

**UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ**

**LUIZ CARLOS REZENDE COELHO**

**ESTUDO DE MATRIZES POLIMÉRICAS EM  
MATERIAIS COMPÓSITOS AVANÇADOS**

**TAUBATÉ – SP**

**2017**

**LUIZ CARLOS REZENDE COELHO**

**ESTUDO DE MATRIZES POLIMÉRICAS EM  
MATERIAIS COMPÓSITOS AVANÇADOS**

Monografia apresentada para obtenção do  
Certificado pelo curso de Especialização em  
Engenharia Aeronáutica do Departamento de  
Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.  
Orientador: Prof. Dr. Evandro Luís Nohara

**TAUBATÉ – SP**

**2017**

**Ficha Catalográfica elaborada pelo SIBi – Sistema Integrado  
de Bibliotecas / UNITAU - Biblioteca das Engenharias**

C672e  
Coelho, Luiz Carlos Rezende  
Estudo de matrizes poliméricas em materiais compósitos  
avançados. / Luiz Carlos Rezende Coelho - 2017.  
100f. : il; 30 cm.  
Monografia (Especialização em Engenharia Aeronáutica) –  
Universidade de Taubaté. Departamento de Engenharia  
Mecânica, 2017  
Orientador: Prof. Dr. Evandro Luís Nohara, Departamento  
de Engenharia Mecânica, da Universidade de Taubaté.  
1. Compósitos. 2. Matrizes poliméricas. 3. Termoplásticos.  
4. Termorrígidos. 5. Engenharia Aeronáutica. I. Título.

**LUIZ CARLOS REZENDE COELHO**

**ESTUDO DE MATRIZES POLIMÉRICAS EM MATERIAIS**

**COMPÓSITOS AVANÇADOS**

Monografia apresentada para obtenção do  
Certificado pelo curso de Especialização em  
Engenharia Aeronáutica do Departamento de  
Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.  
Área de Concentração: Engenharia Aeronáutica.

**Data:** \_\_\_\_\_

**Resultado:** \_\_\_\_\_

**Banca Examinadora**

**Prof. Dr. Evandro Luís Nohara. Universidade de Taubaté**

**Assinatura** \_\_\_\_\_

**Prof. Dr. José Rubens de Camargo. Universidade de Taubaté**

**Assinatura** \_\_\_\_\_

Dedico esta monografia à minha família (meu pai Eng<sup>o</sup> David Coelho, minha mãe Neusa Coelho, minha futura esposa Sheila Heuser, meu filho Rafael Coelho e minhas irmãs Myriam Coelho e Lylian Coelho) que foram e sempre serão fontes minha inspiração e admiração.

## **AGRADECIMENTOS**

Ao Prof. Dr. Evandro Luis Nohara, pela orientação da monografia e auxílio na escolha do tema.

À bibliotecária Sandra Cristina pelos apoios prestados em consultas realizadas.

Ao Prof. Dr José Rubens de Camargo, pelas sugestões de informações que foram incluídas nesta monografia, as quais enriqueceram este trabalho.

Ao Prof. Dr. Everton Carlos Gomes, pelos ensinamentos prestados na disciplina metodologia da pesquisa científica, a qual foi imprescindível para elaboração desta monografia.

## RESUMO

Nas últimas décadas, os materiais compósitos avançados com matrizes poliméricas estão sendo cada vez mais empregados em projetos de aeronaves. As aplicações vão desde simples componentes internos de aeronaves, até peças estruturais extremamente críticas quanto aos quesitos de segurança, como por exemplo estabilizadores, sendo assim necessário um grande entendimento do comportamento mecânico destes materiais afim de evitar falhas catastróficas. Dentre os compósitos de matrizes poliméricas, os termorrígidos sempre foram muito utilizados neste segmento, porém recentemente as matrizes termoplásticas vêm ganhando um significativo espaço pelas suas vantagens quanto ao custo, versatilidade no processo de produção em série, resistência ao fogo e baixa absorção de umidade. As matrizes termoplásticas também destacam-se por sua resistência à fadiga, apresentando maior resiliência e limite de resistência iguais ou superiores quando comparados aos compósitos termorrígidos, além da capacidade de suportarem temperaturas de serviço mais elevadas. Nos ensaios de fadiga em compósitos com matrizes termoplásticas, notam-se que a propagação das trincas destes ocorre de forma dúctil, enquanto nos de matrizes termorrígidas estas apresentam uma propagação relativamente mais frágil. Evidentemente no aspecto da segurança, isto traz aos compósitos termoplásticos um grande interesse ao estudo de suas características para aplicações em aeronaves civis e militares.

Palavras Chaves: Compósitos. Termorrígidos. Termoplásticos.

## **ABSTRACT**

*In the last decades, advanced composite materials with polymer matrix are increasingly employed in aircraft project. Applications range from simple internal aircraft components to extremely critical structural parts for safety requirements, such as stabilizers, so a great understanding of the mechanical behavior of these materials is necessary in order to avoid catastrophic failure. Among polymer matrixes, thermoset matrixes composites have always been widely used in this segment, but recently thermoplastic matrixes have been gaining significant space for their advantages in terms of cost, versatility in the series production process, fire resistance and low moisture absorption. The thermoplastic matrixes are also notable for their fatigue strength, presenting higher resilience and resistance limit equal or higher than thermoset composites, as well as the ability to withstand higher service temperatures. In fatigue tests on composites with thermoplastic matrices, it has observed that the crack propagation of these occurs in ductile form, while in the thermoset matrices these have a relatively more fragile propagation. Of course, in the safety aspect, this brings to the thermoplastic composites a great interest to the study of its characteristics for applications in civil and military aircraft.*

*Keywords: Composites. Termorset. Thermoplastics.*

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Tabela de eficiência de compósitos reforçados com fibra para diferentes orientações das fibras e direções da tensão. ....	22
Tabela 2: Propriedades de compósitos com matriz de epóxi reforçada com fibras contínuas e alinhadas de vidro, carbono e aramidas nas direções longitudinal e transversal.....	35
Tabela 3: Características de diversos materiais usados para reforço com fibras.....	36
Tabela 4: Tabela comparativa de resinas termoplásticas e termorrígidas utilizadas em compósitos avançados em aplicações aeronáuticas.....	39

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Resistência à tração normalizada versus preço da matéria-prima para polímeros termoplásticos aeroespaciais e termoplásticos .....	14
Figura 2: Desenvolvimento da aplicação de compósito em estruturas aeronáuticas.	16
Figura 3: Classes de materiais de engenharia .....	17
Figura 4: Esquema de classificação para vários tipos de compósitos.....	18
Figura 5: Representação esquemática de compósitos reforçados com fibras (a) contínuas e alinhadas, (b) descontínuas e desalinhadas e (c) descontínuas e aleatoriamente alinhadas .....	20
Figura 6: (a) Curvas esquemáticas tensão-deformação para materiais com matrizes dúcteis e fibras frágeis. (b) Curva esquemática Tensão deformação para o compósito reforçado com fibras.....	21
Figura 7: Reação de polimerização do polietileno.....	26
Figura 8: Representação esquemática das estruturas moleculares (a) lineares, (b) ramificadas, (c) ligações cruzadas, (d) em rede (tridimensional). Os círculos representam as unidades mero individual.....	29
Figura 9: Representação esquemática de configurações moleculares .....	29
Figura 10: Esquema de classificação para características das moléculas de polímeros .....	30
Figura 11: Estágios na deformação de um polímero semicristalino .....	32
Figure 12: Ilustração do estabilizador horizontal do AgustaWestland AW169 produzido em compósito termoplástico.....	40
Figure 13: Utilização de pré-impregnado de fibra de carbono com PPS em jatos executivo da Gulfstream.....	41

Figura 14: Desenho esquemático de um tecido tipo sarja 8HS com respectivas direções.....	44
Figura 15: Diagrama esquemático do processo de manufatura de tecidos.....	45
Figura 16: Exemplos típicos de pré-formas utilizadas na manufatura de materiais compósitos .....	46
Figura 17: Exemplo de pré-formas 3D manufaturadas com varetas tendo diferente número de cabos de fibras .....	47
Figura 18: Exemplos de rovings utilizados no mercado .....	49
Figura 19: Figura esquemática de prepeg utilizado no Mercado.....	50
Figura 20: Cirrus Vision SF50 produzido com o processo OOA.....	57
Figura 21: Esquema de um processo de moldagem por saco a vácuo.....	60
Figura 22: Forno para cura. Fonte: INSTON, 2016 .....	62
Figura 23: Esquema do processo de Pultrusão.....	66
Figure 24: Sistema automatizado de deposição de fribas secas .....	80
Figura 25: Figura esquemática da impressora 3D SLCOM 1 .....	85
Figure 26: Grafico de resistência à fratura pelo modulo de Young dos materiais .....	88
Figure 27: Gráfico de resistência à fratura pelo limite de elasticidade .....	89
Figure 28: Propagação de trincas em materiais compósitos.....	89
Figura 29: Quota de mercado na indústria aeroespacial ao longo dos anos, por tipo de material .....	95

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CE.....	Cianato ésteres
E.....	Epóxis
IMC.....	Bismaleimidas
NDT.....	<i>Nondestructive testing</i>
OEM.....	<i>Original Equipment Manufacturer</i>
OOA.....	<i>Out-Of-Autoclave</i>
PAN.....	Poliacrilonitrila
PC.....	Policarbonato
PE.....	Polietileno
PEEK.....	Poli-éter-éter-cetona
PEI.....	Polyetherimide
PEI.....	Polieterimida
PEKK.....	Polietercetonacetona
PH.....	Fenólicos
PI.....	Poliimidas
PMC.....	Polymer Matrix Composites
PP.....	Polipropileno
PPS.....	Sulfeto de polifenileno
PPS.....	Sulfeto de polifenileno
PTFE.....	Politetrafluoroetileno
PVC.....	Cloereto de depolivinila
TAPAS.....	<i>Thermoplastic Affordable Primary Aircraft Structure</i>
TPC.....	Compósitos Termoplásticos
VBO.....	<i>Vacuum Bag Only</i>

## SUMÁRIO

1. Introdução.....	13
1.1 Objetivos .....	14
1.1.1 Objetivo Geral .....	14
1.1.2 Objetivo Específico .....	15
1.1.3 Justificativa.....	15
2. Revisão Bibliográfica .....	16
2.1 Materiais Compósitos .....	17
2.1.1 A Fase Fibras .....	19
2.1.2 A Fase Matriz.....	24
2.2 Polímeros .....	26
2.3 Reforços de Compósitos de Matrizes Poliméricas.....	34
3. Matrizes Poliméricas.....	37
4. Processamento de Compósitos com Matrizes Poliméricas .....	43
4.1 Processamentos de Tecidos .....	43
4.2 Formas Pré-Impregnadas.....	48
4.2.1 <i>Prepreg roving</i> .....	48
4.2.2 <i>Prepeg Tapes</i> .....	49
4.3 Processo de Cura.....	52
4.3.1 Cura em Autoclave .....	53
4.3.2 Out-of-autoclave .....	56

4.4 Processos de pré-formas.....	58
4.4.1 <i>Hand-lay-up</i> e <i>Spray-lay-up</i> .....	58
4.4.2 Moldagem por saco a vácuo.....	58
4.4.3 <i>Shrink Wrapping</i> or <i>Shrink Tape</i> .....	63
4.4.4 Moldagem por pressão .....	63
4.4.5 Tratamento e consolidação da matriz por pultrusão .....	64
4.4.6 Moldagem por transferência de resina (RTM) .....	66
4.4.7 Infusão .....	71
4.4.8 Termoformação .....	72
4.4.9 Trançagem ( <i>Braiding</i> ) .....	74
4.4.10 Enrolamento do filamento ( <i>Filament winding</i> ).....	76
4.4.11 Processo com Fibras Secas .....	78
4.4.12 Soldagem.....	80
4.4.13 Impressão 3D .....	84
5. A propagação de trincas em matrizes termoplásticas e termorrígidas. ....	87
6. Tendências de Mercado .....	91
7. Conclusão.....	96
8. Referências .....	98

## 1. Introdução

Desde o início da aplicação de compósitos avançados, as resinas termorrígidas são utilizadas, aplicando-se o processo de cura em autoclave. Durante a década de 60 e 70, muitos fabricantes de aerocompósitos efetuavam técnicas de construção naval. Nos anos 80 estas técnicas foram substituídas por um método manual mais consistente e repetitivo de processamento de materiais “*preg*”, passando a automatizar este nos anos 90. Na primeira década deste século, foi desenvolvida uma nova técnica sem o uso de autoclave conhecida como OOA (“*out-of-autoclave*”), utilizando matrizes termoplásticas, passando a não necessitar o processo de cura como era feito nos termorrígidos, somando vantagens como eficiência no processo e custo. Junto com este processo, as matrizes termoplásticas também se destacavam por serem moldadas facilmente sob calor, mantendo a forma depois de resfriado, endurecendo. Além disto os termoplásticos retêm sua plasticidade, sendo possível seu remodelamento novamente por reaquecimento (RED, 2014).

A proposta desta dissertação é estudar e comparar as propriedades destas matrizes poliméricas. Como podemos observar na figura 1, o valor potencial dos termoplásticos para o mercado aeroespacial torna-se mais evidente quando as características de desempenho da resina são comparadas com os custos das matérias-primas. Os termoplásticos possuem, geralmente, resistência ao impacto superior, com bom desempenho em relação ao fogo, fumaça e toxicidade e resistência química, com exceção do PEI que são suscetíveis ao ataque de fluidos anti-gelo e à absorção de umidade, limitando sua utilização. Além disto, os termoplásticos também oferecem a opção de fundir e emendar com subcomponentes moldados, o que pode

reduzir o peso da montagem e as concentrações de tensões eliminando o uso de rebites e adesivos (RED, 2014).

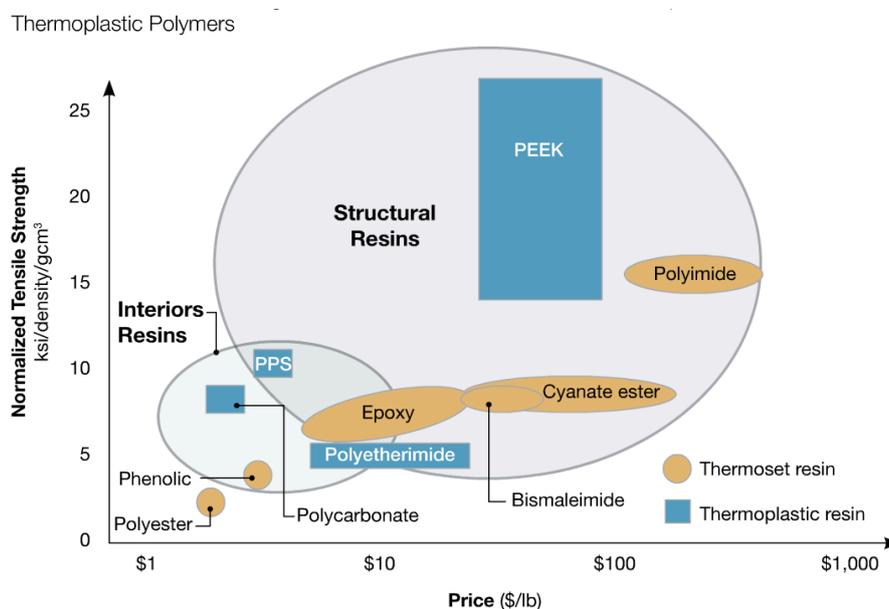


Figura 1: Resistência à tração normalizada versus preço da matéria-prima para polímeros termoplásticos aeroespaciais e termoplásticos. Fonte: RED, The Outlook for Thermoplastics in Aerospace Composites, 2014-2023, 2014

## 1.1 Objetivos

### 1.1.1 Objetivo Geral

Este trabalho tem como objetivo geral estudar as características das matrizes poliméricas de materiais compósitos avançados utilizados na indústria aeroespacial, ressaltando as vantagens e desvantagens técnicas de cada uma.

### **1.1.2 Objetivo Específico**

O objetivo específico desta monografia é:

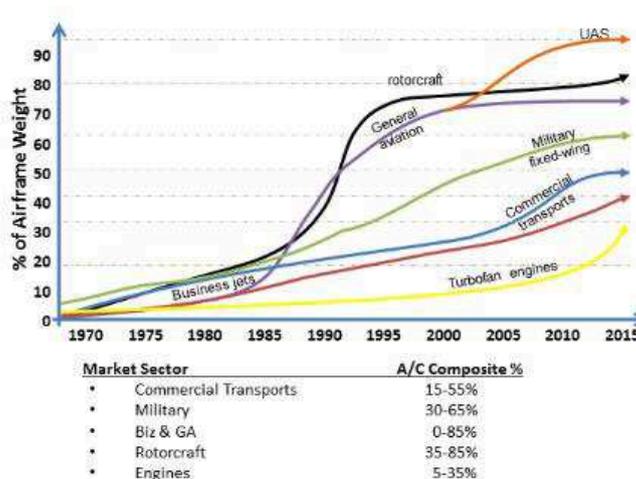
- Estudar as propriedades mecânicas e químicas de matrizes termoplásticas e termorrígidas de compósitos avançados;
- Entender e comparar as características da propagação de trincas em matrizes termoplásticas e termorrígidas.
- Verificar quais são os processos de fabricação que estão sendo utilizados para o processamento de compósitos avançados com matrizes poliméricas no meio aeronáutico;
- Levantar estudos das tendências de mercados quanto à utilização dos materiais compósitos avançados com matrizes poliméricas na área aeroespacial.

### **1.1.3 Justificativa**

É notório o grande o crescimento da aplicação de materiais compósitos na indústria aeronáutica em diversos segmentos desta. A figura 2 demonstra claramente a tendência do uso destes materiais em componentes estruturais, onde o maior volume é aplicado principalmente em aeronaves militares e em projetos de aeronaves de asas rotativas. Além destes dois grandes setores o segmento de aeronaves comerciais também apresenta um significativo consumo. No caso de asas rotativas o uso destes materiais chega a compor mais de 80% do peso da aeronave e em aeronaves não tripuladas mais de 90% do peso. Desta forma, o entendimento do

comportamento mecânico, processamento e técnicas de reparo destes materiais tornam-se primordial pra o quesito segurança nos projetos de aeronaves, sendo que estes vêm sendo aplicados também em itens críticos como componentes estruturais e de controle.

- The percent of typical aircraft or aerosystem airframe structures made from advanced composites has steadily increased:
  - 1970s: 1-5% of airframe
  - 1980s: 1-10% of airframe
  - 1990s: 10-15% of airframe
  - 2000s: 15-55% of airframe
  - 2010s: 20-55% of airframe
- Some Rotorcraft, GA, and UAS aircraft can have nearly 100% composite airframes



2014-2023 Global Composite Aerostructures Market Outlook

Copyright© 2014 Composites Forecasts and Consulting, LLC. All rights reserved.

Slide 20

Figura 2: Desenvolvimento da aplicação de compósito em estruturas aeronáuticas. Fonte: <https://compositesforecasts.com/2014-2023-global-composite-aerostructures-market-outlook/>

## 2. Revisão Bibliográfica

Neste capítulo será apresentado uma revisão bibliográfica dos conceitos, definições e características de materiais compósitos avançados, assim como dos materiais poliméricos.

