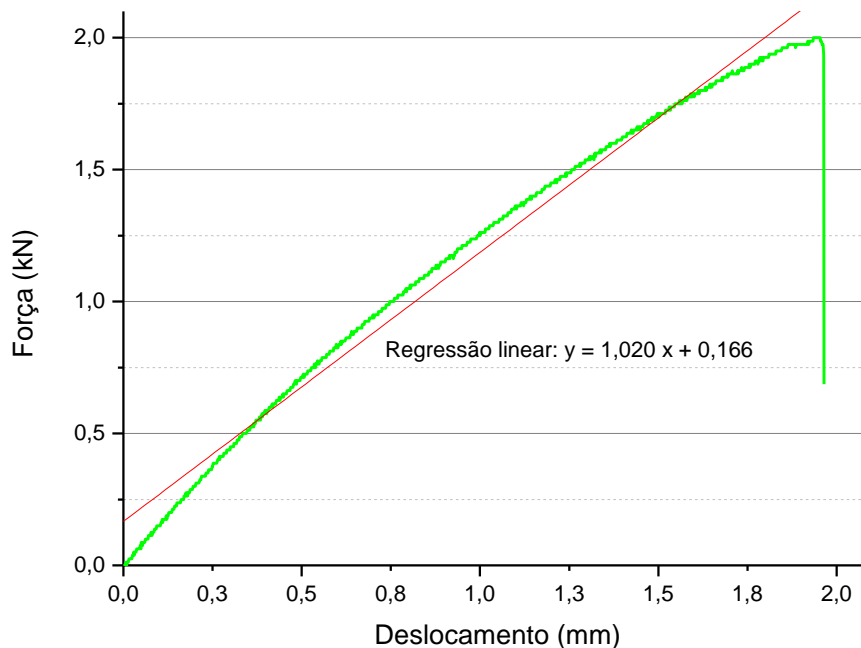


Figura 18: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete F01.

Numa primeira análise a estes gráficos, é possível perceber de imediato que a curva Força – Deslocamento obtida nestes ensaios não é tão linear como nos ensaios dos provetes reforçados com Fibra de Carbono, antevendo-se também um comportamento menos elástico dado que o declive da curva é menos acentuado. De referir também que nestes provetes, em alguns casos, a Tensão de Ruptura não coincidiu com a Tensão Máxima. Nas tabelas 6 a 9 encontram-se resumidos os resultados obtidos para os Ensaios de Tracção dos provetes reforçados com Fibra de Vidro, de acordo com o seu esquema de empilhamento e com a velocidade a que foram testados.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Tabela 6: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tracção efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]°, a uma velocidade de 2 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,85 mm.

Provete	F01	F02	F03	F04	F05	Média	Desvio
Resistência à tracção (MPa)	104,515	108,608	114,227	106,947	106,816	108,223	3,273
Módulo de tracção (GPa)	0,333	0,342	0,331	0,359	0,354	0,344	0,011
Deformação (%)	18,788	20,319	20,189	19,057	17,315	19,134	1,091
Módulo de Young (GPa)	6,473	6,558	6,385	6,449	6,700	6,513	0,109

Tabela 7: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tracção efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]°, a uma velocidade de 2 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,21 mm.

Provete	E01	E02	E03	E04	E05	Média	Desvio
Resistência à tracção (MPa)	120,027	83,508	89,006	97,772	95,108	97,084	12,493
Módulo de tracção (GPa)	0,676	0,501	0,548	0,521	0,692	0,587	0,080
Deformação (%)	17,130	14,596	13,474	15,125	13,531	14,771	1,337
Módulo de Young (GPa)	8,005	6,379	7,087	7,028	8,276	7,355	0,693

Tabela 8: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tracção efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]°, a uma velocidade de 5 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,85 mm.

Provete	F11	F12	F13	F14	F15	Média	Desvio
Resistência à tracção (MPa)	98,397	85,438	95,102	109,692	88,537	95,433	8,481
Módulo de tracção (GPa)	0,345	0,326	0,271	0,311	0,353	0,321	0,029
Deformação (%)	16,345	14,431	18,222	18,963	15,944	16,781	1,628
Módulo de Young (GPa)	6,546	6,334	5,375	6,101	6,416	6,154	0,416

Tabela 9: Resumo dos resultados dos Ensaios de Tracção efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]°, a uma velocidade de 5 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,19 mm.

Provete	E11	E12	E13	E14	E15	Média	Desvio
Resistência à tracção (MPa)	134,065	100,423	133,327	113,310	97,929	115,811	15,510
Módulo de tracção (GPa)	0,592	0,581	0,597	0,581	0,602	0,591	0,009
Deformação (%)	19,175	14,407	19,499	17,125	14,102	16,861	2,281
Módulo de Young (GPa)	7,310	7,331	7,302	7,227	7,403	7,315	0,057

Ao contrário do esperado, os dois tipos de provetes reforçados com fibra de vidro não apresentaram o mesmo comportamento no decorrer do Ensaio de Tracção.

Comparando a média de valores obtidos, os provetes com o empilhamento [0/45/45/0]^o apresentaram um melhor comportamento e uma maior resistência à tracção quando a velocidade de teste foi aumentada, ao contrário do que aconteceu nos provetes com o empilhamento [0/30/60/60/30/0]^o, em que quando se aumentou a velocidade de tracção, a sua resistência à tracção diminuiu, ao ponto de os provetes com empilhamento [0/30/60/60/30/0]^o testados a uma velocidade de 5mm/min apresentarem uma resistência à tracção inferior relativamente aos provetes com o empilhamento [0/45/45/0]^o, testados a uma velocidade de 2 mm/min.

No caso dos valores médios de Módulo de Young, mais uma vez os valores obtidos contrariam as expectativas, visto serem superiores, independentemente da velocidade de teste, nos provetes com o empilhamento [0/45/45/0]^o.

Para estes resultados não foram encontradas explicações em toda a literatura consultada, uma vez que quer as condições de fabrico dos provetes com ambos os empilhamentos, quer as condições de teste foram iguais, sempre efectuadas pelo mesmo operador, a uma T_{amb} constante no laboratório de 19°C.

As figuras 19 e 20 permitem ter uma visão global e comparativa do desempenho de todos os provetes ensaiados à tracção, e onde se pode comparar a prestação entre os provetes reforçados com fibra de carbono (figura 19) e com fibra de vidro (figura 20).

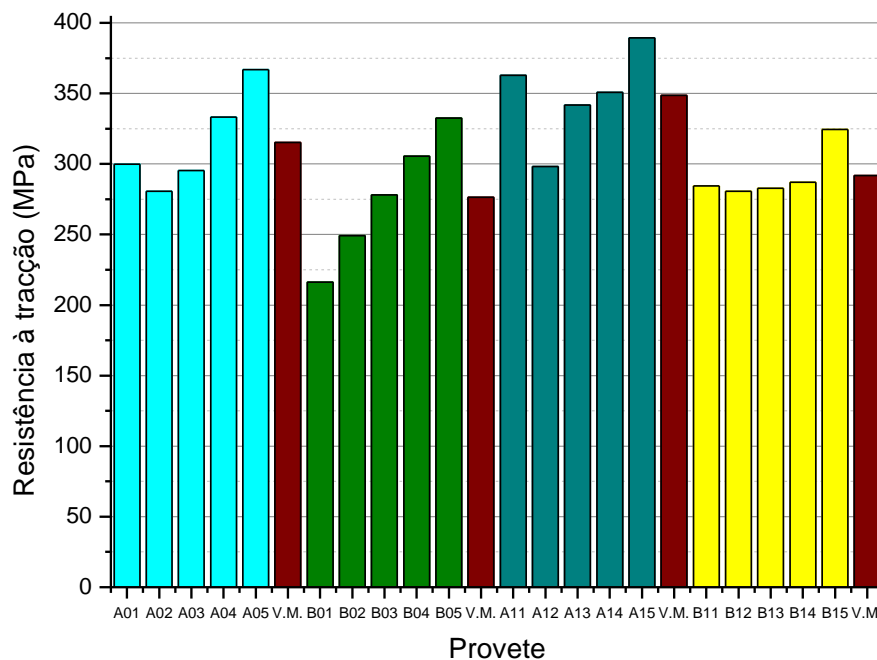


Figura 19: Gráfico comparativo dos valores da Resistência à Tracção dos provetes reforçados com fibra de carbono e respectivas médias (coluna V.M.).

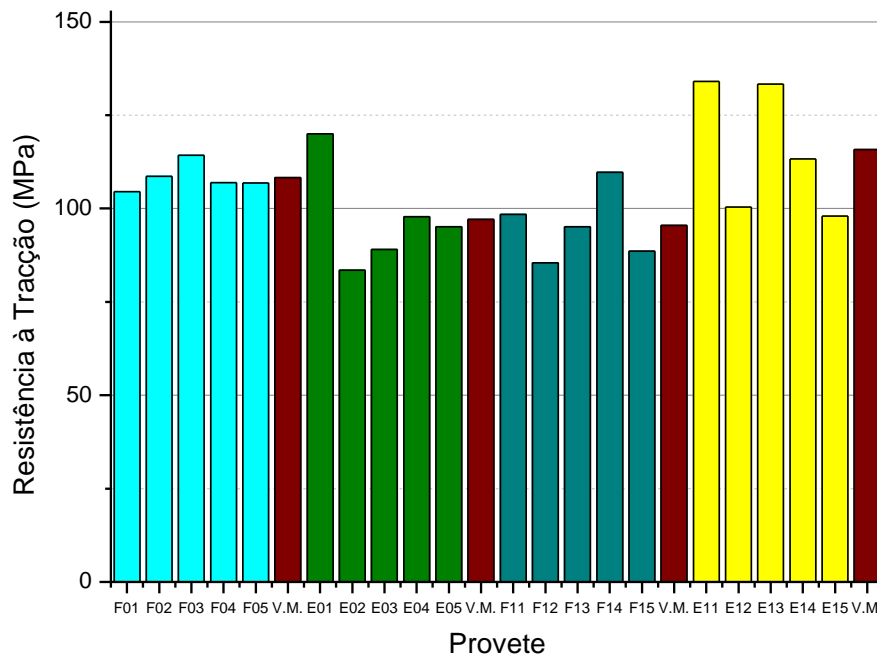


Figura 20: Gráfico comparativo dos valores da Resistência à Tracção dos provetes reforçados com fibra de vidro.

Pela comparação da Resistência à Tracção demonstrada pelos provetes reforçados com fibra de carbono e com fibra de vidro, conclui-se que os provetes em fibra de carbono apresentam melhores resultados, sendo a sua capacidade de resistir a esforços de tracção cerca de 3 vezes superior aos provetes em fibra de vidro.

A totalidade dos Gráficos Força - Deslocamento obtidos nos Ensaio de Tracção podem ser consultados no Anexo 1.

4.2. Ensaio de Flexão

4.2.1. Provetes reforçados com Fibra de Carbono

O Ensaio de Flexão fornece um gráfico Tensão – Deformação, apresentado graficamente por Força – Deslocamento, apresentado nos exemplos das figuras 21 e 22, em que através da análise dos seus valores numéricos é possível calcular a Resistência à Flexão e o Módulo de Flexão.

Estes provetes foram todos fabricados na última semana de Maio de 2014, de acordo com as especificações já referidas no capítulo 3.1.1. e testados de acordo com os parâmetros referidos no capítulo 3.2.2. desta Dissertação.

O desaparecimento do patamar inicial que se observa na figura 21 e que praticamente desaparece na figura 22, está novamente relacionado com o processo de cura e pelo facto de a mesma ser incompleta durante a etapa de cura em estufa, uma vez que o provete C02 foi testado com 4 semanas de antecedência relativamente ao provete C06 (2ª semana de Junho de 2014 e 2ª semana de Julho de 2014, respectivamente). Novamente se conclui da comparação dos gráficos Força -

Deslocamento, que a cura da resina continua a decorrer com o tempo, mesmo depois de os provetes serem retirados do ambiente quente da estufa, mas a uma taxa de cura muito baixa.

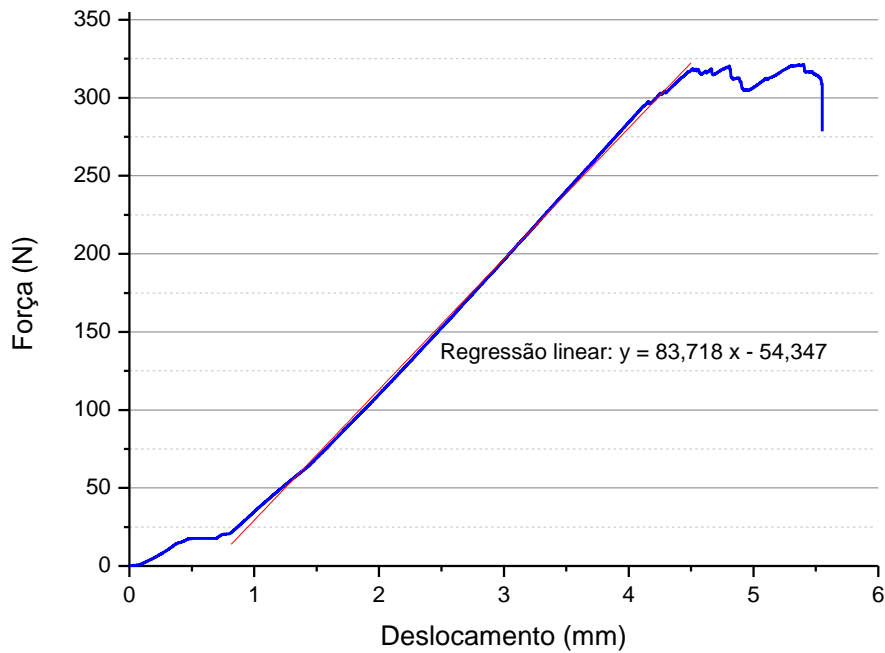


Figura 21: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete C02.

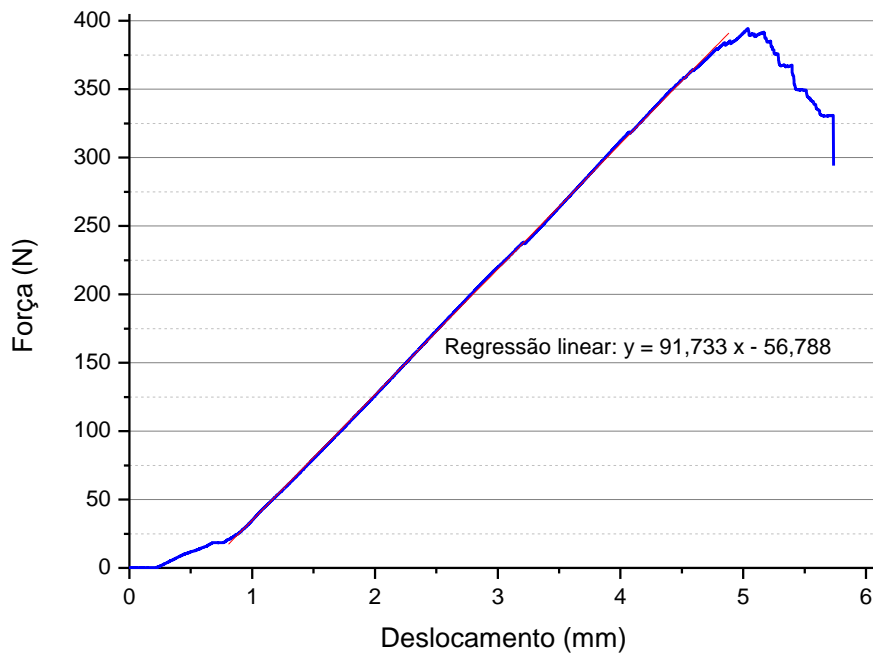


Figura 22: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete C06.

