

JONATHAN DIOGO SOUZA

**ELABORAÇÃO DE MATERIAL DIDÁTICO-
INSTRUCIONAL DE PROCESSOS DE FABRICAÇÃO
DE MATERIAL COMPÓSITO DE MATRIZ
POLIMÉRICA UTILIZADO NA INDÚSTRIA
AERONÁUTICA**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA
2018**

JONATHAN DIOGO SOUZA

**ELABORAÇÃO DE MATERIAL DIDÁTICO-INSTRUCIONAL DE
PROCESSOS DE FABRICAÇÃO DE MATERIAL COMPÓSITO DE
MATRIZ POLIMÉRICA UTILIZADO NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA**

Projeto de Conclusão de Curso apresentado à
Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade
Federal de Uberlândia, como parte dos requisitos
necessários para obtenção do título de **Bacharel em
Engenharia Aeronáutica**.

Área de concentração: Materiais Compósitos

Orientadora: Prof^a. Dr^a. Núbia dos Santos Saad

UBERLÂNDIA – MG

2018

JONATHAN DIOGO SOUZA

**ELABORAÇÃO DE MATERIAL DIDÁTICO-INSTRUCIONAL DE
PROCESSOS DE FABRICAÇÃO DE MATERIAL COMPÓSITO DE
MATRIZ POLIMÉRICA UTILIZADO NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA**

Projeto de Conclusão de Curso
APROVADO pelo corpo docente do Curso
de Graduação em Engenharia Aeronáutica
da Universidade Federal de Uberlândia.

Banca Examinadora:

Prof.^a. Dr.^a. Núbia dos Santos Saad – FEMEC/UFU – Orientadora

Prof. Dr. Ruham Pablo Reis – FEMEC/UFU

Prof. Dr. Tobias Souza Morais – FEMEC/UFU

Uberlândia, 21 de dezembro de 2018.

DEDICATÓRIA

*Dedico este trabalho a todos que
contribuíram direta ou indiretamente para
a minha formação acadêmica.*

Obrigado!

AGRADECIMENTOS

A Deus pela oportunidade que me foi concedida.

À minha orientadora Núbia dos Santos Saad, pela oportunidade, confiança, apoio, dedicação e competência profissional ao longo da realização deste trabalho.

Aos membros da banca Prof. Dr. Tobias Souza Moraes (UFU) e Prof. Dr. Ruham Pablo Reis (UFU) por terem acolhido o convite para avaliar este trabalho e por suas valiosas sugestões e contribuições.

À Universidade Federal de Uberlândia e à Faculdade de Engenharia Mecânica pela oportunidade de realizar o Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica.

À Leandra, secretária do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica, pelo auxílio em todos os momentos necessários.

À Drielly, que de forma carinhosa me deu força e coragem, estando ao meu lado nos momentos mais difíceis dessa trajetória; sempre com amor e apoio incondicional.

Aos meus pais e meu irmão, que de diversas formas tornaram esta conquista possível.

Aos amigos e familiares pelo apoio e incentivo durante a realização do curso de graduação e do projeto de conclusão de curso.

Enfim a todas as pessoas que direta ou indiretamente contribuíram para a realização deste trabalho.

RESUMO

SOUZA, J.D. **Elaboração de material didático-instrucional de processos de fabricação de material compósito de matriz polimérica utilizado na indústria aeronáutica**. 2018. 88 f. Projeto de Conclusão de Curso – Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, MG.

Os materiais compósitos vêm sendo cada vez mais utilizados no setor industrial, especialmente na fabricação de estruturas de diversas aeronaves modernas. A forte demanda por materiais com elevadas resistência e rigidez, e massa específica reduzida impulsiona a busca por novas combinações entre o tipo de matriz e o elemento de reforço, na tentativa de constituir um material compósito que apresente características específicas e inerentes a cada tipo de aplicação, além de exibir propriedades mecânicas superiores à dos materiais convencionais. O desenvolvimento e a aplicação dos materiais compósitos são abrangentes e atingem diversos setores, o que torna necessário o conhecimento de suas características e generalidades. Considerando a importância da utilização de materiais compósitos em aeronaves, este trabalho visa compilar informações a respeito dos compósitos com matriz polimérica, utilizados na indústria aeroespacial internacional, e alguns processos de fabricação. O propósito fundamental do presente trabalho é elaborar um material didático-instrucional destinado a estudantes, notadamente de Engenharia Aeronáutica, com informações advindas de pesquisas recentes e aplicações da atualidade, principalmente, porque a indústria aeronáutica nacional ainda é bem modesta nas utilizações compósitas para fins estruturais. Acredita-se que esta mostra de aplicações coletadas valha para, além de consolidar aspectos de ensino-aprendizagem no referido contexto, instigar no alunado o interesse por pesquisas, uma vez que lhe dá visibilidade dos avanços tecnológicos e lhe permite visitar, virtualmente, ambientes de produção de tecnologias de ponta, expressivamente robotizadas. Constata-se que, para a indústria nacional, a utilização de materiais compósitos para fins estruturais aeronáuticos se trata de um caminho de sentido único, pois estes vêm ganhando espaço crescente internacional, ao longo dos anos, permitindo ganhos em leveza e inovações geométricas, com curvaturas aerodinâmicas mais arrojadadas e eficientes, se comparados com os materiais convencionais.

Palavras chave: Materiais compósitos, processos de fabricação, indústria aeroespacial.

ABSTRACT

SOUZA, J.D. Development of a didactic-instructional material about manufacturing processes of polymer matrix composites used in the aeronautical industry. 2018. 88 f. Term Paper – Bachelor of Aeronautical Engineering, Federal University of Uberlândia, Uberlândia, MG.

The use of composite materials are ever more common in the industrial sector, especially in the construction of several structures of modern aircrafts. The high demand for materials with elevated strength and stiffness and reduced specific mass, drives the search for new combinations between matrix and reinforcement elements, aiming to build a composite that presents not only specific and inherent characteristics for each type of application, but also superior mechanical properties when compared with other conventional materials. The development and application of composite material are wide, reaching several sectors, which makes it necessary to know their characteristics and generalities. Considering the how important is the use of composite materials in aircrafts, this work aims to compile information about polymer matrix composites, its types and main manufacturing processes, as well as applications in the international aeronautical industry. The fundamental purpose of this work is to compose a didactic-instructional material for students, especially Aeronautical Engineering graduates, with information originated from researches and current applications, mainly because the national aeronautical industry is modest when it comes to applications of composite materials in structural components. We believe that the applications sample collected will be very useful to, not only consolidate the learning and teaching capabilities of the referred context, but to instigate in the student the interest for research. It is a “one way street” because certainly the use of composite material in aircrafts structural components will grow over the years, allowing gains in lightness and geometric innovations, with more daring and efficient aerodynamic shapes, when compared with conventional materials.

Keywords: Composite materials, manufacturing process, aerospace industry.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Percentual de materiais compósitos utilizados na fabricação de estruturas de aeronaves, de acordo com o ano de lançamento.....	2
Figura 2 – Esquema representativo de um material compósito típico.....	6
Figura 3 – Representação esquemática das propriedades geométricas da fase dispersa.	7
Figura 4 – Diferentes formas das fibras.....	7
Figura 5 – Padrão de deformação da matriz sob tração.....	9
Figura 6 – Micrografias eletrônicas de varredura da região interfacial de um compósito que contém uma matriz polimérica reforçada com fibra de vidro.	10
Figura 7 – Comportamento de uma fratura em um compósito cerâmico, com ligação interfacial fraca (a) e forte (b).....	11
Figura 8 – Micrografias eletrônicas de varredura de um compósito de matriz cerâmica: (a) seção transversal da fibra; (b) distribuição da fibra na matriz cerâmica; (c) alinhamento e descolamento da fibra; (d) região interfacial.	12
Figura 9 – Esquema de classificação dos compósitos.	13
Figura 10 – Representação esquemática dos materiais compósitos, segundo a fase dispersa..	15
Figura 11 – Partícula dispersa atuando como um obstáculo ao movimento de discordâncias.	17
Figura 12 – Exemplos de compósitos reforçados com partículas: (a) cermento de cobalto reforçado com carbetto de tungstênio; (b) cermento de tungstênio reforçado com partículas de dióxido de urânio.	19
Figura 13 – Diferentes tipos de orientação das fibras.	19
Figura 14 – Formato e área relativa da seção transversal de algumas fibras.....	20
Figura 15 – Perfil tensão-posição entre o comprimento da fibra e o comprimento crítico.	23
Figura 16 – Representação esquemática dos compósitos híbridos.....	26
Figura 17 – Padrão de tecelagem: tecido liso (a) e tecido acetinado (b).	27
Figura 18 – Representação esquemática do empilhamento das camadas em um compósito laminado.	29
Figura 19 – Representação da interface em compósitos laminados.	30
Figura 20 – Representação esquemática de um painel-sanduiche com núcleo de colmeia.....	31
Figura 21 – Representação esquemática de painéis-sanduiche com núcleos sólidos e ocos....	32
Figura 22 – Tipos de molde: macho e fêmea.....	36

Figura 23 – Exemplos típicos de pré-formas utilizadas na fabricação de compósitos estruturais.	37
Figura 24 – Representação esquemática do processo de laminação manual.....	39
Figura 25 – Representação esquemática de uma máquina de colocação automatizada de fitas.	40
Figura 26 – Processo de colocação automatizada de fitas na fabricação da asa da aeronave Airbus A350.	41
Figura 27 – Representação esquemática do processo de colocação automática de fibra.	42
Figura 28 – Representação esquemática da máquina de colocação automática de fibra.	43
Figura 29 – Fabricação de uma seção de fuselagem da A380, através do processo de colocação automática de fibras.....	44
Figura 30 – Representação esquemática do processo de cura em autoclave.	45
Figura 31 – Princípio de cura da autoclave.	46
Figura 32 – Processo de cura em autoclave para a fabricação da asa de um Boeing 777X.	46
Figura 33 – Representação esquemática do processo de enrolamento filamentar.	48
Figura 34 – Representação esquemática dos padrões de enrolamento circunferencial, helicoidal e polar.	48
Figura 35 – Representação esquemática do processo de pultrusão.	49
Figura 36 – Peças compósitas, barras e hastes, fabricadas pelo processo de pultrusão.	50
Figura 37 – Representação esquemática do processo de moldagem por transferência de resina.	52
Figura 38 – Anteparo de pressão traseira da Airbus A380 fabricado pelo método infusão de filme de resina: (a) pré-forma depositada sobre o molde; (b) produto acabado.....	53
Figura 39– Porcentagens de materiais utilizados em uma série de aeronaves da Boeing.	56
Figura 40 – Porcentagem de materiais utilizados na fabricação da Boeing 787.	57
Figura 41 – Componentes da Boeing 767 fabricados com compósitos.....	57
Figura 42 – Componentes da Boeing 757 fabricados com compósitos.....	58
Figura 43 – Componentes presentes na Boeing 777 que são fabricados com compósitos.....	58
Figura 44 – Porcentagens de materiais utilizados em uma série de aeronaves da Airbus.....	59
Figura 45 – Aplicações dos materiais compósitos em uma série de aeronaves da Airbus.....	59
Figura 46 – Componentes presentes na Airbus A-340 fabricados com compósitos.	61
Figura 47 – Componentes presentes na Airbus A380 fabricados com compósitos.....	61

Figura 48 – Componentes presentes na Airbus A-380-800 fabricados com compósitos.	62
Figura 49 – Componentes presentes na Airbus A350XWB fabricados com compósitos.	63
Figura 50 – Componentes fabricados com materiais compósitos no Eurofighter.	64
Figura 51 – Algumas peças compósitas típicas em aeronaves militares, como aletas e componentes da fuselagem.	65
Figura 52 – Componentes presentes no F/A-18 que são fabricados com compósitos.	65
Figura 53 – Componentes presentes no EC 135 fabricados com materiais compósitos.	67
Figura 54 – Componentes presentes no Tiger que são fabricados com materiais compósitos.	67

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Exemplos de materiais utilizados como fase dispersa e algumas de suas propriedades mecânicas.	8
Tabela 2 – Exemplos de materiais utilizados como matriz e algumas de suas propriedades mecânicas.....	9
Tabela 3 – Exemplos de materiais compósitos e algumas de suas propriedades mecânicas....	13
Tabela 4 – Propriedades mecânicas do nanotubo de carbono em comparação com materiais aeroespaciais tradicionais.	16
Tabela 5 – Exemplos mais comuns de materiais fibrosos e suas respectivas propriedades.	21
Tabela 6 – Exemplos de sistemas fibra/matriz para os compósitos reforçados com fibras.....	24
Tabela 7 – Processos de fabricação de compósitos poliméricos e seus respectivos links para acesso aos vídeos.	54
Tabela 8 – Componentes de uma série de aeronaves da Boeing que são fabricados com materiais compósitos.	56
Tabela 9 – Componentes presentes em uma série de aeronaves da Airbus que são fabricados com materiais compósitos.	60
Tabela 10 – Componentes presentes em alguns aviões de caça que são fabricados com materiais compósitos.	64
Tabela 11 – Componentes presentes em alguns helicópteros fabricados com materiais compósitos.	66

SUMÁRIO

C A P Í T U L O 1 – INTRODUÇÃO	1
C A P Í T U L O 2 – OBJETIVOS	3
2.1. Objetivo geral	3
2.2. Objetivos específicos.....	3
C A P Í T U L O 3 – PROCEDIMENTO METODOLÓGICO.....	4
C A P Í T U L O 4 – REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	5
4.1. Generalidades sobre Materiais Compósitos.....	5
4.1.1. Definição dos materiais compósitos	5
4.1.2. Constituintes dos materiais compósitos	6
4.1.3. A ligação interfacial	9
4.2. Classificação dos Materiais Compósitos.....	12
4.2.1. Classificação de acordo com o tipo de reforço	14
4.2.1.1. Compósitos reforçados com partículas	16
4.2.1.2. Compósitos reforçados com fibras.....	19
4.2.1.3. Compósitos estruturais	28
4.2.2. Classificação de acordo com o tipo de matriz	32
4.2.2.1. Compósitos poliméricos	33
4.3. Processos de Fabricação de Materiais Compósitos	35
4.3.1. Laminação manual	37
4.3.2. Colocação de fitas (automatizado)	39
4.3.3. Colocação de fibras.....	41
4.3.4. Cura em autoclave	44
4.3.5. Enrolamento filamental	47
4.3.6. Pultrusão.....	49
4.3.7. Moldagem líquida	50
C A P Í T U L O 5 – APLICABILIDADES DOS PROCESSOS DE FABRICAÇÃO	55
C A P Í T U L O 6 – RESULTADOS E DISCUSSÕES	68
C A P Í T U L O 7 – CONCLUSÕES	71
C A P Í T U L O 8 – REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	72