## 2.1 Materiais Compósitos

Podemos classificar dos materiais de engenharia em 6 amplas famílias, que são os metais, polímeros, elastômeros, cerâmicos, vidros e os híbridos, que são a combinação de dois ou mais diferentes materiais. (MICHAEL ASHBY, 2007)

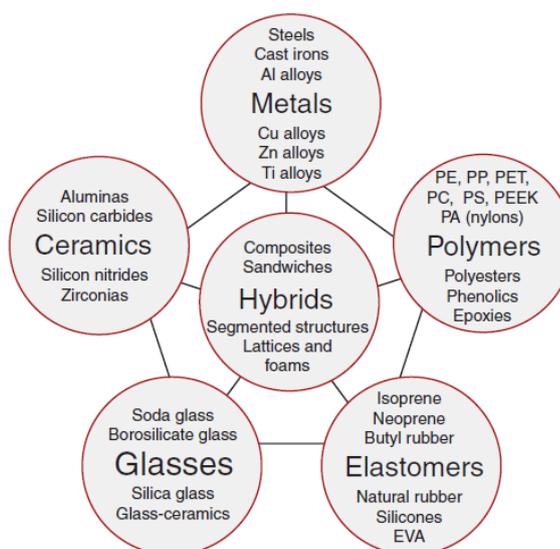


Figura 3: Classes de materiais de engenharia. Fonte: MICHAEL ASHBY, 2007

Os compósitos são a combinação de dois ou mais diferentes materiais, insolúveis entre si, gerando um material de engenharia, com propriedades diferentes das encontradas destes componentes isolados (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

São compostos de duas fases. A primeira é denominada matriz, a qual é contínua e circundada com a segunda fase, chamada também de fase dispersa. A função das quantidades relativas e as propriedades de cada uma destas fases, somadas a geometria (tamanho, distribuição e orientação) desta segunda, define a propriedade dos compósitos (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Podemos classificar os materiais compósitos em três principais divisões, sendo estas os compósitos reforçados com partículas, os compósitos reforçados com fibras e os compósitos estruturais, podendo estas ainda serem subdivididas conforme figura 4 (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

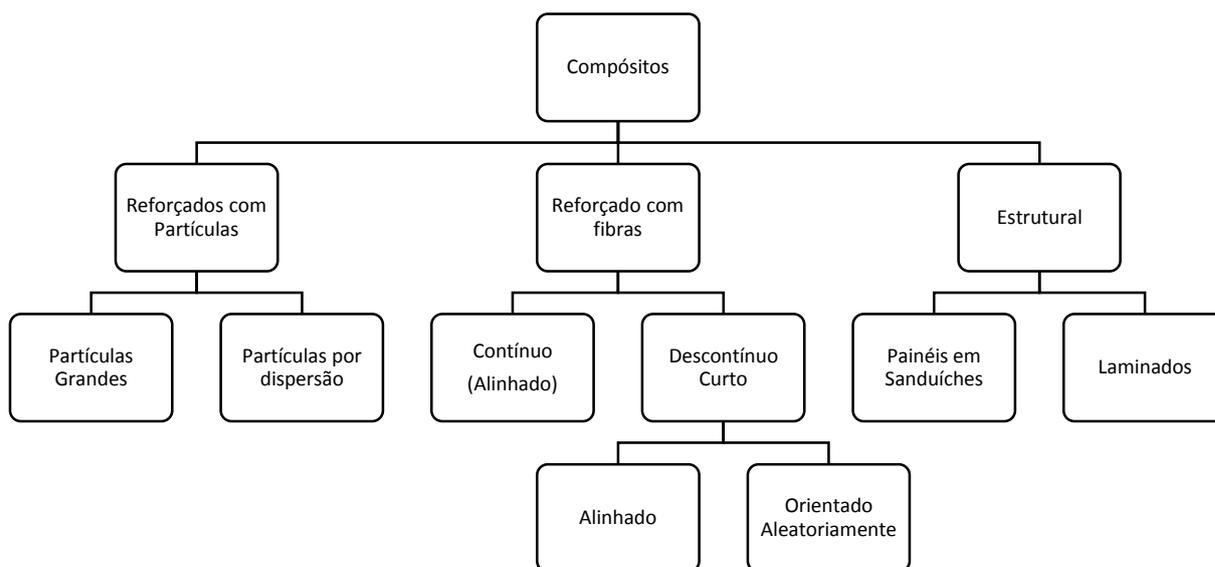


Figura 4: Esquema de classificação para vários tipos de compósitos. Fonte: WILLIAM D. CALLISTER, 1999

Os compósitos podem ter sua resistência aumentada e serem endurecidos através da dispersão uniforme de uma certa percentagem volumétrica de partículas finas de um material inerte e muito duro, porém tecnologicamente, os compósitos mais importantes são aqueles onde a segunda fase está na forma de uma fibra. Os compósitos reforçados com fibra possuem alta resistência mecânica e/ou rigidez numa base de peso. Suas características são apresentadas em termos dos parâmetros módulo específico e resistência específica, correspondendo respectivamente, ao módulo de elasticidade e ao limite de resistência à tração em relação à densidade relativa (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

### 2.1.1 A Fase Fibras

Os compósitos reforçados com fibras, como visto na figura 4, são subdivididos pelo comprimento de fibra. As propriedades mecânicas destes não dependem apenas das propriedades da fibra, influenciando também como uma carga aplicada é transmitida para as fibras através da fase matriz. A magnitude da ligação interfacial entre estas fases é primordial para a extensão da transmissão desta carga. Durante a aplicação de uma tensão, nas extremidades da fibra, a ligação fibra-matriz cessa, passando a não existir transmitância de carga a partir da matriz nas extremidades da fibra, gerando um padrão de deformação da matriz (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Assim, um determinado comprimento crítico de fibra é necessário para que haja efetiva elevação da resistência e enrijecimento do material compósito, portanto quanto maior o comprimento da fibra, maior será o reforço causado por esta (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Outros grandes fatores que influenciam as propriedades mecânicas dos compósitos reforçados com fibras são os arranjos ou orientações de suas fibras em relação umas às outras, assim como também a concentração das fibras e sua distribuição (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Podemos ter duas condições de orientação das fibras. A primeira com um alinhamento destas, paralelo ao eixo longitudinal das fibras, orientadas em uma única direção e a segunda condição com esta totalmente aleatória. A primeira condição exposta acima pode apresentar ainda fibras contínuas ou descontínuas, como podemos ver na figura 5, sendo que uma distribuição das fibras uniforme proporciona

uma melhor combinação geral das propriedades dos compósitos (WILLIAM D. CALLISTER, 1999)

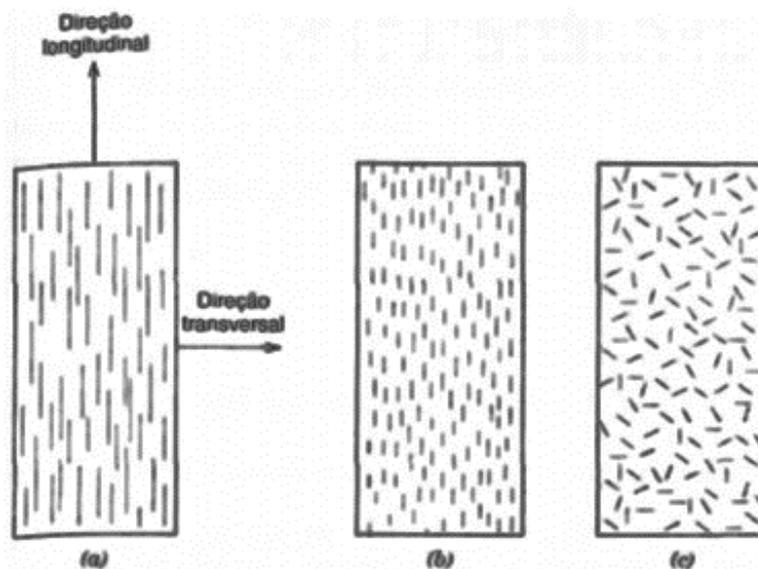


Figura 5: Representação esquemática de compósitos reforçados com fibras (a) contínuas e alinhadas, (b) descontínuas e desalinhadas e (c) descontínuas e aleatoriamente alinhadas. Fonte: WILLIAM D. CALLISTER, 1999

Um compósito reforçado com fibras exibirá uma resposta tensão deformação conforme mostrado na figura 6. Enquanto temos o escoamento e deformação plástica da matriz, as fibras continuam a se esticar elasticamente, pois o limite de resistência à tração destas é maior do que o limite de escoamento da matriz. Esse processo constitui o Estágio II da figura 6, onde o comportamento normalmente é muito próximo do linear, porém apresentando uma inclinação reduzida quando comparado à apresentada pelo Estágio I. Quando se passa do Estágio I para o Estágio II, maior a proporção da carga aplicada que é suportada pelas fibras, assim, à medida em as fibras passam a fraturar, é iniciado a falha do compósito. Esta falha não ocorre de forma catastrófica por nem todas as fibras fraturarem ao mesmo tempo, pois sempre

haverá uma variação na resistência à fratura destas fibras e essas fibras fraturadas, ainda estão inseridas no interior da matriz, as quais ainda são capazes de suportar uma carga reduzida enquanto a matriz continua seu processo de deformação plástica.

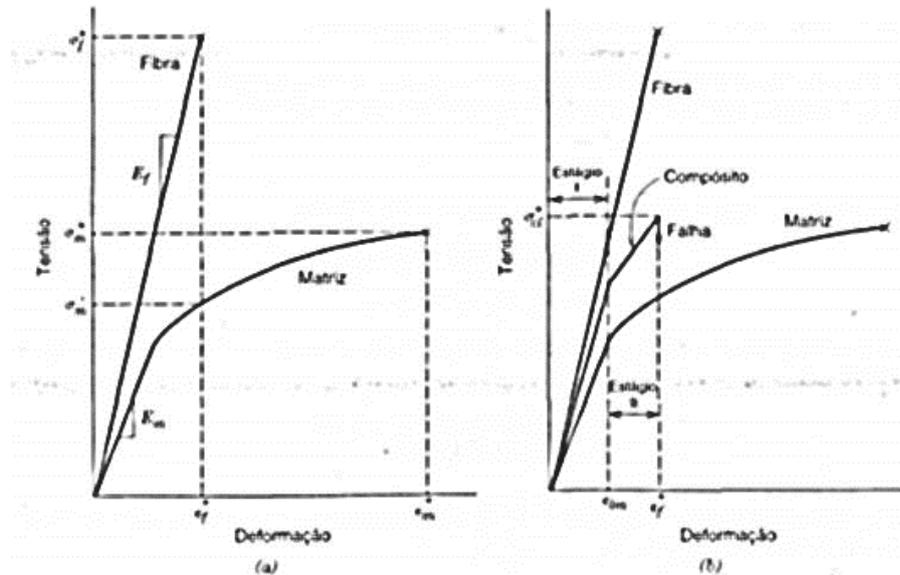


Figura 6: (a) Curvas esquemáticas tensão-deformação para materiais com matrizes dúcteis e fibras frágeis. (b) Curva esquemática Tensão deformação para o compósito reforçado com fibras. Fonte: WILLIAM D. CALLISTER, 1999

Os compósitos fibrosos contínuos e unidirecionais apresentam resistências altamente anisotrópicas, sendo projetados normalmente para serem carregados ao longo da direção longitudinal, a qual possui alta resistência, sendo que o limite de resistência à tração na direção transversal chega a ser muito mais baixo do que o próprio limite de resistência à tração da matriz, podendo sob essas circunstâncias, ocorrer falhas prematuras. Assim, as propriedades tanto da fibra como da matriz, a resistência da ligação fibra-matriz e a presença de vazios influenciam significativamente sobre a resistência transversal. A modificação das propriedades da matriz é um dos métodos que estão sendo empregados para melhorar esta resistência transversal (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Os compósitos com fibras descontínuas e alinhadas estão se tornando cada vez mais importantes no mercado comercial, como no caso de fibras de vidro picadas, carbono e aramidas descontínuas, podendo apresentar módulos de elasticidade e limites de resistência à tração que se aproximam de 90% a 50%, dos com fibras contínuas. Quando a orientação da fibra é aleatória, normalmente são usadas fibras curtas e descontínuas. Na tabela 1 podemos comparar a eficiência de cada tipo de reforço com fibras em várias situações (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Tabela 1: Tabela de eficiência de compósitos reforçados com fibra para diferentes orientações das fibras e direções da tensão. Fonte: (WILLIAM D. CALLISTER, 1999)

Orientação das Fibras	Direção da Tensão	Eficiência do Reforço
Todas as Fibras Paralelas	Paralela as fibras	1
	Perpendicular as fibras	0
Fibras distribuídas aleatoriamente e uniformemente dentro de um plano específico	Qualquer direção do plano das fibras	3/8
Fibras distribuídas aleatoriamente e uniformemente dentro das três dimensões do espaço	Qualquer direção	1/5

Podemos utilizar ainda, Quando aplicadas tensões multidirecionais em um plano, camadas alinhadas, presas entre si, umas sobre as outras, e com diferentes

orientações. Esses materiais são os classificados como compósitos laminares, mencionados na figura 4. (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Quando temos aplicações onde as tensões aplicadas são totalmente multidirecionais, são utilizadas normalmente fibras descontínuas, orientadas de forma aleatória na matriz. Como visto na tabela 1, a eficiência do reforço é um quinto do compósito alinhado, em relação à longitudinal, mas apresenta isotropia. Para os compósitos com fibras curtas, sejam eles alinhados ou com orientação aleatória, temos vantagens como rápidas taxas de produção, menor custo de fabricação e capacidade de moldar formas complexas, o que não é possível quando com fibras contínuas. Os processos de fabricação utilizados para compósitos com fibras curtas são a moldagem por compressão, a injeção e a extrusão, que serão tratadas mais detalhadamente em tópicos posteriores (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Nas fibras, que são materiais frágeis e de elevado limite de resistência a tração, quanto menor o diâmetro, podemos afirmar que esta passa a ser muito mais resistente, pois diminui a probabilidade de haver um defeito crítico de superfície, o qual possa gerar uma fratura, tornando assim uma vantagem para os compósitos reforçados com fibras. (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

As Fibras ainda são agrupadas em três classificações, em relação ao diâmetro e à natureza:

- Uísqueres (ou whiskers). São monocristais muito finos com razões de comprimento por diâmetro extremamente grandes. Devido às suas pequenas dimensões, possuem alto grau de perfeição cristalina e virtualmente isentos de defeitos, tornando suas resistências

excepcionalmente elevadas, sendo estes os materiais mais resistentes. Como desvantagens são extremamente caros, sendo difícil e frequentemente impraticável a incorporação destes no interior de uma matriz. Os materiais utilizados são o carbetto de silício, a grafita, o óxido de alumínio e o nitreto de silício. (WILLIAM D. CALLISTER, 1999)

- Fibras. São materiais policristalinos ou amorfos de pequeno diâmetro, sendo geralmente polímeros ou cerâmicas como vidro, aramidas poliméricas, carbono, boro, carbetto de silício e óxido de alumínio. (WILLIAM D. CALLISTER, 1999)
- Arames finos. Com diâmetros relativamente grandes, são normalmente de materiais como o aço, molibdênio e tungstênio. Aplicados em mangueiras de alta pressão enroladas com arame, nas carcaças de motores a jato enroladas com filamentos e como um reforço radial de aço nos pneus de automóveis. (WILLIAM D. CALLISTER, 1999)

### **2.1.2 A Fase Matriz**

A fase matriz pode ser metálica, polimérica, ou cerâmica. As matrizes metálicas e as poliméricas são as mais usadas, pois é desejado ductilidade. No caso das matrizes cerâmicas é adicionado um componente de reforço para melhorar a tenacidade à fratura (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Esta fase liga uma fibra à outra, atuando como meio onde a tensão aplicada externamente é transmitida e distribuída para as fibras. Além disto, tem como função a proteção das fibras individuais contra danos superficiais causados por abrasão mecânica ou de reações químicas com o ambiente, que podem formar trincas, levando

a falhas a mesmo baixos níveis de tensão de tração. Esta fase serve como uma barreira contra à propagação de trincas, evitando que hajam falhas catastróficas. Isto ocorre devido às suas características de moleza e plasticidade, prevenindo que trincas se propaguem de forma frágil de uma fibra à outra (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

A fratura do material composto só ocorre quando grandes quantidades de fibras adjacentes falham, gerando um aglomerado de fibras com dimensões críticas. Portanto é essencial que a força de ligação adesiva entre a fibra e a matriz, minimizando a extração das fibras, sendo esta força em grande parte a responsável pela resistência final do compósito, maximizando a transmitância de tensão da matriz para as fibras, as quais são mais fortes (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Neste trabalho estudaremos as matrizes poliméricas de compósitos avançados. Os compósitos com este tipo de matriz, conhecidos também como PMC (*Polymer Matrix Composites*), são constituídos de uma resina polimérica como fase matriz, possuindo fibras como meio de reforço. Suas aplicações muito diversificadas, devido às suas propriedades à temperatura ambiente, possuindo facilidade de fabricação e baixo custo (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Normalmente a matriz determina a temperatura máxima de serviço, já que normalmente se funde ou perde suas propriedades a uma temperatura muito mais baixa do que a fibra de reforço. As resinas poliméricas mais utilizadas e de menor custo são os poliésteres e os vinis ésteres, utilizados principalmente com reforços de fibra de vidro. Esses materiais de matrizes são usados principalmente para compor os compósitos reforçados com fibras de vidro. Muitas formulações de resinas geram uma grande variedade das propriedades para estes polímeros, como os epóxis que apesar de serem relativamente mais caros, são muito utilizados em aplicações aeroespaciais por possuírem melhor resistência à umidade e melhor propriedade mecânicas quando

comparados aos poliésteres e as resinas vinílicas. Já as resinas poli-imidas são utilizadas para aplicações em altas temperaturas, possuindo limite de temperatura em regime contínuo superior à aproximadamente 230 °C (450 °F). Materiais termoplásticos como o sulfeto de polifenileno (PPS — *Polyphenylene sulfide*), a poli-éter-éter-cetona (PEEK — *Polyetheretherketone*), e a polieterimida (PEI — *Polyetherimide*) oferecem o potencial para serem usadas em futuras aplicações aeroespaciais, como veremos mais detalhadamente à frente (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

## 2.2 Polímeros

Os Polímeros são constituídos de moléculas muito grandes, chamadas de macromoléculas, as quais são originadas por subunidades moleculares que se repetem. Estas subunidades, que são usadas na síntese do polímero, são denominadas como monômeros, sendo estas unidas através das reações de polimerização. Muitas polimerizações se iniciam através de radicais. (SOLOMONS, 1996)

Podemos citar como exemplo muito comum o etileno (eteno), que é o monômero utilizado para a síntese do polietileno. Na figura 7, verificamos a reação de polimerização deste (SOLOMONS, 1996).

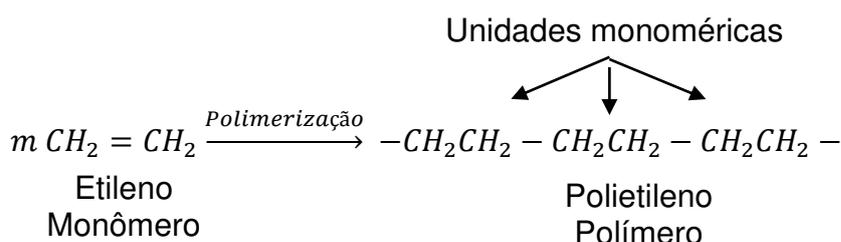


Figura 7: Reação de polimerização do polietileno. Fonte: SOLOMONS, 1996

Assim, o hidrocarboneto etileno ( $C_2H_4$ ), o qual em temperatura e pressão ambiente é um gás, quando submetido às condições apropriadas de temperatura e pressão, transforma-se em polietileno (PE), que é um material polimérico sólido. Este processo inicia quando um mero ativo se forma pela reação entre um espécime iniciador ou catalizador e a unidade mero de etileno. Então a cadeia polimérica é formada pela adição sequencial de unidades monoméricas de polietileno a esse centro iniciador mero ativo (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Se os átomos de hidrogênio do polietileno forem substituídos por átomos de flúor, teremos o politetrafluoroetileno (PTFE) como polímero resultante. O politetrafluoroetileno, conhecido comercialmente como Teflon, pertence à família dos polímeros conhecidos por fluorocarbonos. (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Outro polímero comum é o cloreto depolivinila (PVC), o qual possui uma estrutura com pequena variação do polietileno, onde o último em cada quatro átomos de hidrogênio é substituído por um átomo de Cl. Além disso, a substituição de cada átomo de Cl por um grupo metila,  $CH_3$ , no PVC produz o polipropileno (PP) (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Dentre os materiais poliméricos, podemos ter os homopolímeros e os copolímeros. São chamado de homopolímeros aqueles em que todas as unidades do mesmo tipo são repetidas ao longo de uma cadeia. Quando as cadeias são compostas por duas ou mais unidades meros diferentes, temos os copolímeros (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Quanto à magnitude do peso molecular, diversas características são afetadas, como a temperatura de fusão ou amolecimento. Quanto maior o peso molecular, maior a temperatura de fusão. Polímeros com cadeias muito curtas à temperatura ambiente (apresentando pesos moleculares da ordem de 100 g/mol) existem na forma de

líquidos ou gases. Já os de pesos moleculares de aproximadamente 1000 g/mol são sólidos pastosos (tais como a cera parafínica) e resinas moles. Os polímeros sólidos, de alto peso molecular, possuem normalmente pesos moleculares que variam de 10.000 g/mol a vários milhões de g/mol (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Quanto à forma molecular podemos dizer que as ligações simples na cadeia são capazes de sofrer rotação e torção em três dimensões, tornando a distância de uma extremidade à outra da cadeia do polímero é muito menor do que o comprimento total da cadeia. Assim, os polímeros consistem em grandes números de cadeias moleculares, cada uma das quais pode se dobrar, espiralar e se contorcer, levando a um extenso embaraço e entrelace entre as moléculas de cadeias vizinhas, o que gera características importantes para este material, como propriedade térmicas e mecânicas. A estrutura e ligação química do mero determina a flexibilidade rotacional deste. Como por exemplo, onde temos uma dupla ligação esta é rotacionalmente rígida. O movimento de rotação também pode ser restrito com a introdução de um grupo de átomos lateral que seja volumoso ou grande, como nas moléculas de poliestireno que possuem um grupo lateral fenila, apresentando maior resistentes à rotação do que as cadeias de polietileno (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Assim as características físicas não dependem apenas do seu peso molecular e da sua forma, mas também das diferenças na estrutura das cadeias moleculares. Técnicas modernas de síntese de polímeros permitem um controle considerável sobre várias possibilidades estruturais. Desta forma, podemos ter estruturas lineares (longas e flexíveis, com ligações de Van der Waals entre as cadeias), ramificadas (menor densidade), com ligações cruzadas, e em rede (obtendo propriedades mecânicas e térmicas distintas), além de várias configurações isoméricas, como demonstrado na figura 8.