A continuação da existência deste patamar nos Ensaios de Flexão realizados com 4 semanas de diferença deve-se ao facto de a ferramenta utilizada para este ensaio estar ligeiramente empenada, o que se revela uma fonte de erro relativamente aos dados obtidos experimentalmente, já que os provetes tinham de sofrer alguma força exercida pelo punção para se encontrarem devidamente acomodados na zona do porta-amostras.

Nas tabelas 10 e 11 encontram-se resumidos os resultados obtidos para os Ensaios de Flexão dos provetes reforçados com Fibra de Carbono, de acordo com o seu esquema de empilhamento, $[0/30/60/60/30/0]^\circ$ ou $[0/45/45/0]^\circ$ e com a velocidade a que foram testados, 1 mm/min. Os provetes que foram testados 4 semanas mais tarde (2ª semana de Julho de 2014) encontram-se assinalados com um asterisco em ambas as tabelas.

Tabela 10: Resumo dos resultados dos Ensaios de Flexão efectuados para o empilhamento $[0/30/60/60/30/0]^\circ$, a uma velocidade de 1 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,44 mm.

Proвете	C01	C02	C03	C04	C05*	C06*	Média	Desvio
Resistência à Flexão (MPa)	398,552	381,934	439,674	395,639	422,558	450,624	414,830	24,744
Módulo de Flexão (GPa)	27,445	24,913	28,594	26,155	26,993	31,511	27,602	2,081

Tabela 11: Resumo dos resultados dos Ensaios de Flexão efectuados para o empilhamento $[0/45/45/0]^\circ$, a uma velocidade de 1 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,06 mm.

Proвете	D01	D02	D03	D04	D05*	D06*	Média	Desvio
Resistência à Flexão (MPa)	282,247	302,600	305,344	302,513	318,724	320,346	305,296	12,603
Módulo de Flexão (GPa)	17,460	16,437	18,598	18,209	20,137	19,132	18,329	1,179

Uma vez que os Ensaios de Flexão dos vários provetes foram sempre realizados à velocidade de 1 mm/min, o único factor de comparação de desempenho deste ensaio é o tipo de empilhamento, onde globalmente, tal como nos Ensaios de Tracção dos provetes reforçados com Fibra de Carbono, o empilhamento $[0/30/60/60/30/0]^\circ$ obteve melhores resultados que o empilhamento $[0/45/45/0]^\circ$.

4.2.2. Provetes reforçados com Fibra de Vidro

Os Ensaios de Flexão efectuados aos provetes reforçados com Fibra de Vidro forneceram gráficos Tensão - Deformação semelhantes ao exemplo apresentado na figura 23. Estes provetes foram todos fabricados na 2ª semana de Agosto de 2014, de acordo com as especificações já referidas no capítulo 3.1.2. e testados na 1ª semana de Setembro, de acordo com os parâmetros referidos no capítulo 3.2.2. desta Dissertação.

Novamente, a existência do patamar nos Ensaios de Flexão deve-se ao facto de a ferramenta utilizada para este ensaio estar ligeiramente empenada, revelando-se uma fonte de erro relativamente aos dados obtidos experimentalmente, uma vez que os provetes tinham de sofrer

alguma força exercida pelo punção para se encontrarem devidamente acomodados na zona do porta-amostras.

Nas tabelas 12 e 13 encontram-se resumidos os resultados obtidos para os Ensaio de Flexão dos provetes reforçados com Fibra de Vidro, de acordo com o seu esquema de empilhamento, [0/30/60/60/30/0]^o ou [0/45/45/0]^o e também com a velocidade a que foram testados, 1 mm/min.

Tabela 12: Resumo dos resultados dos Ensaio de Flexão efectuados para o empilhamento [0/30/60/60/30/0]^o, a uma velocidade de 1 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,77 mm.

Provete	G01	G02	G03	G04	G05	G06	Média	Desvio
Resistência à Flexão (MPa)	199,460	209,525	197,144	194,683	195,086	198,598	199,083	4,975
Módulo de Flexão (GPa)	11,360	13,154	11,230	11,385	11,018	11,820	11,661	0,709

Tabela 13: Resumo dos resultados dos Ensaio de Flexão efectuados para o empilhamento [0/45/45/0]^o, a uma velocidade de 1 mm/min, a espessura média dos provetes foi 1,22 mm.

Provete	H01	H02	H03	H04	H05	H06	Média	Desvio
Resistência à Flexão (MPa)	145,864	137,519	139,146	149,872	168,716	153,347	149,077	10,385
Módulo de Flexão (GPa)	6,884	7,167	5,940	7,014	7,935	7,112	7,009	0,585

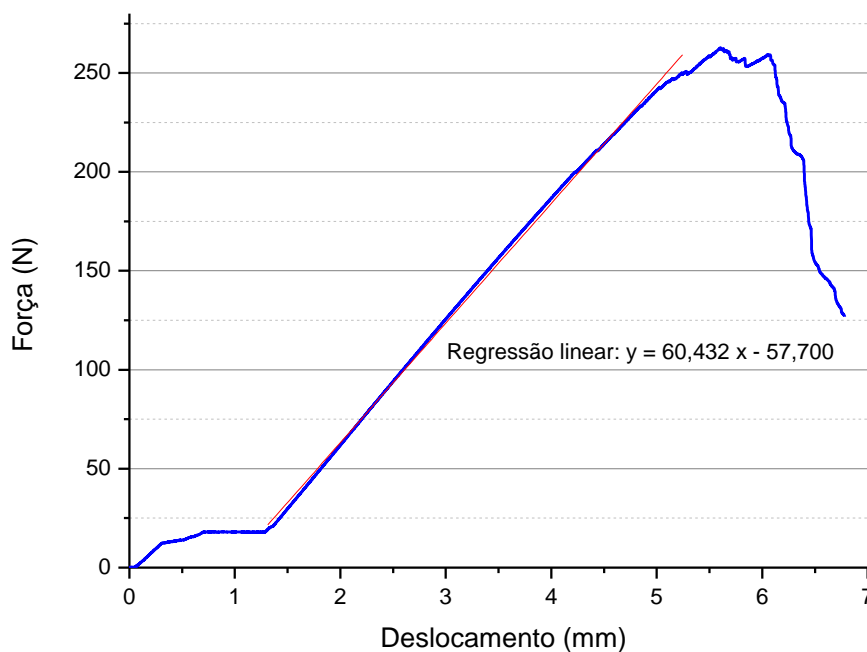


Figura 23: Gráfico Força - Deslocamento obtido para o provete G02.

Uma vez que os Ensaios de Flexão dos vários provetes reforçados com Fibra de Vidro foram sempre realizados à velocidade de 1 mm/min, o único factor de comparação de desempenho deste ensaio é o tipo de empilhamento, onde, o empilhamento [0/30/60/60/30/0]^o obteve melhores resultados que o empilhamento [0/45/45/0]^o.

As figuras 24 e 25 permitem ter uma visão global e comparativa do desempenho de todos os provetes ensaiados à flexão, e onde se pode comparar a prestação entre os provetes reforçados com fibra de carbono (figura 24) e com fibra de vidro (figura 25).

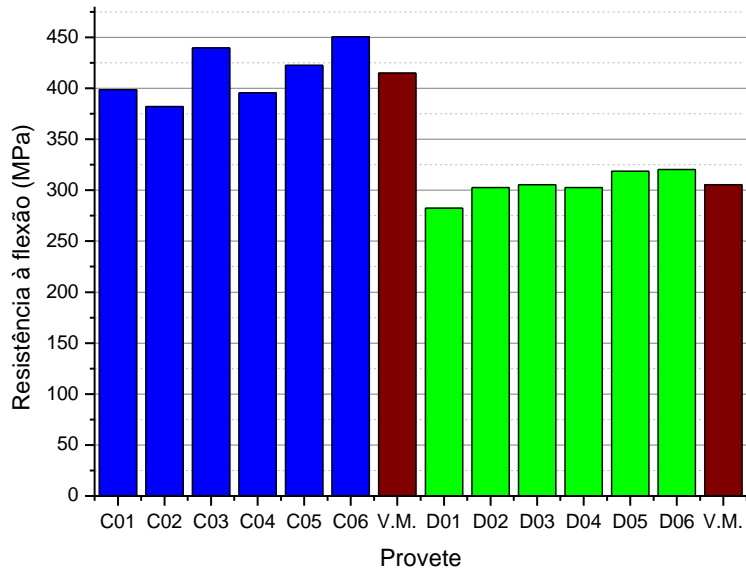


Figura 24: Gráfico comparativo dos valores da Resistência à Flexão dos provetes reforçados com fibra de carbono.

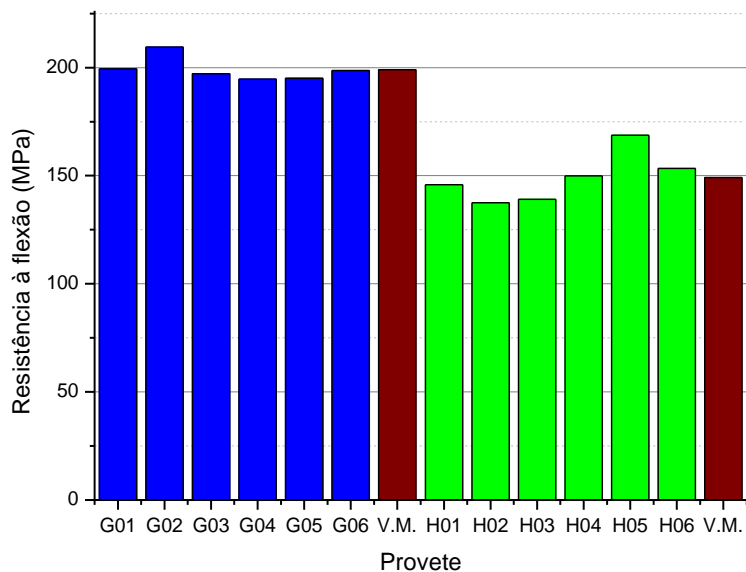


Figura 25: Gráfico comparativo dos valores da Resistência à Flexão dos provetes reforçados com fibra de vidro.

Pela comparação da Resistência à Flexão demonstrada pelos provetes reforçados com fibra de carbono e com fibra de vidro, conclui-se que os provetes em fibra de carbono apresentam melhores resultados, sendo a sua capacidade de resistir a esforços de flexão cerca de 2 vezes superior aos provetes em fibra de vidro.

A totalidade dos gráficos Força – Deslocamento obtidos nos Ensaios de Flexão podem ser consultados no Anexo 2.

Unicamente pela análise dos resultados dos ensaios mecânicos aos provetes, estes factos poderiam conduzir à partida para uma decisão de que os *prepreg's* de fibra de carbono seriam o material mais aconselhado para a construção da ferramenta de reparação de um radome. É no entanto necessário ter em conta que os custos de produção serão diferentes (conforme se poderá verificar no ponto 4.4), e o coeficiente de expansão térmica dos materiais também é diferente (relembre-se que o radome é concebido numa estrutura em sandwich, por *prepreg's* de fibra de quartzo impregnados em resina epóxida e o ninho de abelha é composto por fibras de aramida com resina fenólica). Como tal, apesar das boas propriedades mecânicas apresentadas pelos *prepreg's* de fibra de carbono, há que ter em conta também outros parâmetros.

4.3. Cálculo da espessura mínima necessária para a construção da ferramenta de reparação

Para se poder calcular a quantidade de material necessário para a construção do molde de reparação, que variará de acordo com o número de camadas necessárias de tecido de reforço, é necessário calcular inicialmente a área superficial exterior do radome, que corresponderá à face interior da ferramenta de reparação, bem como a espessura mínima que a ferramenta necessita de ter de forma a aguentar as solicitações térmicas e de pressão a que estará sujeito aquando da necessidade de efectuar uma reparação.

O radome do aeronave tem a forma aproximada de um parabolóide, mas com um ligeiro achatamento na zona superior, de modo a não obstruir a visão dos pilotos da aeronave quando instalado na aeronave, daí haver um diâmetro mínimo e um diâmetro máximo nas suas dimensões.

As dimensões do radome são por isso:

- Altura / profundidade: 953 milímetros,
- Diâmetro máximo: 1820 milímetros,
- Diâmetro mínimo: 1700 milímetros.

Aquando da construção da ferramenta de reparação, deve-lhe ser acrescentado à altura um rebordo com 4 polegadas (102 milímetros), que servirá para fixar o saco de vácuo e que poderá também servir para colocar as entradas das linhas de vácuo. Deste modo, para o cálculo da área superficial da face interior da ferramenta teremos de ter em conta esse acréscimo, ficando a face interior do molde com uma altura / profundidade de 1055 milímetros.

Uma vez que o radome tem dois diâmetros, para se assegurar que não vão existir faltas de material, o cálculo da área superficial da face interior da ferramenta de reparação é efectuado de acordo com o diâmetro máximo do radome, sendo dado pela expressão [31]:

$$A = \frac{\pi \times r}{6 \times h^2} \times \left[(r^2 + 4h^2)^{3/2} - r^3 \right]$$

Sendo:

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

A – área superficial da face interior do molde de reparação

h – altura / profundidade da face interior do molde (1,055 metros)

r – raio da face interior do molde (0,910 metros)

Após a realização deste cálculo, que pode ser consultado em detalhe no Anexo 3, conclui-se que a face interior da ferramenta de reparação terá uma Área Superficial de aproximadamente 5 metros quadrados (5 m²).

Não foi possível em tempo útil encontrar referências nem modelos matemáticos válidos que permitissem validar os valores calculados nos pontos 4.1 e 4.2 e que, desse modo, permitissem fazer a extrapolação dos dados obtidos com os provetes construídos e analisados e transferir as conclusões desses dados para uma dimensão macro do tamanho de um radome, como relatado em [32-36].

Desta forma, para os cálculos dos custos de produção irá ser considerado que a espessura da parede da ferramenta de reparação contruída pela técnica de Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo terá uma espessura de 10 mm, valor esse ligeiramente superior à espessura de um radome da família de aviões AIRBUS A320. Pela comparação da Resistência à Flexão demonstrada pelos provetes reforçados com fibra de carbono e com fibra de vidro, concluiu-se que a capacidade de resistir a esforços de flexão dos provetes de fibra de vidro é cerca de 2 vezes inferior aos provetes em fibra de carbono, e como tal considera-se uma espessura de 5 mm para a ferramenta de reparação construída pela técnica de Moldação por Saco de Vácuo com *prepreg's* de fibra de carbono. A estas espessuras será acrescentada uma margem de segurança de 20%, considerando-se a ferramenta com uma espessura de parede de 12 e 6 milímetros, respectivamente.

4.4. Custo de produção da ferramenta de reparação

O custo de produção da ferramenta de reparação é bastante dependente da quantidade de resina e do número de camadas de tecidos de reforço que serão necessários, de modo a que não sofra qualquer distorção durante a sua utilização em autoclave.

Como cada camada de tecidos terá uma Área Superficial de 5 m², cada conjunto de empilhamentos [0/30/60/60/30/0]° utilizará 30 m² de tecidos e cada conjunto de empilhamentos [0/45/45/0]° utilizará 20 m² de tecidos.

Outro factor a ter em conta para calcular o custo de produção da ferramenta de reparação prende-se com o uso do autoclave da OGMA - Indústria Aeronáutica de Portugal, S.A., empresa com a qual a TAP Manutenção e Engenharia tem um protocolo de utilização do autoclave.

Caso a ferramenta de reparação seja construída com os *prepreg's* de fibra de carbono pela técnica de Moldação por Saco de Vácuo e considerando a espessura mínima apresentada no final do ponto 4.3, os custos em material estão descritos na tabela 14. Deve-se no entanto ter em conta, que esta técnica utiliza *prepreg's* de fibra de carbono já existentes em stock na empresa e que se encontram em final de vida, daí o custo dos tecidos já ter sido efectuado anteriormente.