Capítulo 1

INTRODUÇÃO

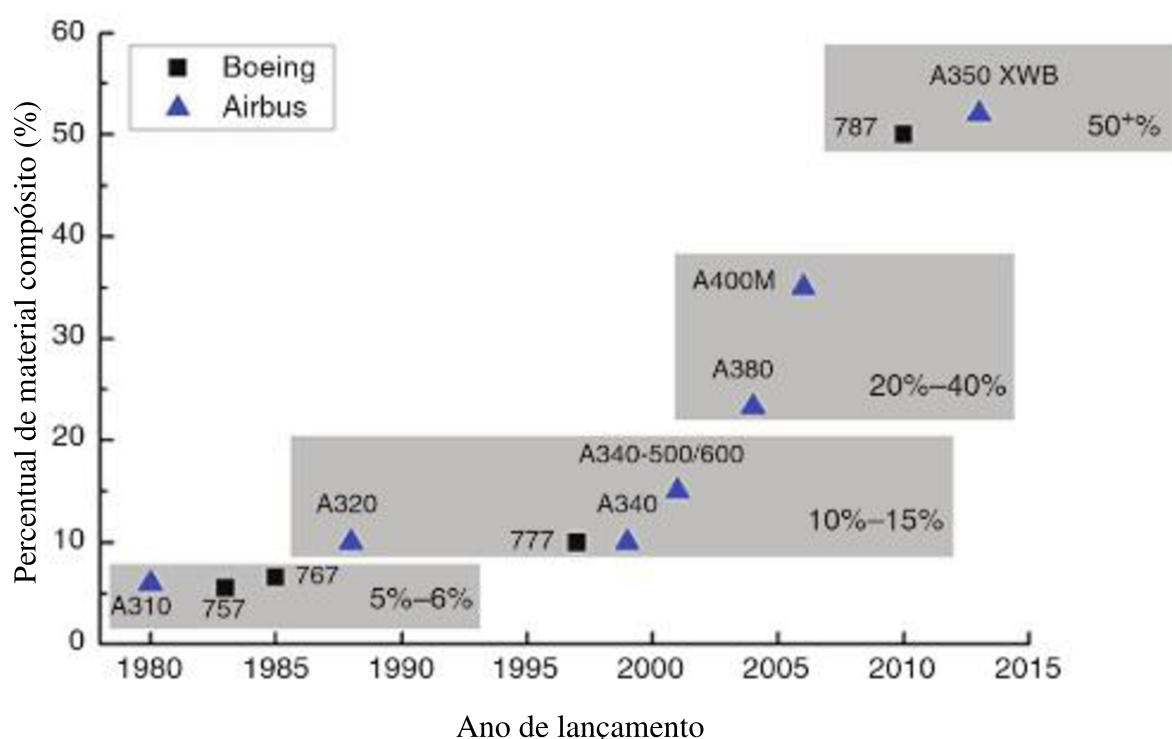
Os materiais compósitos vêm sendo amplamente estudados e investigados, a fim de se adquirir um produto que apresente propriedades mecânicas adequadas a diversas aplicações, na atualidade. Os compósitos são distinguidos dos seus materiais constituintes pela sua peculiar rigidez e resistência, provenientes de uma combinação benéfica das propriedades de seus componentes, denominados fase dispersa e matriz (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; CAMPBELL, 2006). Assim, o material compósito apresenta um comportamento mecânico que possibilita sua diversificada utilização em setores industriais, nos quais seus constituintes isolados podem não ser eficientes (CAMPBELL, 2006; VENTURA, 2009; GAY, 2015).

Atualmente, os domínios tecnológicos nos quais os materiais compósitos são comumente aplicados incluem os setores de transporte, construção civil, naval, aeroespacial, automobilístico e também alguns departamentos da bioengenharia, medicina, biologia e engenharia química (VENTURA, 2009; SHACKELFORD, 2008). No mercado aeroespacial e de aeronaves, a demanda por novos materiais compósitos com determinadas características é crescente e permanente, de modo que diversas pesquisas estão sendo realizadas em busca de novas combinações entre o tipo de matriz e o elemento de reforço, que sejam capazes de produzir um compósito que contenha as características necessárias para atender e suprir as fortes exigências deste setor (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; VENTURA, 2009; CAMPBELL, 2006).

Na indústria aeroespacial, os materiais compósitos são frequentemente incorporados na fabricação de estruturas de aeronaves, devido à sua elevada resistência e rigidez, baixo coeficiente de expansão térmica, bom comportamento em fadiga, resistência a temperaturas extremas, à corrosão e ao desgaste, além de apresentar massa específica reduzida, e permitir contornos mais suaves e com curvatura aerodinâmica mais eficiente do que os materiais convencionais disponíveis no mercado (LEITE, 2014; GAY, 2015; SHACKELFORD, 2008).

Por exemplo, os materiais metálicos presentes em fuselagens, portas de trem de aterrissagem e portas internas de uma aeronave têm sido substituídos por materiais compósitos, que possibilitam uma produção em massa, com custo de fabricação mais acessível, devido à sua melhor flexibilidade de concepção, integração de componentes e custos mais baixos de ciclo de vida do produto (GAY, 2015; CAMPBELL, 2006; SHACKELFORD, 2008). Registra-se que o percentual de materiais compósitos utilizados na fabricação de estruturas de aeronaves aumentou ao longo dos anos, como apresentado na Figura 1.

Figura 1– Percentual de materiais compósitos utilizados na fabricação de estruturas de aeronaves, de acordo com o ano de lançamento.



Fonte: REN *et al.* (2017).

Em plena consonância com os aspectos relevantes supracitados, o presente trabalho corrobora, com vistas didático-pedagógicas específicas às aplicações aeroespaciais, com apresentação dos tipos e características dos materiais compósitos, com matriz polimérica, de expressivo uso na indústria aeronáutica, seus processos de fabricação, vantagens e desvantagens.

Capítulo 2

OBJETIVOS

2.1 Objetivo geral

Este trabalho tem como objetivo realizar uma vasta revisão bibliográfica sobre os materiais compósitos, no tocante à suas definições, processos de fabricação e aplicações no setor aeroespacial, visando, compilar informações relevantes, a partir de publicações de pesquisas recentes e com levantamento de práticas de processos de fabricação utilizando tecnologia de ponta, colaborando, primordialmente, com o ensino-aprendizagem neste contexto específico, de alunos de graduação em Engenharia Aeronáutica.

2.2 Objetivos específicos

Os objetivos específicos incluem:

- I. Apresentar a definição e os constituintes dos diversos tipos de materiais compósitos.
- II. Abordar a classificação deste material, levando-se em consideração o elemento de reforço ou o tipo de matriz.
- III. Definir as características do material compósito, levando-se em consideração o elemento de reforço.
- IV. Definir as características do material compósito, levando-se em consideração o tipo de matriz escolhida.
- V. Apresentar os principais benefícios da utilização dos materiais compósitos.
- VI. Elucidar e ilustrar exemplos dos processos de fabricação dos compósitos.
- VII. Comparar as propriedades dos compósitos com outros materiais, tais como metais, polímeros e cerâmicos.
- VIII. Demonstrar as diversas aplicações dos materiais compósitos em estruturas de aeronaves.

Capítulo 3

PROCEDIMENTO METODOLÓGICO

O presente trabalho está fundamentalmente respaldado por pesquisa bibliográfica com o maior registro que o aluno pode realizar, ao longo do seu desenvolvimento, valendo-se de fontes literárias impressas ou digitais, como livros e artigos publicados em periódicos nacionais e internacionais; bem como vídeos disponíveis na internet.

A busca primeira dos artigos científicos foi realizada em periódicos indexados em bases de dados, tais como *Web of Science*, *ScienceDirect* e *SciELO*. Os descritores utilizados durante a pesquisa foram: “compósitos”, “fase dispersa”, “fase matriz”, “fibra”, “compósitos poliméricos”, “compósitos metálicos” “compósitos cerâmicos” e “estruturas de aeronaves”. A consulta foi realizada manualmente seguindo como critérios de inclusão: livros e artigos disponibilizados na íntegra e que foram publicados no período de 2000 a 2018, tanto em língua inglesa quanto portuguesa.

Após a busca inicial na base de dados, realizou-se a seleção dos artigos científicos contendo informações relevantes sobre o tema em estudo. Todos os artigos selecionados por meio da estratégia de busca foram avaliados por meio da análise dos títulos e resumos; posteriormente realizou-se a leitura do material, a fim de selecionar os elementos presentes nos textos, e que merecessem destaque, sendo então exibidos na forma de exemplo das aplicações dos materiais compósitos. Depois de efetuar a leitura dos livros e artigos selecionados, todas as informações que foram julgadas pertinentes foram reunidas, sistematizadas, esquematizadas e inseridas no presente manuscrito. A busca por recursos audiovisuais contendo informações relevantes aos processos de fabricação de materiais compósitos foi realizada através de plataformas de compartilhamento de vídeos.

Capítulo 4

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Atualmente, os materiais compósitos têm sido utilizados em diversos domínios tecnológicos, tais como o setor aeroespacial, submarino, transporte e bioengenharia, dentre os quais se destaca a fabricação de estruturas de diversas aeronaves modernas. Na indústria aeroespacial, o interesse por novos materiais estruturais com determinadas características é cada vez maior, especialmente a busca por compósitos que sejam rígidos e de massa específica reduzida, além de apresentarem maior resistência à corrosão, abrasão e ao impacto (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; VENTURA, 2009; GAY, 2015).

4. 1 Generalidades sobre materiais compósitos

O desenvolvimento e a aplicação dos materiais compósitos são abrangentes e atingem diversos setores, de modo que se torna necessário o conhecimento de seus principais constituintes, bem como a sua definição e as classificações mais utilizadas. As características e generalidades referentes aos materiais compósitos serão abordadas a seguir.

4.1.1. Definição dos materiais compósitos

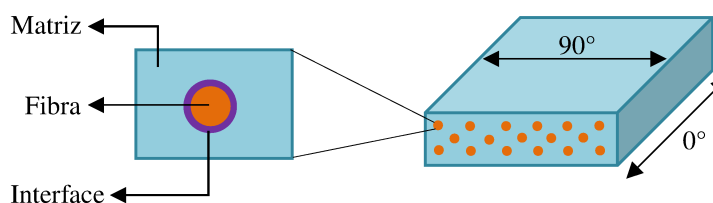
O termo compósito é empregado para designar um determinado material, que é proveniente da combinação de dois ou mais materiais que visa à produção de um material final com peso reduzido, menor densidade e um maior desempenho em relação aos materiais homogêneos convencionais (VENTURA, 2009; MEGSON, 2007; CHAWLA, 2012; SHACKELFORD, 2008).

O material compósito possui uma característica heterogênea, sendo formado por uma fase dispersa que posteriormente é incorporada por uma fase contínua, denominada matriz. Assim, os materiais compósitos são produzidos a partir da combinação sinérgica entre a fase dispersa

e a matriz, sendo o mais utilizado, aquele constituído por um reforço de fibra embutido numa matriz polimérica (CHAWLA, 2012; SHACKELFORD, 2008).

A Figura 2 ilustra um esquema representativo de um material compósito típico, no qual fibras de alta resistência estão inseridas em uma matriz. Em um material compósito, cada fase exibe uma característica particular, sendo de suma importância a presença de uma interface nítida e distinta separando estas fases, que devem ser quimicamente diferentes (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Figura 2 – Esquema representativo de um material compósito típico.



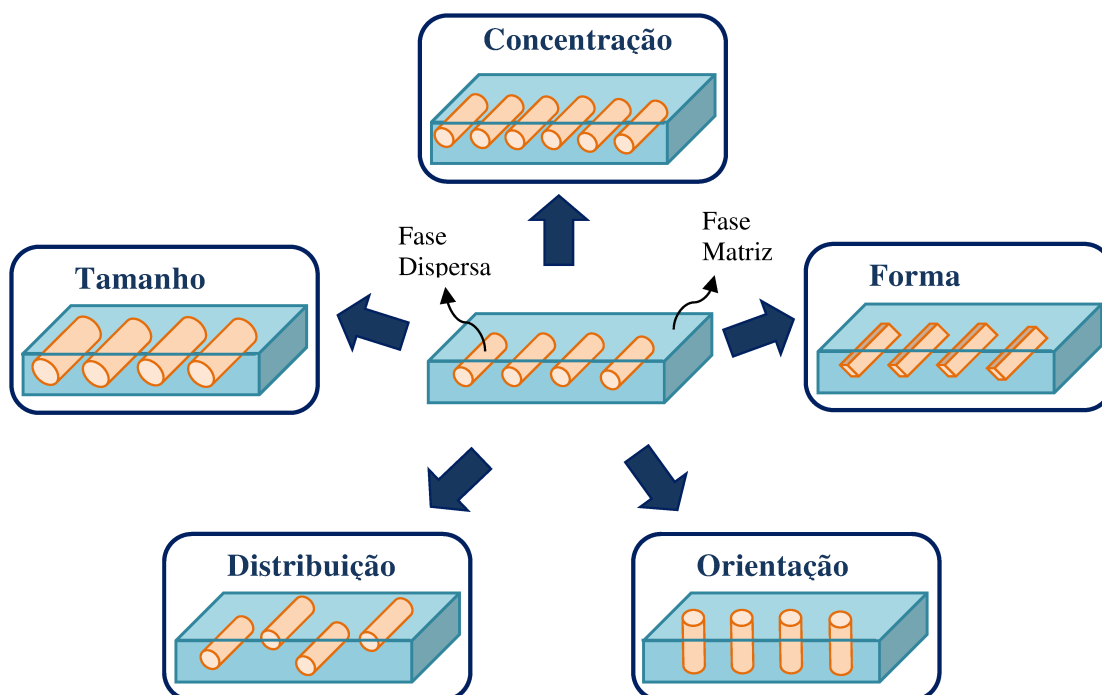
Fonte: autoria própria.