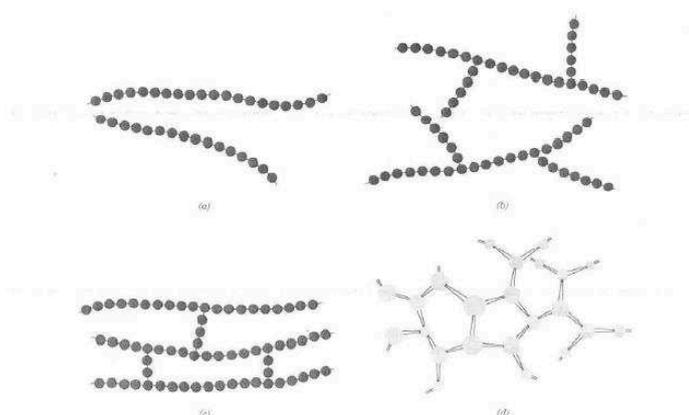


Figura 8: Representação esquemática das estruturas moleculares (a) lineares, (b) ramificadas, (c) ligações cruzadas, (d) em rede (tridimensional). Os círculos representam as unidades mero individual. Fonte: WILLIAM D. CALLISTER, 1999

Ainda quanto à configuração molecular estes podem ser isoméricos, apresentando estereoisomerismo (átomos estão ligados uns aos outros na mesma ordem ("cabeça-a-cauda")), porém diferem em seu arranjo espacial podendo ser sindotática (Figura 9a), isotática (Figura 9b) ou atática (Figura 9c) ou isomerismo geométrico (podendo ainda apresentar estrutura *cis* (Figura d) e *trans* (Figura e)), conforme esquematizado na figura 9.

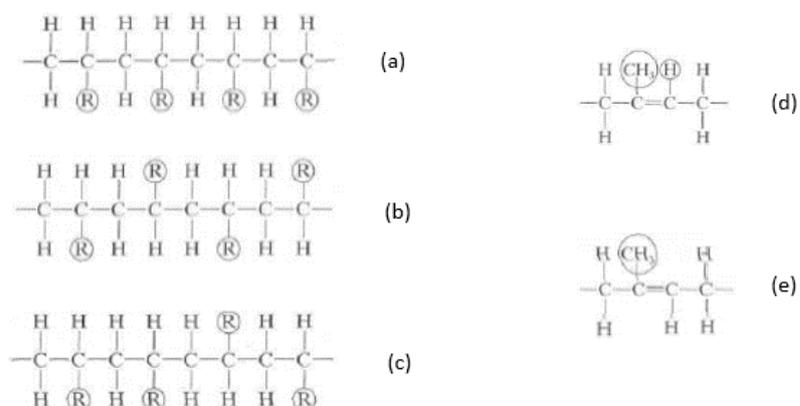


Figura 9: Representação esquemática de configurações moleculares. Fonte: (WILLIAM D. CALLISTER, 1999)

De forma resumida a figura 10 demonstra um esquema de classificação para as características das moléculas dos polímeros

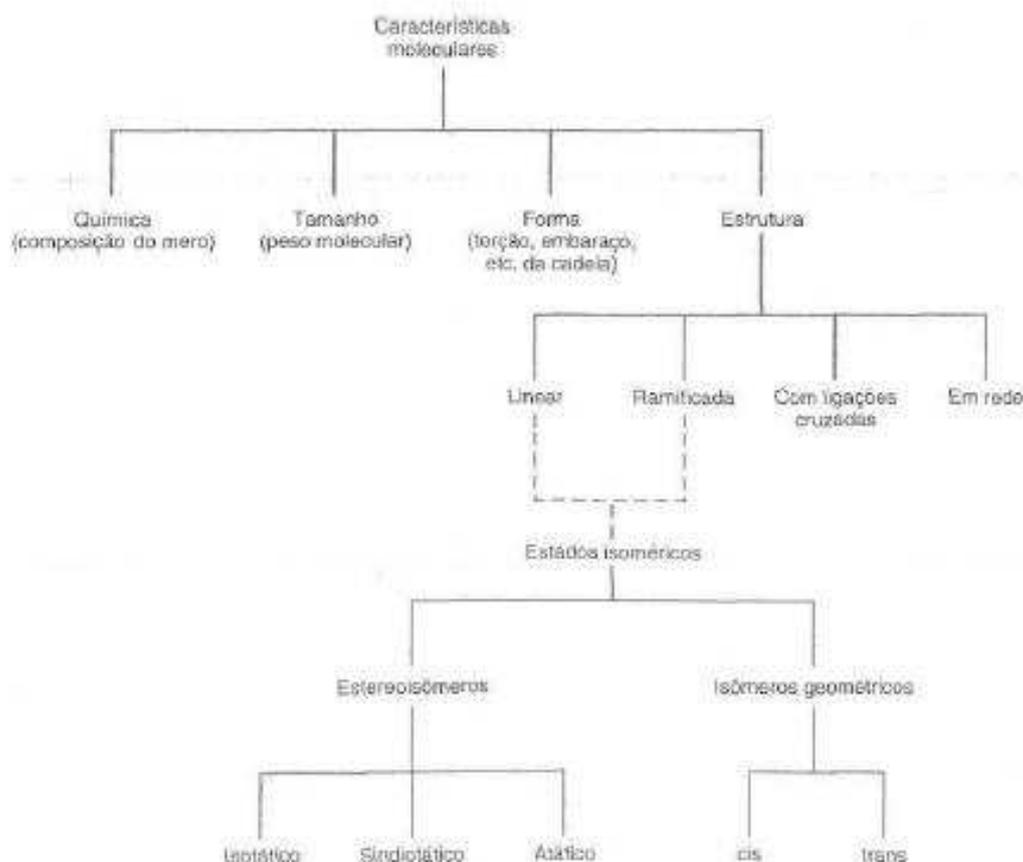


Figura 10: Esquema de classificação para características das moléculas de polímeros. Fonte: (WILLIAM D. CALLISTER, 1999)

Os polímeros, além de poderem apresentar estrutura totalmente amorfa, estes podem possuir uma certa cristalinidade virtualmente total ou parcial. Dizemos que há uma condição de cristalinidade quando verificamos que o empacotamento das cadeias moleculares é tal que há a geração de um arranjo atômico ordenado. O grau de cristalinidade depende da taxa de resfriamento durante o processo de solidificação e da configuração da cadeia. Quando a cristalinidade é parcial, regiões cristalinas são encontradas dispersas no interior das áreas amorfas. Polímeros quimicamente

simples e de estrutura com cadeia simétricas e regulares, facilitam a cristalinidade deste. Quanto à densidade, quanto maior a cristalinidade, maior será sua densidade. As propriedades físicas destes materiais são também influenciadas pelo grau de cristalinidade, sendo os cristalinos geralmente mais fortes, resistentes à dissolução e ao amolecimento pelo calor (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Os polímeros possuem 3 classificações gerais levando em conta o comportamento tensão-deformação: frágil, plástico e altamente elástico. Quando comparados aos metais, estes não são nem tão fortes e nem tão rígidos, além possuírem propriedades mecânicas sensíveis a alterações de temperatura. (WILLIAM D. CALLISTER, 1999)

Quando tencionamos um polímero semicristalino, durante a deformação elástica, as moléculas são alongadas na direção da tensão através da dobra e do estiramento das ligações covalentes na cadeia. Os ligeiros deslocamentos moleculares adjacentes sofrem a resistência de ligações secundárias fracas. Já a deformação plástica é mais bem descrita pelas interações entre as regiões lamelares e as regiões amorfas intermediárias. Esse processo pode ser visto na figura 11, onde ocorre em vários estágios. Na figura 11(a) temos a condição inicial, antes da deformação, onde existem duas lamelas com cadeias dobradas adjacentes e o material amorfo interlamelar. Na sequência temos na figura 11(b) o primeiro estágio de deformação, onde com a aplicação da tensão as cadeias nas regiões amorfas deslizam umas contra as outras e se alinham na direção da carga. O segundo estágio é demonstrado na figura 11 (c), onde ocorre a inclinação das lamelas, de modo que as dobras da cadeia ficam alinhadas com o carregamento. No estágio seguinte (figura 11(d), segmentos de blocos cristalinos se separam das lamelas e permanecendo presos uns aos outros através de cadeias de ligação. O último estágio é representado

na figura 11(e), onde os blocos e as cadeias de ligação ficam orientados na direção do eixo da força de tração. Grande parte deste processo pode ser reversível, se a deformação for interrompida em um estágio arbitrário e houver aquecimento aproximado de até a sua temperatura de fusão (recozimento). Neste caso o polímero reverterá até adquirir a estrutura esferulítica, original (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

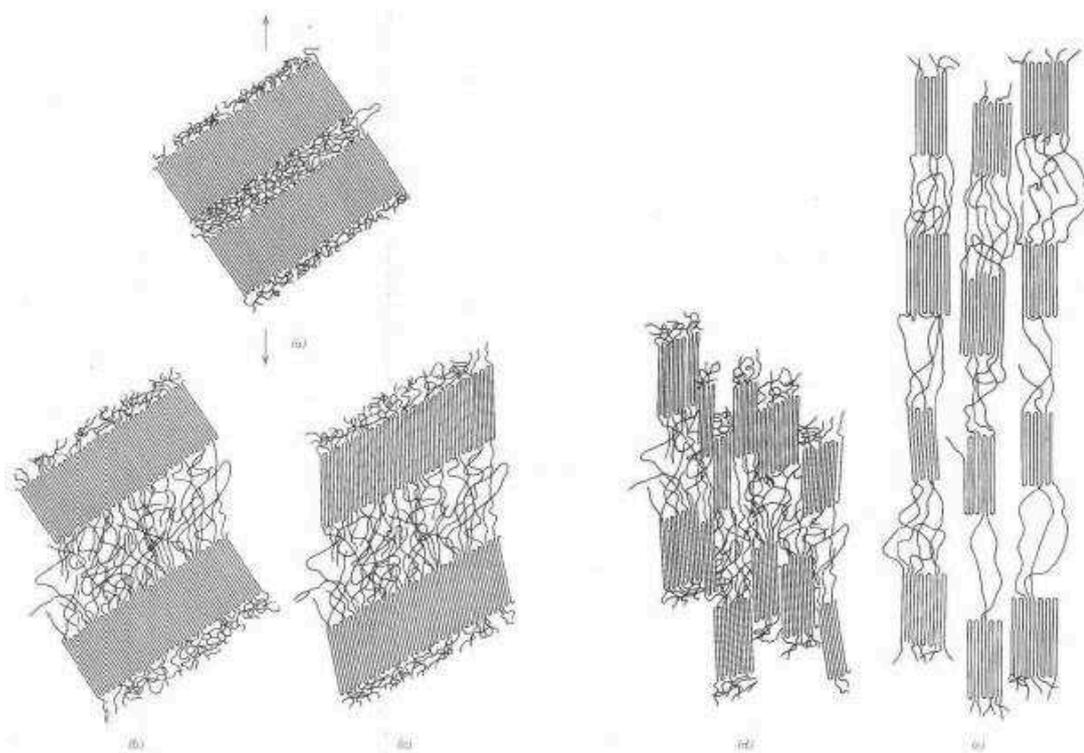


Figura 11: Estágios na deformação de um polímero semicristalino. Fonte: WILLIAM D. CALLISTER, 1999

Tanto os fatores estruturais como os de processamento também afetarão o comportamento mecânico de um polímero. A diminuição da taxa de deformação ou o aumento da temperatura leva a reduções no limite de resistência à tração e módulo de tração, assim como uma melhor ductilidade. Além destes, outros fatores como o grau de cristalinidade, o estiramento de pré-deformação, o peso molecular e o

tratamento térmico afetam as propriedades mecânicas (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Para a aplicação de polímeros semicristalinos é importante o conhecimento das temperaturas de fusão e de transição vítrea, as quais definem, os limites de temperatura superior e inferior, respectivamente, sendo que a temperatura de transição vítrea, também pode definir a temperatura superior em casos de materiais vítreos amorfos (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Quanto ao comportamento mecânico a temperaturas elevadas, os polímeros são classificados como termoplásticos e termorrígidos. Os termoplásticos quando aquecidos ficam moles e quando resfriados endurecem, sendo este ciclo capaz de repetições. Isto ocorre porque à medida que ocorre o aquecimento as forças de ligação secundárias diminuem por causa do aumento da movimentação molecular, facilitando a movimentação relativa de cadeias adjacentes. Caso a temperatura seja aumentada até que as vibrações moleculares sejam violentas o suficiente para romper as ligações covalentes, ocorrerá uma degradação irreversível. São produzidos normalmente pela aplicação simultânea de calor e pressão. Outra característica dos termoplásticos é que são relativamente moles e dúcteis. Polímeros que possuem estruturas lineares, em sua maioria e alguns com estas ramificadas de cadeias flexíveis são termoplásticos. (SOLOMONS, 1996).

Já os polímeros termorrígidos, uma vez enrijecidos, não amolecerão mais com aquecimento subsequente. São formadas Ligações cruzadas covalentes entre as cadeias moleculares adjacentes durante o tratamento térmico inicial, prendendo as cadeias entre si para resistir aos movimentos vibracionais e rotacionais em temperaturas elevadas. Esta ligação cruzada geralmente é extensa, sendo que 10 a 50% das unidades mero da cadeia possuem ligações cruzadas. Apenas quando

aquecido a relativamente elevadas temperaturas irá ocorrer o rompimento destas ligações cruzadas e conseqüentemente a degradação deste. São geralmente mais fortes, mais duros e mais frágeis quando comparados aos termoplásticos, e possuindo melhor estabilidade dimensional. Os polímeros com ligações cruzadas e em rede, em sua maioria, como os epóxis, borrachas vulcanizadas, as resinas fenólicas e algumas resinas poliéster, são polímeros termorrígidos (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

### **2.3 Reforços de Compósitos de Matrizes Poliméricas**

Como vimos anteriormente, os compósitos de matrizes poliméricas possuem diversos tipos de reforços, sendo os mais utilizados o carbono, o vidro, e a aramida. Na tabela 2 temos um comparativo das propriedades, tanto na direção longitudinal como na transversal, de compósitos com matriz epóxi reforçados com fibras contínuas e alinhadas, de carbono, de vidro, e de aramidas (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Outros materiais fibrosos também usados são o boro, o carbetto de silício e o oxido de alumínio. Na tabela 3 temos o comparativo destes quanto aos módulos de tração, limites de resistência à tração, resistências específicas, e módulos específicos. As fibras de boro têm sido utilizadas por exemplo em componentes de projetos aeronáuticos militares, em lâminas de rotores de asas rotativas e até mesmo em alguns artigos esportivos. Já as fibras em carbetto de silício e de alumina também são utilizadas em diversas aplicações como em foguetes dentre outras (WILLIAM D. CALLISTER, 1999).

Tabela 2: Propriedades de compósitos com matriz de epóxi reforçada com fibras contínuas e alinhadas de vidro, carbono e aramidas nas direções longitudinal e transversal. Em todos os casos a fração volumétrica da fibra é de 0,60. Fonte: (WILLIAM D. CALLISTER, 1999)

Propriedade	Vidro (Vidro E (E-Glass))	Carbono (Alta Resistência)	Aramida (Kevlar 49)
Densidade Relativa	2,1	1,6	1,4
Módulo de tração na Longitudinal (GPa)	45	145	76
Módulo de tração na Transversal (GPa)	12	10	5,5
Limite de resistência a Tração na Longitudinal (MPa)	1020	1240	1380
Limite de resistência a Tração na Transversal (MPa)	40	41	30
Deformação no Limite de Resistência a Tração na Longitudinal (MPa)	2,3	0,9	1,8
Deformação no Limite de Resistência a Tração na Transversal (MPa)	0,4	0,4	0,5

Tabela 3: Características de diversos materiais usados para reforço com fibras. Fonte: (WILLIAM D. CALLISTER, 1999)

Material	Densidade Relativa	Limite de Resistência à Tração (GPa)	Resistência Específica (GPa)	Módulo de Elasticidade (GPa)	Módulo Específico (GPa)
Uísquers					
Grafita	2,2	20	9,1	700	318
Nitreto de Silício	3,2	5 – 7	1,56 – 2,2	350 – 380	109 – 118
Óxido de alumínio	4,0	10 – 20	2,5 – 5,0	700 – 1500	175 – 375
Carbeto de Silício	3,2	20	6,25	480	150
Fibras					
Óxido de Alumínio	3,95	1,38	0,35	379	96
Aramida (Kevlar 49)	1,44	3,6 – 4,1	2,5 – 2,85	131	91
Carbono	1,78 – 2,15	1,5 – 4,8	0,70 – 2,70	228 – 724	106 - 407
Vidro E (E-Glass)	2,58	3,45	1,34	72,5	28,1
Boro	2,57	3,6	1,4	400	156
Carbeto de Silício	3,0	3,9	1,3	400	133
UHMWPE (Spectra 900 Polietileno com Peso Molecular Ultra-Alto)	0,97	2,6	2,68	117	121
Arames Metálicos					
Aço de alta resistência	7,9	2,39	0,30	210	26,6
Molibdênio	10,2	2,20	0,22	324	31,8
Tungstênio	19,3	2,89	0,13	407	21,1

### 3. Matrizes Poliméricas

As resinas (termo genérico usado para designar o polímero utilizado), possuem composição química e propriedades físicas que afetam fundamentalmente o processo de fabricação e as propriedades finais dos materiais compósitos. As variações na composição, no estado físico ou na morfologia de uma resina e na presença de impurezas ou contaminantes podem afetar a capacidade de tratamento, processamento, propriedades e desempenho do material compósito, assim como a durabilidade deste a longo prazo (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Como visto nos tópicos acima, os materiais compósitos de matrizes poliméricas podem ser constituídos de matrizes poliméricas termorrígidas ou termoplásticas. Durante muito tempo as matrizes termofixas foram as mais utilizadas, mas nas últimas décadas, com a quebra de paradigmas em relação à eficiência do processo e custo, os termoplásticos reforçados agora aparecem na cúspide de capturar uma parte significativa do mercado de matérias-primas aeroespaciais com base em uma distinção significativa. Ao contrário dos termoendurecidos, os termoplásticos não necessitam de reticulação (cura). Estes polímeros moldam facilmente sob calor e posteriormente simplesmente endurecem mantendo as formas quando resfriado, em velocidades muito superiores que os termorrígidos que precisam para curar. Além disso, retêm a sua plasticidade, podendo ser remodelados por reaquecimento acima de suas temperaturas de processamento. Esta característica oferece possibilidades intrigantes para técnicas de processamento de compósitos mais rápidas e mais inovadoras em comparação com os termorrígidos (RED, 2014).

Há uma grande variedade de termoplásticos utilizados em matrizes poliméricas de materiais compósitos avançados aplicados na indústria aeroespacial.

Seis classes gerais de termoplásticos são mais frequentemente utilizadas, sendo elas o policarbonato (PC), as poliamidas (nylon, PA-6, PA-12), o sulfeto de polifenileno (PPS), a polieterimida (PEI), a polieteretercetona (PEEK) e a Polietercetona (PEKK) (RED, 2014).

Muitos destes polímeros termoplásticos têm preços de matéria-prima comparáveis e com elevada resistência à tração de resinas termorrígidas comuns, como os fenólicos (PH), os epóxis (E), as bismaleimidas (IMC), os cianato ésteres (CE) e as poliimidas (PI) (RED, 2014).

A tabela 2 compara as características destes materiais, evidenciando que os termoplásticos citados acima possuem bom desempenho quando comparados aos termorrígidos. Quanto à temperatura de serviço contínuo verificamos que os termoplásticos citados suportam temperaturas relativamente próximas em alguns casos. Já quanto ao tempo de cura, os termoplásticos necessitam de um tempo muito menor, sendo inferior a 20 minutos. A resistência à tração dos termoplásticos citados também apresenta valores relativamente similares e em alguns casos até superiores (RED, 2014).

O valor potencial que os termoplásticos trazem para o mercado aeroespacial torna-se mais evidente quando as características de desempenho da resina são comparadas com os custos das matérias-primas (Figura 1). Os termoplásticos exibem, geralmente, resistência ao impacto superior, desempenho fogo, fumaça, toxicidade e com exceção das PEIs, resistência química (RED, 2014).

O PEEK, PPS, PEI e PC mostram muitas características favoráveis para aplicação em estruturas aeroespaciais e componentes interiores. Embora os custos de matéria-prima dos termoplásticos aeroespaciais possam em alguns casos ser mais altos do que os termorrígidos concorrentes, o custo do componente acabado pode ser

aproximadamente 20 a 40% menor devido aos custos reduzidos de manuseio, processamento e montagem. Os termoplásticos também oferecem a opção de fundir e, ou soldar subcomponentes moldados, o que pode reduzir o peso da montagem e as concentrações de tensões, eliminando os prendedores e os adesivos. (RED, 2014).

Tabela 4: Tabela comparativa de resinas termoplásticas e termorrígidas utilizadas em compósitos avançados em aplicações aeronáuticas. Fonte: (RED, 2014)

Famílias de Resinas	Temperatura de Serviço (C°)	Tempo de Cura (min)	Resistência à tração (ksi)	Módulo de tensão (ksi)
Resinas termorrígidas				
Fenólicos (PH)	170	60+	6,9	0,55
Epóxis (E)	180	60 – 240	9,7	0,34
Cianato ésteres (CE)	180	60 – 180	7,4 – 13,2	0,38 – 0,45
Bismaleimidas (IMC)	230	120 – 240	10,5	3,9
Poliimidas (PI)	370	120 +	16,6	-
Resinas Termoplásticas				
Policarbonato (PC)	120		9,4	0,33
Sulfeto de polifenileno (PPS)	240		13,5	0,5
Polieterimida (PEI)	200	< 20	6	0,8
Polieteretercetona (PEEK)	250		14 – 33	0,58 – 3,4

Para aplicações em temperaturas elevadas, os polímeros PPS, PEI e PEEK também oferecem excelente estabilidade térmica. Uma propriedade crítica em uma série de programas de jatos comerciais supersônicos militares onde o aquecimento aerofriccional pode gerar temperaturas de serviço contínuas além das capacidades de resinas epóxi de alta temperatura (aproximadamente 180°C). Em temperaturas elevadas, os termoplásticos PEEK e PPS, com preços entre US \$9 e US \$160/kg

podem oferecer economias potencialmente substanciais comparadas aos termorrígidos BMI e PI, com preços entre US \$92 e US \$880/kg (RED, 2014).