Como alternativa a esta hipótese, foi pedido um orçamento à empresa Cytec Industries Inc. para que fornecesse preços relativos a *prepreg's* próprios para ferramentas de construção, do qual se apresentam na tabela 15 os valores fornecidos. Para estes tecidos não foi possível apurar quantidades mínimas para a realização da ferramenta de reparação, uma vez que as suas capacidades não foram testadas, daí serem apresentados somente os preços de referência

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

fornecidos pela empresa. De notar que a empresa Cytec Industries Inc. obriga sempre a uma compra mínima de 50 m² de qualquer um dos tecidos pré-impregnados referidos na tabela 15.

Tabela 14: Custos de material para Moldação por Saco de Vácuo.

Empilhamento	[0/30/60/60/30/0] ^o	[0/45/45/0] ^o
Espessura média do empilhamento (mm)	1,44	1,06
Custo por m ² de prepreg	215,00 € / m ²	
Espessura mínima da ferramenta de reparação (mm)	6	6
Número de conjuntos de empilhamento	5	6
Quantidade total de tecidos necessária (m ²)	150	120
Custo final (em material)	32250,00 €	25800,00 €

Tabela 15: Preços de referência dos prepreg's da empresa Cytec Industries Inc.

Nome do tecido de reforço	Sistema de resina	Densidade das fibras (g/m ²)	Preço (€/m ²)
CF0300T	LTM12	199	52,78
CF0700T	LTM12	660	87,73
GF0100T	LTM12	300	29,24
GF0200T	LTM12	850	46,48

Caso a ferramenta de reparação seja construída com tecidos de fibra de vidro numa matriz de resina epóxida pela técnica de Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo, os custos em material estão descritos na tabela 16, sendo os materiais fornecidos pela Airtech Europe Sarl.

Uma vez que os provetes foram construídos por uma técnica diferente (*Wet lay-up*), utilizando somente vácuo e sem recurso a autoclave, os empilhamentos não ficam tão compactados como ficarão os tecidos da ferramenta de reparação produzida por VARIM. Como tal, para os cálculos da tabela 16, tendo em conta os valores do Módulo de Young calculados e a espessura mínima referida no ponto 4.3, os valores mínimos de espessura a considerar para a ferramenta de reparação construída com resina epóxida reforçada com fibra de vidro terão uma margem de segurança de 20%, considerando-se portanto que a espessura mínima das paredes da ferramenta de reparação será 12 mm.

No entanto, a técnica de Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo, por ser uma tecnologia não existente na TAP Manutenção e Engenharia, é necessário comprar mais alguns acessórios de apoio a esta técnica, que o fabricante Airtech Europe Sarl vende num pacote denominado *Starter Kit Standard*. Estes preços foram obtidos através de pedido de orçamento à própria Airtech Europe Sarl.

A título de curiosidade, na tabela 17 encontram-se os custos de produção da mesma ferramenta pela técnica de VARIM, mas com um reforço de tecidos secos em fibra de carbono, sendo os preços de referência fornecidos pela Airtech Europe Sarl. Os vários valores de espessura utilizados são os mesmos que se apresentam na tabela 16, dado que as propriedades destes tecidos não foram testadas.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Tabela 16: Custos de Material por Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo com tecidos de fibra de vidro.

Empilhamento	[0/30/60/60/30/0°]	[0/45/45/0]°
Espessura média do empilhamento (mm)	1,77	1,22
Custo por m ² de tecido 1 rolo = 110,32 m ²	Custo de 1 rolo: 912,50 € Custo por m ² : 8,27 €	
Custo da resina estrutural (Toolfusion 1A + Toolfusion 1B)	Toolfusion 1A (5galões): 437,80 € Toolfusion 1B (1galão): 178,70 €	
Custo da resina de acabamento (Infusioncoat 1A + Infusioncoat 1B)	Infusioncoat 1A (1 galão): 165,30 € Infusioncoat 1B (0,25 galões): 72,10 €	
Espessura mínima da ferramenta de reparação (mm)	12	12
Número de conjuntos de empilhamento	7	10
Quantidade total de tecidos necessária (m ²)	210 (2 rolos)	200 (2 rolos)
Custo total dos tecidos	1825,00 €	1825,00 €
Custo total das resinas (estrutural + acabamento)	(437,80 + 178,70) + (165,30 + 72,10) = 853,90 €	
Custo de outros materiais	Starter Kit Standard: 465 €	
Custo total (em material)	3143,90 €	3143,90 €

Tabela 17: Custos de Material por Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo com tecidos secos de fibra de carbono.

Empilhamento	[0/30/60/60/30/0°]	[0/45/45/0]°
Espessura média do empilhamento (mm)	1,77	1,22
Custo por m ² de tecido 1 rolo = 116,13 m ²	Custo de 1 rolo: 6100,00 € Custo por m ² : 52,53 €	
Custo da resina estrutural (Toolfusion 1A + Toolfusion 1B)	Toolfusion 1A (5galões): 437,80 € Toolfusion 1B (1galão): 178,70 €	
Custo da resina de acabamento (Infusioncoat 1A + Infusioncoat 1B)	Infusioncoat 1A (1 galão): 165,30 € Infusioncoat 1B (0,25 galões): 72,10 €	
Espessura mínima da ferramenta de reparação (mm)	12	12
Número de conjuntos de empilhamento	7	10
Quantidade total de tecidos necessária (m ²)	210 (2 rolos)	200 (2 rolos)
Custo total dos tecidos	12200,00 €	12200,00 €
Custo total das resinas (estrutural + acabamento)	(437,80 + 178,70) + (165,30 + 72,10) = 853,90 €	
Custo de outros materiais	Starter Kit Standard: 465 €	
Custo total (em material)	13518,90 €	13518,90 €

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Aos custos aqui apurados é necessário acrescentar os custos de utilização do autoclave da OGMA - Indústria Aeronáutica de Portugal, S.A., bem como esclarecer se os preços praticados pela empresa Airtech Europe Sarl já incluem o custo do transporte dos materiais desde o seu local de produção / embalagem até às instalações da TAP Manutenção e Engenharia em Lisboa.

Os custos da armação metálica que permitirão adaptar e segurar a ferramenta de reparação construída ao suporte já existente para reparação de radomes da figura 8, não se encontram contabilizados nesta análise de custos.

Uma vez que as grandes reparações que necessitam de uma ferramenta específica não ocorrem frequentemente, a análise custo-benefício é indispensável à tomada de decisão relativa à construção da ferramenta de reparação.

Uma vez que uma grande reparação de um radome tem um custo médio de cerca de 27000 dólares (\$) e uma substituição completa dos tecidos e ninho de abelha pela AIRBUS tem um custo aproximado de 38000\$, pode-se concluir que:

- No caso da ferramenta de reparação ser construída em *prepreg's* de fibra de carbono pela técnica de Moldação por Saco de Vácuo, o custo da ferramenta de reparação fica rentabilizado ao fim de 2 reparações / utilizações;
- No caso da ferramenta de reparação ser construída em resina epóxida reforçada com fibra de vidro pela técnica de Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo, a ferramenta fica rentabilizada logo na 1ª reparação em que for utilizada.

Capítulo 5. Conclusões

Dada a possibilidade de redução dos custos nas acções de reparação e manutenção de radomes de aeronaves, e identificadas as capacidades tecnológicas e os recursos materiais e humanos existentes na empresa e no mercado, torna-se necessário fazer a selecção dos materiais adequados e da técnica de construção adequada.

Após a selecção dos materiais adequados concluiu-se que é possível optar por 2 soluções diferentes. A primeira solução é utilizar *prepreg's* de fibra de carbono em fim de vida já existentes na empresa, rentabilizando um material que seria dispensado sem quaisquer benefícios para a empresa. A segunda solução é utilizar uma resina epóxida reforçada com fibra de vidro, de modo a ter uma ferramenta com características térmicas bastante semelhantes com o material no qual o radome é construído.

Definidos os materiais, define-se a técnica adequada para a construção da ferramenta de reparação, sendo que para *prepreg's* a técnica aconselhada é a Moldação por Saco de Vácuo, uma técnica aplicada diariamente e bastante conhecida dos trabalhadores da Oficina de Interiores de Cabines. No caso de utilização de uma resina epóxida reforçada com tecidos secos de fibra de carbono, a técnica aconselhada é a Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo, que devido ao seu baixo custo e possibilidade de criar componentes de grandes dimensões com poucas imperfeições, se revela uma boa opção.

Passando agora para a Análise de Resultados dos ensaios mecânicos de Tração e de Flexão, conclui-se que as propriedades mecânicas dos provetes fabricados com *prepreg's* de fibra de carbono são bastante superiores aos provetes fabricados com resina epóxida reforçada com fibra de vidro. Por comparação directa, na Resistência à Flexão, a fibra de carbono apresenta resultados 2 vezes superiores à fibra de vidro e na Resistência à Tração o desempenho foi 3 vezes superior. Comparando o Módulo de Young, que caracteriza o módulo de elasticidade de ambos os materiais, os valores obtidos pelos provetes de fibra de carbono foram cerca de 3 vezes superiores. Se o único critério de selecção de materiais fosse a sua prestação nos ensaios mecânicos, a fibra de carbono seria o material mais indicado. Uma vez que a ferramenta de reparação será usada em autoclave, sujeita a altas pressões e temperaturas, o material mais indicado é a resina epóxida reforçada por fibra de vidro, uma vez que as suas propriedades térmicas são semelhantes às fibras de quartzo que compõem o laminado dos radomes.

Pela análise dos custos de produção da ferramenta, conclui-se que a opção menos onerosa é a utilização de resina epóxida reforçada com fibras de vidro, e conclui-se que no caso da ferramenta de reparação ser construída em *prepreg's* de fibra de carbono por Moldação por Saco de Vácuo, a ferramenta fica rentabilizada ao fim de 2 reparações e no caso da ferramenta de reparação ser construída em resina epóxida reforçada com fibra de vidro pela técnica de Moldação por Infusão de Resina Assistida por Vácuo, a ferramenta fica rentabilizada logo na 1ª reparação.

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Referências Bibliográficas

- [1] TAP Portugal: Página oficial da TAP Portugal - www.tapportugal.com, consultado em Abril de 2014.
- [2] TAP Manutenção e Engenharia: Página oficial da TAP Manutenção e Engenharia - www.tapme.pt, consultado em Abril de 2014.
- [3] <http://web.mscsoftware.com/events/vpd2007/emea/presentations/Session-2A-AIRBUS-Bold.pdf>, consultado em Junho de 2014.
- [4] Smith, W. F. (1998). *Princípios de Ciência e Engenharia dos Materiais*. 3ª Edição. McGraw-Hill, 767-792.
- [5] Callister, W. D. (2007). *Materials science and engineering*. 7th Edition. John Wiley & Sons, Incorporated, 577-605.
- [6] Carvalho, R., & de Freitas, M. (1996). Resistência à fractura e à fadiga de um compósito de matriz de alumínio 6061 reforçado com cerâmicos SiC. *Anales de mecanica de fractura*, 13, 281-286.
- [7] Niu, M. C. (1992). *Composite airframe structures*. Hong Kong Conmilit Press Ltd, 41-125.
- [8] Cantor, B., Assender, H., & Grant, P. (2010). *Aerospace materials*. CRC Press, 112-118.
- [9] Campbell Jr, F. C.. (2003). *Manufacturing processes for advanced composites*. Elsevier, 25-32.
- [10] http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/4/43/Airbus_A320-214_Vueling_Airlines_EC-HTD.jpg, consultado em Maio de 2014.
- [11] <http://www.ausairpower.net/USAF/Boeing-E-3C-AWACS-USAF-1S.jpg>, consultado em Maio de 2014.
- [12] <http://www.defesaaereanaval.com.br/wp-content/uploads/2013/01/Super-Lynx-Mk-95.jpg>, consultado em Maio de 2014.
- [13] http://avstop.com/ac/Aviation_Maintenance_Technician_Handbook_General/5-34.html, consultado em Julho de 2014.
- [14] Kozakoff, D. J. (2010). *Analysis of radome-enclosed antennas*. Artech House, 57-62.
- [15] Regulamento (UE) n.º 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho de 20 de Outubro de 2010. Jornal Oficial da União Europeia. Disponível em: http://eur-lex.europa.eu/legal-content/PT/TXT/?uri=uriserv:OJ.L_.2010.295.01.0035.01.POR.
- [16] http://www.airteamimages.com/airbus-a320_N106US_us-airways_150971.html, consultado em Maio de 2014.
- [17] <http://boardingarea.com/wildabouttravel/category/air-safety-2/page/9/>, consultado em Maio de 2014.
- [18] Certification Memorandum CM-S-001, Compliance with CS-25 Bird Strike Requirements. 2012. EASA – Agência Europeia para a Segurança da Aviação. Disponível em: <http://easa.europa.eu/document-library/public-consultations/certification-memoranda>.
- [19] <http://blogs.crikey.com.au/planetalking/2010/08/17/lightning-related-crash-raises-787-issue/>, consultado em Maio de 2014.
- [20] <http://dailyapple.blogspot.pt/2011/01/apple-503-lightning-striking-airplanes.html>, consultado em Maio de 2014.
- [21] Ray, B. C. (2006). Temperature effect during humid ageing on interfaces of glass and carbon fibers reinforced epoxy composites. *Journal of Colloid and Interface Science*, 298(1), 111-117.
- [22] Allan, J. R. (2000). The costs of bird strikes and bird strike prevention.
-

- [23] United States Congress. Office of Technology Assessment. (1988). *Advanced Materials by Design (Vol. 22)*. DIANE Publishing, 76-78.
- [24] Campbell Jr, F. C.. (2003). *Manufacturing processes for advanced composites*. Elsevier, 64-83.
- [25] Paiva, J. M. F. D., Santos, A. D. N. D., & Rezende, M. C. (2009). Mechanical and morphological characterizations of carbon fiber fabric reinforced epoxy composites used in aeronautical field. *Materials Research*, 12(3), 367-374.
- [26] Campbell Jr, F. C.. (2003). *Manufacturing processes for advanced composites*. Elsevier, 17-25.
- [27] Franco, R. A. V. S. (2008). *Produção de Componentes em Materiais Compósitos por Infusão de Resina*.
- [28] <http://www.jmrt.com.br/imatges/363/363v02n01/grande/363v02n01-90199608fig1.jpg>, consultado em Maio de 2014.
- [29] Morais, W. A., & d'Almeida, J. R. M. (2003). Comparação do comportamento à flexão com restrições à deflexão de placas de compósitos de matriz polimérica epoxídica em função do tipo de fibra de reforço. *Polímeros: Ciência e Tecnologia*, 13(3), 181-187.
- [30] http://rmmttf.blogspot.pt/2011_12_01_archive.html, consultado em Julho de 2014.
- [31] <http://mathworld.wolfram.com/Paraboloid.html>, consultado em Julho de 2014.
- [32] Kaplan, A. (1954). *Finite deflections and buckling of slightly curved beams and shallow spherical shells under lateral loads* (Doctoral dissertation, California Institute of Technology).
- [33] http://eng.sut.ac.th/metal/images/stories/pdf/Lab_7Bend_Eng.pdf, consultado em Setembro de 2014.
- [34] Evkin, A. Y., & Kalamkarov, A. L. (2001). Analysis of large deflection equilibrium states of composite shells of revolution. Part 1. General model and singular perturbation analysis. *International Journal of Solids and Structures*, 38(50), 8961-8974.
- [35] Evkin, A. Y., & Kalamkarov, A. L. (2001). Analysis of large deflection equilibrium states of composite shells of revolution. Part 2. Applications and numerical results. *International Journal of Solids and Structures*, 38(50), 8975-8987.
- [36] Evkin, A. Y. (2005). Large deflections of deep orthotropic spherical shells under radial concentrated load: asymptotic solution. *International journal of Solids and Structures*, 42(3), 1173-1186.