4.1.2. Constituintes dos materiais compósitos

A fase dispersa é composta por fibras ou partículas que são denominadas elementos de reforço, enquanto a matriz pode ser de origem cerâmica, metálica ou polimérica. A geometria da fase dispersa compreende o formato, o tamanho, a distribuição e a orientação das fibras ou partículas, como mostra a Figura 3 (CHAWLA, 2012; CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

As fibras são constituídas por vários filamentos que possuem entre 5 e 15 μm de diâmetro; e os tipos mais comuns são vidro, aramida ou kevlar, carbono, boro e carbetto de silício. Durante a fabricação do compósito, as fibras podem ser injetadas no momento da moldagem da peça (fibra descontínua ou curta) ou ainda cortadas após a fabricação da peça (fibra contínua ou longa), tais como filamentos alongados ou tecidos. As fibras descontínuas ou curtas possuem comprimentos de alguns centímetros ou frações de milímetros como, por exemplo, os feltros, as mantas e as fibras curtas que são usados no processo de fabricação de moldagem por injeção (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

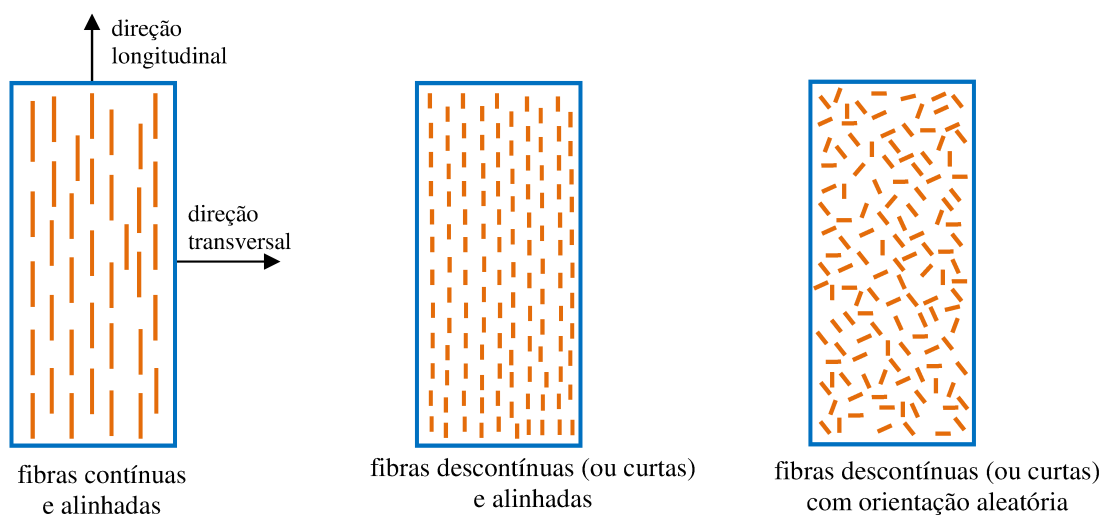
Figura 3 – Representação esquemática das propriedades geométricas da fase dispersa.



Fonte: autoria própria.

A Figura 4 ilustra as diferentes formas e tipos de alinhamento das fibras. De um modo geral, as fibras conferem ao material compósito suas características mecânicas, tais como rigidez e resistência à ruptura (MEGSON, 2007; GAY, 2015).

Figura 4 – Diferentes formas das fibras.



Fonte: autoria própria.

A Tabela 1 ilustra alguns exemplos de materiais comumente utilizados como fase dispersa e suas respectivas propriedades mecânicas. As fibras podem ser definidas quanto à sua orientação, tendo-se as fibras unidirecionais (orientadas segundo uma mesma direção), bidimensionais (orientadas em duas direções ortogonais), tridimensionais (orientadas em três dimensões) ou ainda orientadas aleatoriamente (MEGSON, 2007; GAY, 2015).

Tabela 1 – Exemplos de materiais utilizados como fase dispersa e algumas de suas propriedades mecânicas.

Grupo	Fase dispersa	<i>E</i> [MPa (ksi)]	<i>LRT</i> [MPa (ksi)]	Alongamento percentual na falha
Fibra de vidro	Vidro-C	69×10^3 (10×10^3)	3.100 (450)	4,5
	Vidro-E	$72,4 \times 10^3$ ($10,5 \times 10^3$)	3.400 (500)	4,8
	Vidro-S	$85,5 \times 10^3$ ($12,4 \times 10^3$)	4.800 (700)	5,6
Fibra de cerâmica	C (grafite)	$340-380 \times 10^3$ ($49-55 \times 10^3$)	2.200-2.400 (320-350)	-
	SiC	430×10^3 (62×10^3)	2.400 (350)	-
Whiskers de cerâmica	Al ₂ O ₃	430×10^3 (62×10^3)	21×10^3 (3.000)	-
Fibra de polímero	kevlar	131×10^3 (19×10^3)	3.800 (550)	2,8
Filamento metálico	Boro	410×10^3 (60×10^3)	3.400 (500)	-

Fonte: SHACKELFORD (2008).

A matriz é responsável por manter o arranjo geométrico das fibras e por transmitir as cargas entre as fibras, atuantes sobre o componente estrutural em compósito, impedindo que as fibras se dobrem por compressão, por exemplo; além disso, a matriz protege as fibras contra a abrasão e aumenta a resistência ao calor, à umidade e ao cisalhamento interlaminar (MEGSON, 2007; GAY, 2015; CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

A Tabela 2 ilustra alguns exemplos de materiais comumente utilizados como matriz e suas propriedades mecânicas.

Tabela 2 – Exemplos de materiais utilizados como matriz e algumas de suas propriedades mecânicas.

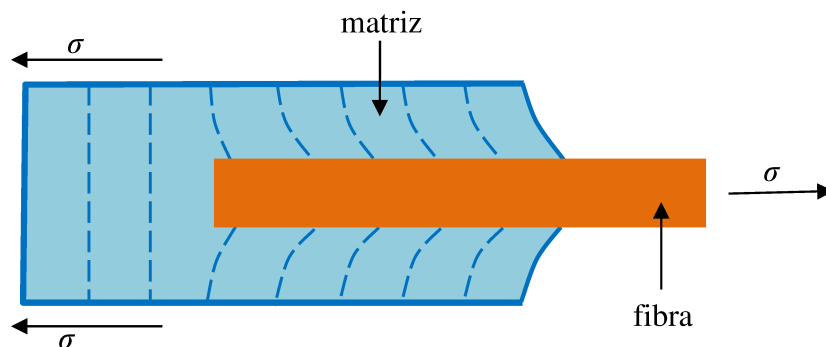
Classe	Exemplo	E [MPa (ksi)]	LRT [MPa (ksi)]	Resistência à flexão [MPa (ksi)]
Polímero	Epóxi	6.900 (1.000)	69 (10)	
	Poliéster	6.900 (1.000)	28 (4)	
Metal	Al	69×10^3 (10×10^3)	76 (11)	
	Cu	115×10^3 (17×10^3)	170 (25)	
Cerâmica	Al ₂ O ₃	-	-	550 (80)
	SiC	-	-	500 (73)

Fonte: SHACKELFORD (2008).

4.1.3. Ligação interfacial

A ligação entre a fibra e a matriz é concebida durante a etapa de fabricação do compósito, conferindo ao material resultante um desempenho mecânico intermediário, ou seja, superior ao da matriz, e inferior ao das fibras. Isto ocorre devido à formação de uma região interfacial. Assim, as propriedades finais do material compósito dependem das propriedades individuais de cada um de seus componentes e da geometria da fase dispersa, sendo de suma importância a compatibilidade interfacial entre os materiais presentes na mistura (MEGSON, 2007; GAY, 2015). A ligação interfacial entre a fibra e a matriz cessa na ponta da fibra, deformando a matriz naquela região, como ilustra a Figura 5, ou seja, a matriz não é capaz de transmitir a carga até a extremidade da fibra (CALLISTER, RETHWISCH, 2012). É importante ressaltar que as propriedades mecânicas do compósito dependem da direção da carga, ou seja, o compósito possui uma característica anisotrópica (GAY, 2015).

Figura 5 – Padrão de deformação da matriz sob tração.

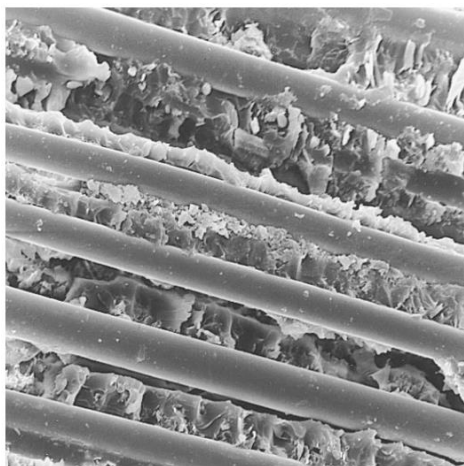


Fonte: autoria própria.

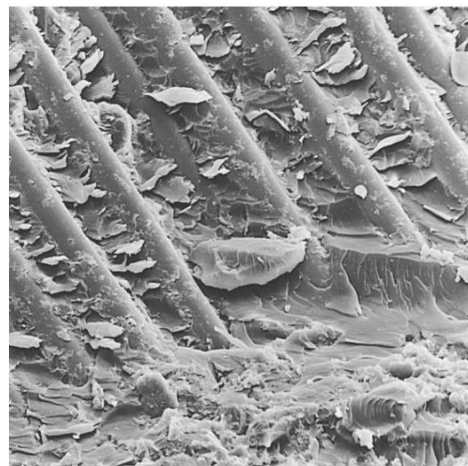
Em compósitos com matriz polimérica ou metálica é importante que a ligação interfacial entre a fibra e a matriz seja forte, a fim de fortalecer o material e assegurar que a transferência de carga entre a matriz e as fibras seja efetiva (JESSON, WATTS, 2012; SHACKELFORD, 2008).

A Figura 6 ilustra duas micrografias eletrônicas de varredura da região interfacial de um compósito que contém uma matriz polimérica reforçada com fibra de vidro, na qual é possível observar uma ligação interfacial fraca entre a matriz e a fibra (Figura 6a), e uma ligação interfacial forte entre a fibra de vidro e a matriz polimérica (Figura 6b).

Figura 6 – Micrografias eletrônicas de varredura da região interfacial de um compósito que contém uma matriz polimérica reforçada com fibra de vidro.



(a) ligação interfacial fraca



(b) ligação interfacial forte

Fonte: SHACKELFORD (2008).

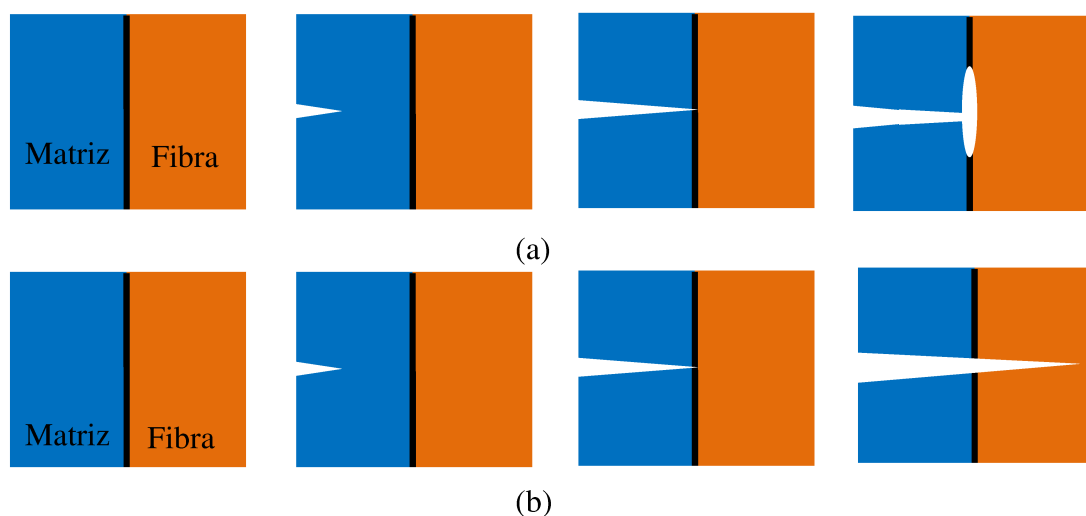
Se a ligação entre a fibra e a matriz deixar de existir, a fibra pode facilmente deslizar para fora da matriz e, conseqüentemente, o comportamento do material poderá ser inferior a cada um de seus componentes (CALLISTER, RETHWISCH, 2012). Para garantir uma ligação aceitável entre a matriz e a fibra é necessário controlar a resistência interfacial através do tratamento da superfície, de alterações na composição química e com ajustes de temperatura (JESSON, WATTS, 2012; SHACKELFORD, 2008). Por exemplo, no caso de um compósito preparado com fibras de carbono e resinas epóxi, é realizado um tratamento químico na superfície do material, visando maximizar a força da ligação entre a fibra e a matriz, favorecendo a transferência de carga (CAMPBELL, 2006).

No entanto, se a matriz do compósito for de origem cerâmica, a finalidade é obter uma ligação interfacial fraca entre a fibra e matriz, pois o objetivo não é fortalecer a matriz cerâmica, mas sim endurecê-la, uma vez que este tipo de matriz é extremamente frágil (CHAWLA, 2012; CAMPBELL, 2006).

Em compósitos com matriz cerâmica, a natureza da ligação interfacial é importante para favorecer os mecanismos de dissipação de energia ou tenacificação, que são responsáveis pelo aumento da resistência mecânica do material. Caso ocorra uma fratura na matriz cerâmica, uma ligação interfacial fraca favorece a integridade da fibra, permitindo que o compósito mantenha alguma resistência em função dos mecanismos de dissipação de energia da fratura, tais como deflexão da trinca (*crack deflection*) e descolamento (*pull out*) da fibra (FRIEDRICHA, WANG, 2016). No entanto, uma ligação interfacial forte torna as fibras susceptíveis à propagação das trincas durante a fratura da matriz (CAMPBELL, 2006; GAY, 2015).

A Figura 7 ilustra o comportamento de uma fratura em um compósito com matriz cerâmica. Inicialmente, tem-se uma trinca na matriz que vai se aproximando de uma fibra. Se a ligação matriz-fibra for fraca, a trinca é desviada ao longo da região interfacial (Figura 7a), mas se a ligação for forte, ocorre a propagação da trinca (Figura 7b) (FRIEDRICHA, WANG, 2016).

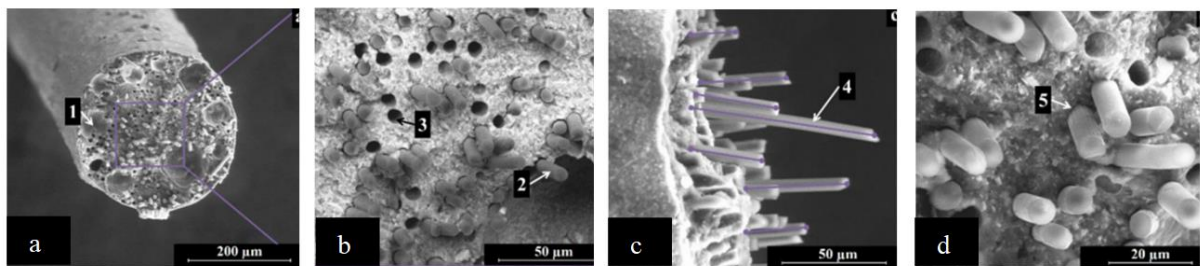
Figura 7 – Comportamento de uma fratura em um compósito cerâmico, com ligação interfacial fraca (a) e forte (b).



Fonte: autoria própria.