Um exemplo recente da aplicação de termoplásticos em projetos é o do helicóptero AW169 da AgustaWestland na utilização de compósitos pré impregnados de fibra de carbono com PPS, em componentes estruturais que trouxeram algumas vantagens como a fácil confecção da viga da caixa de seção ômega, resiste a flexão e cargas de torção. (Figura 12). O uso do pré-impregnado termoplástico pré-qualificado reduz o risco de falhas, aumentando a tenacidade e a durabilidade em ambientes complexos do rotor. A possibilidade de uma configuração removível dos bordos e laterais do estabilizador facilitam ainda a manutenção e o reparo. Notavelmente, é a única estrutura aeroestrutural termoplástica sobre a fuselagem intensiva composta de materiais termorrígidos (BLACK, 2014).

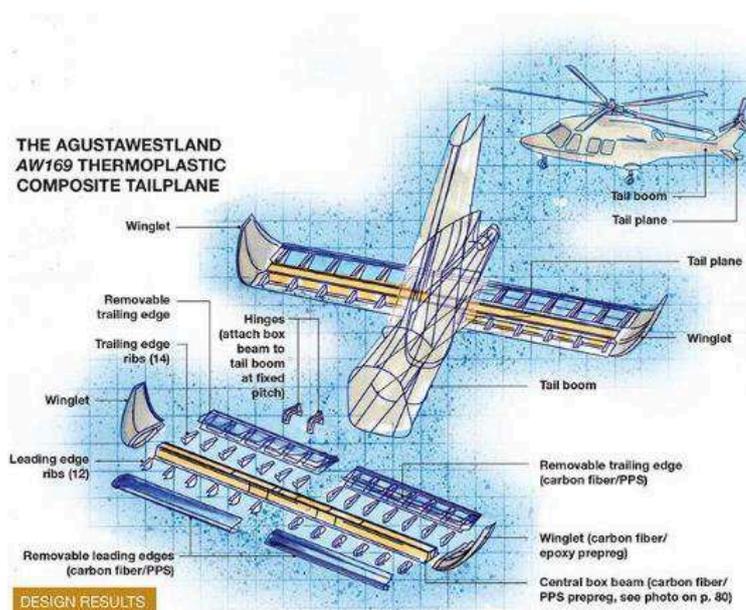


Figure 12: Ilustração do estabilizador horizontal do AgustaWestland AW169 produzido em compósito termoplástico. Fonte: (BLACK, 2014)

Os projetistas de aeronaves procuram manter o baixo risco, mas sempre buscam implementar tecnologias novas, leves e inovadoras, as quais normalmente requer o uso de materiais ainda não qualificados. Por estes motivos, a adoção de novos materiais em estruturas é especialmente desafiadora (BLACK, 2014).

Como exemplo, este motivo fez a Fokker preferir a princípio usar o pré-impregnado de fibra de carbono com PPS ao invés do PEKK, porque este material já estava qualificado nos programas de jatos executivos da Gulfstream (figura 13) e da Airbus. (BLACK, 2014).



Figure 13: Utilização de pré-impregnado de fibra de carbono com PPS em jatos executivo da Gulfstream. Fonte: [http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/testamos-os-limites-do-g650\\_1001.html](http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/testamos-os-limites-do-g650_1001.html)

Mais recentemente a Fokker Aerostructures BV, demonstrou no seu stand um spoiler de demonstração de material compósito termoplástico, totalmente funcional e composto por apenas três partes: revestimento superior, revestimento inferior e uma

longarina única. O material é uma fibra unidirecional de carbono com PEKK (BLACK, 2016).

A Dutch Thermoplastic Composites (DTC) também busca por novos projetos de vigas de reforço em TPC enquanto explora estruturas com geometria complexa e espessura variável para o demonstrador de fuselagem TAPAS (*Thermoplastic Affordable Primary Aircraft Structure*). A DTC fabricou nervuras de TPC de espessura constante ligeiramente carregadas no passado, semelhantes às da borda de ataque A340 da Fokker. Em estruturas mais carregadas, como os painéis da fuselagem, as nervuras são muitas vezes feitas de alumínio devido aos muitos detalhes formados e variações de espessura usados para obter maior resistência e rigidez com menos material. Em compósitos termorrígidos, as incrustações e desníveis são usadas para obter o mesmo resultado, mas os compósitos termoplásticos permitem geometria muito mais complexa em um tempo de ciclo muito rápido (GARDINER, 2011).

O notável sucesso da Fokker em converter pisos, bordas de ataque, superfícies de controle e componentes de cauda para TPCs foi justificada pelos custos, eliminando o tempo e os custos da fixação mecânica. Assim, a montagem conduziu o custo independentemente do material, permitindo que os TPC soldados competiam com alumínio e termorrígidos, onde para outra estrutura primária, pode ser menos atraente (GARDINER, 2011).

A Fokker produz estabilizadores horizontais de alumínio e compósitos de fibra de carbono com epóxi para a Dassault e outros OEMs, assim como uma variedade de flaps para a Airbus e a Boeing. Para o leme e profundores do Gulfstream G650, a empresa comparou sua própria construção em compósitos de fibra de carbono com epóxi reforçada com novas estruturas TPC. Neste caso, a abordagem TPC reduziu as horas totais, resultando em uma redução de custos de 25% (GARDINER, 2011).

É interessante notar que a Sikorsky Aircraft tem perseguido um grande conjunto de piso termoplástico durante anos. Observando ainda que o piso de TPC atende às necessidades de durabilidade e reduz o peso em 25% em relação ao projeto de alumínio (GARDINER, 2012).

Como a absorção de umidade é um problema, os materiais termoplásticos devem ser bem secos antes do processamento e monitorados para garantir que o teor de umidade seja inferior a 50 partes por milhão (ppm) (GARDINER, 2012).

## **4. Processamento de Compósitos com Matrizes Poliméricas**

Na fabricação de compósitos de matrizes poliméricas reforçados com fibras contínuas, para que atendam às especificações de projeto, as fibras são distribuídas uniformemente e orientadas na matriz (WILLIAM D. CALLISTER, 1999). Nos próximos tópicos serão apresentados as principais técnicas de processamento de compósitos avançados, utilizados na indústria aeronáutica.

### **4.1 Processamentos de Tecidos**

Podemos dizer que uma das mais antigas técnicas para o processamento de materiais que conhecemos é o processo de tecelagem. Assim, a forma mais comum e simples de reforço têxtil para materiais compósitos são os tecidos (figura 14) e consistem de estruturas clássicas bidirecionais (PARDINI, 2000).

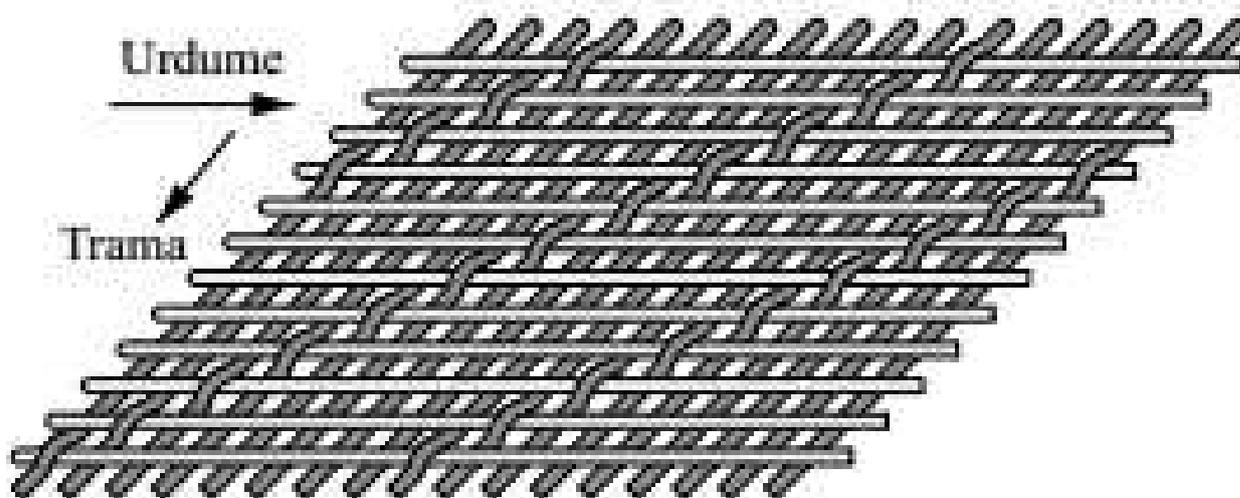


Figura 14: Desenho esquemático de um tecido tipo sarja 8HS com respectivas direções. Fonte: PARDINI, 2000

Geralmente, os tecidos utilizados para aplicações estruturais utilizam mechas de fibras que se encruzam em posições perpendiculares, alternadamente em superiores e inferiores, obedecendo um determinado padrão, onde nas direções longitudinal temos o urdume e como de preenchimento transversal a trama. Esta estrutura bidirecional é caracterizada pelo espaço dado entre as mechas adjacentes, a porcentagem das fibras em cada direção, o tamanho das mechas e pelo grau de empacotamento destas mechas. Os tecidos quando submetidos a um esforço mecânico, há uma deformação das mechas, fazendo com que estas apresentem um comprimento efetivo menor. Além disso, pode ocorrer fricção entre cabos do urdume e da trama, fazendo com que ocorra uma redução da vida útil do mesmo (PARDINI, 2000).

Os compósitos com tecidos bidirecionais e com camadas individuais de fibras unidirecionais, possuem uma região interlaminar que não resiste a grandes esforços, apresentando baixa resistência ao cisalhamento interlaminar ( $< 100$  MPa). Uma das

formas para gerar um aumento da resistência ao cisalhamento interlaminar e tenacidade à fratura interlaminar é tornar a superfície do tecido com uma rugosidade superficial inerente, através de uma tecelagem de malha tipo sanduíche tri-direcional (3D), que após equipamento tem os cabos que entrelaçam as duas faces devidamente cortados (figura 15), fazendo com que as regiões entre as lâminas dos tecidos do compósito tenham pontas de cabos de fibras soltas, aparentando um veludo ou carpete (PARDINI, 2000).

Estas pontas soltas dos cabos, durante o processo de fratura, interligarão duas camadas adjacentes, sendo necessário uma energia adicional para romper estas ligações, melhorando assim a tenacidade à fratura interlaminar, porém não aumentando relativamente as propriedades perpendiculares ao plano da malha do tecido.

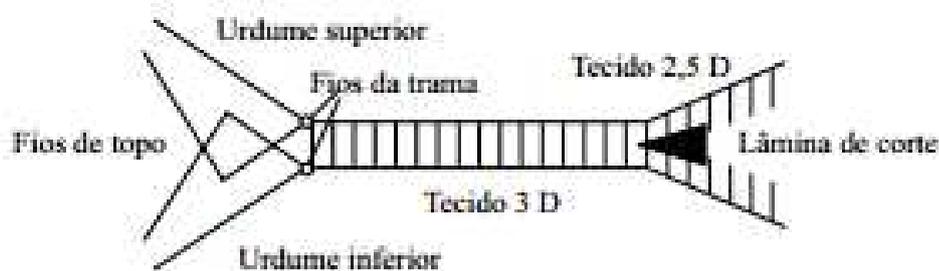


Figura 15: Diagrama esquemático do processo de fabricação de tecidos.

Fonte: PARDINI, 2000

Podemos obter numerosas modificações através do interlaçamento e entrelaçamento de fibras, originando uma multiplicidade de formas que posteriormente originarão compósitos. Podemos descrever as pré-formas pelo tipo de fibra utilizada em sua fabricação, pelo tex (g/1000 m) do cabo de fibras, pelo número de filamentos em um determinado cabo, pelo espaçamento entre cabos de fibras, pela fração volumétrica de fibras em cada direção, pelo formato e geometria de tecelagem e pela

massa específica aparente. A figura 16 mostra exemplos clássicos de arquiteturas de pré-formas (PARDINI, 2000).

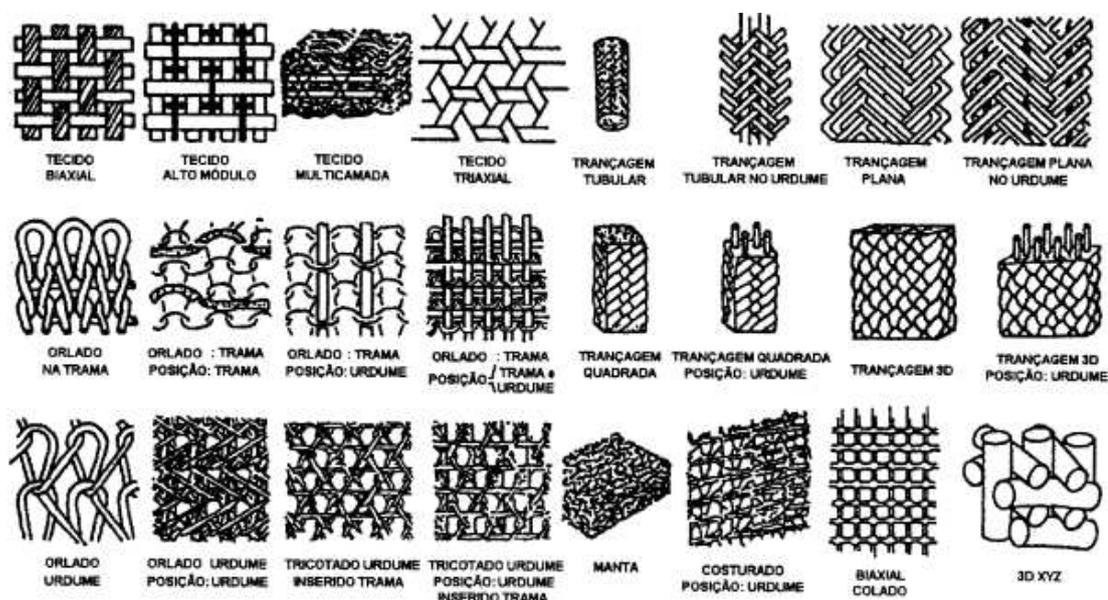


Figura 16: Exemplos típicos de pré-formas utilizadas na manufatura de materiais compósitos. Fonte: PARDINI, 2000

Para obter ganho na tenacidade à fratura dos compósitos poliméricos, também são costuradas as camadas individuais, com orientação pré-definida, com filamentos individuais de fibras. Pode ainda ser utilizado cabos de fibras que também são inseridas através da espessura das camadas individuais do plano. Tanto a posição e a orientação das camadas podem variar conforme desejado pelo projeto. Na figura 17 temos exemplos de pré-formas 3D com diferente número de cabos de fibras compondo uma unidade de vareta.

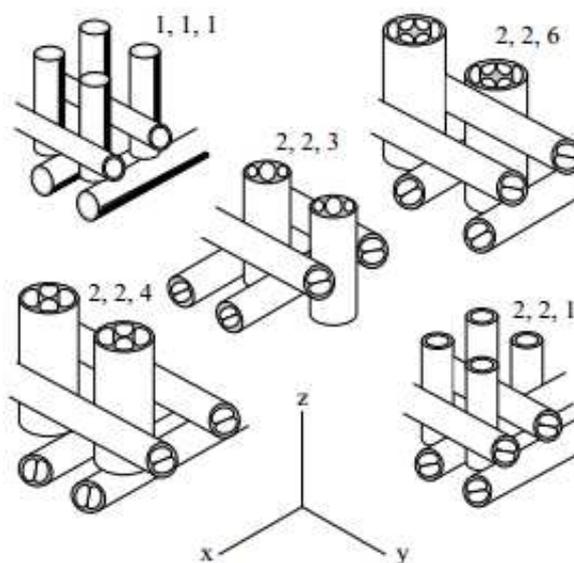


Figura 17: Exemplo de pré-formas 3D manufaturadas com varetas tendo diferente número de cabos de fibras. Fonte: PARDINI, 2000

A pré-forma de tecidos ou malha, ao contrário das fitas e *rovings*, são na maior parte das circunstâncias produzidas antes do passo de impregnação de resina, sendo que a maioria das construções de tecido oferece mais flexibilidade para *lay-up* de formas complexas do que as fitas unidirecionais retas oferecem (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Para estruturas aeroespaciais, os tecidos são usualmente a escolha para considerações de peso areal, minimizando o tamanho do vazio da resina e mantendo a orientação das fibras durante o processo de fabricação. (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

## 4.2 Formas Pré-Impregnadas

### 4.2.1 *Prepreg roving*

Os rovings de fibra de carbono (figura 18) podem ser normalmente identificados como *rovings* 3K, 6K ou 12K. Durante a etapa de impregnação de resina é possível combinar duas ou mais contagens ou filamentos ou extremidades para alterações como peso e largura de *rovings* por comprimento linear. A forma do produto *roving*, com sua embalagem em carretéis individuais, oferece os meios para a colocação automática de fibras durante a fabricação de peças. Os *rovings* podem ser colocadas em um padrão unidirecional, como fitas, ou para gerar um efeito de intertravamento cruzado. A maioria das aplicações para produtos *roving* utiliza mandris para o enrolamento do filamento e depois a cura da resina até a configuração final. Além disso, esta forma de produto é usada para a formação eficiente de filamentos orientados para criar pré-formas. As pré-formas são combinadas com outros *lay-ups* ou processadas individualmente em ferramentas fechadas em vez do processo de cura com mandril convencional. A maioria dos rovings, que são produzidos pela extrusão das fibras individuais diretamente da fieira, são fornecidos sem torção, em bandas contínuas quase planas. As larguras de banda podem ser controladas a um grau durante o passo de impregnação. Em comparação com fitas ou tecidos, os pesos do *roving* para tiras individuais ou envoltórios são mais dependentes do processo de enrolamento do que o passo de impregnação. No entanto, o controle de resina das rovings pré-impregnadas partilha um grau de precisão semelhante (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).



Figura 18: Exemplos de rovings utilizados no mercado. Fonte: <http://www.owenscorning.com.br/pt-br>

#### **4.2.2 Prepeg Tapes**

O material *PREPEG* (pré impregnado) consiste numa combinação de uma matriz e reforço de fibra. Está disponível na forma unidirecional (um sentido do reforço) e na forma do tecido (várias direções do reforço) (figura 19). Todas as cinco das principais famílias de resinas de matriz podem ser utilizadas para impregnar várias formas de fibras. A resina é então não mais em um estágio de baixa viscosidade, mas foi avançado para um estágio B de cura para melhores características de manuseio. Os seguintes produtos estão disponíveis na forma pré-impregnada de fitas unidirecionais, tecidos, rovings contínuos da costa, e esteira chopped. Materiais pré-impregnados devem ser armazenados em um freezer a uma temperatura abaixo de 0°F para retardar o processo de cura. Os materiais pré-impregnados são curados com uma temperatura elevada. Muitos materiais pré-impregnados utilizados no sector

aeroespacial são impregnados com uma resina epóxi e são curados a 250°F ou 350°F. Materiais pré-impregnados são curados com uma autoclave, forno ou manta de calor. Eles são normalmente comprados e armazenados em um rolo em um saco de plástico selado para evitar a contaminação da umidade (AVIATION SAFETY BUREAU).