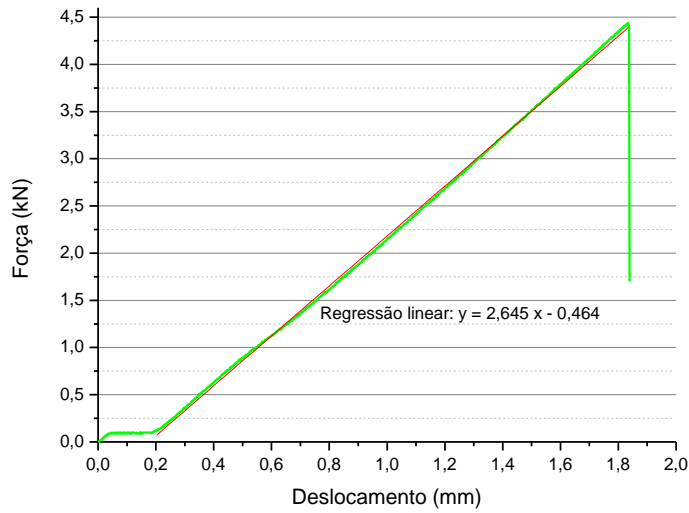
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Anexos

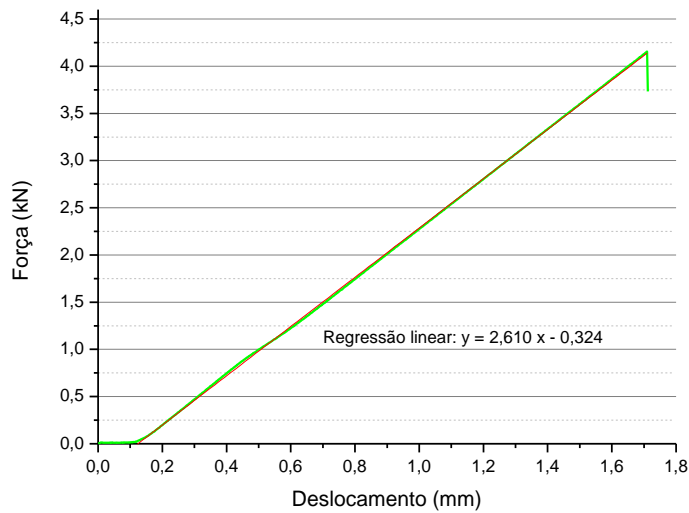
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Anexo 1: Curvas Tensão-Deformação obtidas nos Ensaios de Tracção

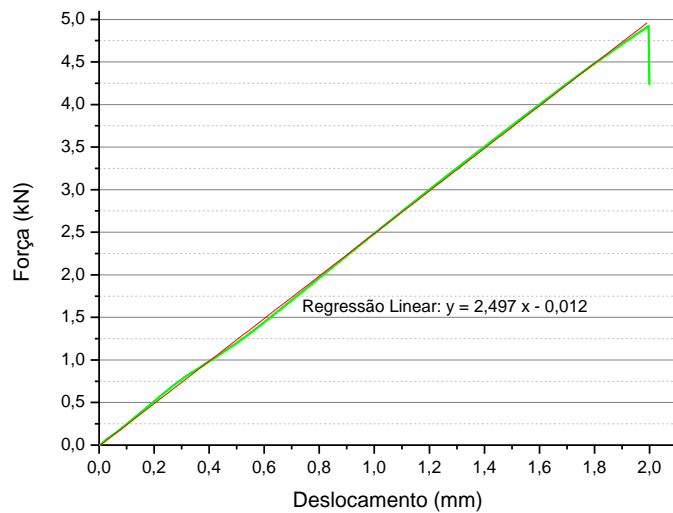
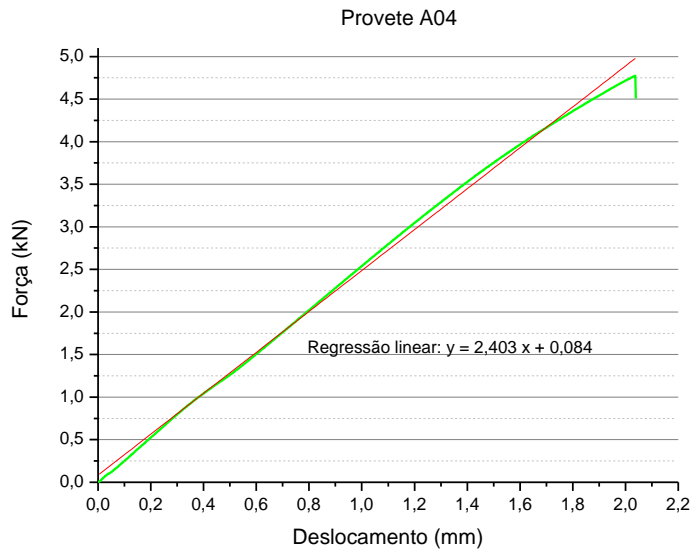
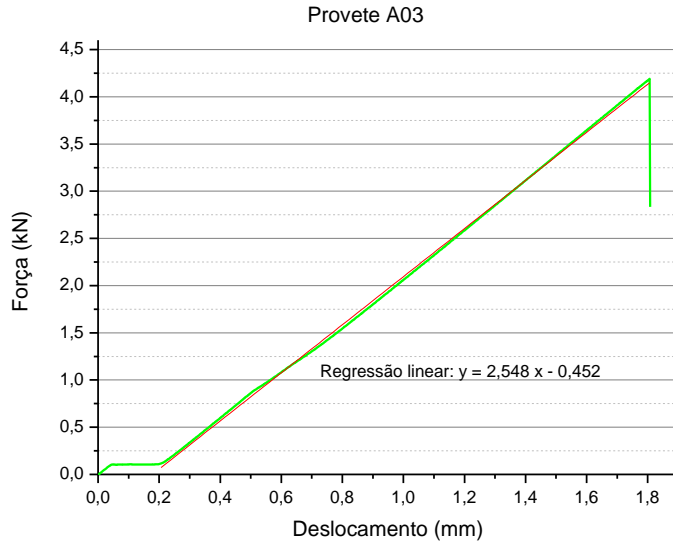
Provetes reforçados com Fibra de Carbono



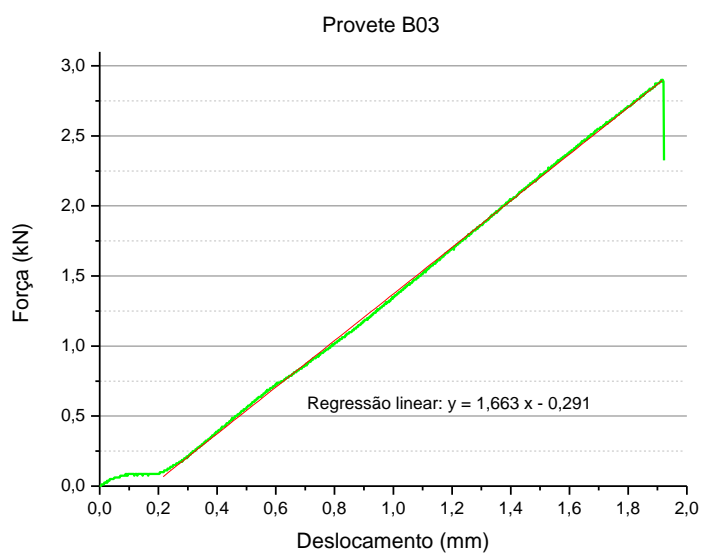
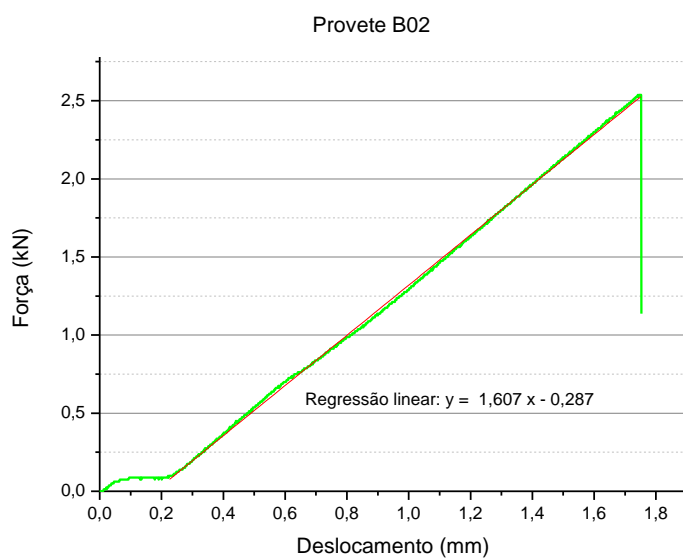
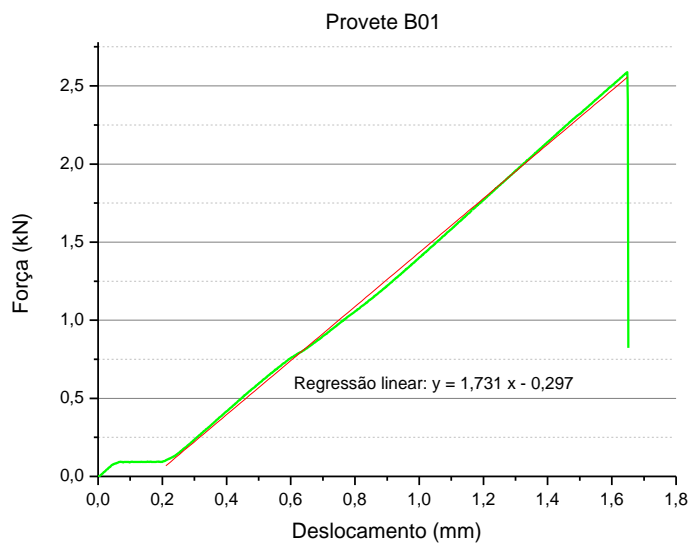
Provete A02



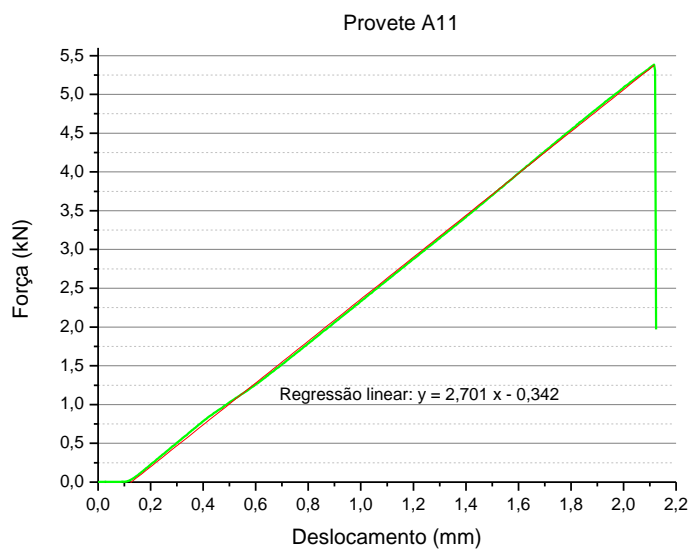
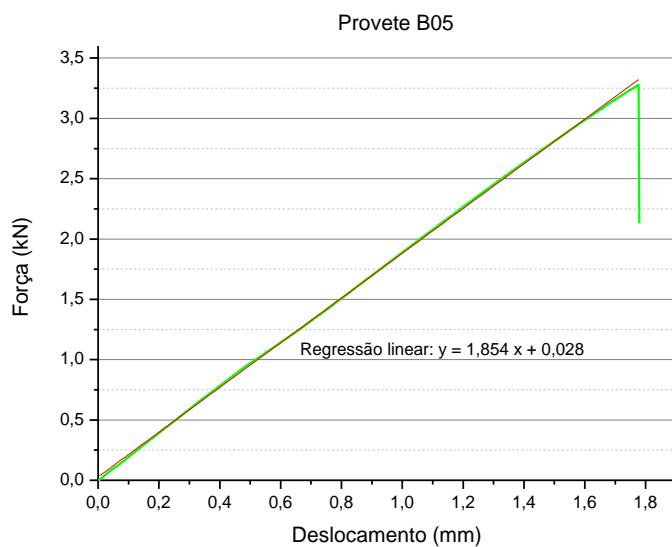
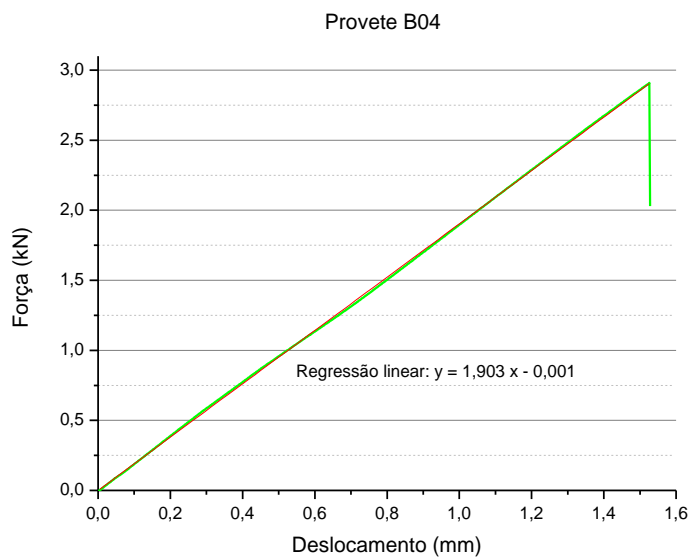
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



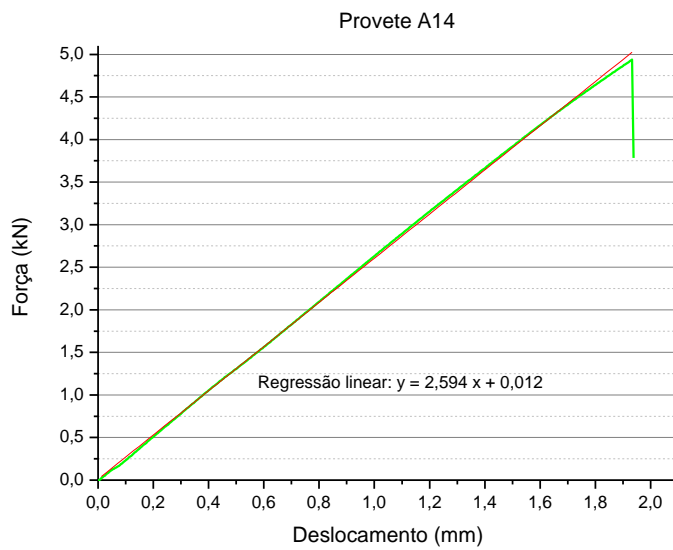
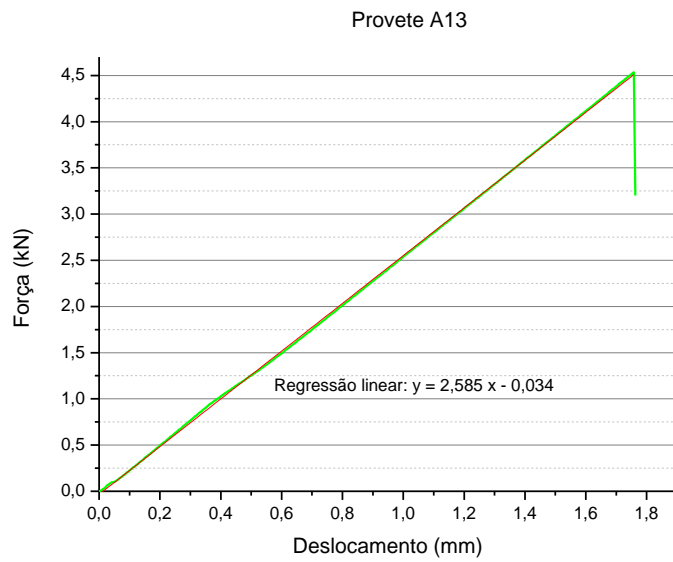
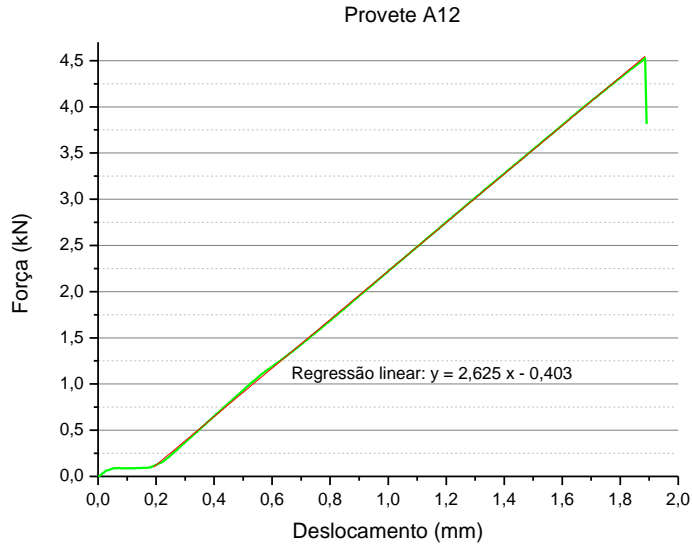
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