A Figura 8 ilustra uma sequência com quatro micrografias eletrônicas de varredura, nas quais é possível observar: (a) a seção transversal da fibra; (b) a distribuição da fibra na matriz cerâmica; (c) o alinhamento e descolamento da fibra; (d) a região interfacial (FRANCHIN *et al.*, 2018).

Figura 8 – Micrografias eletrônicas de varredura de um compósito de matriz cerâmica: (a) seção transversal da fibra; (b) distribuição da fibra na matriz cerâmica; (c) alinhamento e descolamento da fibra; (d) região interfacial.



Legenda: (1) buracos de ar; (2) fibras de carbono; (3) buracos de ar deixados pelas fibras que foram arrancadas durante a fratura; (4) extração da fibra; (5) região interfacial entre matriz e a fibra.

Fonte: FRANCHIN *et al.* (2018).

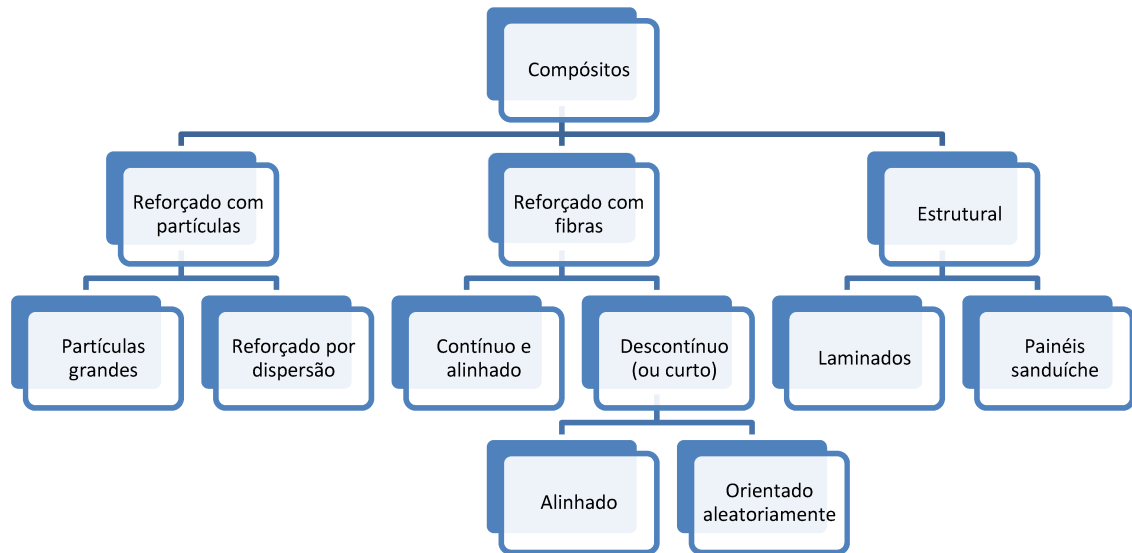
De acordo com a seleção do material a ser utilizado, tanto na matriz quanto no elemento de reforço, o compósito produzido apresentará propriedades mecânicas específicas. Assim, os compósitos estão enfrentando demandas novas, pois diversas possibilidades de combinação dos materiais estão sendo testadas em busca de melhor desempenho dos componentes estruturais e das características mecânicas, além de contribuir com a produção em massa a um custo mais acessível (MEGSON, 2007; GAY, 2015).

4. 2 Classificação dos materiais compósitos

Os materiais compósitos podem ser classificados de acordo com o tipo e a orientação do elemento de reforço, como mostra a Figura 9; ou, ainda, com base no tipo de matriz utilizada, resultando em compósitos poliméricos, cerâmicos ou metálicos (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; CAMPBELL, 2006). Dentre as três categorias, ilustradas na Figura 9, tem-se que os materiais reforçados com fibras representam a classe de compósitos mais relevantes e com maior taxa de produção, uma vez que a inserção das fibras contribui com

baixa densidade, alta resistência mecânica e também com o elevado módulo de elasticidade (GAY, 2015; SHACKELFORD, 2008; CHAWLA, 2012).

Figura 9 – Esquema de classificação dos compósitos.



Fonte: autoria própria.

Cabe ressaltar que no setor aeronáutico, o processo de seleção dos materiais compósitos envolve fatores importantes como, por exemplo, temperatura, umidade, tensão, compressão, flexão, fadiga, fluência e torção. A Tabela 3 ilustra alguns exemplos de materiais compósitos e suas principais propriedades mecânicas (SHACKELFORD, 2008).

Tabela 3 – Exemplos de materiais compósitos e algumas de suas propriedades mecânicas.

Classe	E [MPa (ksi)]	LRT [MPa (ksi)]	Resistência à flexão [MPa (ksi)]
Matriz de polímero			
Vidro-E (73,3% vol.) em epóxi (carregamento paralelo de fibras contínuas)	56×10^3 ($8,1 \times 10^3$)	1.640 (238)	-
Whiskers de Al_2O_3 (14% vol.) em epóxi	41×10^3 (6×10^3)	779 (113)	-
C (67% vol.) em epóxi (carregamento paralelo)	221×10^3 (32×10^3)	1.206 (175)	-
Kevlar (82% vol.) em epóxi (carregamento paralelo)	86×10^3 (12×10^3)	1.517 (220)	-
B (70% vol.) em epóxi (carregamento paralelo de filamentos contínuos)	$210-280 \times 10^3$ ($30-40 \times 10^3$)	1.400-2.100 (200-300)	-

Tabela 4 (continuação) – Exemplos de materiais compósitos e algumas de suas propriedades mecânicas.

Matriz metálica			
Al ₂ O ₃ (10% vol.) em alumínio reforçado por dispersão	-	330 (48)	-
W (50% vol.) em cobre (carregamento paralelo de filamentos contínuos)	260×10 ³ (38×10 ³)	1.100 (160)	-
Partículas de W (50% vol.) em Cobre	190×10 ³ (27×10 ³)	380 (55)	-
Matriz cerâmica			
<i>Whiskers</i> de SiC em Al ₂ O ₃	-	-	800 (116)
Fibras de SiC em SiC	-	-	750 (109)

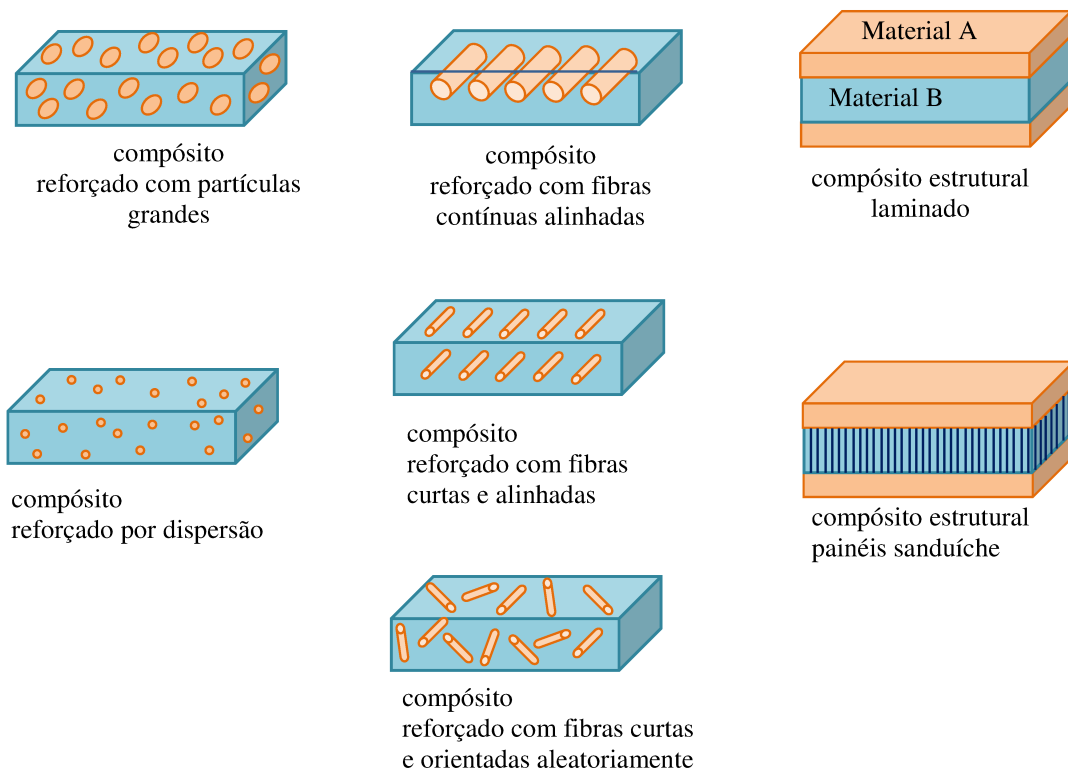
Fonte: SHACKELFORD (2008).

4.2.1. Classificação de acordo com o tipo de reforço

No esquema de classificação, que considera o tipo e a orientação do elemento de reforço, existem três divisões principais, que são denominadas como compósitos reforçados com partículas, compósitos reforçados com fibras e compósitos estruturais. Mais especificamente, tem-se que nos compósitos reforçados com partículas a fase dispersa é composta por várias partículas com dimensões semelhantes que se encontram espalhadas em quaisquer direções, como mostra a Figura 10 (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Já nos compósitos reforçados com fibra, a fase dispersa exibe a geometria de uma fibra, ou seja, existe uma razão elevada entre o comprimento e o diâmetro, como ilustra a Figura 10. No entanto, para os compósitos estruturais tem-se uma combinação de diferentes materiais, que podem ser do tipo homogêneo e do tipo compósito, levando à formação de laminados ou folhas, como ilustrado na Figura 10 (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Figura 10 – Representação esquemática dos materiais compósitos, segundo a fase dispersa.



Fonte: autoria própria.

Os compósitos reforçados com partículas por dispersão e os compósitos reforçados com fibra curta também podem ser denominados nanocompósitos, dependendo das dimensões dos elementos de reforço. Em um nanocompósito, o elemento de reforço, que pode ser uma partícula dispersa ou fibra curta, apresenta dimensões nanométricas que variam de 1 a 100 nm (JOSHI, CHATTERJEE, 2016; BAUR, SILVERMAN, 2007).

Nos nanocompósitos, ocorrem interações a nível atômico ou molecular entre a carga e a matriz na região interfacial, o que contribui para o aumento da resistência do material. Nos demais compósitos o aumento da resistência é proveniente da transferência de carga parcial da matriz para a fase dispersa (JOSHI, CHATTERJEE, 2016; BAUR, SILVERMAN, 2007).

As partículas ou fibras com dimensões nanométricas fornecem um alto nível de reforço controlando as propriedades físico-mecânicas dos compósitos formados (BAUR, SILVERMAN, 2007). O exemplo mais relevante é a nanopartícula de carbono, disponibilizada na forma de nanotubos de carbono e folhas de grafenos, que apresentam

elevada resistência mecânica e alta proporção de aspecto, sendo bastante utilizadas para controlar as propriedades mecânicas, térmicas e elétricas da matriz polimérica (JOSHI, CHATTERJEE, 2016; BAUR, SILVERMAN, 2007).

A combinação desses nanomateriais com matrizes poliméricas tornou-se uma prática comum na pesquisa e desenvolvimento de materiais nanocompósitos que possam ser utilizados na fabricação de constituintes aeroespaciais. A Tabela 4 ilustra as propriedades mecânicas do nanotubo de carbono em comparação com materiais aeroespaciais tradicionais, exibindo interessantes vantagens ao substituir os materiais convencionais (BAUR, SILVERMAN, 2007).

Tabela 5 – Propriedades mecânicas do nanotubo de carbono em comparação com materiais aeroespaciais tradicionais.

Material	Densidade (g/cm ³)	Tensão suportada (GPa)	Módulo de elasticidade (GPa)	Condutividade térmica (W/mK)	Resistividade elétrica (μΩcm)	Razão resistência/massa normalizada
Nanotubo de carbono	1,4	65	1000	6000	30-100	225
Fibra de carbono	2,2	4	550	70	800	9
Compósito de carbono	1,6	2,1	152	30	2000	7
Titânio	4,5	0,9	103	12	127	1
Alumínio	2,7	0,5	69	180	4,3	1

Fonte: BAUR, SILVERMAN (2007).

4.2.1.1. Compósitos reforçados com partículas

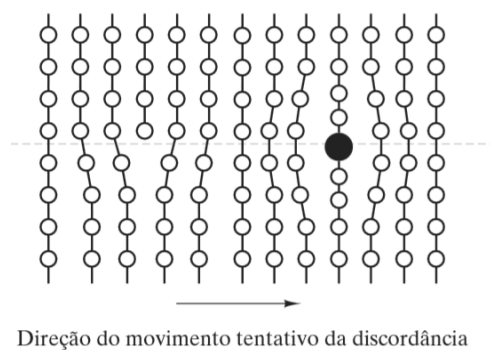
Nos compósitos reforçados com partículas, a fase dispersa é constituída por partículas com dimensões aproximadamente iguais que se encontram espalhadas em quaisquer direções e que podem apresentar uma morfologia regular ou irregular. Os compósitos reforçados com partículas apresentam duas subdivisões (compósitos com partículas grandes e compósitos reforçados por dispersão), classificadas de acordo com o mecanismo de reforço ou de aumento de resistência (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Os compósitos reforçados com partículas grandes podem ser produzidos utilizando materiais poliméricos, metálicos ou cerâmicos, enquanto que nos reforçados por dispersão, a fase dispersa que pode ser metálica ou não metálica é utilizada para aumentar a resistência dos metais e das ligas metálicas, além de favorecer o endurecimento do material (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Nos compósitos reforçados com partículas grandes, a fase dispersa (partícula) apresenta um diâmetro de vários micrometros e corresponde a mais de 25% do volume total do material; e, na maioria dos casos, essa taxa varia entre 60% e 90% (SHACKELFORD, 2008). Geralmente, neste tipo de compósito a partícula apresenta maior rigidez e dureza em relação à matriz, de modo que o movimento da matriz na vizinhança de cada partícula é restringido (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Já nos compósitos reforçados por dispersão, as partículas são menores e apresentam, em geral, um diâmetro que varia entre 10 nm e 100 nm e correspondem a menos de 15% do volume total do material. Estas pequenas partículas, em geral óxidos, encontram-se espalhadas na matriz metálica e atuam impedindo ou dificultando o movimento das discordâncias. Isso acontece porque a partícula dispersa gera um campo de tensão na rede cristalina, o que provoca um obstáculo ao movimento de discordâncias, como revela a Figura 11 (SHACKELFORD, 2008).

Figura 11 – Partícula dispersa atuando como um obstáculo ao movimento de discordâncias.



Fonte: SHACKELFORD (2008).