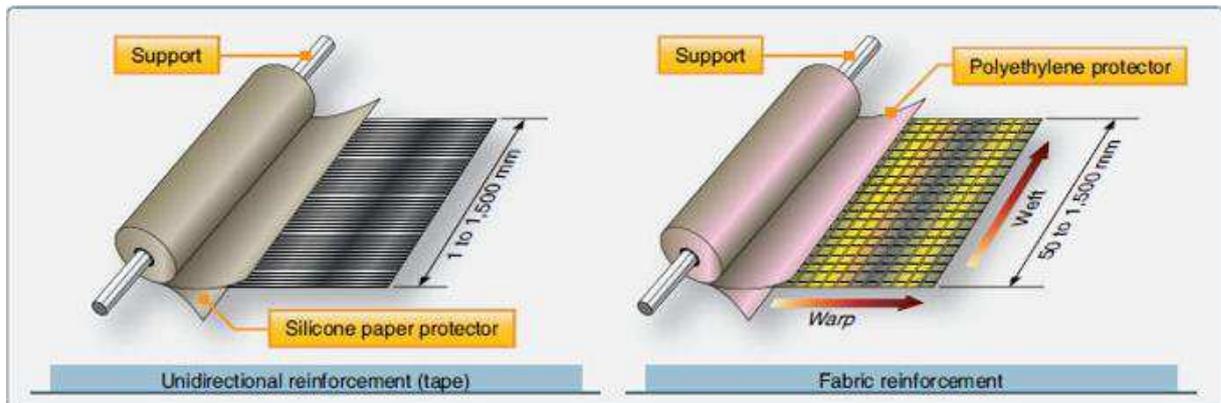


Figura 19: Figura esquemática de prepeg utilizado no Mercado. Fonte: <http://www.owenscorning.com.br/pt-br>

A Fitas unidirecionais convencionais tem sido o padrão dentro da indústria de usuário por muitos anos e é comum com resinas termorrígidas. O método de fabricação mais comum é a extração de fios colimados crus (secos) na máquina de impregnação onde as resinas fundidas a quente são combinadas com os fios utilizando calor e pressão. A combinação de fibras e resina normalmente passa através da máquina entre papéis transportadores revestidos ou películas para facilidade de libertação. As fitas são geralmente aparadas para larguras especificadas na linha. Um lado do suporte é normalmente removido antes da posição de enrolamento para facilitar a inspeção visual contínua. O suporte restante é normalmente deixado no lugar com a fita para servir como um separador no rolo e como auxiliar de processamento para fins de fabricação. O processo de fabricação da

fita é contínuo dentro dos limites lineares dos fios brutos criados para a máquina ou tamanho de lote especificado ou disponibilidade de resina. A maioria das máquinas de impregnação é projetada para permitir a mudança em linha para novos rolos (take-ups) sem interrupção. A colimação de cadeias brutas é ajustada para controlar o peso areal especificado (peso seco / área). O filme de resina para operações de máquina de fita é muitas vezes feito como uma operação controlada separada. Algumas máquinas acomodam filmagens em linha que permitem ajustes de conteúdo de resina durante o processo de impregnação. Fitas de até 60 polegadas (1,5m) são comercialmente disponíveis (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Embora não seja uma prática geral dentro da indústria de pré-impregnação, existem fitas unidirecionais fabricadas a partir de *rovings* pré-impregnados. A colimação destas mechas para fazer fitas permite o uso de resinas impregnadas em solução, em vez de sistemas de fusão a quente. Embora a forma do produto possa ser semelhante às fitas convencionais, as fitas planas uniformemente finas podem ser difíceis de produzir (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Para melhorar propriedades mecânicas específicas ou operações de manuseamento de peças de fabricação, é por vezes vantajoso adicionar forma de produto durante a fabricação de fitas unidirecionais. Geralmente, estas formas fibrosas adicionadas são leves para serem acomodadas durante a operação normal de fabricação da fita. A forma adicionada pode ser combinada na máquina seca ou pré-impregnada antes da produção da fita. Os formulários adicionados mais comuns são *tapes* leves do mesmo tipo de fibra ou diferente. A forma de produto adicionado afetará as propriedades do material em comparação com as fitas sem o material de suporte (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Alguns fornecedores de fita oferecem a opção de revestimento de superfície de fita adicionado. Estes revestimentos resinosos de películas são usualmente de reologia ou viscosidades diferentes da resina de impregnação de fibras para permanecerem como limites distintos entre as camadas das fitas curadas. Tal como acontece com as fitas unidirecionais suportadas, a camada adicionada pode ser combinada durante a operação de fabricação de fita. (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

As Fitas pré-unidirecionais originam-se como qualquer uma das formas de fita acima descritas na forma de uma única camada. Em seguida, através de um processo de empilhamento, duas ou mais camadas de fitas individuais são orientadas com ângulos predeterminados em relação à linha central da nova forma de fita ou banda larga progressivamente gerada. As fitas individuais originais estão localizadas lado a lado em cada camada angulada para formar uma forma linear contínua. As fitas simples originais são normalmente pré cortadas em segmentos em ângulos que correspondem às bordas do formulário do novo produto. A sequência de empilhamento progressivo geralmente ocorre em um suporte contínuo (papel ou filme) sobre uma superfície plana, muito parecido com o processo de fabricação. O transportador, com a forma pré-estabelecida no local, é utilizado para recolher as fitas pré-incluídas num núcleo de transporte ou manuseamento (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

### **4.3 Processo de Cura**

Como veremos nos tópicos a seguir, o processo de cura dos compósitos de materizes poliméricas podem ser efetuados utilizando um autoclave ou sem a utilização desde (OOA).

### **4.3.1 Cura em Autoclave**

A cura por autoclave é o processo de curar materiais usando calor relativamente alto e alta pressão em uma autoclave. Uma autoclave é um recipiente de pressão aquecido tipicamente capaz de pressão interna de 300psi (2MPa) e temperaturas até 370°C. Os materiais compósitos termorrígidos são geralmente processados a menos de 100 psi e a temperaturas que variam de 120 a 200 ° C. Devido às elevadas temperaturas na autoclave durante o processamento, a atmosfera dentro do recipiente é geralmente purgada de oxigênio utilizando um gás inerte, tal como nitrogênio, evitando assim a combustão térmica ou a carbonização dos materiais a serem curados (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Para assegurar que as secções ou camadas individuais de uma peça compósita estão devidamente ligadas, com a matriz intacta e capaz de preservar a fixação do reforço fibroso que transportará as cargas aplicadas à peça, são necessários processos de consolidação e cura da resina. Os compósitos termorrígidos quando passam pelo processo de cura, sofrem uma extensa alteração química e morfológica, tendo como resultado, muitas reações que ocorrem simultaneamente. Algumas dessas reações podem ser controladas diretamente, outras apenas indiretamente, e algumas delas interagem. Tais reações como a evolução de vazios ou o deslocamento de fibras de reforço durante o fluxo da matriz podem resultar em

grandes mudanças nas propriedades do compósito curado. (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

No caso de um compósito de matriz termoplástica, a matriz não se destina a sofrer alterações químicas, durante a consolidação, mas podem ocorrer alterações inadvertidamente, tais como as de cadeia que resultam na produção de voláteis. Além disso, o fluxo de resina é necessário para a consolidação, e os termoplásticos semicristalinos podem sofrer alterações morfológicas tais como mudanças no grau de cristalinidade por fusão, fluxo e recristalização, particularmente na interfase fibra e matriz. Essas mudanças podem causar mudanças significativas nas propriedades mecânicas e físicas do compósito consolidado. Em termoplásticos amorfos, a segregação de materiais de pesos moleculares variáveis na interfase pode também resultar em alterações nas propriedades compostas (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

As principais Variáveis no processo de cura em autoclave estão listadas abaixo (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002):

- Acabamento da superfície de ferramentas ou moldes; Um acabamento da superfície ruim irá transferir para produto acabado.
- Materiais de ferramental, densidade e espaçamento das ferramentas na autoclave; As ferramentas mais densas e mais unidas agirão como um dissipador de calor e afetarão o grau de cura.
- Geometria da peça; Quanto mais complexa for a geometria, mais difícil será a consolidação uniforme e evitar enrugamentos.
- Simetria de *Lay-up*; Uma geometria não-simétrica pode causar deformações ou tensões de contração.

- Localização do material e tolerâncias de alinhamento; Um *lay-up* não-simétrico causa deformações.
- Técnica de ensacamento e materiais de ensacamento, incluindo materiais e mangas de sangria, etc.; O movimento do material de ensacamento a vácuo ou a restrição do contato completo contra o material de cura provoca a não uniformidade na compactação do material e no fluxo de resina que afeta a qualidade do produto acabado.
- Variabilidade da matéria-prima (incluindo variabilidade de lote a lote) e prazo de validade do material; Materiais são tipicamente dependentes do tempo e da temperatura.
- Teor de umidade dos materiais que estão sendo curados ou processados; A umidade no material afeta a qualidade do laminado causando porosidade à medida que se transforma em vapor durante a cura.
- Número de portas de vácuo, localização das entradas de vácuo e integridade do vácuo durante os ciclos de cura; Os materiais são consolidados através da espessura durante a cura à medida que a resina flui e geles. A integridade do vácuo afeta o nível de compactação.
- Temperatura, pressão e tempo de autoclave; As variações no ciclo de endurecimento afetam o fluxo de resina antes da cura, o nível de cura e a espessura do produto acabado.
- Variações da espessura da peça; Variações de espessura podem afetar a uniformidade de consolidação e cura.

### 4.3.2 Out-of-autoclave

Embora o processamento OOA em aplicações aeroespaciais tenha sido empregado há décadas na fabricação de peças compósitas termorrígidas para naves espaciais não tripuladas e mais recentemente, na fabricação de subestruturas para aeronaves comerciais de passageiros, a autoclave continua a ser a tecnologia de cura preferida pelos grandes OEMs, principalmente por causa de sua capacidade de consolidar definitivamente peças compostas e remover os vazios que podem comprometer o desempenho estrutural. No entanto, tem um preço alto em termos de despesas de capital, custos operacionais e tempo. À medida que os compósitos se movem mais para o setor aeronáutico, fica claro que a autoclave não pode ser o único processo disponível para os fabricantes de aerocompósitos. Hoje, as alternativas de OOA incluem pré-impregnação em VBO (*vacuum-bag-only*), utilização de fibras secas, processos de infusão (que dependem da cura do forno), moldagem por transferência de resina (RTM) e a utilização de compósitos termoplásticos (SLOAN, 2016).

Com ferramentas integralmente aquecidas o calor necessário para a cura é fornecido através da própria ferramenta, em vez de usar o aquecimento externo em um forno ou autoclave. Isto pode ser usado para fazer peças de alta qualidade sem usar uma autoclave, se forem usadas ferramentas de molde correspondentes. O calor é normalmente fornecido pela inclusão de elementos de resistência elétrica ou canais de circulação de óleo quente dentro da ferramenta. Isso pode resultar em pontos quentes e frios dentro da ferramenta. São necessários estudos sobre o calor para garantir que todas as peças da ferramenta funcionam com um perfil de calor que

permite que a peça seja curada completamente e com alta qualidade (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Muito está em jogo no que se refere ao processamento sem autoclave. Embora os métodos OOA usem menos energia, o consumo de energia é realmente uma pequena parcela do custo total da peça compósita, e se uma empresa mudar a forma como uma peça é fabricada, os custos de requalificação devem ser considerados na equação de custos. Mas, se os volumes forem altos o suficiente, o OOA vale a pena perseguir porque pode encurtar os tempos de ciclo e cortar significativamente investimentos de capital e ferramental, o que, em última instância, fará com que as peças compostas sejam mais rentáveis. Um exemplo da adoção do processo OOA é a aeronave Cirrus Vision SF50 (figura 20) possuindo 350 componentes como estabilizador, fuselagem e estrutura da asa, produzidos com compósitos de fibra de carbono (SLOAN, 2016).



Figura 20: Cirrus Vision SF50 produzido com o processo OOA

Fonte: GARDINER, G. Composite tooling without oven or autoclave. Composites World, 2015

## 4.4 Processos de pré-formas

Nos tópicos abaixo serão citados os principais processamentos de pré-formas utilizados atualmente na indústria aeronáutica.

### 4.4.1 *Hand-lay-up* e *Spray-lay-up*

Este processo é o mais antigo e mais utilizado na indústria dos materiais compósitos de matriz polimérica para o processamento de componentes, de diferentes formas e tamanhos variáveis. Os tecidos são colocados sobre a superfície do molde, sendo impregnados com a resina de forma manual, com o auxílio de pincel, rolete ou spray, gerando um assentamento uniforme destas camadas de tecidos e resina. A sobreposição destas camadas de tecidos e resina definem a espessura do produto a ser obtido (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

### 4.4.2 Moldagem por saco a vácuo

A moldagem por saco a vácuo é um processo no qual o *lay-up* é curada sob pressão gerada por meio de um vácuo no espaço entre o *lay-up* e uma folha flexível colocada sobre ela e selada nas bordas. No processo de moldagem de saco de vácuo, o reforço é geralmente colocado no molde por *Hand-Lay-Up* usando prepreg ou resina molhada. As resinas de alto fluxo são preferidas para a moldagem de sacos de vácuo (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Peças fabricadas usando cura de forno a vácuo têm menores volumes de fibra e maior conteúdo vazio. A moldagem por saco de vácuo é um método de baixo custo de fabricação e utiliza ferramentas de baixo custo para corridas de produção curtas (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

O ensacamento por vácuo, pode ser utilizado para remover voláteis e ar aprisionado, e utilizar a pressão atmosférica para consolidação (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Como podemos verificar no esquema exemplificado na figura 21, os materiais que devem ser curados numa autoclave são posicionados em uma ferramenta que proporciona a forma eventual do material. O ferramental, frequentemente referido como molde, pode ser constituído por uma montagem de mandris ou por detalhes de ferramentas para acomodar geometria complexa. O molde também pode incluir características tais como dispositivos de localização, guias de ferramentas ou detalhes de moldagem por rede para melhorar o processamento subsequente do produto ou material final. Uma camada impermeável de película de ensacamento ou uma bexiga elástica reutilizável está localizada sobre o material a ser curado e selado contra o molde. O vácuo é aplicado entre o material de ensacamento e o material a ser curado de tal modo que as camadas de material são comprimidas através da espessura contra o molde. Em alguns casos, é utilizada uma autoclave ou forno para aplicar calor e pressão a apenas uma porção do material a ser curado como um passo de desbaste provisório para melhorar a qualidade do produto acabado através de consolidação melhorada. À medida que a temperatura na autoclave é aumentada, a viscosidade do material de cura é geralmente reduzida para um estado fluido e os gases dentro e entre as camadas escapam à medida que o material se consolida. Uma camada porosa de "purgador" e / ou um "respiro" na forma de folha, tiras ou cordões podem

ser utilizados sob o material de ensacamento para ajudar a permitir a evacuação de gases. Películas de superfície ou revestimentos imobilizados também podem ser incluídos contra a superfície da ferramenta para melhorar o acabamento superficial do material curado. Placas rígidas ou intensificadores podem também ser incorporadas sob o material de ensacamento para controlar localmente a espessura e qualidade do produto acabado (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

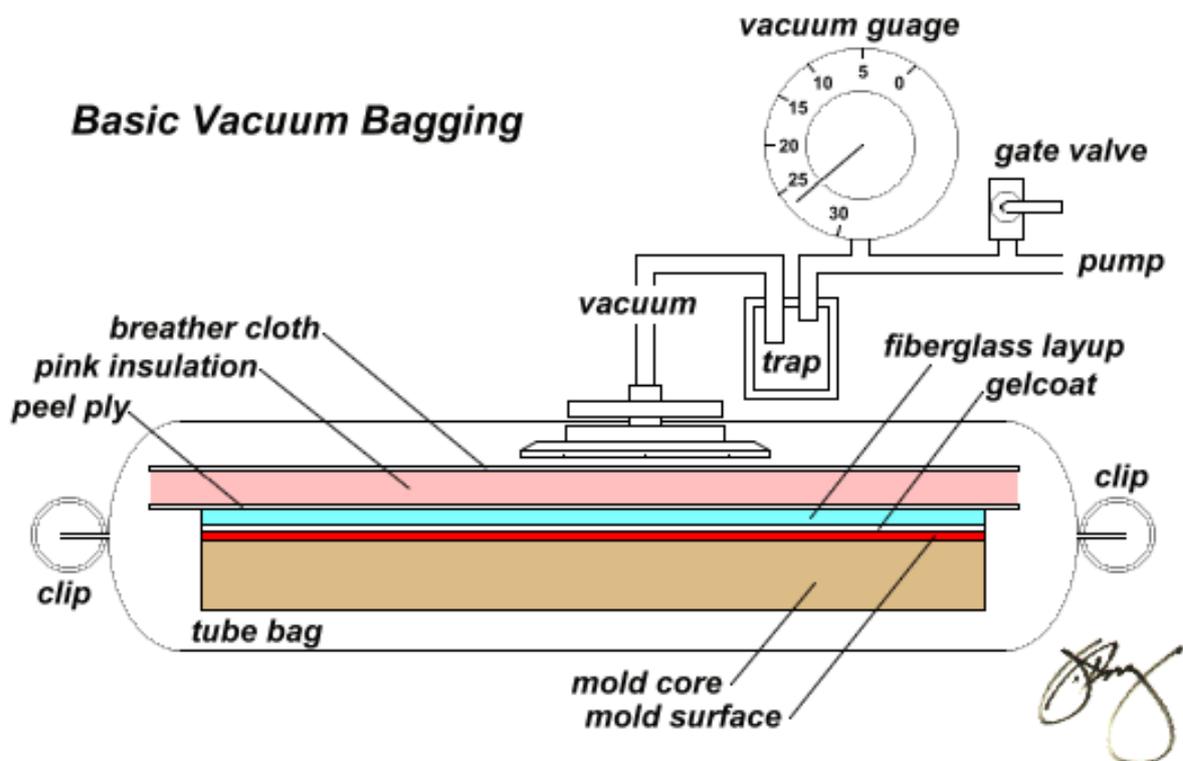


Figura 21: Esquema de um processo de moldagem por saco a vácuo. Fonte: <http://maybach300c.blogspot.com.br/2012/08/manufacturing-processes.html>

O material utilizado no Cirrus SF50 é o TC275, um pré-impregnado de fibra de carbono e epóxi. Este é um exemplo atual, onde as peças são ensacadas a vácuo e depois curadas num forno a 135 ° C durante cerca de 10 horas. A Cirrus fez um grande processo de desenvolvimento, a fim de otimizar OOA operações para a miríade de peças feitas. Muitas peças acabadas são avaliadas através de ensaios não

destrutivos (NDT) usando a tecnologia ultrassônica de pulso e eco. Estruturas maiores, como a fuselagem, são avaliadas por um dos dois sistemas automáticos de inspeção ultrassônica (INSTON, 2016).

A GE Aviation marca o primeiro uso da borda de ataque da asa com OOA em aviões comerciais de grande porte. Em 2008, conquistou o contrato projetar e fabricar toda a asa, incluindo a estrutura secundária de borda de fuga, para ambas as versões do novo Airbus A350 XWB, optando por formar a estrutura secundária de compostos pré-impregnados em VBO. No início do projeto, foi tomada a decisão de projetar os painéis maiores e mais carregados usando materiais em autoclave para reduzir o risco. No entanto, à luz das experiências positivas com o processo OOA, esses tipos de peças também poderiam ser concebidos para a fabricação OOA. Os painéis de pré-impregnação VBO típicos, tais como o Painel Superior 12 de borda de fuga (figura 12) foram colocados em condições de sala limpa na ferramenta de moldagem, depois ensacados a vácuo e deslocados para o forno para cura (na figura 22 é notado que os termopares estão instalados na parte inferior da ferramenta do molde). Durante a cura, os tempos de ciclo e as temperaturas para o sistema OOA MTM44-1 são comparáveis aos dos materiais de cura convencionais a 177°C, mas o ciclo de endurecimento é sem as complexidades de controle da pressão positiva. O vácuo só é mantido durante o ciclo. Os painéis superiores totalmente usinados, perfurados e rebaixados, necessitam de um pino de verificação e rebarbamento antes do transporte para a instalação NDT, onde são revisados usando ultrassom para possíveis falhas e defeitos durante *lay-up*. Após a conclusão bem sucedida deste processo, os painéis são movidos para pintar, antes da montagem (INSTON, 2016).



Figura 22: Forno para cura. Fonte: INSTON, 2016

A qualidade do painel é comparável com os painéis convencionais de sanduíche em honeycomb em autoclave, com níveis de porosidade que supostamente atendem a todas as necessidades do cliente (INSTON, 2016).

Com base neste sucesso na tecnologia OOA, a GE Aviation está a concentrar os esforços de I & D na criação de outros materiais e processos de fabrico, tanto dentro como fora de autoclave, juntamente com a optimização de métodos de concepção de compósitos através de uma série de investigação britânica e financiada pela UE E programas de tecnologia. GE Aviation Hamble está pronto para um futuro movimentado (INSTON, 2016).

### **4.4.3 Shrink Wrapping or Shrink Tape**

Outro método de aplicação de pressão para curas de forno é o *Shrink Wrapping ou Shrink Tape*. A fita é enrolada em torno do conjunto completo, geralmente com apenas uma camada de material de liberação entre a fita e o lay-up. O calor é aplicado à fita, geralmente usando uma pistola de calor, para fazer a fita encolher, e pode aplicar uma grande quantidade de pressão para o lay-up. Após encolhimento, a peça é colocada no forno para cura. Peças de alta qualidade podem ser feitas de forma barata usando fita de contração, com algumas advertências. Primeiro, a peça deve ser de uma configuração onde a fita pode aplicar pressão em todos os pontos. Em segundo lugar, o fluxo da resina durante a cura deve ser limitado, porque a fita não vai continuar a encolher no forno. Se a resina fluir excessivamente, a pressão aplicada pela fita de retração será substancialmente reduzida (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

### **4.4.4 Moldagem por pressão**

A prensagem por pressão utiliza placas aquecidas para aplicar pressão e calor à peça. As prensas, em geral, operam de 140 a 7000 kPa e até 320 °C. A prensagem é muito econômica para peças planas e altas taxas de produção. O ferramental requer moldes de moldes correspondentes para peças contornadas. O material composto é colocado na cavidade do molde e os dispositivos de monitoramento de cura estão instalados. Então as peças são colocadas em prensa e curadas. A pressão, a temperatura e o tempo são monitorados durante o ciclo de cura para assegurar que

os parâmetros de cura sejam atingidos. A prensagem produz peças de alta qualidade com baixo conteúdo de vazio (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

#### **4.4.5 Tratamento e consolidação da matriz por pultrusão**

A Pultrusão é um processo automatizado para fabricação contínua de compósitos com uma área de secção transversal constante. Uma fibra de reforço contínua é parte integrante do processo e do produto acabado. A extrusão pode ser seca, com pré-impregnados termoplásticos ou úmida, onde o feixe de fibras contínuas é impregnado com resina em um banho desta. O processo de resina húmida foi desenvolvido em torno de uma reação química de adição rápida exibida por resinas de poliéster termorrígidas, embora os avanços nos sistemas de resina e catalisador tenham tornado o uso de sistemas epóxi comuns (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Na pultrusão o material é curado num processo contínuo que pode proporcionar grandes quantidades de formas curadas de alta qualidade. O material é extraído através de uma matriz aquecida que é especialmente concebido para a forma que está sendo feita. A ferramenta é projetada de modo que o volume da cavidade para provoque cura por pressão na resina ao construir, permitindo a consolidação do material (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

As resinas utilizadas para a pultrusão são também muito especializadas. É preciso pouco tempo para a remoção volátil, consolidação e outras atividades que podem levar muito mais tempo usando outros processos de cura. A resina deve ser capaz de curar muito rapidamente, às vezes em menos de um segundo, quando expostos à temperatura adequada. A resina também deve ser muito consistente.