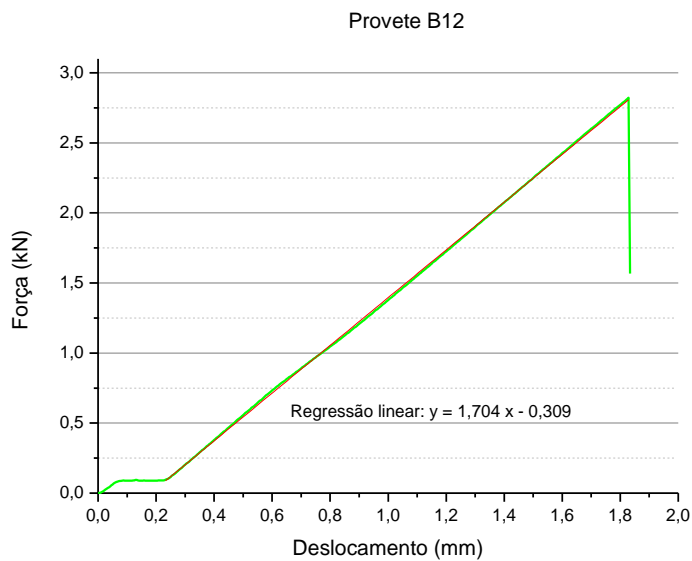
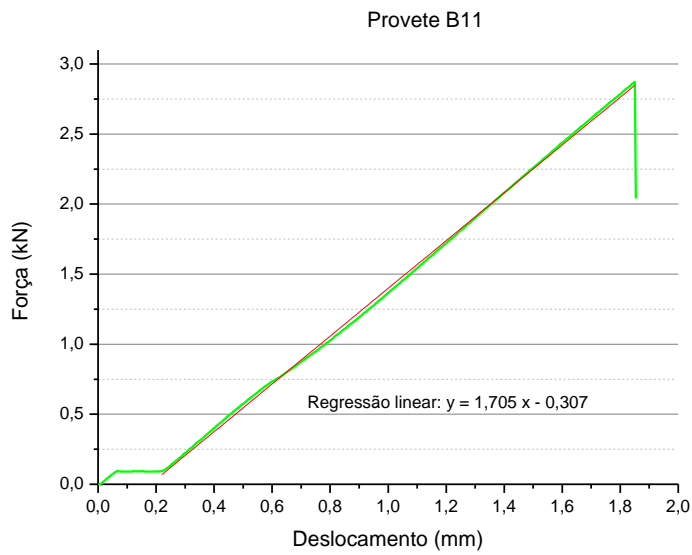
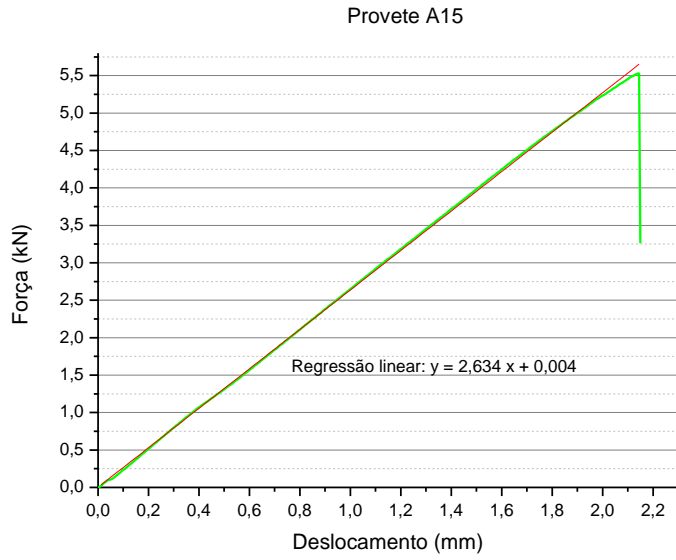
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



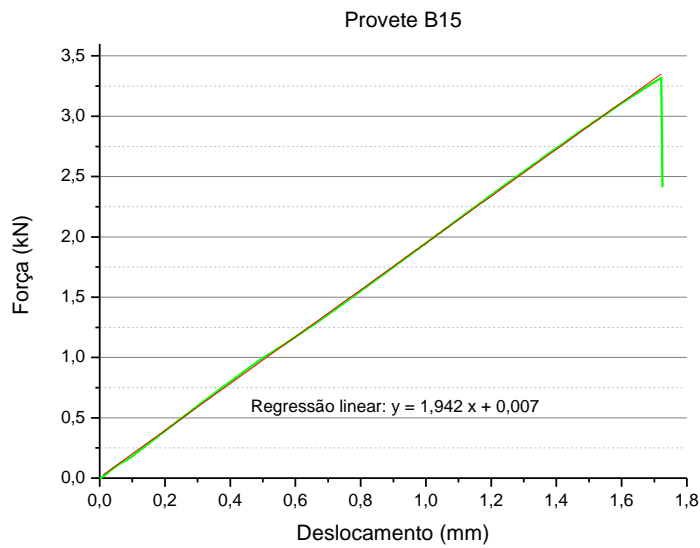
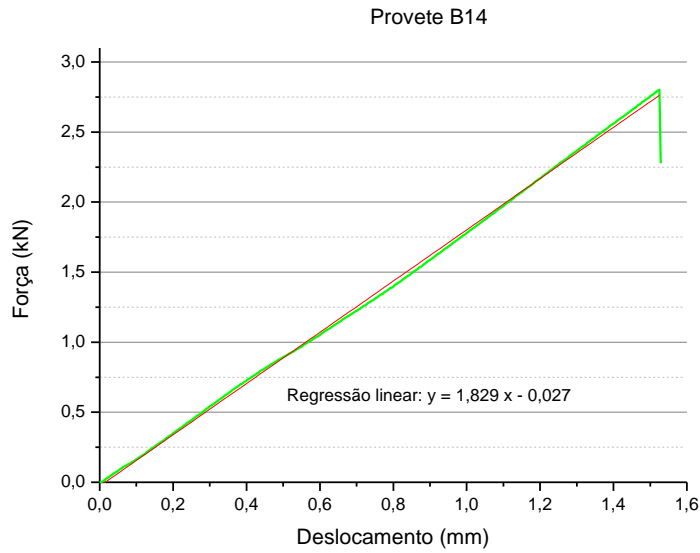
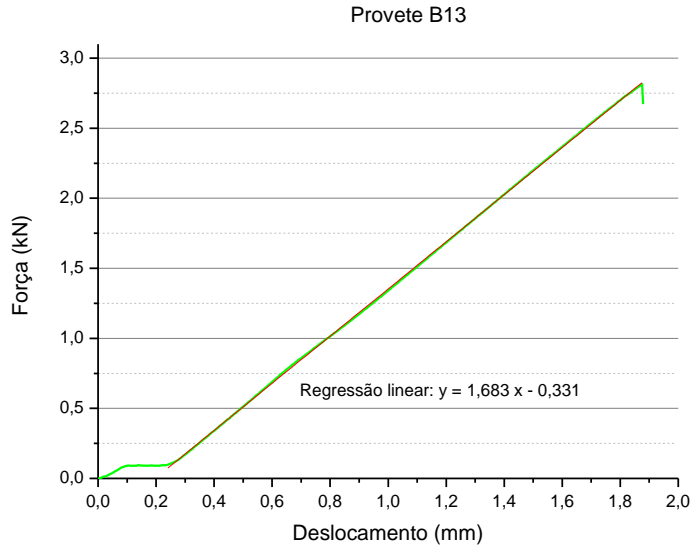
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



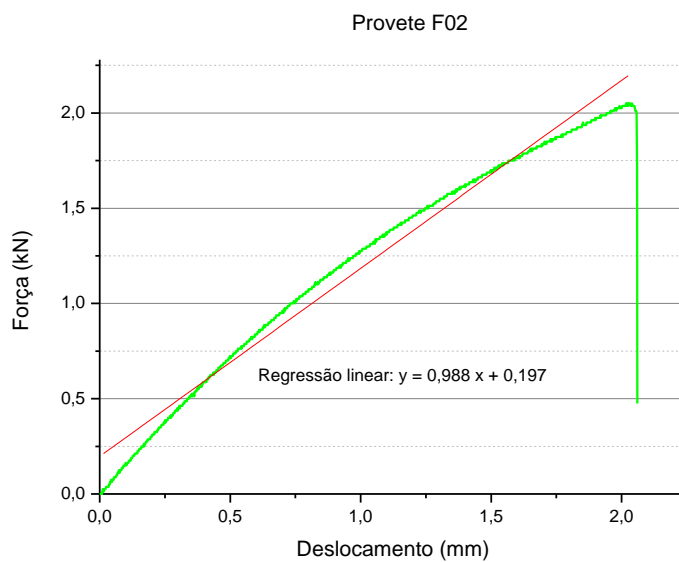
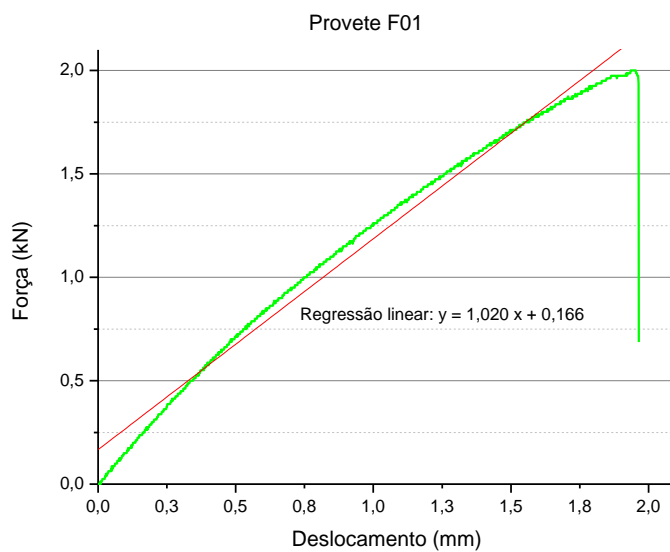
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



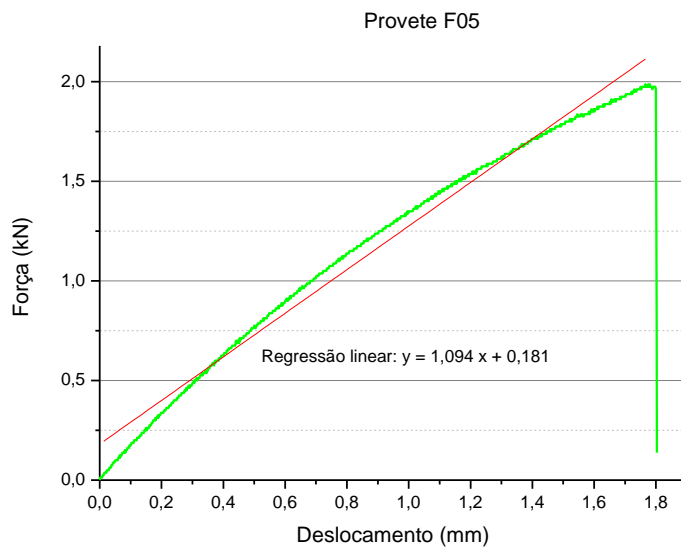
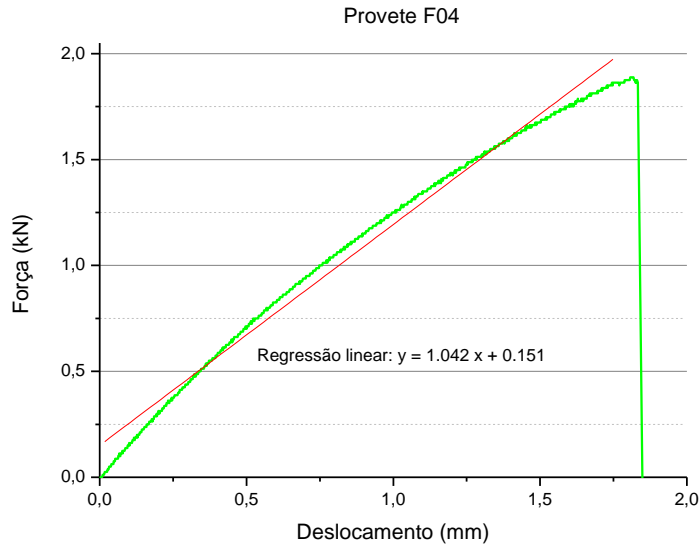
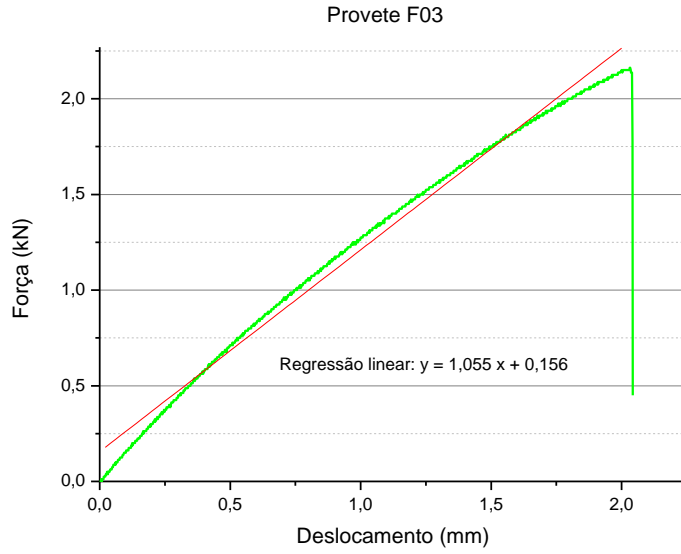
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