Quando surgem obstáculos ao movimento de discordância, ocorre o endurecimento por solução sólida das ligas, ou seja, a deformação plástica é restringida e a solução sólida é

formada. A deformação plástica limitada favorece os limites de escoamento e de resistência à tração, assim, o endurecimento, ou aumento da resistência, ocorre porque a região elástica é estendida, produzindo um limite de escoamento maior. Por exemplo, o limite de resistência à tração do alumínio aumenta em até quatro vezes se uma dispersão de Al_2O_3 (10% do volume total) for incorporada no material (SHACKELFORD, 2008; CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

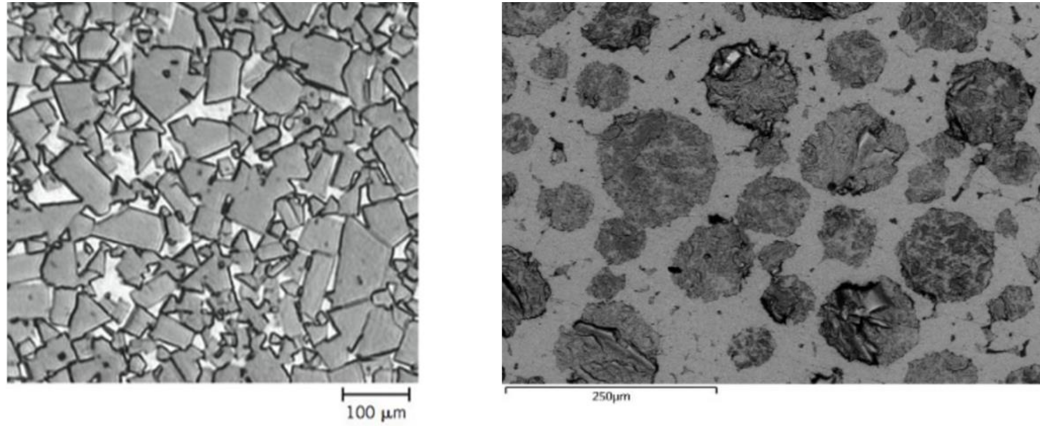
Nos compósitos reforçados com partículas grandes, o comportamento da interação entre a matriz e a partícula pode ser descrito adequadamente utilizando o modelo da mecânica do contínuo e quanto mais forte for esta interação, maior será o grau de reforço ou de melhoria nas propriedades mecânicas do material (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Já no caso do compósito reforçado por dispersão, a interação entre a matriz e a partícula acontece em nível atômico ou molecular, e ainda contribui para o aumento da resistência do material. Destaca-se que as propriedades mecânicas deste tipo de compósito também são influenciadas positivamente pelo aumento do teor das partículas, sendo que a relação entre o módulo de elasticidade e a fração volumétrica de cada fase é expressa pelas equações da regra da mistura (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Um exemplo de compósito reforçado com partícula grande é o cermento que apresenta uma matriz metálica e uma fase dispersa composta por materiais cerâmicos. A Figura 12(a) ilustra a fotomicrografia do carbeto cimentado, um cermento muito comum que é composto por cobalto (matriz) e carbeto de tungstênio (partícula). Este material é muito utilizado como ferramenta de corte e como seus componentes são refratários, este compósito pode suportar elevadas temperaturas inerentes a processos de usinagem. Os elastômeros e os plásticos também são frequentemente reforçados com partículas (SHACKELFORD, 2008; CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Um exemplo de cermento relevante ao setor aeroespacial é mostrado na Figura 12(b), na qual é possível observar a micrografia eletrônica de varredura de um compósito contendo partículas esféricas de dióxido de urânio espalhadas em uma matriz de tungstênio. Este tipo de cermento apresenta uma potencial aplicação como combustível nuclear em missões de tripulação ou carga para o espaço (TUCKER *et al.*, 2015).

Figura 12 – Exemplos de compósitos reforçados com partículas: (a) cermento de cobalto reforçado com carbeto de tungstênio; (b) cermento de tungstênio reforçado com partículas de dióxido de urânio.



(a)

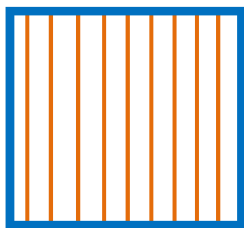
(b)

Fonte: (a) CALLISTER, RETHWISCH (2012); (b) TUCKER *et al.* (2015).

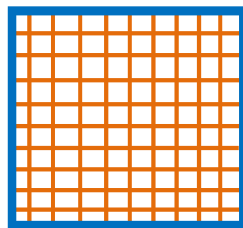
4.2.1.2. Compósitos reforçados com fibras

Durante a etapa de fabricação de um compósito reforçado com fibra, ocorre a montagem e o reforço das fibras que podem assumir as formas unidimensional, bidimensional ou tridimensional, como ilustra a Figura 13 (GAY, 2015).

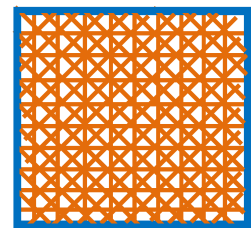
Figura 13 – Diferentes tipos de orientação das fibras.



fibras unidirecionais
(orientadas em uma mesma
direção)



fibras bidimensionais
(orientadas em duas
direções ortogonais)

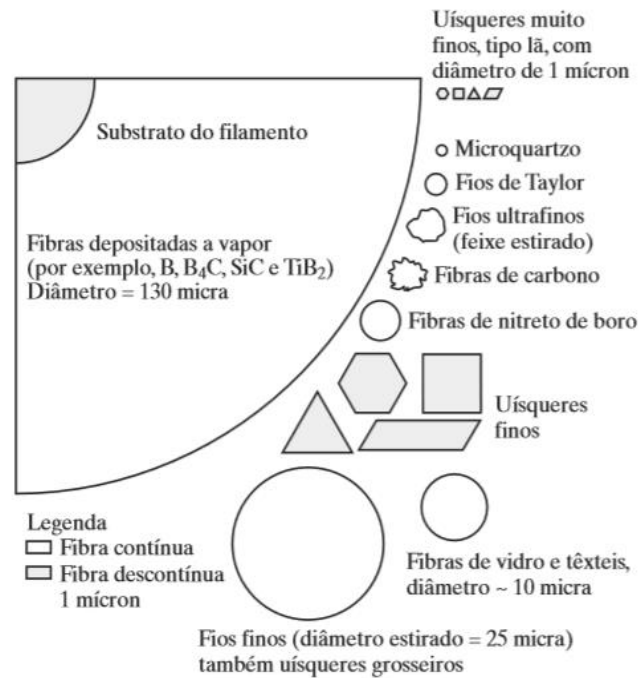


fibras tridimensionais
(orientadas em três
dimensões)

Fonte: autoria própria.

Nesse tipo de compósito, a fibra pode ser subclassificada em três categorias, de acordo com o seu comprimento, assim têm-se os *whiskers* (ou uísqueres), os arames (fios) e as fibras propriamente ditas (CALLISTER, RETHWISCH, 2012). A Figura 14 apresenta o formato e a área relativa da seção transversal de algumas fibras.

Figura 14 – Formato e área relativa da seção transversal de algumas fibras.



Fonte: SHACKELFORD (2008).

Os *whiskers* apresentam uma resistência elevada, pois são materiais monocristalinos extremamente finos, que apresentam a razão comprimento-diâmetro muito elevada, constituindo um material livre de defeitos. Os exemplos mais comuns incluem *whiskers* fabricados com grafite, carvão de silício, nitreto de silício e óxido de alumínio (SHACKELFORD, 2008; CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Os arames apresentam diâmetro relativamente grande e são utilizados, por exemplo, nas carcaças de foguetes que são produzidos por enrolamento filamentar. Os exemplos mais comuns incluem o aço, molibdênio e tungstênio (SHACKELFORD, 2008; CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Já as fibras apresentam diâmetro pequeno e podem ser produzidas com materiais amorfos ou policristalinos. Os exemplos mais comuns incluem as fibras fabricadas a partir de polímeros ou cerâmica, tais como aramidas poliméricas, vidro, carbono, boro, óxido de alumínio e carbeto de silício (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; SHACKELFORD, 2008). A Tabela 5 ilustra os exemplos mais comuns de materiais fibrosos e suas respectivas propriedades.

Tabela 6 – Exemplos mais comuns de materiais fibrosos e suas respectivas propriedades.

Material	Massa específica	LRT [GPa (10⁶psi)]	Resistência específica (GPa)	Módulo de elasticidade [GPa (10⁶psi)]	Módulo específico (GPa)
<i>Whiskers</i>					
Grafite	2,2	20 (3)	9,1	700 (100)	318
Nitreto de Silício	3,2	5-7 (0,75-1,0)	1,56-2,2	350-380 (50-55)	109-118
Al ₂ O ₃	4,0	10-20 (1-3)	2,5-5,0	700-1500 (100-220)	175-375
SiC	3,2	20 (3)	6,25	480 (70)	150
<i>Fibras</i>					
Al ₂ O ₃	3,95	1,38 (0,2)	0,35	379 (55)	96
Aramida (kevlar 49)	1,44	3,6-4,1(0,525-0,600)	2,5-2,85	131 (19)	91
Carbono	1,78-2,15	1,5-4,8 (0,22-0,70)	0,70-2,70	228-724 (32-100)	106-407
Vidro-E	2,58	3,45 (0,5)	1,34	72,5 (10,5)	28,1
Boro	2,57	3,6 (0,52)	1,40	400 (60)	156
SiC	3,0	3,9 (0,57)	1,30	400 (60)	133
<i>Arames metálicos</i>					
Aço de alta resistência	7,9	2,39 (0,35)	0,30	210 (30)	26,6
Molibdênio	10,2	2,2 (0,32)	0,22	324 (47)	31,8
Tungstênio	19,3	2,89 (0,42)	0,15	407 (59)	21,1

Fonte: CALLISTER, RETHWISCH (2012).

Antes da formação do reforço, as fibras são submetidas a um tratamento de superfície ou dimensionamento para melhorar a adesão das fibras à matriz e para diminuir a abrasão das mesmas (GAY, 2015). Para os compósitos reforçados com fibras, a ligação entre a matriz e fibra deve ser moderada (GAY, 2015). Se a ligação for forte, a transferência de carga da matriz para as fibras é eficiente, conferindo uma boa resistência mecânica ao compósito, porém este material torna-se frágil, ficando sujeito à propagação de fraturas na matriz. Se a ligação interfacial for fraca, a transferência de carga da matriz para as fibras é menos eficiente, conferindo uma baixa resistência mecânica ao compósito, porém em caso de fratura da matriz, a quantidade de energia absorvida é maior, devida aos mecanismos de dissipação de energia durante o processo de descolamento da fibra (GAY, 2015). Assim, o material compósito resultante da combinação da fibra reforçada com a matriz é influenciado pelas proporções do reforço e da matriz, pela forma do reforço e pelos processos de fabricação (GAY, 2015).

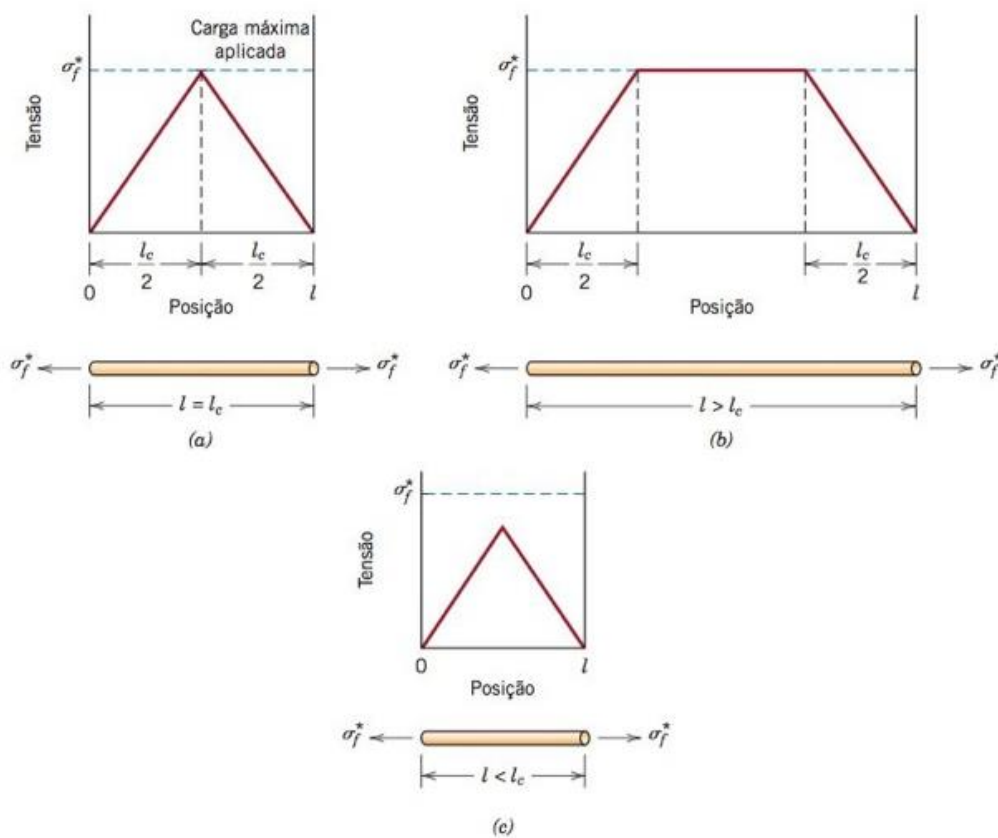
Como mencionado anteriormente, as fibras podem ser classificadas como contínuas ou descontínuas, dependendo do comprimento e, conseqüentemente os compósitos reforçados com estas fibras também adquirem esta classificação. Esta subclassificação é importante, pois a interface entre a fibra e a matriz é de suma importância para a transferência da carga, principalmente quando é aplicada uma tensão no conjunto (CHAWLA, 2012; CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Desta forma, é necessário que a fibra apresente um comprimento mínimo (crítico) para que exista um aumento efetivo da resistência e um enrijecimento do produto final. A Figura 15 ilustra o perfil tensão-posição quando o comprimento da fibra l é: (a) igual ao comprimento crítico l_c ; (b) maior que o comprimento crítico; e (c) menor que o comprimento crítico, para um compósito reforçado com fibras que está submetido a uma tensão de tração igual ao limite de resistência à tração da fibra σ_f^* . No caso dos compósitos contendo fibra de vidro ou carbono, esse comprimento crítico é da ordem de 1 nm (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

No setor aeroespacial, a utilização dos materiais compósitos reforçados com fibras aumenta a cada dia, devido à sua elevada resistência específica e rigidez, bem como sua capacidade de moldar e adaptar para produzir configurações estruturais aerodinamicamente mais eficientes quando comparado com os materiais mais convencionais (SOUTIS, 2005). Como o material

compósito reforçado com fibra apresenta uma massa específica reduzida em relação aos materiais tradicionais é comum a redução no consumo de combustível e o aumento no desempenho aerodinâmico das aeronaves. Desta forma, materiais compósitos reforçados com fibras apresentam diversas aplicações desde a fuselagem de aeronaves (militares e civis) até aplicações mais exóticas como em veículos aéreos não tripulados (UAVs) e lançadores espaciais e satélites (SOUTIS, 2005). A Tabela 6 ilustra alguns sistemas fibra/matriz para os compósitos reforçados com fibras.