Interrupções para este processo pode ser muito demorado e caro. Como a maioria dos processos contínuos, grande parte das despesas operacionais estão associadas ao início e à parada da linha (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Os elementos chave no processo consistem numa plataforma de fornecimento de reforço, banho de resina (para pultrusão húmida), matrizes de pré-molde, uma matriz de cura aquecida, um sistema de tração e uma estação de corte (figura 23). Uma ampla gama de perfis sólidos e ocos pode ser produzida pelo processo e tecidos costurados, esteiras aleatórias e reforços bidirecionais podem ser utilizados no processo. O molde utiliza uma abertura de secção de sino para ajudar a reduzir as pressões de resina hidráulicas que se acumulam na matriz. O molde também é revestido para ajudar a eliminar a aderência da parede, bem como endurecido para neutralizar a ação abrasiva das fibras (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Em geral os reforços são roscados através da estação de fornecimento de reforço e em seguida o feixe de fibras é puxado através do banho de resina (se estiver usando um processo húmido) e os pré-moldes. É utilizada uma cinta para iniciar o processo puxando o feixe impregnado de resina através do molde pré-aquecido e à medida que o feixe de fibras impregnado é puxado através da matriz aquecida, a temperatura da matriz e a taxa de tração é controlada de tal modo que a cura do produto (para termorrígidos) é completada antes da saída da matriz aquecida. As peças compósitas são cortadas pela serra com o comprimento desejado à medida que o produto pultrudado contínuo sai da matriz aquecida (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

A variável de processo mais importante na pultrusão é o controlo de temperatura do produto que é uma função do perfil de temperatura da matriz aquecida

e da velocidade da linha. O controle da temperatura é crítico porque o produto deve atingir a cura total imediatamente antes de sair da matriz de pultrusão. Outras variáveis que afetam as propriedades curadas são a tensão das fibras que influencia diretamente o alinhamento das fibras do produto final e a viscosidade do banho de resina que contribui para a completude da humidade da fibra e a uniformidade da razão fibra para resina do produto final (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).



Figura 23: Esquema do processo de Pultrusão. Fonte:

<http://www.isocompositos.com.br/pultrusao.asp>

#### 4.4.6 Moldagem por transferência de resina (RTM)

O RTM é um processo que combina um material de reforço fibroso seco ou mistura de materiais, geralmente referido como um "pré-molde", com resina líquida

durante o processo de moldagem, pelo qual os materiais combinados são curados para produzir um componente tridimensional. RTM é um termo que é amplamente aplicado para descrever uma série de variações desta abordagem de fabricação em toda a indústria aeroespacial e aeroespacial com resultados extremamente diferentes em termos de qualidade do produto final. O processo RTM convencional emprega ferramentas fechadas, semelhantes às usadas para moldagem por injeção, que encerram completamente a pré-forma e controlam precisamente todas as superfícies do componente (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Uma variação do processo RTM convencional é RTM assistido por vácuo (VARTM), que emprega uma abordagem de ferramentas de um único lado com uma barreira de película flexível (saco de vácuo) para definir a superfície "não trabalhada". Do mesmo modo, algumas variações podem definir o pré-molde como formas de dobra simples que são colocadas na superfície da ferramenta de moldagem com pouca consideração ao controle de orientação ou localização, enquanto outras utilizam materiais adicionais, ferramentas e passos de processamento provisórios para controlar precisamente estas características do pré-molde. Os componentes usados em aplicações estruturais críticas geralmente garantem uma versão mais sofisticada e bem controlada do processo RTM, a fim de obter um produto final repetível e confiável. É importante que o designer ou usuário final de um componente RTM tenha uma apreciação dessas variações, como a aplicabilidade ou validade dos materiais permitidos gerados para combinações de materiais e, além disso, a capacidade de "certificar" o componente para aplicações críticas é fortemente influenciado pelo grau de controle ou sofisticação empregado na fabricação do componente (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

O RTM é aplicado como um meio rentável pelo qual se produz um componente devido à sua utilização de materiais constituintes nas suas formas mais simples e, portanto, menos dispendiosas pelo produtor do componente. Além disso, em RTM de molde fechado convencional, devido à natureza do processo, podem ser obtidas formas extremamente complexas e trilhos de carga tridimensionais, permitindo ao projetista combinar o que de outra forma seria numerosos componentes individuais produzidos por processos alternativos, reduzindo assim a parte global e, portanto, minimizar o custo do produto final. Ao contrário do RTM convencional que tem a capacidade de produzir detalhes de peças muito complexas, o VARTM produz detalhes de peças semelhantes às técnicas de moldagem aberta, uma vez que são utilizadas ferramentas unilaterais semelhantes. Uma vez que o processo VARTM geralmente não requer pressão elevada ou calor superior a 200°F, os custos de ferramentas são muito menores do que para autoclave curado moldagem aberta ou RTM convencional (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Provavelmente, o processo VARTM mais conhecido é o SCRIMP<sup>™</sup> (*Seemann Composites Resin Infusion Molding Process*), que tem sido aplicado com sucesso a numerosas estruturas marinhas, principalmente cascas de barcos de recreio. Outros processos VARTM proprietários incluem o Método Marco, *Paddle Lite*, *Prestovac*, Molde de Recirculação por Injeção de Resina (RIRM) e Ultravioleta (UV) VARTM. Ao conceber o componente ou especificar o processo de RTM, deve-se ter cuidado, para determinar os recursos necessários para a aplicação, de modo a não utilizar de forma incorreta a abordagem de fabricação quando uma alternativa ou variação pode ser mais rentável (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

O processo de RTM convencional começa com a fabricação da pré-forma pelo que o material ou materiais de reforço fibroso são formados ou montados para produzir

a geometria e os percursos de carga justificados pela aplicação. Estes materiais fibrosos podem ser tecidos, trançados em produtos tubulares ou aplicados diretamente sobre ferramentas, ou combinados, ou processados de outro modo com materiais adicionais tais como ligantes ou agentes de adesividade que irão definir a geometria do reforço no produto final. Do mesmo modo, o reforço tridimensional pode ser incorporado no pré-molde como parte do processo de tecelagem ou trançado, ou como processos secundários tais como costura ou técnicas de inserção de fibras alternativas. O pré-molde é então localizado sobre o ferramental ou no molde e impregnado com a resina líquida, e subsequentemente curado quando contido dentro do ferramental para produzir a geometria moldada do produto final. Dependendo da resina a ser utilizada e das propriedades desejadas do material do produto final, o ciclo de endurecimento pode requerer a aplicação de temperaturas elevadas para produzir o estado final de cura do produto. O componente curado deve então ser removido do ferramental para usinagem, acabamento e inspeção final conforme aplicável. Assim primeiramente é produzido o pré-molde de reforço fibroso, localizando o pré-molde no ferramental ou no molde (podendo implicar uma montagem adicional de pré-formas ou materiais de reforço). Na sequência é impregnado o pré-molde com resina líquida (podendo exigir o pré-aquecimento do ferramental montado e pré-forma, aquecimento da resina, aplicação de vácuo ou pressão). Após a Cura (temperatura ambiente, temperatura elevada ou técnicas alternativas de cura) temos a remoção do componente curado do ferramental para processamento posterior, podendo haver uma pós cura caso necessário (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Como explicado acima, as variações do processo de RTM (ou processos que se assemelham) são o RTM Assistido por Vácuo (VARTM) e a Infusão de Película de

Resina (RFI). Uma variedade quase infinita de materiais de reforço, resinas e suas combinações podem ser empregues no processo RTM, oferecendo um grande grau de liberdade ao designer. (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

No processo VARTM, o pré-molde é normalmente fabricado diretamente sobre a ferramenta. Cada camada de reforço é aplicada e mantida no lugar utilizando um ligante ou agente de adesividade. Os tubos de entrada de resina são posicionados acima da peça em locais ótimos para permitir que a resina molhe completamente a peça antes do gel de resina. Os tubos de vácuo ligados a um coletor de vácuo são posicionados em torno do perímetro da peça. A peça é ensacada a vácuo com filme de ensaio de vácuo de nylon convencional e fita vedante, permitindo que as linhas de resina e vácuo penetrem o saco ao longo de suas bordas. O vácuo é aplicado à peça, o saco é posicionado de modo a evitar a ponte, e um teste de vazamento é realizado. As linhas de resina são inseridas num recipiente aberto de resina líquida misturada. Quando as linhas são abertas, a resina é forçada através da peça pelo diferencial de pressão entre a resina e o saco de vácuo. Depois de completamente humedecida, a peça é deixada curar inicialmente à temperatura ambiente ou a uma temperatura elevada num forno de convecção. Métodos alternativos de cura incluindo ultravioleta, feixe de elétrons e micro-ondas também são empregados. A peça é então removida da ferramenta, os materiais de processo são removidos, a peça é pós-curada (se necessário) e finalmente cortada (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

O RFI é um tipo de RTM em que a infusão de resina é realizada colocando resina contra o pré-molde, este processo será tratado no tópico seguinte.

Embora as origens da moldagem por transferência de resina (RTM) vieram do desenvolvimento dos navios marítimos pós-Segunda Guerra Mundial na década de 1950, o processo não foi aplicado aos compósitos aeroespaciais até a década de

1980. RTM tem duas vantagens primárias sobre a infusão de resina. Um é a sua aplicação de alta pressão, tipicamente até 100psi, contra 14,7psi com apenas vácuo, embora os equipamentos RTM podem gerar pressões acima de 300psi. O outro é o seu uso de moldes de metal combinado, que permitem tolerâncias apertadas, geometrias complexas e um acabamento de alta qualidade em todas as superfícies moldadas visíveis. Suas desvantagens incluem o custo do equipamento de moldagem e injeção e complexidade do processo, mas com avanços contínuos em ferramentas de simulação. Este último está sendo abordado enquanto o equipamento, embora caro, pode ser uma rota para a automação e mantém uma vantagem definitiva sobre a infusão em termos de repetibilidade (GARDINER, 2016).

#### **4.4.7 Infusão**

Como comentado acima, o RFI é um tipo de RTM em que a infusão de resina é realizada colocando resina contra o pré-molde. A forma e a colocação da resina variam com a resina e a ferramenta. As peças foram fabricadas usando resina na forma de telhas, películas e líquido, com colocação acima ou abaixo do pré-molde. A resina flui através do pré-molde durante a cura e os orifícios de ventilação estão localizados nos pontos altos da ferramenta. Quaisquer lacunas no ferramental permitirão vazamentos de resina que produzirão áreas secas localizadas. Geralmente, as peças são ensacadas e curadas utilizando procedimentos semelhantes ao processo de cura em autoclave (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

O benefício da RFI em relação a outros processos de transferência de resina é menor custo de ferramental porque ferramentas metálicas combinadas não são necessárias. Além disso, a resina é transferida distâncias relativamente curtas

(essencialmente através da espessura), de modo que o tamanho da peça não depende da capacidade de fluxo da resina e podem ser produzidas peças muito grandes. A curta distância de transferência também aumenta o número de resinas potenciais, incluindo resinas de alto desempenho. Outra vantagem potencial do processo é a tolerância ao dano melhorada devido à capacidade de produzir estrutura unitizada usando pré-formas costuradas. O volume de fibras contínuo é tipicamente 55-60% em peso e, por conseguinte, outras propriedades mecânicas tais como tensão e compressão, são próximas das conseguidas com a colocação manual (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

A infusão de resina ainda não é amplamente utilizada em aplicações aeroespaciais, mas onde ela é, ela oferece grande vantagem econômica em componentes altamente carregados e críticos. A Aerotec Premium (Augsburg, Alemanha) está usando o Airbus patenteadado *Vacuum Assisted Processo* (VAP) para construir a porta de carga do Airbus A400M. Um processo semelhante foi demonstrado pelo FACC (Ried im Innkreis, Áustria) no programa DAEDALUS para um *spoiler* do A350 integrado e está sendo certificado pela *Aerocomposit* (Moscou, Rússia) para a asa e caixa da asa do Irkut MS-21 (Moscou, Rússia) (GARDINER, 2016).

#### **4.4.8 Termoformação**

O processo de termoformação, aplicado a materiais compósitos termoplásticos é geralmente dividido em duas categorias: formação em fase fundida (MPF) e formação em fase sólida (SPF). O termoformagem capitaliza as características de processamento rápido dos termoplásticos. O processo de

termoformagem composta pode ser dividido em quatro etapas básicas. Primeiramente o material é aquecido à sua temperatura de processamento externa à ferramenta de conformação. Isso pode ser realizado com calor radiante. Em uma segunda etapa este material aquecido no forno é transferido rápido e precisamente para a ferramenta de formação. Na etapa seguinte o material aquecido é formado por pressão com ferramentas de conjunto de matrizes combinadas na forma desejada. Na última etapa, o laminado formado é arrefecido e a sua forma é ajustada pelo afundamento do calor na ferramenta (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

O MPF é realizado no ponto de fusão da matriz termoplástica e requer uma pressão suficiente e / ou aplicação de vácuo durante o processo de formação para proporcionar a consolidação completa. O processo MPF é preferido quando mudanças de contorno acentuados que requerem algum nível de fluxo de resina são uma característica da geometria da peça (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

O SPF é geralmente realizado a temperaturas entre o início da cristalização e abaixo do ponto de fusão. Esta gama de temperatura proporciona uma formabilidade suficiente enquanto o material permanece numa forma sólida. O SPF permite que a formação de folha pré-consolidada seja realizada sem uma fase de consolidação, mas está limitada a geometrias de peças que apresentam curvaturas suaves. (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002)

O tempo de processamento para termoformagem é governado pelas taxas às quais o calor pode ser adicionado ao material e depois removido. Isto é principalmente uma função das propriedades térmicas do material, espessura do material, temperatura de formação e temperatura da ferramenta. As pressões necessárias para moldar o material são dependentes de vários fatores incluindo geometria da peça,

espessura do material e formabilidade. O comportamento geral de deformabilidade dos termoplásticos também depende da taxa de deformação utilizada durante a formação e do histórico térmico da matriz termoplástica. O processo de formação pode afetar propriedades finais tais como o grau de cristalinidade, a temperatura de transição vítrea, orientação ou alinhamento da fibra, uniformidade da relação fibra e resina, estresse residual, tolerâncias dimensionais e Propriedades mecânicas (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

O processo de termoformação tem efeito significativo sobre a qualidade da peça acabada. Peças de alta qualidade com propriedades de engenharia previsíveis exigem que um processo de termoformação bem controlado desenvolvido para aplicações específicas seja utilizado (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

#### **4.4.9 Trançagem (*Braiding*)**

O processo de trançagem fabrica um pré-molde ou forma final ao mesmo tempo que gera a forma do tecido. Este tipo de produto é um reforço original de fibra que usa o fio pré-impregnado, assim como fibras secas. A principal vantagem do processo de trançagem é a sua capacidade de conformar-se com formas estranhas e manter a continuidade da fibra enquanto desenvolve alta tolerância a danos em comparação com produtos unidirecionais e laminados. Isto permite a formação de formas de secção transversal quadrada, oval e outras constantes. A forma tridimensional de trança evoluiu para permitir que as secções transversais não uniformes sejam fabricadas mantendo a tecelagem em todos os três planos (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Os usos da trançagem variaram durante o seu desenvolvimento. O exemplo mais conhecido de estrutura trançada são hastes de pesca de fibra de vidro e carbono que se tornou popular na década de 1980. Os trançados também encontraram usos em tubulação pressurizada e canalizações complexas. Uma demonstração de sua versatilidade é o corpo de carro de corrida de roda aberta que foi fabricado por entrançamento. O processo também tem sido usado em aplicações de foguetes (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Em trançagem biaxial e triaxial, um mandril é usualmente usado para formar a trança. O mandril também atua como molde para o produto final. A máquina de entrançamento controla a taxa de alimentação do mandril e a velocidade de rotação dos transportadores. A combinação destes parâmetros e o tamanho do mandril controla o ângulo da trança. O ângulo da trança, juntamente com o fio, a fita ou a largura de reboque eficazes (largura do fio, fita ou rebordo de tamanho específico no mandril colocados pelo processo de entrançamento), controla em última instância a cobertura da trança na superfície da forma fabricada. À medida que o ângulo de trança aumenta, o tamanho máximo do mandril que pode ser coberto com um fio, fita ou tamanho de reboque específico diminui. Para formas complicadas, podem ser utilizados mandris dispensáveis. Estes incluem mandris feitos a partir de ligas metálicas de baixa temperatura de fusão e materiais de fundição solúveis em água, e mandris recolhíveis (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Na trançagem tridimensional (3D), o processo de tecelagem em si é utilizado para controlar a forma do produto fabricado. O processo trançado 3D típico envolve um leito de laços de tecelagem, que são movidos de forma sistemática. Este movimento sistemático cria um produto entrelaçado no plano x-y. À medida que os fios, fitas ou reboques são puxados para o processo de tecelagem, a direção z

também é entrelaçada. O produto resultante é essencialmente auto suportado devido ao entrelaçamento em três direções. Para a dimensão exterior da precisão, os moldes de metal combinados podem ser usados durante o processo da cura da matriz da resina. Primeiramente é definido a velocidade de alimentação, a velocidade da bobina e o padrão de tecer (trança 3D). Em seguida a máquina de entrançar inicia a operação até que o produto termine. Se o material pré-impregnado não estiver sendo usado, é usado um processo apropriado de impregnação de resina - RTM, impregnação de resina úmida, etc. A cura ocorre de acordo com o processo apropriado determinado pelo método da impregnação - cura da autoclave, saco de vácuo, RTM, etc. Finalizado o processo, o molde ou mandril é removido da peça (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

#### **4.4.10 Enrolamento do filamento (*Filament winding*)**

O enrolamento do filamento é um processo automatizado no qual um feixe de fibras contínuo (ou fita), pré-impregnado ou impregnado com resina úmida, é enrolado num mandril removível num padrão. O processo de enrolamento do filamento consiste em enrolar num mandril macho que roda enquanto a cabeça de enrolamento se move ao longo do mandril. A velocidade da cabeça de enrolamento à medida que se move ao longo do mandril em relação à rotação do mandril controla a orientação angular do reforço de fibra. O enrolamento do filamento pode ser feito usando enrolamento de resina úmida, fios pré-impregnados e fitas (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

A construção do mandril é crítica para o processo e os materiais de escolha dependem da utilização e geometria da peça acabada. O mandril deve ser capaz de

suportar a tensão de enrolamento aplicada, mantendo a resistência suficiente durante procedimentos de compactação de vácuo intermédio. Além disso, se a superfície exterior da peça for dimensionalmente crítica, a peça é geralmente transferida do mandril de enrolamento macho para uma ferramenta fêmea para cura. Se a superfície interna da peça é dimensionalmente crítica, a peça é normalmente curada utilizando o mandril de enrolamento macho como ferramenta de cura. O metal normalmente é utilizado em mandris flexíveis segmentados ou nos casos em que as cúpulas são removidas para deixar uma parte cilíndrica (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

Durante o processo, o enrolador é programado para fornecer o padrão de enrolamento adequado. O número necessário de bobinas de fita seca ou prepreg de fibra seca ou de fenda para a largura de banda especificada são inseridos na máquina de enrolamento. Em casos de enrolamento úmido, o feixe de fibras é puxado através do banho de resina. Na sequência o feixe de fibras é puxado através do olho, ligado ao mandril, e a tensão de enrolamento é ajustada e o programa de enrolamento é iniciado. Quando o enrolamento estiver completo, o mandril é desmontado conforme necessário e removido da peça se a peça for curada numa ferramenta fêmea, caso contrário a peça é aparada e preparada para cura no mandril macho. A cura em temperatura elevada de peças de resina termorrígidas é normalmente realizada num forno ou autoclave. As peças de resina de cura a temperatura ambiente são normalmente colocadas sob vácuo para proporcionar compactação durante a cura. Durante a cura, o mandril macho ou a ferramenta fêmea são frequentemente girados para manter a distribuição da resina. Após a cura, o mandril é removido da peça (para peças trabalhadas macho) (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

As características curadas do produto podem ser afetadas pelo processo do enrolamento e pelas características de projeto tais como a uniformidade da relação fibra e resina (principalmente bobinagem húmida), o ângulo, sequência de camadas e a largura de faixa eficaz da fibra (DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, 2002).