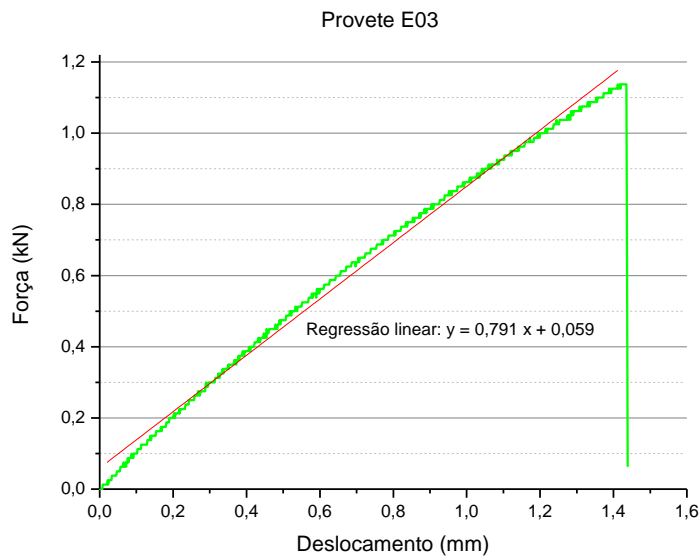
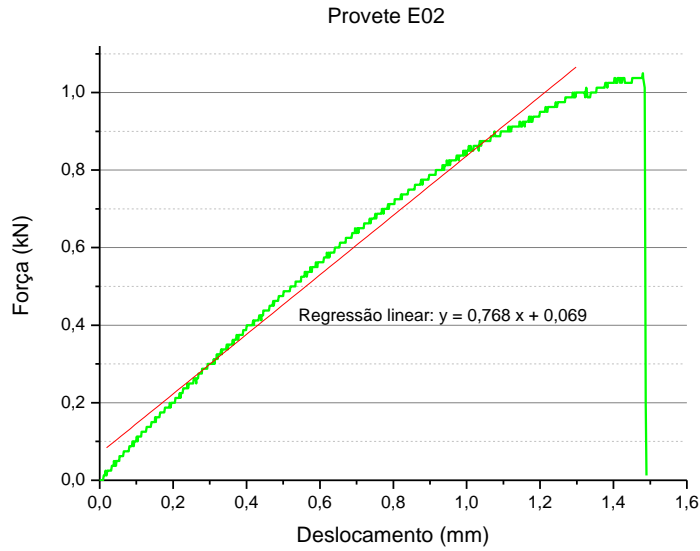
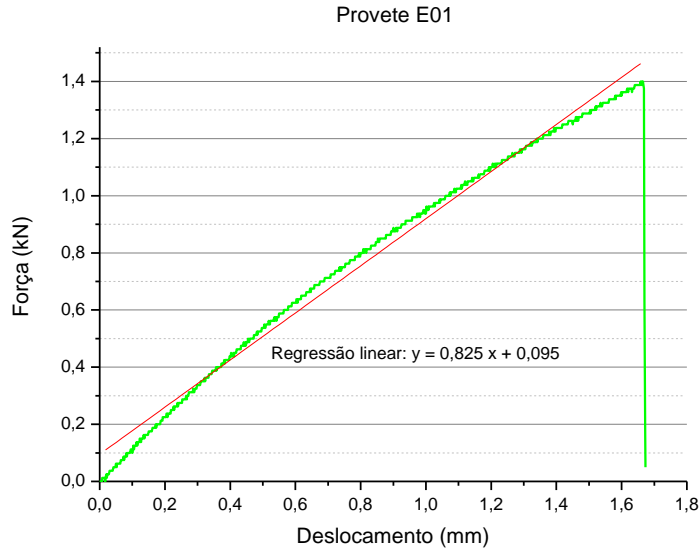
Provetes reforçados com Fibra de Vidro



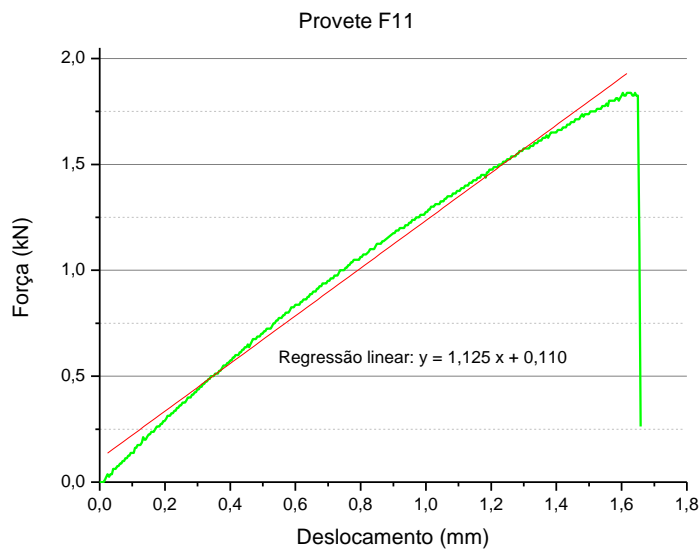
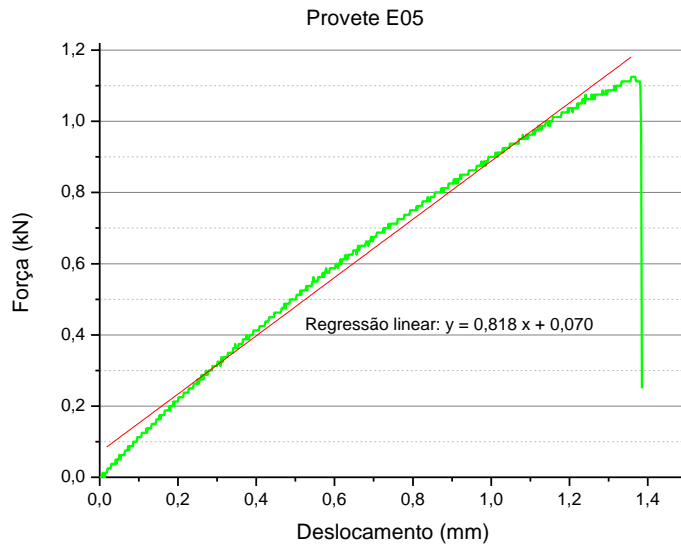
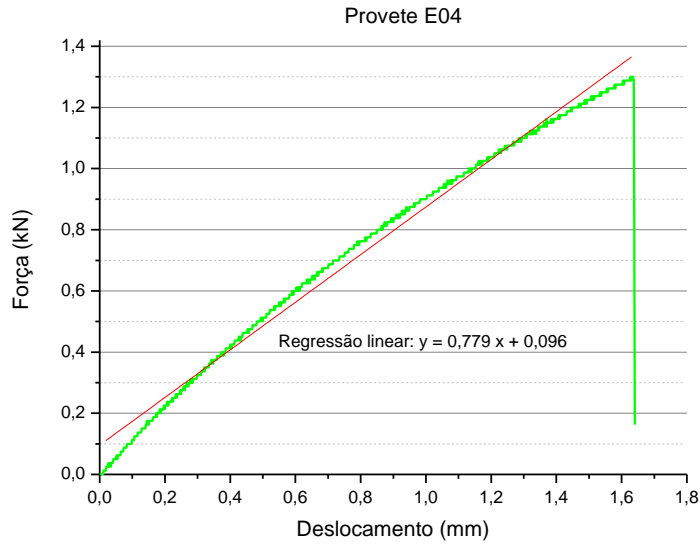
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



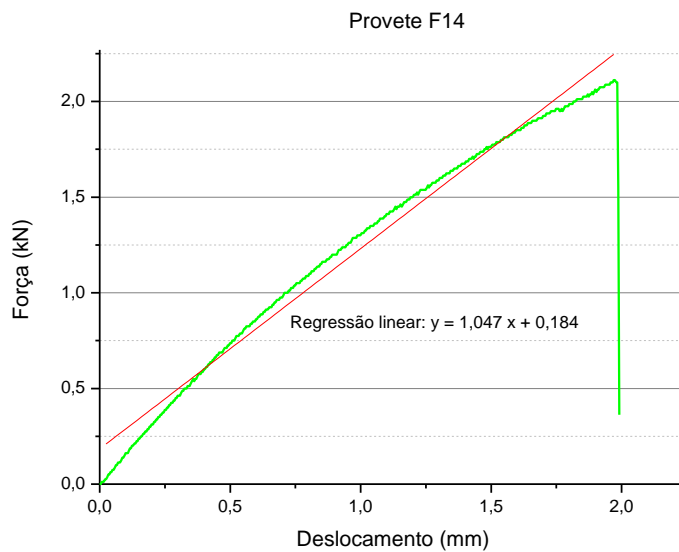
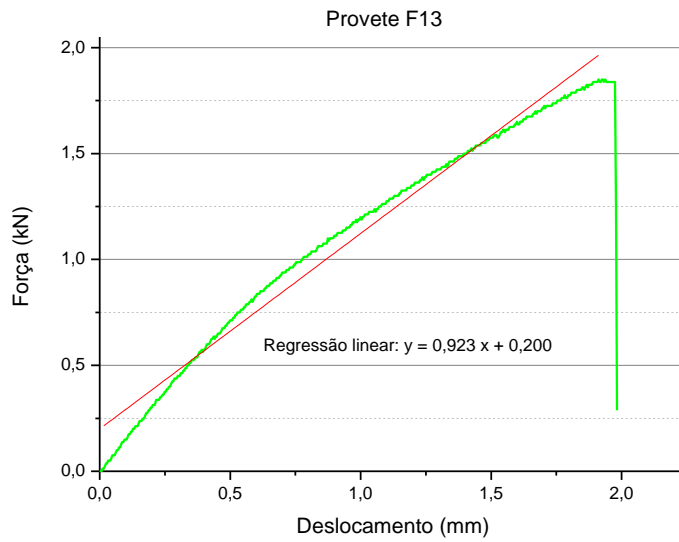
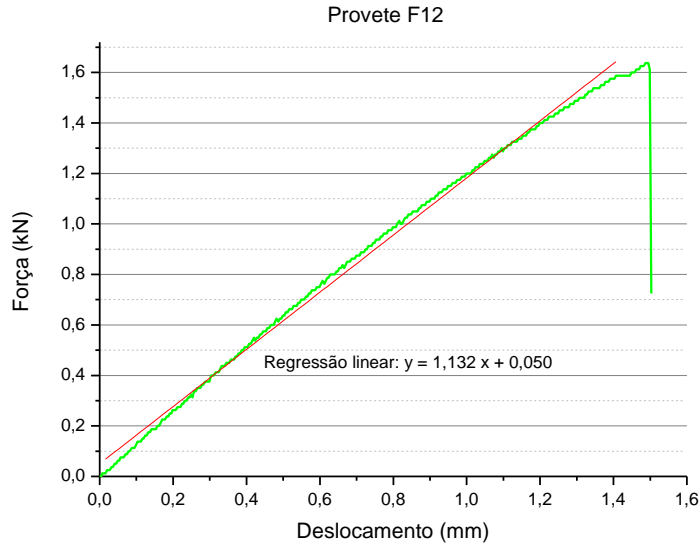
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



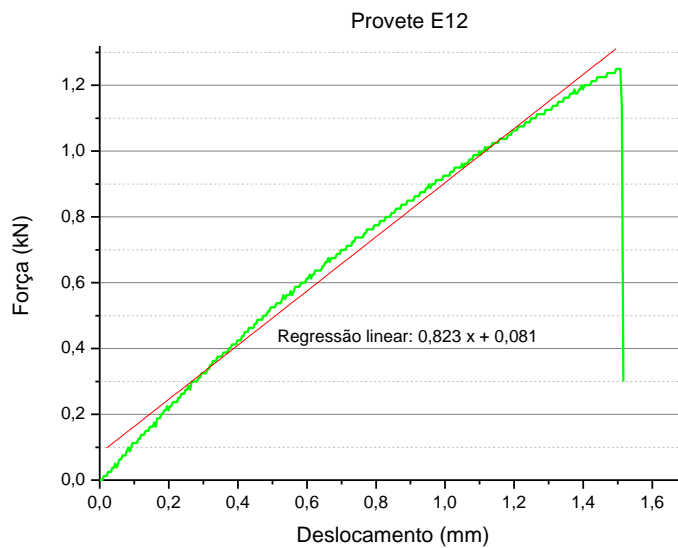
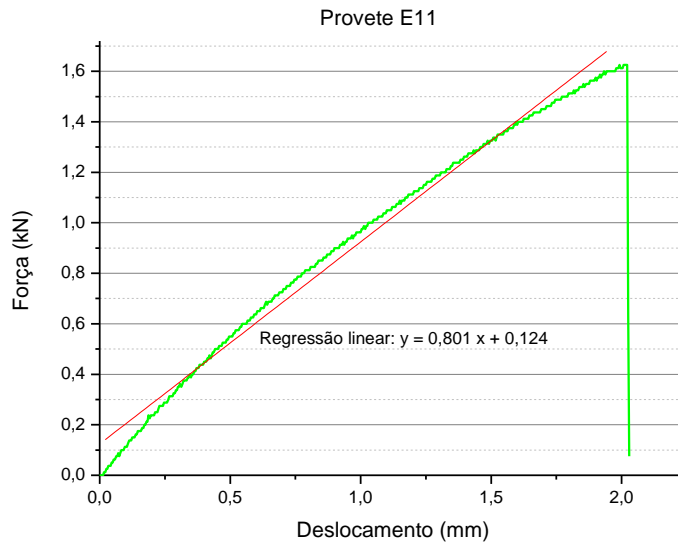
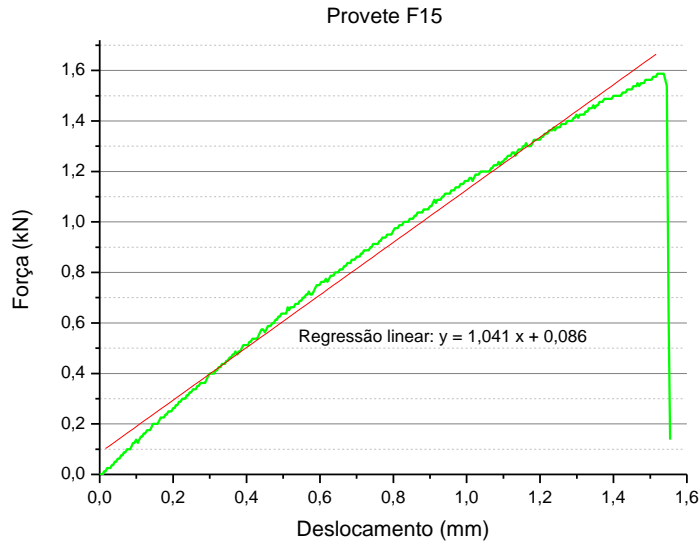
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



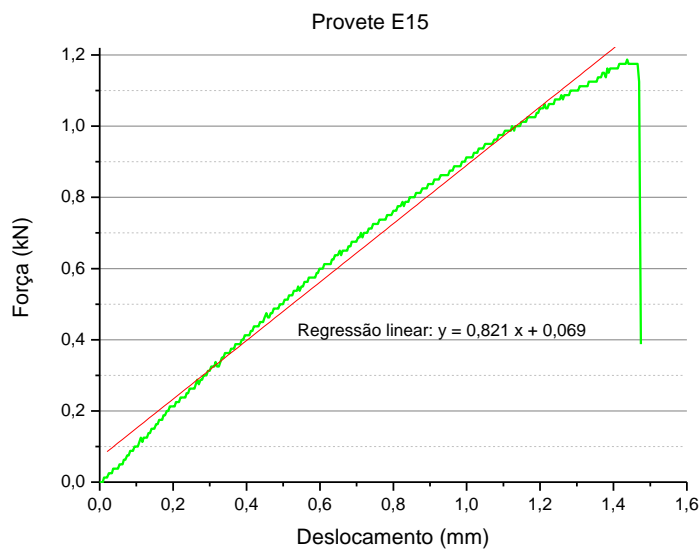
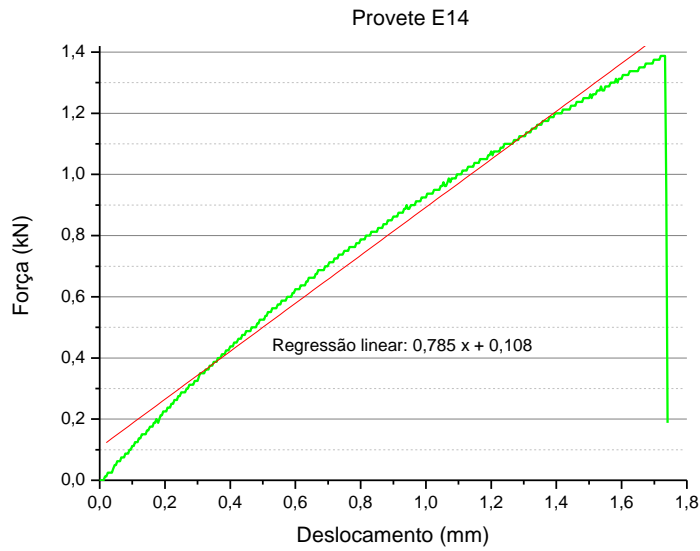
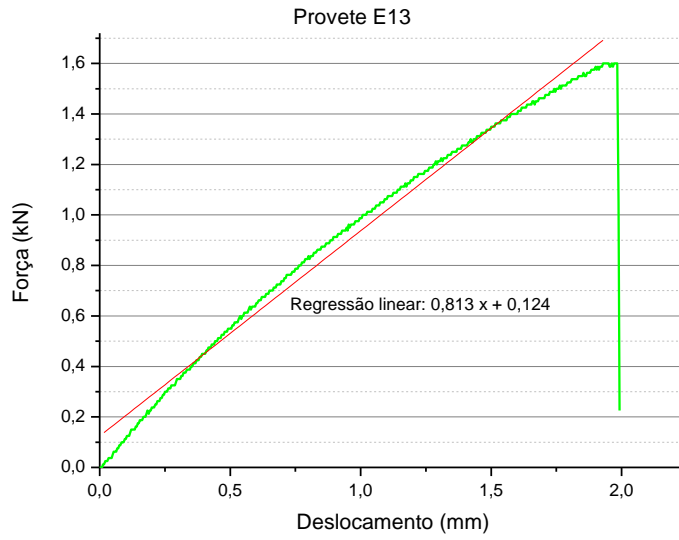
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