Figura 15 – Perfil tensão-posição entre o comprimento da fibra e o comprimento crítico.



Fonte: CALLISTER, RETHWISCH (2012).

Assim, tem-se que as características mecânicas do compósito reforçado com fibras dependem das propriedades das fibras, bem como da carga aplicada e distribuída pelo material (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; CHAWLA, 2012). Por exemplo, os compósitos reforçados com fibras descontínuas e alinhadas podem apresentar módulos de elasticidade e limites de resistência à tração que são aproximadamente e respectivamente 90% e 50%, quando comparados com compósitos reforçados com fibras contínuas. Já os compósitos

reforçados com fibras descontínuas aleatórias apresentam propriedades mecânicas mais isotrópicas, e são aproximadamente um quinto mais eficientes na transferência de carga do que os compósitos reforçados com fibras contínuas (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Tabela 7 – Exemplos de sistemas fibra/matriz para os compósitos reforçados com fibras.

Classe	Fibra/matriz
Matriz polimérica	Para-aramida (kevlar)/epóxi
	Para-aramida (kevlar)/poliéster
	C (grafite)/epóxi
	C (grafite)/ poliéster
	C (grafite)/ poliéter-éter-cetona (PEEK)
	C (grafite)/ sulfeto de polifenileno (PPS)
Matriz metálica	B/Al
	C/Al
	Al ₂ O ₃ /Al
	Al ₂ O ₃ /Mg
	SiC/Al
	SiC/Ti (ligas)
Matriz cerâmica	Nb/MoSi ₂
	C/C
	C/SiC
	SiC/Al ₂ O ₃
	SiC/SiC
	SiC/Si ₃ N ₄
	SiC/Li-Al-silicato (vidrocerâmica)

Fonte: SHACKELFORD (2008).

Como o principal papel das fibras é fornecer resistência e rigidez ao compósito, deve-se ter um equilíbrio de propriedades mecânicas, pois as fibras de alta resistência são frágeis e possuem um comportamento linear em relação à tensão-deformação e baixa tensão de ruptura. A fibra de carbono contém a melhor combinação de propriedades, mas também é a mais onerosa quando comparada com a fibra de vidro ou aramida. Assim, devido à relação

custo/benefício, as fibras de vidro são o reforço mais utilizado, pois exibem um bom equilíbrio de propriedades mecânicas e possuem baixo custo, resultando em um material com alta densidade, baixo módulo, boa resistência à corrosão e de fácil manuseio (CAMPBELL, 2006).

A fibra de vidro "estrutural" (ou S-2) foi desenvolvida para suprir a necessidade de uma fibra de maior resistência para a fabricação de vasos de pressão enrolados em filamentos e carcaças de motor de foguete. Este tipo de fibra tem densidade, desempenho e custo intermediários entre o vidro convencional e o carbono (CAMPBELL, 2006).

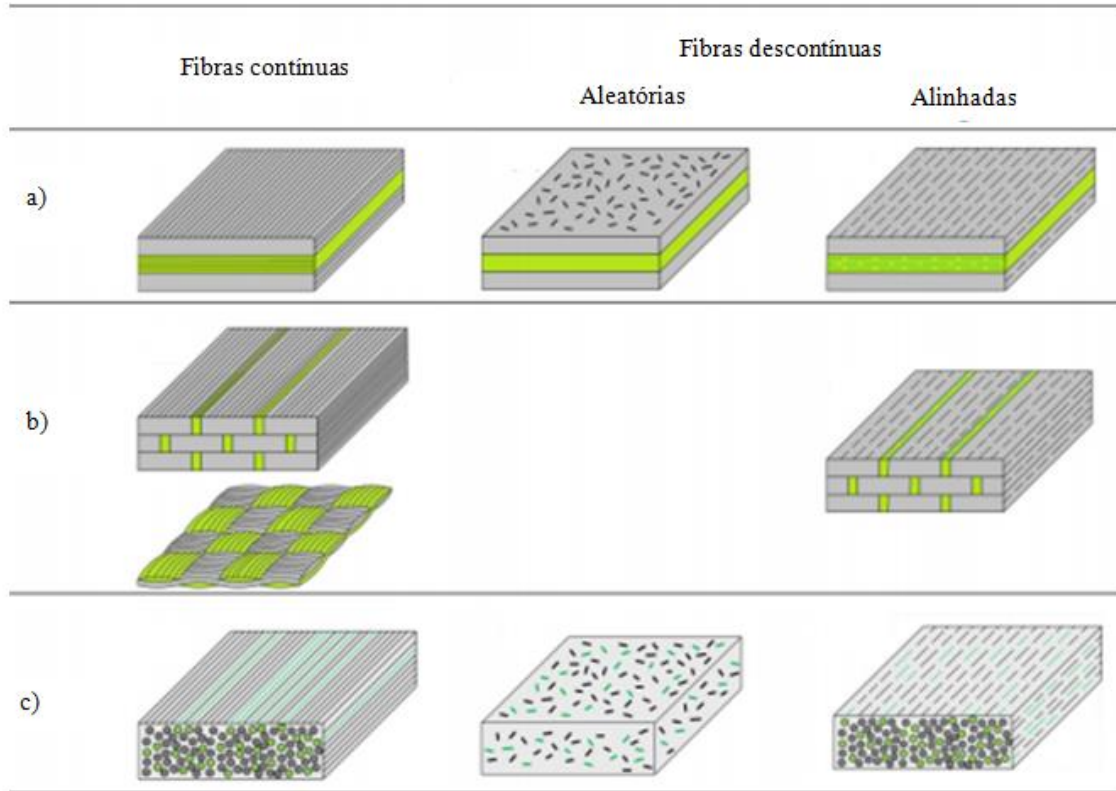
A fibra de carbono é estruturalmente eficiente e exibe excelente resistência à fadiga, baixa densidade, baixo coeficiente de expansão térmica, baixa resistência ao impacto, além de ser frágil. Como esta fibra se encontra disponível em uma ampla gama de força e rigidez, sendo que as forças variam de 300 a 1000 ksi e os módulos alternam entre 30 e 145 ksi, torna-se necessário classificá-las como fibras de alta resistência com módulo intermediário ou módulo alto (CAMPBELL, 2006). A fibra de aramida (por exemplo, Kevlar) é uma fibra orgânica que tem baixa densidade e é extremamente resistente, exibindo excelente tolerância a danos, mas tem um desempenho ruim à compressão (CAMPBELL, 2006).

Os materiais reforçados com dois ou mais tipos de fibras são denominados compósitos híbridos. A utilização de dois tipos de fibra visa aproveitar as propriedades ou recursos de cada tipo de reforço, resultando em um *design* mais flexível. Os exemplos mais comuns são fibras de vidro/carbono, vidro/aramida e aramida/carbono. Híbridos podem estar presentes em uma única camada, em duas camadas alternadas ou em áreas selecionadas. O processo de hibridização em áreas selecionadas é geralmente feito para fortalecer ou endurecer uma determinada parte do material (SAFRI *et al.*, 2017; CAMPBELL, 2006).

Os compósitos híbridos podem ser classificados em três categorias dependendo da distribuição (contínua ou descontínua) de cada fibra presente no sistema. A Figura 16 ilustra estas três categorias que são denominadas: (a) híbridos interlaminares, na qual a hibridação é alcançada pelo empilhamento de diferentes camadas em um laminado; (b) híbridos intralaminares, onde diferentes fios são paralelamente misturados ou costurados dentro das

camadas; (c) híbridos misturados, onde os diferentes tipos de fibras estão intimamente misturados (YU *et al.*, 2015).

Figura 16 – Representação esquemática dos compósitos híbridos.



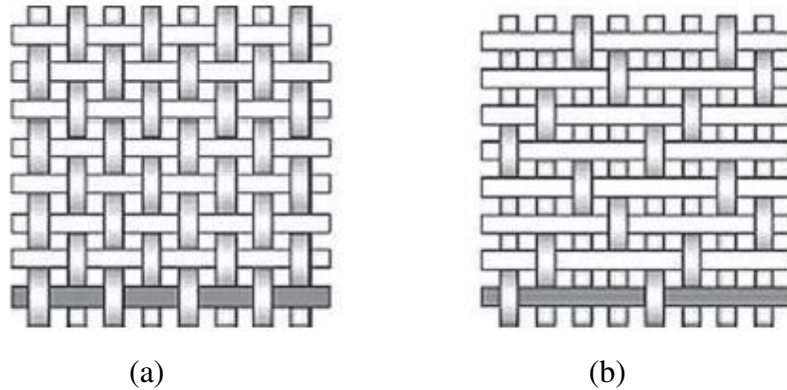
Fonte: YU *et al.* (2015).

A maioria das fibras é comercialmente disponibilizada na forma de tecido mas, em alguns casos, é muito difícil tecer as fibras com alto módulo de rigidez, devido à sua fragilidade. A fabricação do tecido apresenta algumas vantagens, como por exemplo, a capacidade de atingir altos volumes de fibra, drapeabilidade do tecido e eficiência estrutural (CAMPBELL, 2006).

Já uma desvantagem deste tipo de fabricação é o surgimento das pregas que introduzem uma deformação no abastecimento da fibra durante a tecelagem. Para minimizar os danos causados na fibra, geralmente adiciona-se um acabamento que seja compatível com a seleção da matriz, com o intuito de auxiliar no processo de tecelagem. Normalmente, os tecidos são mais maleáveis do que os materiais costurados, no entanto, um padrão de tecelagem específico afetará a capacidade de manuseio, as propriedades estruturais e a sua drapeabilidade, ou seja, capacidade de adquirir dobras e ondulações de entrelaçamento entre as fibras (CAMPBELL,

2006). Existem muitos padrões de tecelagem e a Figura 17 ilustra os dois exemplos mais comuns.

Figura 17 – Padrão de tecelagem: tecido liso (a) e tecido acetinado (b).



Fonte: CAMPBELL (2006).

O tecido liso apresenta boa estabilidade e resistência à distorção, enquanto os tecidos acetinados apresentam maior drapeabilidade e possuem propriedades mecânicas maiores, devido à menor crimpagem da fibra, ou seja, a capacidade da fibra adquirir e manter o formato (enrugado) após a compressão (CAMPBELL, 2006).

Um material costurado consiste de fibras unidirecionais orientadas em uma direção específica que posteriormente são costuradas formando um tecido (ou uma malha) multidirecional. As vantagens de um *design* costurado incluem segundo Campbell (2006):

- capacidade de incorporar orientações fora do eixo à medida que o tecido é removido do rolo, ou seja, não é necessário realizar o corte fora do eixo reduzindo, assim, as taxas de descarte;
- custos de mão de obra reduzidos, pois será necessária uma menor quantidade de folhas a serem cortadas e manuseadas;
- a orientação da camada permanece intacta durante o manuseio, pelo fato dos fios de costura estarem orientados segundo o eixo z.

Uma desvantagem é a dificuldade com relação à disponibilidade, uma vez que conjuntos específicos de camadas costuradas são adaptados à seleção de fibra, ao volume de fibra e aos requisitos de costura, que são solicitados por cada cliente (CAMPBELL, 2006).

4.2.1.3. Compósitos estruturais

Os compósitos estruturais são constituídos por combinações de diferentes materiais, sendo que seus constituintes podem ser do tipo homogêneo e do tipo compósitos, de modo que as propriedades do compósito estrutural dependem intrinsecamente das propriedades dos seus constituintes e do arranjo geométrico dos seus elementos estruturais. Os exemplos mais comuns de compósitos estruturais são os laminados e os painéis-sanduiche (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Os compósitos laminados são constituídos por lâminas ou painéis bidimensionais que possuem uma direção preferencial com elevada resistência (CALLISTER, RETHWISCH, 2012). Os compósitos reforçados com fibras contínuas frequentemente aparecem na forma de laminados, pois cada lâmina é constituída pelo empilhamento de várias camadas ortótropas unidirecionais, lembrando que os compósitos reforçados com fibras contínuas são ortótropos ao longo da direção das fibras (BRUYNEEL, 2008; KREJA, 2011).

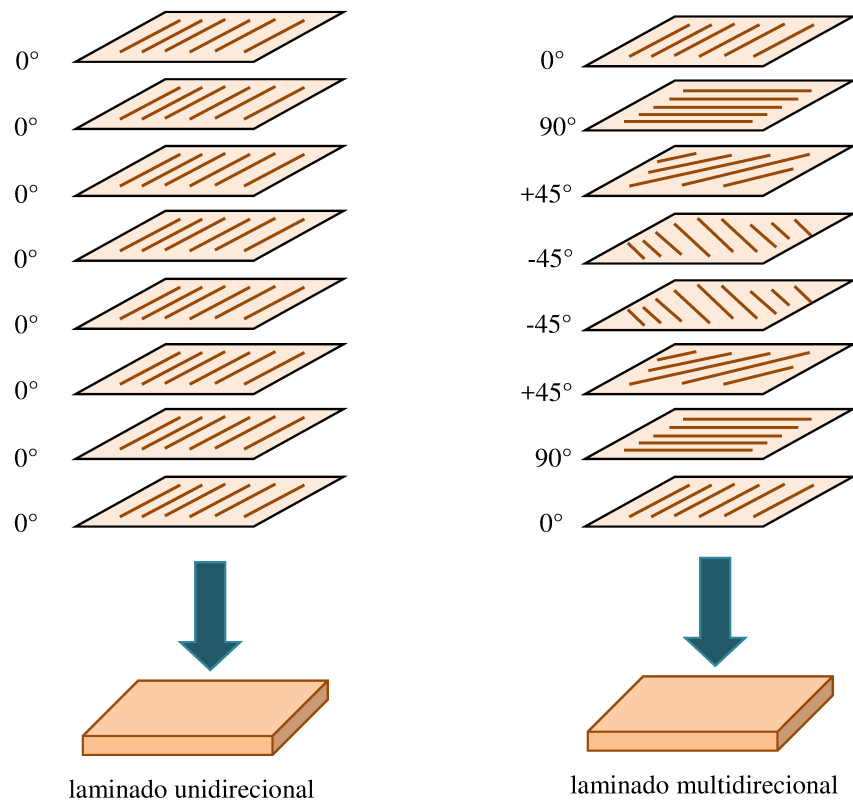
Se o empilhamento das lâminas ocorrer em uma única direção, será produzido um laminado unidirecional, extremamente resistente na direção de alinhamento da fibra, mas muito fraco na direção de 90° em relação ao alinhamento da fibra, uma vez que a carga transportada pela matriz polimérica é muito mais fraca. Devido a estas características, o laminado unidirecional é considerado instável (KREJA, 2011; CAMPBELL, 2006). No entanto, o empilhamento das lâminas pode ser realizado em diferentes direções com o intuito de melhorar a resistência nas demais direções (KREJA, 2011; CAMPBELL, 2006).