#### 4.4.11 Processo com Fibras Secas

Os processos automatizados de fibra seca (DFP), assim como o OOA estão listados como os principais parâmetros que afetarão o custo de futuros compósitos aeroespaciais no relatório de 2015. Os compósitos de carbono estão se tornando competitivos e rentáveis. A colocação de fibras seca remove da equação de fabricação o custo adicional de pré-impregnados, armazenamento congelado e processamento em autoclave. Ele também facilita a produção de grandes estruturas porque não existem limitações *out-time* para arranjos complexos como existem com prepreg. O tempo máximo de *out-time* atual para pré-impregnação OOA é de 21 dias e isto poderia apresentar dificuldades para grandes estruturas de asas integradas, como as desenvolvidas para o Irkut (Moscou, Rússia) MS-21. Por outro lado, agora é possível desenvolver ainda mais estruturas primárias unificadas, incluindo o uso de novos materiais e elementos para a integração de funções adicionais (GARDINER, 2016).

Devido ao facto de as fibras secas serem infundidos ou injetadas com resina líquida após a deposição (*lay-up*), os reboques de fibras secas devem ser revestidos com um aglutinante para evitar deslocamento durante a deposição automatizada (GARDINER, 2016).

A colocação automática de fibras (AFP) com fibras secas (figura 24) é menos rígida, assim a tensão da fibra na máquina deve ser muito baixa, diferenciando dos

tradicionais revestimentos de pré-impregnados de epóxi. Isso faz com que a instalação em altas velocidades seja mais desafiadora do que com materiais termorrígidos e que a precisão da colocação de fibras também é exigente. A colocação da fibra deve ser otimizada para conseguir a permeabilidade no pré-molde para que possa ser infundido de forma confiável. No entanto, as indicações iniciais do trabalho de desenvolvimento, até à data, mostram que estruturas com fibras secas depositadas e resinas infundidas líquidas têm propriedades mecânicas melhoradas porquê o aglutinante termoplástico nas fibras melhora a tenacidade, que então impacta o modo de falha para outras propriedades (GARDINER, 2016).

Durante o projeto ADVITAC 2009-2013, a Coriolis realizou a instalação de máquinas de colocação de robotizadas para fazer o aquecimento a laser, com o objetivo de produzir uma aeronave inteligente composta por uma estrutura integrada livre de fixadores, utilizando a colocação de resina seca e a moldagem de resina líquida. Também trabalhou com a fabricante de peças compostas Aerocomposit (Moscou, Rússia) para adaptar esta tecnologia para a asa de infusão de resina no avião MS-21 de corredor único (GARDINER, 2016).

Uma máquina da Coriolis, baseada em robô está produzindo pré-formas de longarinas e reforçadores de asa, enquanto uma máquina baseada em pórtico por MTorres (Torres de Elorz, Espanha) está colocando as pré-formas de revestimento de asa, onde o robô está bem adaptado para formas complicadas e é também muito dinâmico, o que é importante porque ele interpola mais de oito eixos de movimento de cada vez, incluindo o da ferramenta suportando as estruturas. Isso faz parte do software que desenvolvemos para otimizar o desempenho da máquina (GARDINER, 2016).

As máquinas da Coriolis podem colocar a fibra seca à mesma velocidade que a AFP convencional, mas isso é em parte porque todas as máquinas foram desenvolvidas para lidar com materiais secos e termoplásticos pré-impregnados. Quando o Coriolis foi fundado em 2000, seus alvos iniciais eram para-brisas e peças automotivas, aplicações que requerem materiais de baixo custo, como a fibra seca. A Coriolis mudou para fitas termorrígidas somente quando começou a trabalhar com a Airbus (Toulouse, França) porque o OEM queria usar materiais já qualificados. Na verdade, muitos projetos e players estão buscando a colocação de papel secante para aplicações aeroespaciais, automotivas e transporte (GARDINER, 2016).



Figure 24: Sistema automatizado de deposição de fibras secas Fonte: GARDINER, 2016.

#### 4.4.12 Soldagem

Os Compósitos foram utilizados em estruturas primárias de aeronaves comerciais por mais de 30 anos, mas só recentemente eles conquistaram a fuselagem, *wingbox* e asas, como no 787 Dreamliner e no A350 XWB. Estas estruturas de polímero reforçado com fibra de carbono (CFRP), no entanto, ainda requerem montagem com milhares de fixadores mecânicos, devido a maneira mais

fácil e menos dispendiosa de atender aos requisitos de certificação atuais, que exigem a prova de que cada junta adesiva não se separará e causará falha estrutural se atingir sua carga crítica de projeto. Mas muitos na indústria argumentam que o custo total e a economia de peso dos compósitos não podem ser realizados até que as juntas unidas possam ser certificadas sem fixadores (GARDINER, 2014).

Atualmente fixadores são usados em estruturas primárias de compósitos devido aos requisitos de certificação. Até o momento, nenhum método de ensaios ou inspeções não destrutivas (NDI / NDT) demonstrou a capacidade de quantificar a resistência a longo prazo e a durabilidade das juntas ligadas, sendo que o teste de prova de cada união crítica unida em cada nova aeronave (aplicação da carga de projeto limite para verificar se a ligação não falha) seria proibitivamente caro. Isso deixa uma opção: "a prevenção por características de projeto". Historicamente, os fixadores mecânicos através da espessura da ligação foram a característica do projeto da escolha (GARDINER, 2014).

No entanto as junções ligadas sem fixadores oferecem vantagens além de eliminar a compra e instalação de hardware. Sem furos de fixação, a espessura do componente pode ser reduzida, caminhos de carga mais eficientes são possíveis e milhares de concentrações de tensão, que podem se tornar pontos de origem para a fadiga e deterioração relacionada, são removidos. Sua remoção pode levar a economias significativas adicionais em peso e maior otimização da estrutura da estrutura, parecendo plausível que estas também possam melhorar a competitividade de compósitos versus futuras tecnologias de metais, Liga de alumínio de alta resistência (GARDINER, 2014).

O desenvolvimento de tecnologias para atender a essa necessidade tem progredido constantemente, desde programas no final da década de 1990, como a

Iniciativa de Acessibilidade de Compósitos (CAI) do Departamento de Defesa dos Estados Unidos até iniciativas mais recentes, incluindo a montagem Boltless financiada pela União Europeia Projeto de Estruturas Compostas Aeroespaciais Primárias (BOPACS). Aqui, a HPC analisa os esforços atuais para construir um regime de certificação para estruturas primárias vinculadas em aeronaves. A Boeing, a Airbus e a Lockheed Martin Aeronautics (Palmdale, Califórnia) montaram esforços independentes nesse sentido. Sua pesquisa oferece a esperança de construir confiabilidade no processo de soldagem e de avaliar a força de ligação final através de um sistema de certificação coordenada que inclui design, controle de processo e garantia de qualidade (QA) (GARDINER, 2014).

Tanto a Boeing quanto a Airbus identificaram a necessidade de desenvolvimento tecnológico em várias áreas que, se realizadas, poderiam ser usadas para estabelecer um processo de certificação: design, qualificação de materiais e processos, controle de processo (denominado segurança de processo pela Airbus) e métodos NDI / NDT de qualidade. Além destes, há a questão do teste de durabilidade, que mostra que a junta não falha após repetidas cargas (fadiga) e sob condições típicas de serviço (por exemplo, exposição a fluidos e ciclos de temperatura e umidade). Assim, um primeiro passo seria reduzir o número de fixadores e o segundo, eliminar os prendedores para explorar plenamente as vantagens dos compósitos. Quanto mais forem usados adesivos, mais leve serão as estruturas (GARDINER, 2014).

Uma tecnologia candidata é o tratamento com plasma. Uma aplicação automatizada de plasma atmosférico para ativar quimicamente superfícies de compostos unidas atenderia aos requisitos e a implementação no processo de ligação

de compostos poderia tornar a inspeção e metodologia de garantia de qualidade mais gerenciável, reduzindo riscos e custos. (GARDINER, 2014).

A AGC AeroComposites, Yeovil, Reino Unido, completou seu projeto CoFusion que envolveu trabalhos para otimizar a eficiência e aplicabilidade de um processo inovador e de baixo custo de soldagem de compósitos termoplásticos. O projeto demonstrou que os componentes termoformados compostos de sulfeto de carbono com polifenileno (PPS) podem ser soldados de forma confiável para formar conjuntos complexos utilizando elementos de solda compósitos resistivos que não contêm malhas metálicas ou insertos. Os componentes soldados resultantes apresentam propriedades consistentes de elevada resistência e fadiga que foram demonstradas tanto a nível de cupão como de componentes. Equipamentos de baixo custo e materiais podem ser usados e o aquecimento para a temperatura de soldagem leva apenas três minutos. O processo não se limita a componentes planos; Os painéis com a curvatura significativa podem ser soldados confiavelmente. Todas as soldaduras resultantes são de alta qualidade, sem vazios, passando especificações ultrassônicas não-destrutivas (NDT) (CALIENDO, 2016).

Os painéis de sanduíche soldados de topo foram produzidos e estruturalmente comparados por força de torção e teste de fadiga a peças rebitadas idênticas. O componente soldado apresentou maior rigidez e maior resistência, atingindo cinco vezes a do componente rebitado. O desempenho de fadiga do componente soldado também foi significativamente superior sem danos em 350.000 ciclos em comparação com as peças rebitadas que só sobreviveram a 50.000 ciclos. (CALIENDO, 2016).

#### 4.4.13 Impressão 3D

Na área de materiais compósito avançados de matrizes poliméricas, existem também a possível alternativa de processamento moderno de componentes através de impressoras 3D. Neste tópico serão citadas duas impressoras, como exemplo, utilizadas para diferentes aplicações e produtividades.

Com a capacidade de imprimir com uma variedade de materiais de alta temperatura, como peças que possam ser usadas no processamento de autoclave, a impressora AM1 da Cosine Additive foi desenvolvida para fornecer peças termoplásticas reforçadas com fibra de carbono de alta qualidade para uso como ferramentas de termoformagem e lay-out, núcleos de alta resistência e gabaritos, utilizando materiais comercialmente disponíveis. O preço da AM1 varia de US \$ 85.000 a US \$ 175.000, dependendo das opções selecionadas, possuindo uma velocidade de produção de 9-11 quilos em 24 horas. Um dos objetivos é usar o AM1 para produzir uma peça que mede mais de 0,8m x 0,8m x 0,8m e pesando 23kg em menos de oito horas. Também podem ser usadas pastilhas à base de resina, com cargas de fibra de carbono até 35%. Os produtos gerados não são peças aeronáuticas, então as propriedades mecânicas das fibras descontínuas não são um problema e também permitem geometrias mais complexas. Há ainda a possibilidade da utilização de compostos reciclados da fibra do carbono também. A AM1 também está sendo usado para construir uma abundância de partes reforçadas com fibra diferente de moldes, como um coletor de admissão de fibra de carbono com composto de policarbonato (COMPOSITES WORD, 2016).

Visando uma produção em escala industrial de peças impressas em 3D a partir de materiais compósitos em tecidos, a SLCOM 1 da EnvisionTEC, pode imprimir

objetos de até 610 mm por 762 mm com uma altura de 610 mm, podendo ser uma alternativa para o processo *lay-up* e pode até mesmo usar termorrígidos no futuro. A tecnologia SLCOM constrói peças compostas, camada por camada, usando folhas de tecido compósito termoplástico laminado a partir de um rolo. A SLCOM 1 (figura 25) pode processar uma ampla gama de fibras de tecidos unidirecionais ou multidirecionais de termoplásticos reforçados, adaptável às necessidades de desempenho. Estes reforços incluem atualmente fibras de vidro, carbono ou aramida e Nylon 6, Nylon 11, Nylon 12, polieteretercetona (PEEK), Polyetherketoneketone (PEKK), Policarbonato (PC) e muitos outros. A tecnologia visa peças 3D de alta qualidade impressa para uso em produtos aeroespaciais, automotivos, produtos de consumo, artigos esportivos e aplicações médicas. Os compósitos podem supostamente ser adaptados para resistência excepcional, resistência ambiental, amortecimento de vibração, baixa inflamabilidade, alta resistência ao desgaste e uma alta relação força / peso (COMPOSITES WORD, 2016).

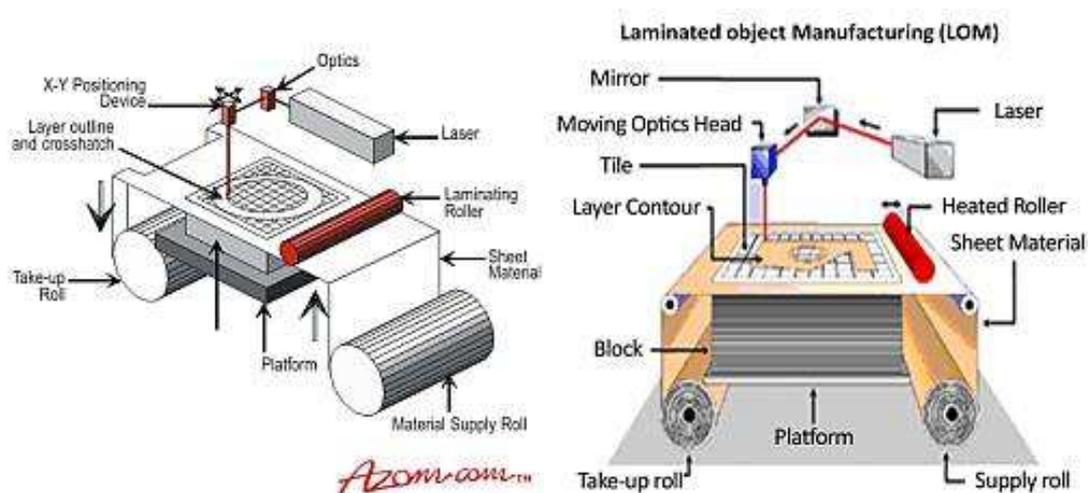


Figura 25: Figura esquemática da impressora 3D SLCOM 1. Fonte: COMPOSITES WORD, 2016

As mercadorias de rolo de matriz termoplástica pré-aquecida são alimentadas para o leito de impressão e limpas com um cortador de ultra-sons. Um mecanismo semelhante a uma cabeça de jacto de tinta aplica uma substância semelhante a cera em áreas de "hachuras" onde não é desejada a laminação. Um rolo de pressão aquecido funde a matriz termoplástica para assegurar a impregnação total e aplica pressão para consolidar as camadas. O rolo de alimentação é então avançado para que os resíduos do corte sejam enrolados no rolo de recolhimento e o novo material seja posicionado no leito. O corte, aplicação de cera em áreas de hachura e consolidação são repetidos até que a pilha de laminados da peça seja completada. Depois disso todas as áreas hachuradas são facilmente removidas por não estarem unidas. Um processo que é reivindicado para levar minutos, e não horas. As peças resultantes não são produtos próximos da forma, mas sim produtos acabados, com propriedades equivalentes ou melhores do que as de *hand layup* (COMPOSITES WORD, 2016).

O método produz peças muito precisas. Toda a área de construção se senta em uma mesa que pode girar no sentido horário ou anti-horário, aplicando a próxima camada em uma direção diferente muito eficientemente para construir uma sequência de *lay-up* personalizada. O SLCOM1 é descrito como "de alta velocidade" para a produção industrial e custará cerca de US \$ 1 milhão, começando a ser comercializado no final de 2016 ou início de 2017. (COMPOSITES WORD, 2016)

Não há dúvidas de que a impressão 3D será cada vez mais aplicada no segmento aeronáutico no processamento de materiais poliméricos, disponibilizando a capacidade de confeccionar componentes de infinitas configurações geométricas.

## **5. A propagação de trincas em matrizes termoplásticas e termorrígidas.**

A mecânica da fratura em componentes metálicos é bem conhecida, seja quanto à possível formação de fissuras ou a propagação destas. Assim é determinada a vida útil deste, estabelecendo critérios de rejeição ou aceitação com base nos requisitos do projeto, evitando a ocorrência de falhas catastróficas (C. MEOLA, 2016).

Apesar de suas grandes vantagens, os compósitos possuem alguns problemas quanto às questões de sua vida útil e fadiga, sendo que os mecanismos de danos por impacto ainda são uma preocupação para muitas estruturas compostas, pois ainda não é completamente entendido como eles se comportam detalhadamente neste tipo de material. Isso se deve principalmente à multiplicidade de produtos que podem ser criados mudando qualquer um de seus constituintes (matriz e reforço), sequência de empilhamento, processo de cura, etc. (C. MEOLA, 2016).

Quando falamos isoladamente de materiais poliméricos, como podemos observar nos gráficos das figuras 26 e 27, comparando a resistência à fratura dos material termoplásticos e termosrrígidos com relação ao módulo de young e limite de elasticidade, verificamos que os materiais termoplásticos possuem uma resistência maior ao impácto. Como vimos anteriormente, a matriz polimérica funciona como uma ligação interfacial entre as fases, transmitindo a carga aplicada, atuando como uma barreira na propagação das trincas como podemos verificar na figura 28 (MICHAEL ASHBY, 2007).

Portanto os compósitos de matrizes termorrígidas possuem susceptibilidade ao impacto energético, o que é uma grande fraqueza para este material, onde um evento de impacto pode causar danos internos importantes sem qualquer percepção

visível na superfície impactada. Se não descoberto, tal dano pode levar a consequências catastróficas. Assim, os compósitos de matriz termoplástica vêm se destacando pela sua maior tenacidade, além de outras vantagens como as sua reciclabilidade potencial após ciclo de vida, resistência química e ambiental, absorção de umidade reduzida e, normalmente, produção mais rápida assim como redução dos custos dos processos. Além disso, um material de desempenho de bom impacto pode ser adaptado gerenciando a resistência da interface. De fato, a força de interface entre fibras e matriz desempenha um papel fundamental na dissipação de energia durante um evento de impacto (C. MEOLA, 2016).

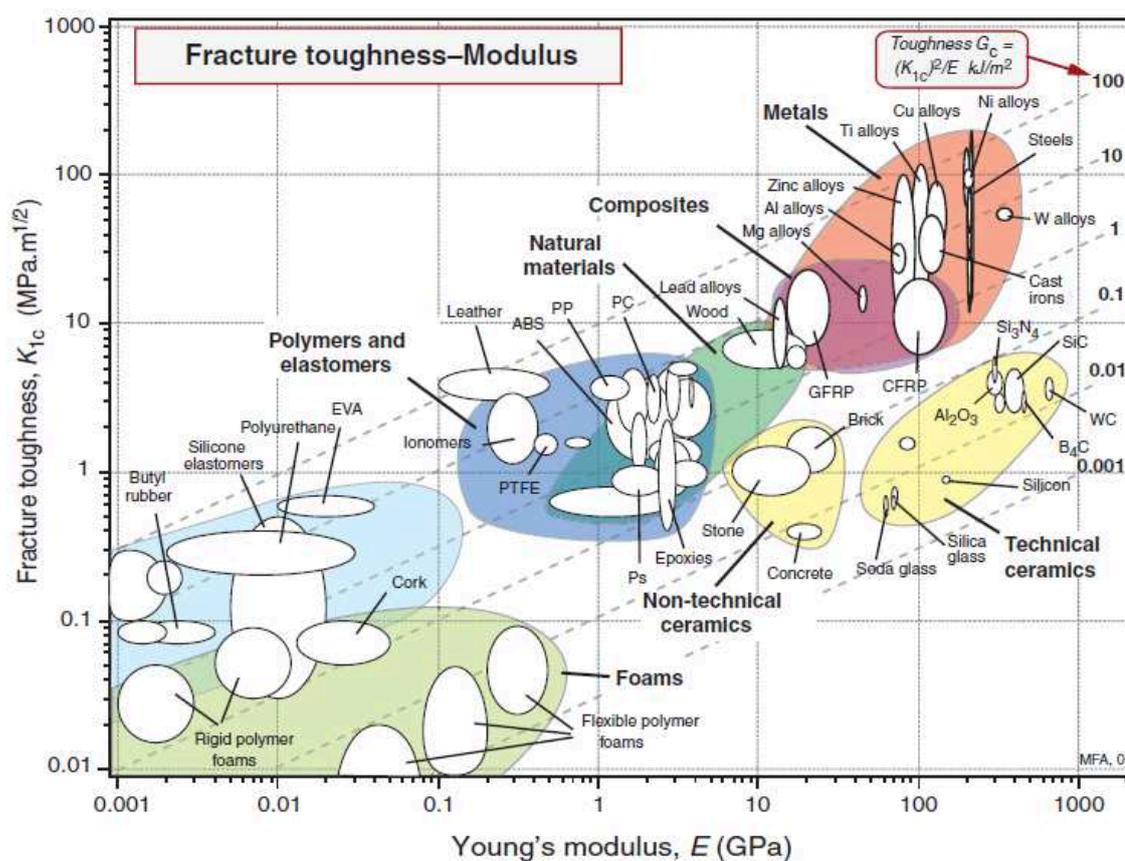


Figure 26: Grafico de resistência à fratura pelo modulo de Young dos materiais. Fonte: Ashby, 2007