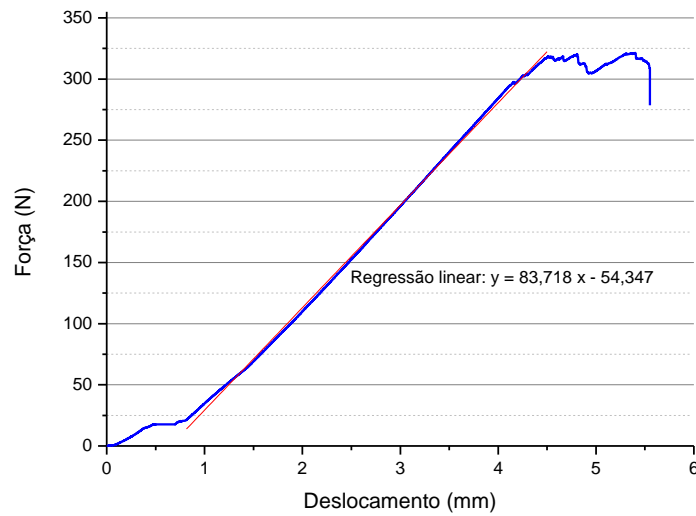
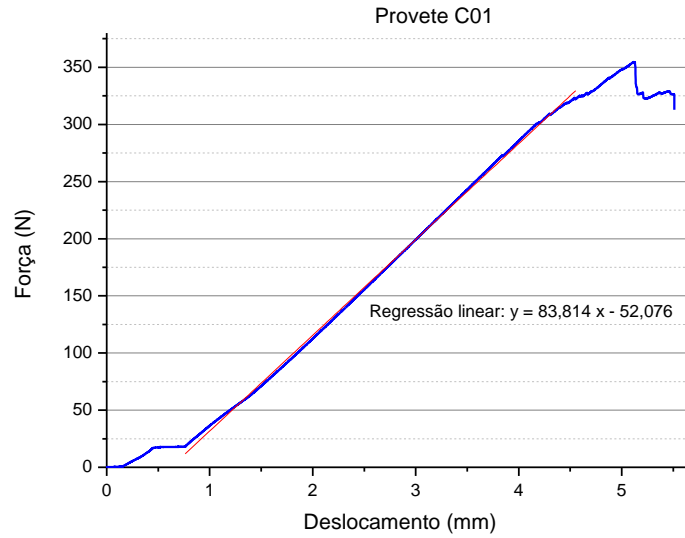


Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

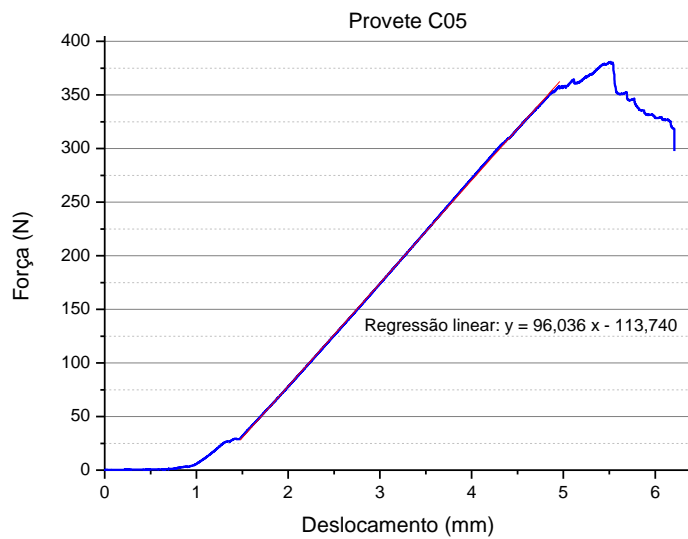
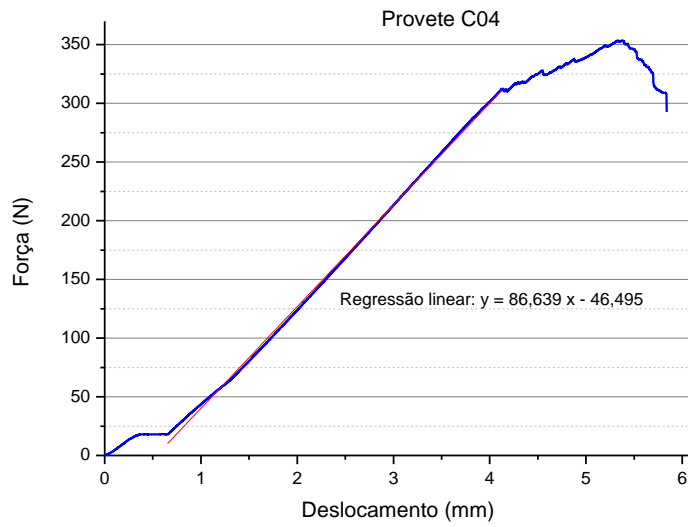
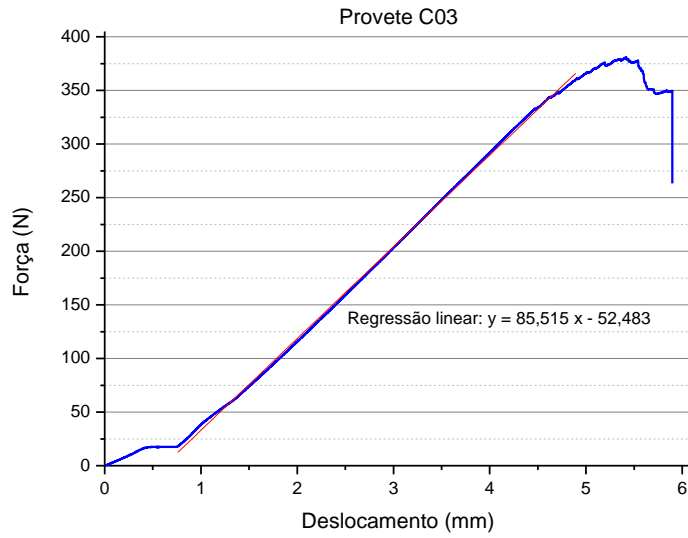


Anexo 2: Curvas Tensão-Deformação obtidas nos Ensaios de Flexão

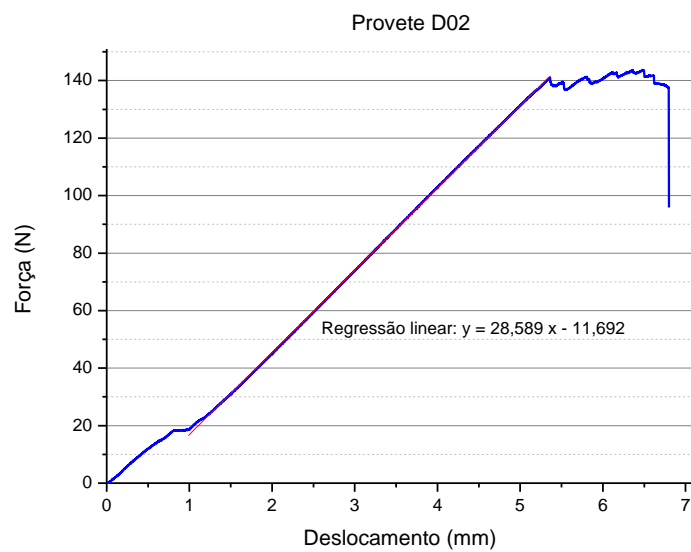
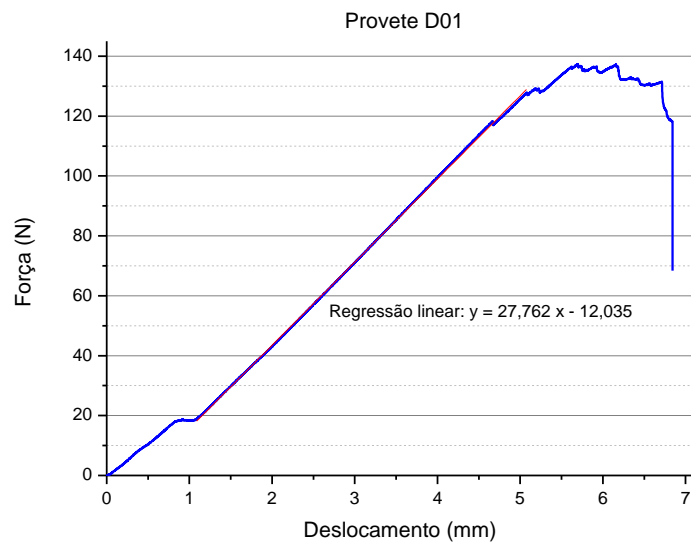
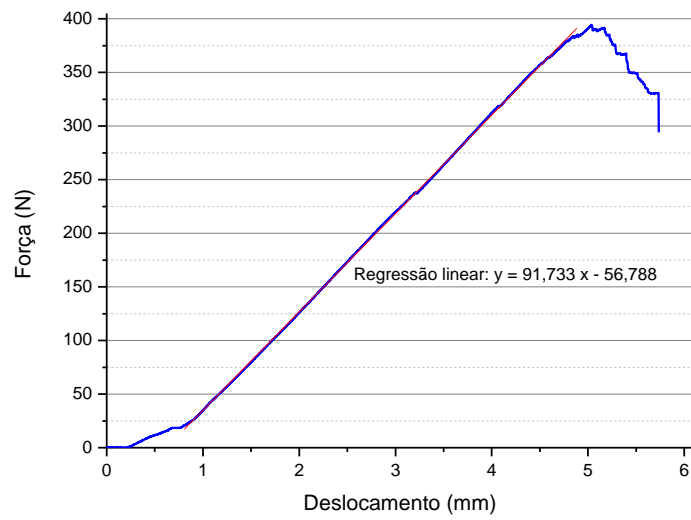
Provetes reforçados com Fibra de Carbono



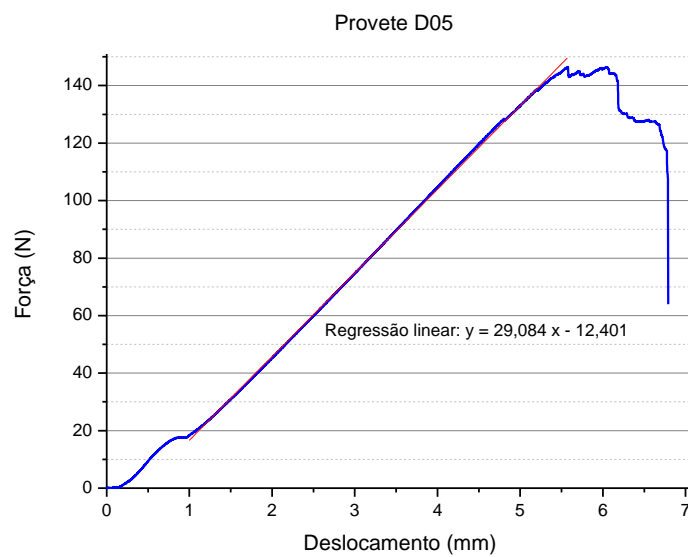
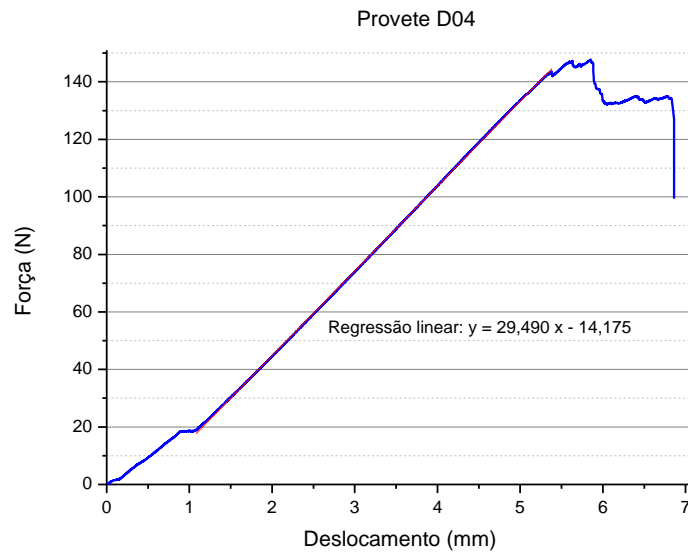
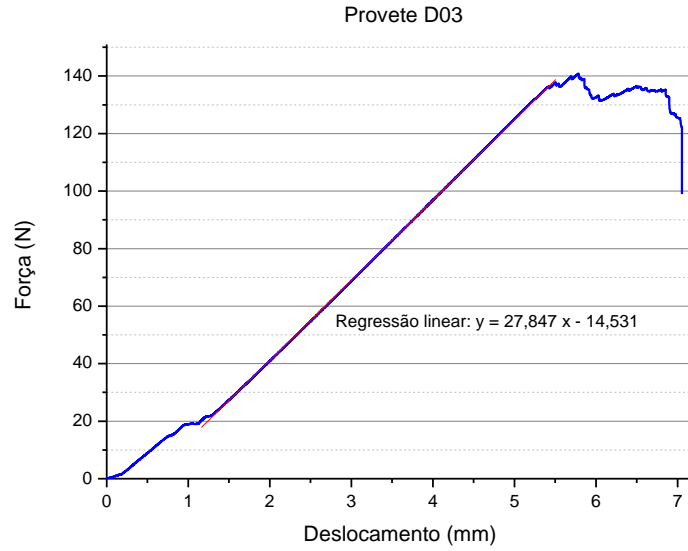
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



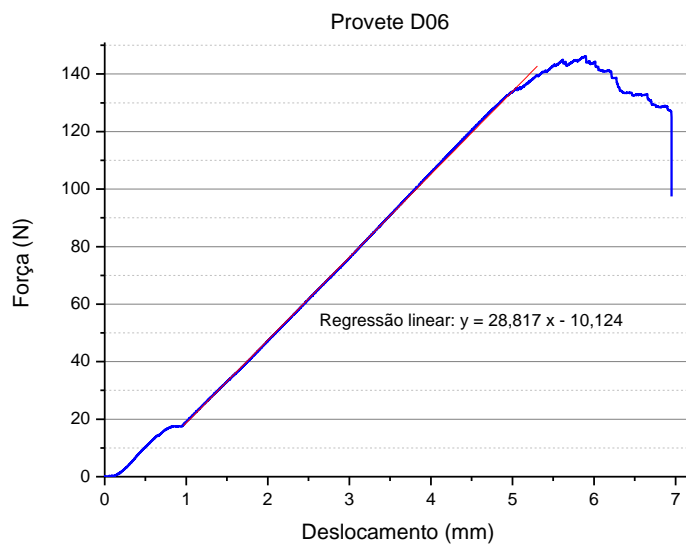
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