Como a orientação das fibras impacta diretamente as propriedades mecânicas, parece lógico orientar o maior número possível de camadas na direção do carregamento, mas na maioria das vezes é necessário equilibrar a capacidade de transporte de carga em diferentes direções, sendo a combinação em camadas com orientação de fibras a 0, +45, -45 e 90 graus a mais utilizada para aumentar o suporte da carga (CAMPBELL, 2006).

A Figura 18 ilustra a representação esquemática de um laminado unidirecional e de um laminado multidirecional, no qual as camadas são empilhadas, de forma que a direção de elevada resistência varie de 0, +45, -45 e 90 graus, na medida em que as camadas sucessivas

vão sendo depositadas. Em seguida estas camadas são unidas umas às outras, produzindo um material com resistência relativamente elevada na direção de alinhamento da fibra (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Figura 18 – Representação esquemática do empilhamento das camadas em um compósito laminado.

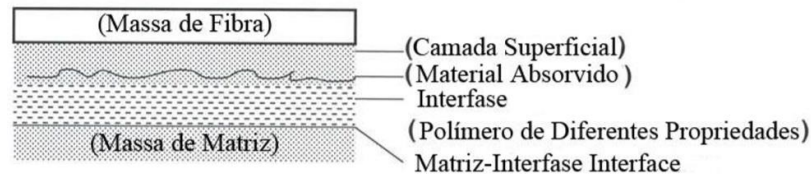


Fonte: autoria própria.

Nos laminados, as interfaces são distintas entre si, como mostra a Figura 19, sendo possível conservar as propriedades químicas e físicas da matriz e da fibra (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Nos compósitos laminados, uma boa região de interface (Figura 19) é aquela na qual toda a extensão superficial da fibra é efetivamente impregnada pela matriz, garantindo um melhor desempenho mecânico do produto acabado (RATNA, 2009).

Figura 19 – Representação da interface em compósitos laminados.



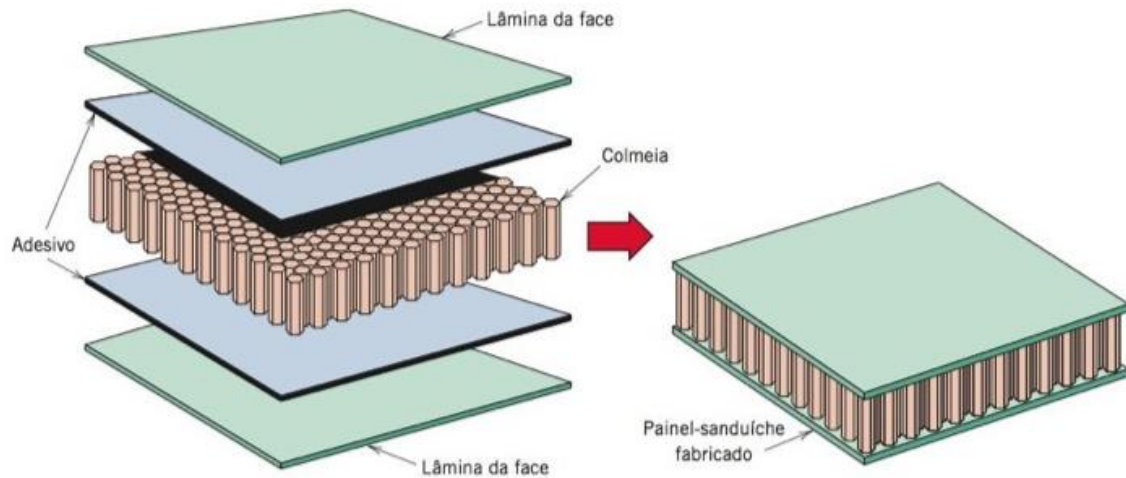
Fonte: RATNA (2009).

Os compósitos laminados são usualmente fabricados a partir de fibras com elevado valor de módulo de rigidez, tais como fibras de grafite, vidro ou boro que são incorporadas em uma matriz polimérica, geralmente epóxi ou poliamida (KOIDE *et al.*, 2013). A fabricação de um laminado envolve um grande número de parâmetros, tais como a orientação das fibras, a espessura das camadas e a sequência de empilhamento. Além disso, a densidade do material também está relacionada com a topologia das estruturas compósitas (KOIDE *et al.*, 2013).

As características desejáveis em um projeto de otimização de compósito laminado incluem: peso estrutural, rigidez, força absorvida pela camada, frequência natural e tolerância a danos. Se necessário outro elemento de reforço pode ser adicionado, na tentativa de se obterem as propriedades desejadas, de forma que o compósito formado será um laminado híbrido (CALLISTER, RETHWISCH, 2012). Por exemplo, as nanopartículas podem ser adicionadas aos materiais compósitos poliméricos reforçados com fibra, a fim de melhorar o desempenho do material, tendo como característica o aumento de resistência ao cisalhamento interlaminar, a tenacidade à fratura e a energia da fratura (CICCO *et al.*, 2017).

Os painéis-sanduíche são materiais compósitos estruturais constituídos por duas lâminas finas, localizadas nas partes externas do material que posteriormente são unidas ao núcleo, ou material de enchimento interior, através de um adesivo, como ilustra a Figura 20.

Figura 20 – Representação esquemática de um painel-sanduiche com núcleo de colmeia.



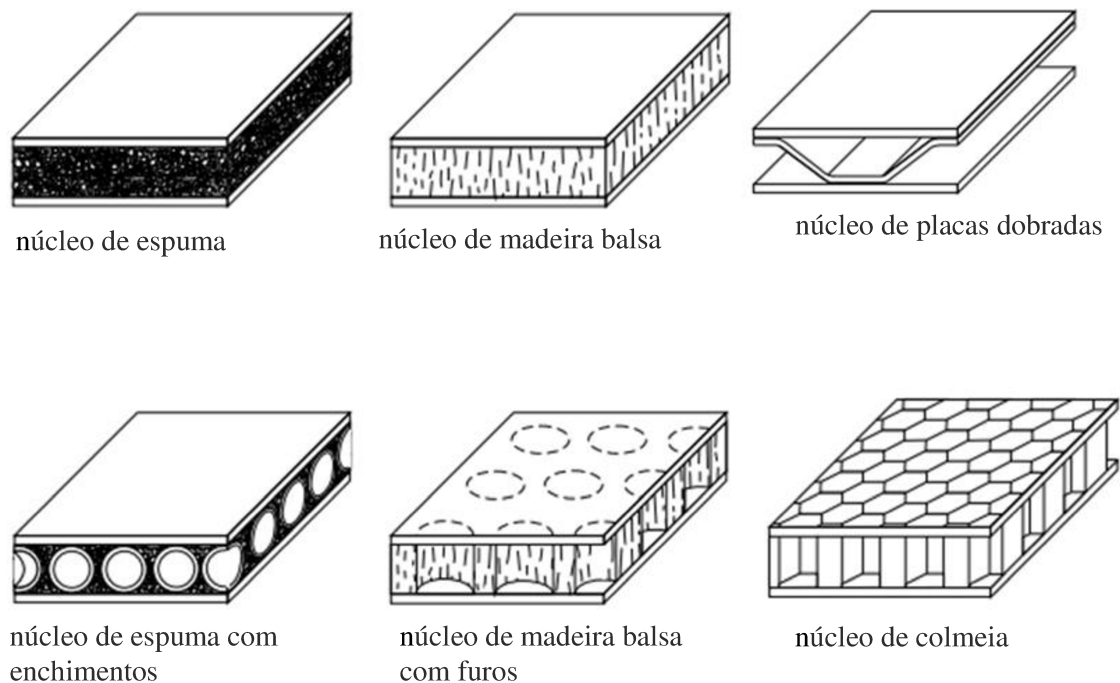
Fonte: CALLISTER, RETHWISCH (2012).

Este material foi desenvolvido para apresentar resistência e rigidez melhoradas, bem como densidade específica reduzida, bom isolamento térmico, durabilidade em ambientes agressivos, e múltiplas possibilidades de escolha de constituintes (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; ALMEIDA *et al.*, 2011). As lâminas externas são responsáveis por conferir elevada rigidez e resistência, contribuindo para aumentar as resistências a tensões de tração e de compressão. As lâminas externas são preparadas a partir de materiais rígidos e resistentes, enquanto o núcleo, que pode ser homogêneo ou não é fabricado com material com baixos valores de densidade, resistência e rigidez (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; ALMEIDA *et al.*, 2011).

Os materiais tipicamente utilizados no núcleo podem ser divididos em três categorias: espumas poliméricas rígidas, madeira balsa e colmeias. A Figura 21 ilustra a representação esquemática de painéis-sanduiche com núcleos sólidos e ocos. O núcleo é responsável por fornecer suporte contínuo para as faces externas e deve apresentar espessura e resistência adequadas para conferir elevada rigidez ao cisalhamento e para suportar as tensões de cisalhamento transversais, respectivamente (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; ALMEIDA *et al.*, 2011).

O núcleo de colmeia é composto por folhas finas que apresentam o formato de células hexagonais interligadas, no qual os eixos estão perpendicularmente orientados em relação ao plano das faces. Nos painéis-sanduíche com núcleos em colmeia, a resistência e a rigidez do compósito dependem do tamanho da célula, da espessura das paredes da célula e do material com o qual o núcleo é fabricado. No setor aeroespacial, os painéis-sanduíche são vastamente utilizados na fabricação das asas, fuselagem e revestimento vertical da aeronave (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; ALTENBACH *et al.*, 2018).

Figura 21 – Representação esquemática de painéis-sanduíche com núcleos sólidos e ocos.



Fonte: ALTENBACH *et al.* (2018).

4.2.2. Classificação de acordo com o tipo de matriz

Os materiais compósitos também podem ser classificados de acordo com o tipo de matriz utilizada em sua fabricação. Assim têm-se os compósitos poliméricos, os compósitos cerâmicos e os compósitos metálicos (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; CAMPBELL, 2006).

4.2.2.1. Compósitos poliméricos

Os compósitos poliméricos são materiais nos quais a matriz selecionada é um polímero que pode ser do tipo termorrígido ou termoplástico. As matrizes poliméricas apresentam propriedades mecânicas vantajosas relativas à temperatura ambiente, baixo peso, facilidade no processo de fabricação e custo reduzido, além disso, este tipo de matriz é facilmente processado à baixa temperatura, evitando problemas associados com a degradação do reforço (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; CAMPBELL, 2006).

Uma matriz polimérica típica normalmente apresenta resistência à tração de 5-10 ksi, enquanto uma fibra de alta resistência exibe valores iguais ou superiores a 500 ksi. A tensão longitudinal e as cargas de compressão são transportadas pelas fibras, enquanto a matriz distribui as cargas entre as fibras promovendo a estabilidade e impedindo a dobra das mesmas durante a compressão. A matriz é também a principal transportadora de carga para o cisalhamento interlaminar e a tensão transversal. Na busca de melhorar a capacidade de transferência de carga da fibra para a matriz é conveniente impregnar a fibra com uma resina, que devido à sua baixa viscosidade aumenta a aderência fibra/resina promovendo ligações químicas e/ou mecânicas que facilitam o transporte das cargas entre a fibra e a matriz (CAMPBELL, 2006).

As resinas mais usadas são poliésteres, ésteres de vinila, epóxis, bismaleimidas, poliimidas e fenólicos. As resinas termorrígidas consistem na associação de uma resina e um agente de cura compatível, que quando misturados formam um líquido de baixa viscosidade que provoca a cura, devido ao calor gerado internamente (exotérmicos) ou ao calor aplicado externamente (CAMPBELL, 2006).

As resinas termorrígidas são resistentes a solventes e produtos químicos, sendo amplamente utilizadas na fabricação de compósitos de alto desempenho. Por outro lado, as resinas termoplásticas apresentam elevada viscosidade e não reticulam durante o aquecimento. No início do processo essas resinas já reagiram totalmente, mas ao aquecer a uma determinada temperatura elas amaciam ou derretem, podendo ser reprocessadas diversas vezes. Vale ressaltar que, ao selecionar um sistema de resina, é necessário atentar à temperatura de serviço para produção da peça e a temperatura de transição vítrea (T_g) da matriz polimérica, pois

resinas diferentes absorvem a umidade em taxas diferentes, e os níveis de saturação podem variar (CAMPBELL, 2006).

Há uma grande diversidade de materiais que podem ser usados para a fabricação de compósitos. As fibras podem ser contínuas ou descontínuas. Elas podem ser orientadas ou desorientadas (arranjo aleatório). Elas podem também ser fornecidas como fibras secas ou pré-impregnadas com resina polimérica (prepreg). Os materiais pré-impregnados termorrígidos contínuos estão disponíveis no mercado em muitas combinações de fibras e matrizes. Um prepreg é uma forma de fibra que tem uma quantidade pré-determinada de resina não curada impregnada na fibra. Este material é fabricado através da colimação de várias mechas de fibras contínuas que são depositadas entre as folhas do papel de suporte e do papel desmoldante, previamente revestido com resina. Posteriormente, as mechas são prensadas, com o auxílio de rolos aquecidos e a resina é espalhada uniformemente formando um filme. Em seguida, o prepreg produzido é embalado e comercializado na forma de bobinas (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; CAMPBELL, 2006).

Fios pré-impregnados são geralmente utilizados em processos automatizados, como enrolamento filamentar e colocação automática de fita, enquanto fita unidirecional e tecidos prepreg são usados em processos de laminação manual (CALLISTER, RETHWISCH, 2012; CAMPBELL, 2006).

As fitas pré-impregnadas unidirecionais oferecem melhor desempenho do que os tecidos pré-impregnados, devido à ausência de crimpagem e a habilidade de se adaptar facilmente às formas, mas os tecidos pré-impregnados oferecem drapeabilidade. Os pré-impregnados são fornecidos com uma resina líquida (conteúdo de resina pré-impregnada aproximadamente igual ao teor final de resina) ou excesso de resina (conteúdo de resina pré-impregnada maior que o teor final de resina). Dependendo da matriz, a resina em excesso flui através das camadas, removendo o ar aprisionado sendo, posteriormente removida pelas camadas de sangramento, que determinam o teor final da resina. Já no caso da resina líquida, nenhuma remoção é necessária, uma vez que os volumes de fibra e resina são facilmente controlados (CAMPBELL, 2006).