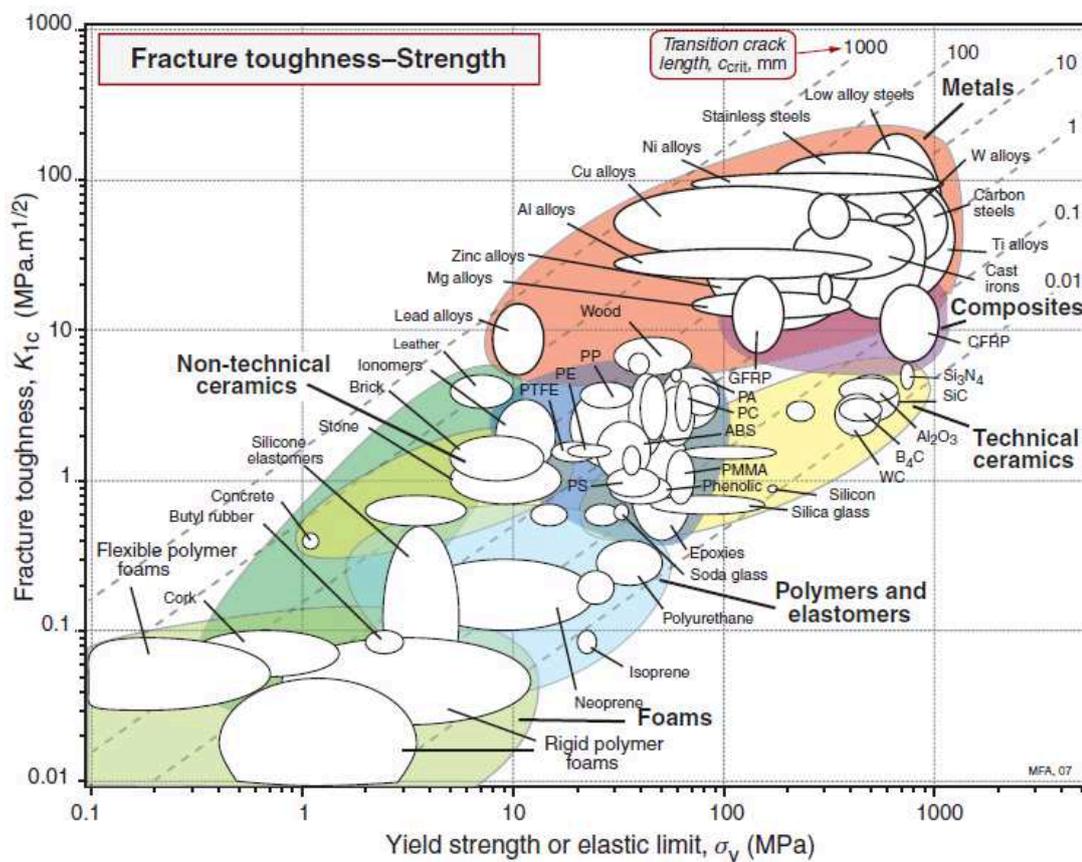


Figure 27: Gráfico de resistência à fratura pelo limite de elasticidade. Fonte:

Ashby, 2007

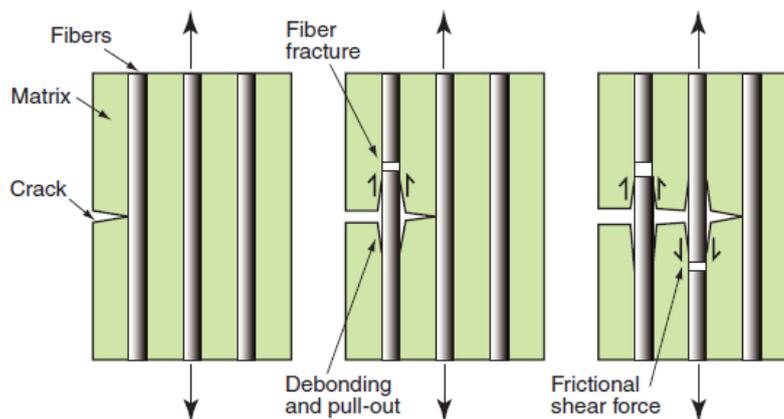


Figure 28: Propagação de trincas em materiais compósitos. Fonte: ASHBY,

2007

Quando um novo material é criado, é obrigatório avaliar também sua resistência a danos de impacto. Estas características são muitas vezes estabelecidas através de testes de impacto específicos, que se destinam a identificar a energia que causa uma delaminação de uma determinada extensão. Mais especificamente, tais testes são realizados imprimindo o laminado a uma dada energia, avaliando de forma não destrutiva a extensão de dano induzida e aumentando a energia de impacto até a delaminação pré-definida ter sido atingida. Esta operação é demorada e, por vezes, não muito precisa, dependendo da superfície sob exame e do instrumento empregado. De fato, apesar das muitas técnicas de teste não destrutivas hoje disponíveis, não há certeza de ter detectado a extensão real da delaminação principalmente porque duas superfícies delaminadas tendem a aderir firmemente uma vez que o pêndulo se afastou (C. MEOLA, 2016).

Quando existem períodos de tempo de retenção com tensão média durante carga cíclica a temperaturas elevadas constantes ou variáveis, podem ocorrer danos por fluência e fadiga combinados. Estas condições podem dar origem a falhas de fadiga termomecânica (TMF) ou fadiga por fluência, causadas por uma combinação de cargas térmicas cíclicas mecânicas, onde tanto a tensão como a temperatura variam com o tempo. Esta combinação pode ser em fase (IP) ou fora de fase (OP). Os componentes e estruturas em aplicações de alta temperatura. Estes danos desenvolvidos pela interação das cargas térmicas e de fadiga ou de fluência e de fadiga podem ser completamente diferentes dos danos de cada tipo de carga separadamente. Na maioria dos casos, o efeito sinérgico dos danos combinados é mais prejudicial, em comparação com a adição de danos causados por cada condição de carga separadamente (MOHAMMADREZA EFTEKHARI, 2016).

Enquanto a fluência em materiais metálicos ocorre apenas a temperaturas elevadas, a fluência de termoplásticos pode ser significativa em qualquer temperatura. Além disso, observou-se que o comportamento à fadiga dos compósitos termoplásticos é muito sensível à temperatura. Portanto, a interação fluência-fadiga e os comportamentos de TMF de termoplásticos e seus compósitos são considerações importantes em suas aplicações estruturais a qualquer temperatura. Apesar desta grande importância, ainda há poucos estudos relacionados à interação fluência-fadiga ou comportamento TMF em compósitos (MOHAMMADREZA EFTEKHARI, 2016).

## **6. Tendências de Mercado**

As indústrias de defesa e aeroespaciais lideraram na área de compósitos avançados entre 1970 e 1990. Nos dias atuais ainda encontramos resistências às novas mudanças. Aeronaves como o Boeing 777X e F-35 utilizam predominantemente fibras e resinas desenvolvidas na década de 80. Apesar disto, o mercado deste segmento vem se tornando cada vez mais competitivo. Quando há suspeitas de quem está liderando o mercado, outro alguém aparece com uma maneira melhor, ou mais rápida, ou mais barata para alcançar o mesmo objetivo. Como exemplo, há dez anos, uma cura de 10 minutos era considerada muito rápida para determinadas peças automotivas, hoje formulações de resina são capazes de curar em menos de dois minutos estas mesmas peças (BROSIUS, 2016).

Há alguns anos, haviam poucas de empresas com tecnologias promissoras para a reciclagem de compósitos de fibra de carbono. Hoje, existem dezenas, e a

sobrevivência a longo prazo dessas dependerá de sua capacidade de inovar propostas de valor atraente, indo além de apenas evitar aterros (BROSIUS, 2016).

Dentre os compósitos de matrizes poliméricas, a adoção dos TPCs (compósitos termoplásticos) tem sido lenta, sendo os fabricantes europeus os que estão a liderar. Uma das primeiras aplicações estruturais bem-sucedidas foi a porta do trem de pouso para o Fokker 50, com longarinas e nervuras feitos de fibra de carbono pré-impregnadas (PPS). Outro exemplo são os painéis de piso dos jatos de luxo da Gulfstream desde a década de 1990 (RED, 2014).

Mas somente nas últimas décadas surgiram aplicações para TPCs consideradas "grandes" e "de alto volume". O Airbus A340-600 e A380, apresentam alguns dos maiores componentes termoplásticos estruturais atualmente em serviço, como os revestimentos termoplásticos reforçadas com nervuras soldadas, que pesam cerca de 20% menos do que as estruturas de alumínio comparáveis. Dentro da estrutura do A380, os TPCs representam mais de 1.000 números de peças individuais, representando uma massa de mais de 2,27 toneladas métricas, ou cerca de 7,5% do peso total da aeronave. Há relatos que a família Boeing 787 possui entre 10.000 e 15.000 peças de compósitos por aeronave (RED, 2014).

O G650 da Gulfstream também possui um primeiro leme composta termoplástico soldado e seção de cauda do profundor. Projetado e desenvolvido para aproveitar um novo método de soldagem por indução que une os componentes em uma unidade inseparável, o processo de fabricação e junção produz peças que são 10% mais leves e 20% menos dispendiosas do que a construção com compósitos de fibra de carbono com epóxi, utilizados anteriormente (RED, 2014).

Em motores turbofan também estão sendo utilizados materiais de fibra de carbono com PEI nos revestimentos acústicos. Muitos dos suportes de motores a jato

civis e militares, mangueiras de suporte, cabos e placas de circuito impresso são produzidos com fitas de fibra de carbono com PEEK (RED, 2014).

O uso do TPC estende-se também em aeronaves mais pequenas, incluindo veículos aéreos não tripulados (UAVs) (RED, 2014).

Embora os avanços nas técnicas de processamento estejam abrindo oportunidades para TPCs em componentes estruturais, a maior oportunidade no futuro previsível está no mercado de interiores de aeronaves (RED, 2014).

Os TPCs foram particularmente eficazes no deslocamento de metais na cabina da aeronave. Vários estudos têm mostrado reduções de peso de componentes de até 40 a 50%, em comparação com o alumínio e com uma redução de 20% nos custos das peças entregues. Além disso, o excelente desempenho do TPC e a dureza inerente e os curtos tempos de ciclo de processamento tornam-se candidatos promissores para interiores de aeronaves (RED, 2014).

Além de substituir componentes metálicos existentes, os TPCs podem ter oportunidades de ganhos nas substituições de fibras de vidro com fenólicos e fibra de carbono com componentes fenólicos. Neste caso, os polímeros termoplásticos oferecem soluções que são inerentemente mais robustas, processam em uma fração do tempo requerido para compósitos termoendurecidos e oferecem uma redução de 18% na densidade, reduzindo a queima de combustível de aeronaves. Do ponto de vista do fabricante, os termoplásticos também eliminam a desgaseificação de formaldeído além do vapor de água que ocorre durante o ciclo de cura da resina fenólica (RED, 2014).

A previsão de aumento da atividade nas linhas de montagem deverá oferecer excelente crescimento na área de compósitos aeroespaciais. No período de 2014 à 2023, as aeronaves comerciais consumirão quase 75% das matérias-primas do

mercado aeroespacial global em estruturas (45%) e interiores (27%) de aeronaves comerciais. Os fabricantes de motores a jato turbofan poderão representar 15% das entregas da estrutura aeroespacial, em volume, neste mesmo período (RED, 2014).

Em 2005, os compostos compunham cerca de 15,5% dos componentes aeroespaciais acabados, em peso, crescendo para 19% em 2013. Esta porcentagem deve subir para cerca de 25% entre 2018 à 2019. Ainda assim representariam apenas cerca de 4% do total de compras de matéria-prima, devido à considerável quantidade de metais que são usinados ou aparados durante a fabricação. Em algumas aplicações, mais de 90% de um tarugo de metal é revertido na forma de perda metálica no chão de fábrica (RED, 2014).

Assim, análises mostram que os compósitos termorrígidos continuarão a ganhar quota de mercado na indústria aeroespacial até cerca do final desta década, quando as linhas de tendência (figura 29) tornam-se cada vez mais paralelas. Neste mesmo período, os volumes de compósitos termoplásticos mostrarão um impulso ascendente considerável. Durante 2005, a análise apontou aproximadamente 419 toneladas métricas de componentes de TPC que foram entregados à indústria aeroespacial. Em menos de uma década, a indústria aeroespacial aumentou sua demanda por TPCs em cerca de 400% (RED, 2014).

Com base apenas em aplicações existentes, prevê-se que a tonelagem do TPC aumente de 200 a 300% na próxima década, invadindo a participação de mercado, hoje detida por metais e compósitos termoendurecidos. Os avanços na termoformação, soldagem e colagem estão abrindo novas oportunidades para TPCs em estruturas secundárias e primárias, bem como componentes interiores de alto volume (RED, 2014).

Fig. 4

Source: Composites Forecasts &amp; Consulting LLC

Trends in Aerospace Systems Flyaway Weight Requirements

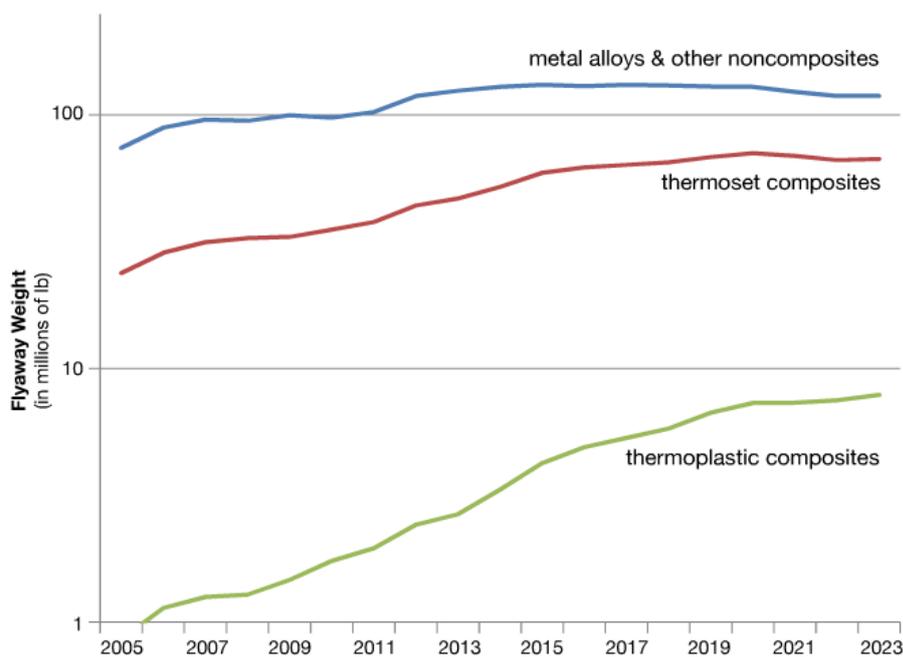


Figura 29: Quota de mercado na indústria aeroespacial ao longo dos anos, por tipo de material. Fonte: RED, 2014

Os TPCs certamente desafiarão os compósitos termoendurecidos. Os métodos de processamento de calor e pressão do TPC têm uma maior semelhança com aqueles usados com metais do que com processos termoendurecidos. Esse fato encorajou a rápida expansão do uso de TPCs em lugar do alumínio e titânio (RED, 2014).

Além de todas as suas vantagens e desvantagens discutidas neste trabalho, os compósitos termoplásticos têm uma longa linha para convencer a indústria aeroespacial de que o seu desempenho supera também os seus valores de porosidade. Isso é particularmente desafiador, devido aos longos ciclos de qualificação que um material deve suportar antes de ser aprovado para uso comercial. É muito caro caracterizar e qualificar um novo material. O desafio é superar o risco

percebido, demonstrando melhor desempenho em um ambiente operacional exigente (SLOAN, 2016).

## **7. Conclusão**

Como exposto ao longo da monografia, os materiais compósitos avançados de matrizes poliméricas estão cada vez ganhando mais espaço no setor aeroespacial devido às suas propriedades químicas, mecânicas e versatilidade durante aplicação, permitindo a confecção de itens de geometrias complexas.

Com um mercado cada vez mais competitivo e agressivo, com companhias aéreas buscando a todo instante reduções do custo operacional, associada com a alta confiabilidade operacional e desempenho da aeronave, os PMCs ganharam espaço na substituição de ligas de alumínio, podendo gerar significativas reduções de peso em diversas aplicações.

O uso de compósitos avançados de matrizes termoplásticas, embora ainda em pequena proporção está crescendo, conquistando gradativamente parte significativa do mercado de matérias-primas no setor. Quanto ao seu processamento, possui característica diferenciadas para o processamento de forma mais rápidas e mais inovadoras em comparação com os termorrígidos, tendo uma necessidade de tempo de cura significativamente menor, além de moldar facilmente sob calor, podendo ser remodelados posteriormente. Também oferecem a opção de fundir e, ou soldar subcomponentes moldados, o que reduz o peso da montagem e as concentrações de tensões, eliminando a utilização rebites e os adesivos. Os processos OOA e de deposição de fibras secas são grandes destaques para redução de custos.

Quanto ao custo, estes polímeros termoplásticos têm preços de matéria-prima e elevada resistência à tração compatíveis com resinas termorrígidas comuns, além do seu bom desempenho, resistência ao impacto superior, desempenho fogo, fumaça, toxicidade e resistência química, tornando estes cada vez mais atraentes para o segmento aeroespacial.

Principalmente pela multiplicidade de produtos que podem ser criados mudando qualquer um de seus constituintes (matriz e reforço), sequência de empilhamento, processo de cura, dentre outros, não é completamente entendido como os MPCs se comportam detalhadamente em algumas situações, sendo muito importantes maiores estudos quanto à mecânica da fratura, fadiga e fluência.

Os compósitos termorrígidos continuarão a ganhar quota de mercado na indústria aeroespacial até cerca do final desta década. Neste mesmo período, os volumes de compósitos termoplásticos mostrarão um impulso ascendente considerável. Os TPCs certamente desafiarão os compósitos termoendurecidos, porém o custo com as certificações de novos produtos e processos é uma das principais barreiras a serem vencidas.

## 8. Referências

AVIATION SAFETY BUREAU. Aviation Maintenance Technician. **AVIATION SAFETY BUREAU**. Disponível em: <<http://content.aviation-safety-bureau.com/allmembers/faa-h-8083-31-amt-airframe-vol-1/index.php>>. Acesso em: 17 jan. 2017.

BLACK, S. Thermoplastic composites save weight in rotorcraft aerostructure. **High-Performance Composites**, 2014.

BLACK, S. JEC World: Aerospace highlights. **CompositesWorld**, 2016.

BROSIUS, D. Innovation: Moving faster than ever. **CompositesWorld**, 2016.

C. MEOLA, S. B. N. D. B. F. R. G. S. P. R. G. M. C. New perspectives on impact damaging of thermoset and thermoplastic matrix composites from thermographic images. **Composite Structures**, Napoli, 2016.

CALIENDO, H. AGC AeroComposites develops new thermoplastic composite welding technique. **Composites World**, 2016.

COMPOSITES WORD. Three new 3D printing technologies for composites. **Composites Word**, 2016.

DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK. **COMPOSITE MATERIALS HANDBOOK**. MIL-HDBK-17-3F. ed. [S.l.]: U.S. Department of Defense, v. 3. POLYMER MATRIX COMPOSITES MATERIALS USAGE, DESIGN, AND ANALYSIS, 2002.

GARDINER, G. Thermoplastic composites: Primary structure? **High-Performance Composites**, 2011.

GARDINER, G. Thermoplastic Wind Blades: To be or not? **Composites Technology**, 2012.

GARDINER, G. Certification of bonded composite primary structures. **High-Performance Composites**, 2014.

GARDINER, G. Composite tooling without oven or autoclave. **Composites World**, 2015.

GARDINER, G. Dry fiber placement: Surpassing limits. **Composites Word**, Fevereiro 2016.

GARDINER, G. Resin Infusion: Taking off? **Composites World**, Fevereiro 2016.

GARDINER, G. Resin transfer molding: An update. **Composites World**, Fevereiro 2016.

INSTON, D. VBO prepreg on wing structure. **Composites World**, Fevereiro 2016.

LUIZ C. PARDINI, R. J. C. P. Tecnologia de Fabricação de Pré-Impregnados para Compósitos Estruturais Utilizados na Indústria Aeronáutica. **Polímeros: Ciência e Tecnologia**, 1996.

MICHAEL ASHBY, H. S. E. D. C. **Materials Engineering, Science, Processing and Design**. 1. ed. ed. Oxford: Elsevier Ltda., 2007.

MOHAMMADREZA EFTEKHARI, A. F. Creep-fatigue interaction and thermo-mechanical fatigue behaviors of thermoplastics and their composites. **International Journal of Fatigue**, Toledo, 2016.

PARDINI, L. C. Preformas para Compósitos Estruturais. **Polímeros: Ciência e Tecnologia**, São José dos Campos, v. 10, p. 100-109, 2000. ISSN 2.

RED, C. The Outlook for Thermoplastics in Aerospace Composites, 2014-2023. **High-Performance Composites**, 09 jan. 2014.

SLOAN, J. TAPAS 2: Next steps in thermoplastic aerostructures. **High-Performance Composites**, 01 jul. 2014.

SLOAN, J. OOA Processing: Taking Off. **Composites World**, 2016.

SOLOMONS, T. W. G. **Química Orgânica**. 6. ed. Rio de Janeiro: LTC Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., v. 1, 1996.

WILLIAM D. CALLISTER, J. **MATERIALS SCIENCE AND ENGINEERING**. 5. ed. Salt Lake: LTC, 1999.