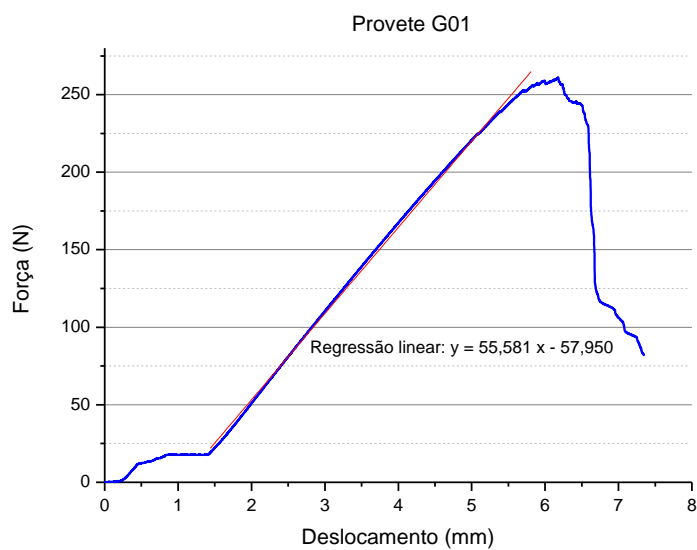
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



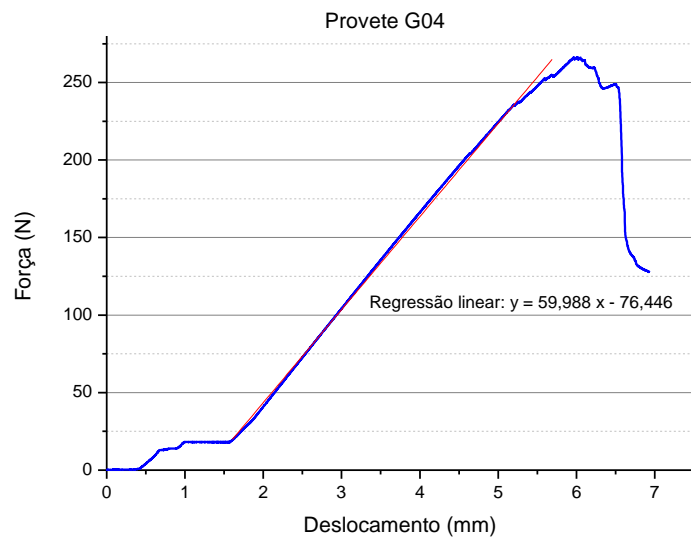
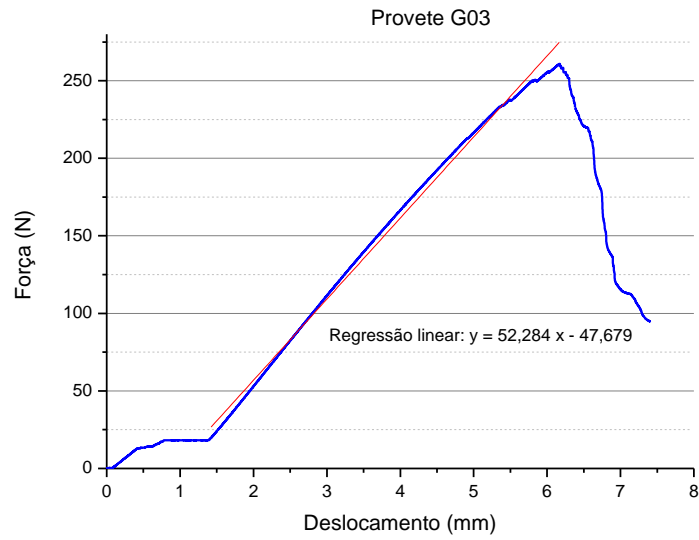
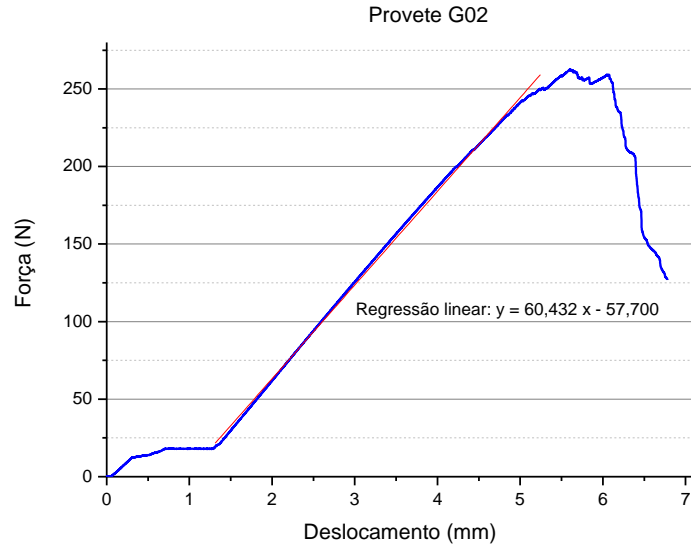
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



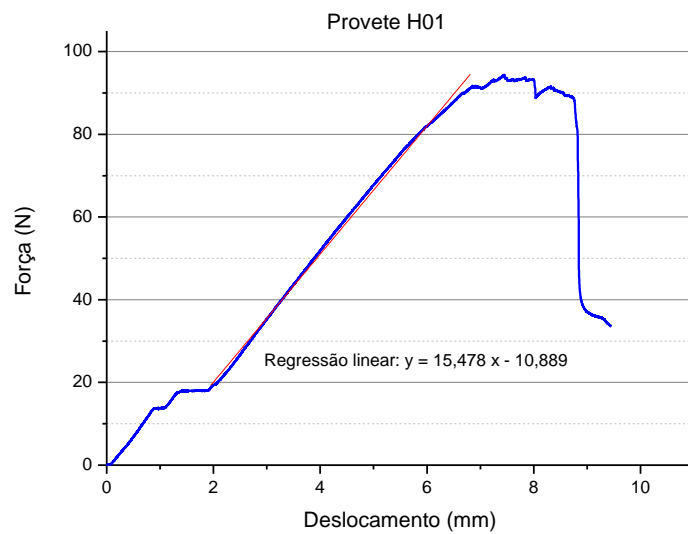
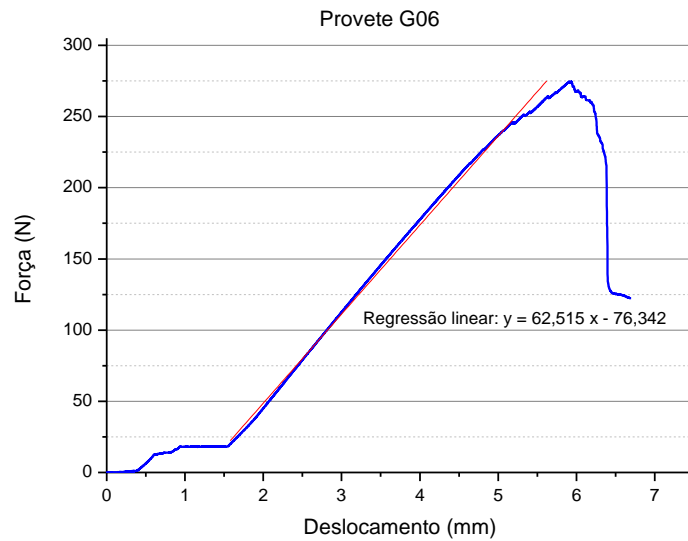
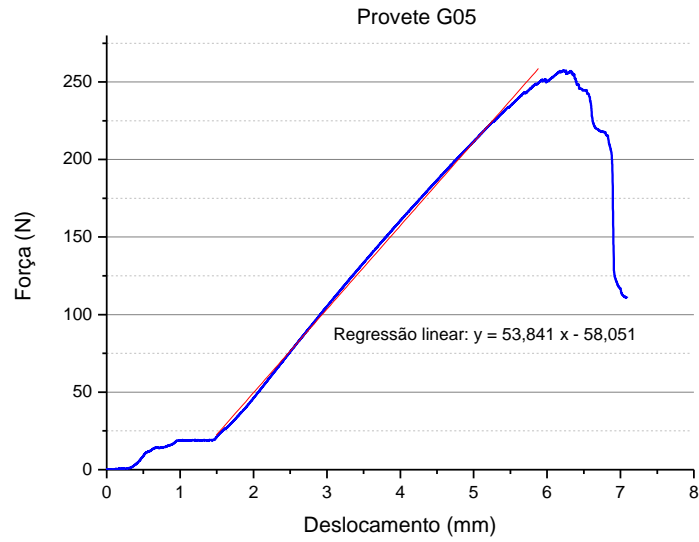
Provetes reforçados com Fibra de Vidro



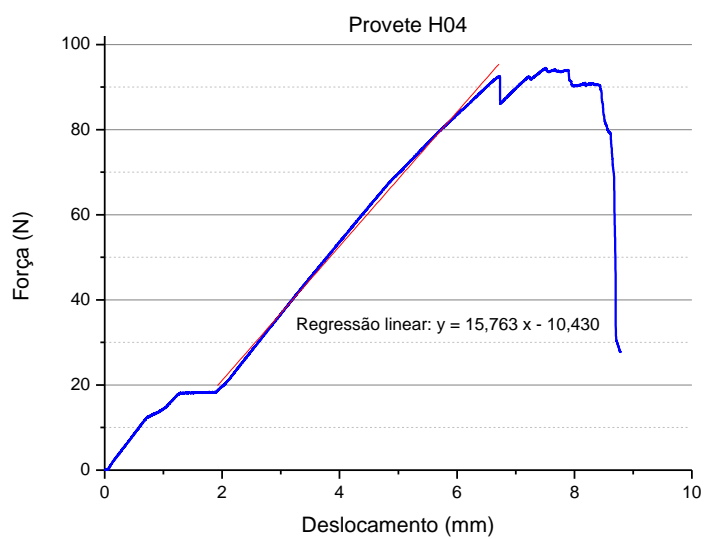
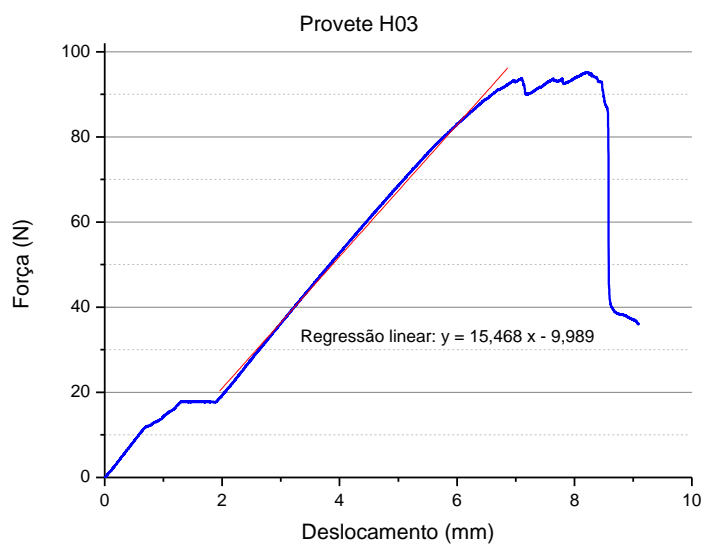
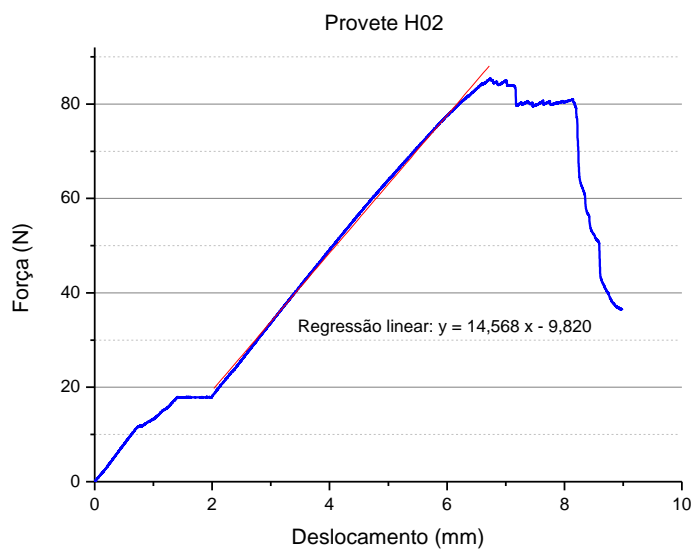
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



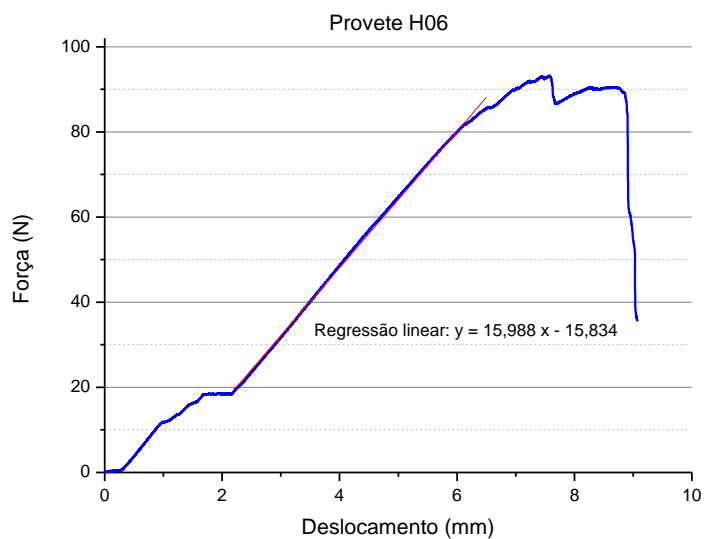
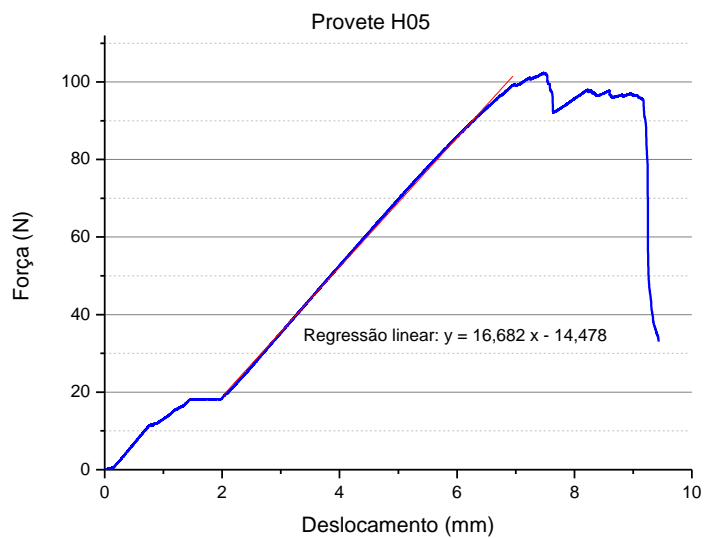
Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.



Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.

Anexo 3: Cálculo da área superficial da face interior do molde de reparação.

A área superficial do interior do molde de reparação é dado pela expressão:

$$A = \frac{\pi \times r}{6 \times h^2} \times \left[(r^2 + 4h^2)^{3/2} - r^3 \right]$$

Com:

A – área superficial da face interior do molde de reparação,

h – altura / profundidade da face interior do molde (1,055 metros),

r – raio da face interior do molde.

O raio da face interior do molde de reparação é dado pelo diâmetro máximo do radome, 1,820 metros, e como tal:

$$Raio = \frac{Diâmetro}{2} = \frac{1.820}{2} = 0,910 \text{ metros}$$

Podemos então calcular a área superficial da face interior do molde de reparação:

$$\begin{aligned} A &= \frac{\pi \times r}{6 \times h^2} \times \left[(r^2 + 4h^2)^{3/2} - r^3 \right] \Leftrightarrow \\ \Leftrightarrow A &= \frac{\pi \times 0,910}{6 \times 1,055^2} \times \left[(0,910^2 + 4 \times 1,055^2)^{3/2} - 0,910^3 \right] \Leftrightarrow \\ \Leftrightarrow A &= 4,88 \text{ m}^2 \cong A = 5 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

Optimização das condições de moldação de materiais compósitos para construção de ferramenta de reparação de defeito em radome de aeronave.