Existem diversos tipos de processos utilizados para a fabricação de compósitos, sendo que os materiais e a técnica envolvida em cada processo correspondem ao tipo de matriz e à fase dispersa selecionada. Embora a seleção de fibras geralmente domine as propriedades mecânicas dos compósitos, a seleção da matriz também pode influenciar na performance do material compósito. A seleção do tipo de fibra (ou partícula) e matriz a serem utilizadas, depende, fundamentalmente, da aplicação final do compósito, ou seja, das características mecânicas desejadas para o produto acabado. Assim, os processos de fabricação são inúmeros e dependem das dimensões, forma, qualidade e taxa de produção do material desejado. A seguir serão abordados alguns processos de fabricação utilizados para compósitos contendo matriz polimérica (CAMPBELL, 2006).

4. 3 Processos de fabricação de materiais compósitos

O processo de fabricação a ser utilizado na produção de um material compósito pode ser manual ou automatizado, sendo que a escolha do método mais adequado é determinada pelo tipo de matriz. Existem diversos tipos de processos para a fabricação de compósitos poliméricos, sendo que os mais utilizados para a fabricação de compósitos de alto desempenho no setor aeroespacial são: por corte automatizado das camadas; por agrupamento ou laminação manual das camadas; e por cura em autoclave. Outros processos incluem a colocação automática de fitas, enrolamento filamentar, colocação de fibras, moldagem líquida e pultrusão (CAMPBELL, 2006).

Alguns processos de fabricação têm em comum a utilização de uma ferramenta de cura, denominada molde, que pode ser fabricado com metal, polímero, madeira ou até mesmo com gesso (GAY, 2015). O molde tem como objetivo transferir o calor e a pressão da autoclave, no decorrer da etapa de cura, produzindo uma peça com dimensões altamente precisas. Esta ferramenta tem elevado custo e deve ser projetada e fabricada corretamente, com base em conhecimentos prévios, a fim de se evitarem modificações ou a sua substituição (GAY, 2015).

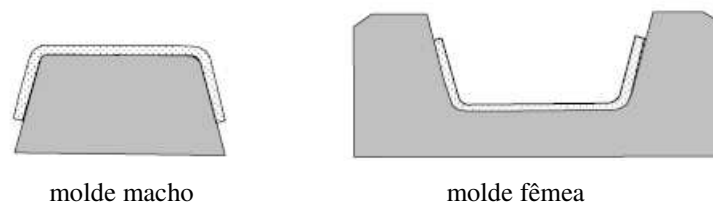
A escolha do material adequado para a produção do molde deve ser feita de acordo com a configuração (ou complexidade) e a quantidade de peças a serem fabricadas, garantindo uma maior durabilidade do molde (GAY, 2015). Em geral, os moldes fabricados com polímeros reforçados podem ser usados para temperaturas baixas a intermediárias; os fabricados com

metais são empregados para temperaturas baixas a altas, e os que utilizam grafites ou cerâmicas são ideais para temperaturas muito altas (CAMPBELL, 2006).

Para a cura em autoclave, os moldes são geralmente feitos de aço ou alumínio, mas outros materiais como carbono/epóxi, carbono/bismaleimida e ligas de ferro-níquel (comercialmente conhecidas como *invar* e Nilo) também podem ser utilizadas. Como o alumínio e o aço expandem com taxas maiores do que carbono/epóxi, durante a etapa de cura é necessário corrigir o seu tamanho, ou compensar as diferenças da expansão térmica, evitando problemas, como por exemplo, tamanho incorreto da peça, laminados rachados e danificados (CAMPBELL, 2006).

Uma vez definidas as superfícies interna e externa do molde (Figura 22) tem-se que a superfície externa da linha de molde produz uma peça com um acabamento superficial extremamente suave e com maior facilidade de agrupamento das camadas, enquanto a superfície interna da linha de molde fornece um melhor ajuste com redução das lacunas e reparos (CAMPBELL, 2006).

Figura 22 – Tipos de molde: macho e fêmea.

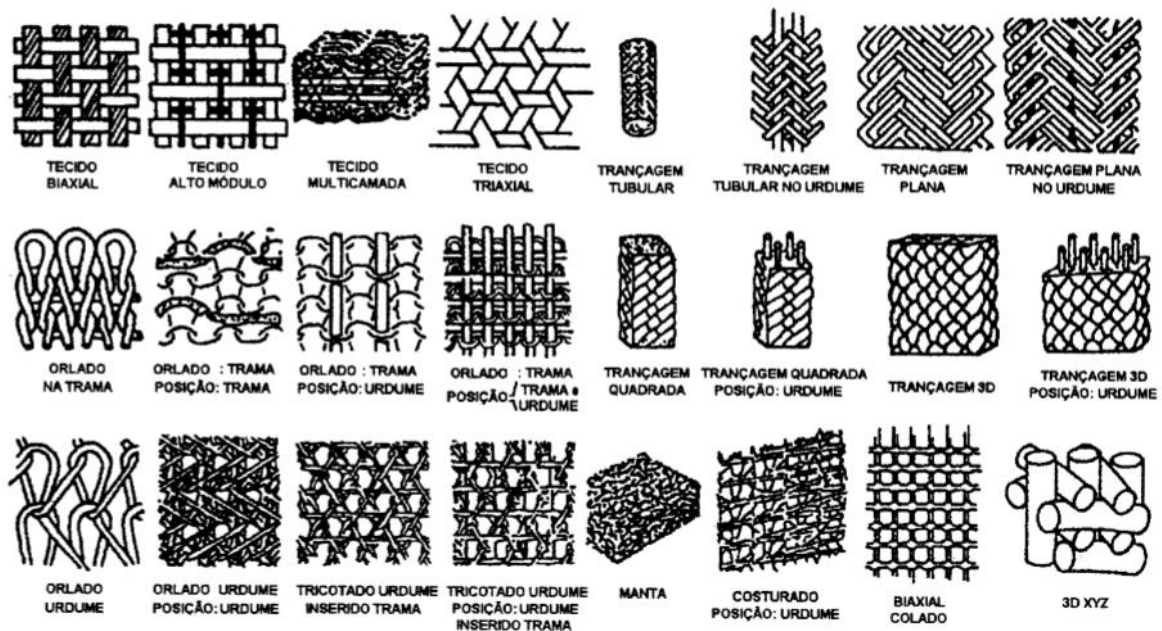


Fonte: CAMPBELL (2006).

Em alguns processos de fabricação, destaca-se o emprego de uma pré-forma (Figura 23), que consiste de um reforço fibroso (fibra seca, contínua e orientada) não impregnado e pré-moldado, que está pronto para uso. A pré-forma é produzida em um modelo de forma, um mandril ou em uma ferramenta, antes de ser colocada no molde da peça compósita; além disso, a pré-forma é normalmente utilizada com uma geometria pré-definida e adequada ao processamento da peça compósita. O formato da pré-forma é muito semelhante à configuração final da peça e sua utilização reduz significativamente os custos de mão de obra e a quantidade de material de descarte (CAMPBELL, 2006).

A pré-forma pode ser produzida a partir de fios, fitas unidirecionais, processos de tecelagem e ainda por tecidos que foram cortados ou costurados. A utilização das pré-formas possibilita ainda, como vantagem, a redução de desgaste na fibra, melhor tolerância a danos, e permite que as orientações das fibras sejam fixadas em locais desejados. As desvantagens incluem altos custos para a produção da pré-forma, flexibilidade limitada, maiores cuidados com a compatibilidade do aglutinante com a matriz e preocupações com a molhabilidade e a aderência da fibra para peças mais complexas (CAMPBELL, 2006; PARDINI, 2000). A Figura 23 ilustra alguns exemplos de pré-formas utilizadas na fabricação de compósitos estruturais.

Figura 23 – Exemplos típicos de pré-formas utilizadas na fabricação de compósitos estruturais.



Fonte: PARDINI (2000).

4.3.1. Laminação manual

O processo de laminação manual (do inglês, *hand lay up*) é realizado em molde aberto, que pode ser macho ou fêmea, onde são colocadas as camadas de fibras impregnadas com resina e acelerador. Antes de iniciar a laminação, o molde deve ser limpo e revestido com um agente líquido desmoldante ou coberto com um filme de liberação, para facilitar a desmoldagem da peça. Em seguida, o gel *coat* pigmentado ou transparente pode ser aplicado na superfície do molde, contribuindo para o bom acabamento da peça. Em geral, a laminação ou agrupamento

manual de camadas é realizado usando uma fita pré-impregnada com 24 polegadas de largura (GAY, 2015; CAMPBELL, 2006).

Inicialmente, as camadas são pré-cortadas utilizando processos manuais ou automatizados, dependendo do número de peças a ser fabricado e, posteriormente, essas camadas são aglomeradas em pacote. Atualmente, os cortes automatizados produzem materiais com 48 a 60 polegadas de largura e são rápidos e vantajosos, pois produzem cortes de alta qualidade e podem ser programados *off-line*, maximizando o uso do material. Os processos de corte das camadas são normalmente acompanhados pelo sistema automatizado de rotulação, que são responsáveis por inserir no papel de liberação do prepreg uma etiqueta contendo o número da peça e o número de identificação das camadas, facilitando as etapas de classificação e montagem destas (GAY, 2015; CAMPBELL, 2006).

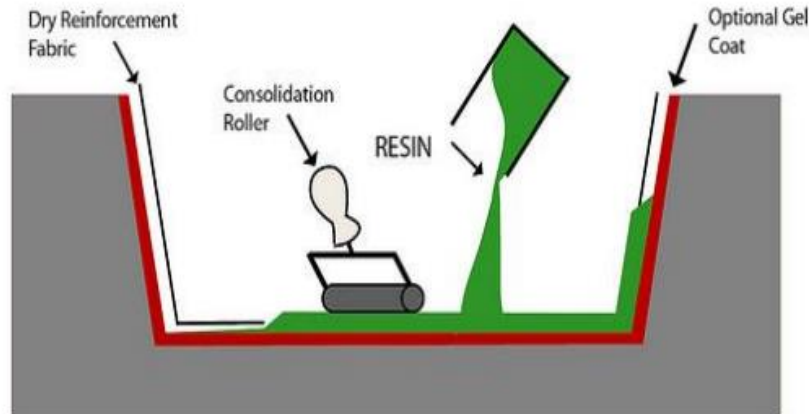
Após o revestimento do molde, o papel de liberação da camada é removido e em seguida as camadas são posicionadas e coladas no molde, respeitando-se o local e a orientação especificados pelo projeto. As camadas são sucessivamente aplicadas até atingir a espessura necessária, sendo recomendado não ultrapassar a aplicação de três camadas consecutivas de manta, devido ao risco de empenamento da peça, queima do gel *coat* e esbranquiçamento da fibra (GAY, 2015; CAMPBELL, 2006).

A etapa de compactação das camadas é feita usando um rolo ou pincel que expulsa as bolhas de ar. A etapa de endurecimento por resina depende da quantidade de acelerador utilizado e da temperatura, e pode durar de alguns minutos a algumas horas. A Figura 24 ilustra a representação esquemática do processo de laminação manual. Este processo demanda mão de obra volumosa e qualificada, mas pode ser o método mais econômico, se as peças forem pequenas e em quantidades limitadas, uma vez que as etapas de corte e de dobra manual representam 40-60% do custo total da peça (GAY, 2015; CAMPBELL, 2006).

No setor aeroespacial, a utilização de materiais compósitos de alto desempenho para a fabricação de asas, longarinas e fuselagens em aeronaves como a Boeing 787 e a Airbus A350 (com vãos superiores a 30 m) exigem uma taxa de produção que seja significativamente superior àquela obtida na laminação manual. Para melhorar a taxa de produção nessas

aplicações, foram desenvolvidos processos automatizados, como por exemplo, a colocação automatizada de fitas e a colocação automática de fibras (MCILHAGGER *et al.*, 2015).

Figura 24 – Representação esquemática do processo de laminação manual.

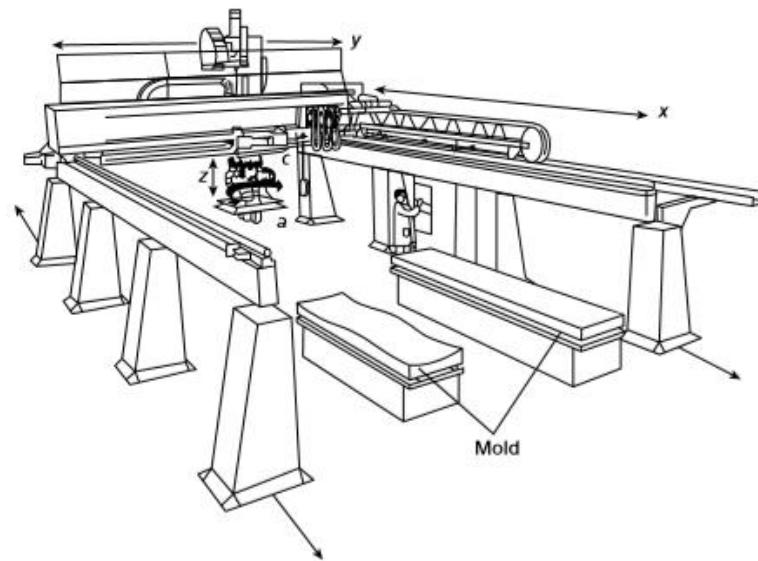


Fonte: VADIVELVIVEK (2013).

4.3.2. Colocação de fitas (processo automatizado)

A colocação automática de fitas (do inglês, *automated tape laying*) é um processo utilizado para a produção de grandes superfícies, tais como asas, longarinas e fuselagens em aeronaves (MCILHAGGER *et al.*, 2015). Geralmente, as camadas de fitas impregnadas são unidirecionais com 3, 6 ou 12 polegadas, dependendo se a aplicação é para estrutura plana ou estrutura levemente contornada. Neste processo, as camadas de fitas impregnadas com resina são depositadas no molde ou superfície por uma máquina que controla a orientação, a quantidade e a pressão com a qual o material é aplicado na peça (MCILHAGGER *et al.*, 2015; CAMPBELL, 2006). A Figura 25 ilustra uma máquina de colocação automatizada de fitas com dez eixos de movimento.

Figura 25 – Representação esquemática de uma máquina de colocação automatizada de fitas.



Fonte: CAMPBELL (2006).

No processo de colocação automatizada de fitas, a cabeça de deposição é responsável por conduzir e depositar as camadas de fitas impregnadas, de forma que a largura e a aderência do material são rigorosamente controladas. Para superfícies planas utilizam-se fitas com 6 ou 12 polegadas de largura, para maximizar as taxas de deposição. Já em superfícies levemente contornadas, nas quais o ângulo de aplicação corresponde a cerca de 15%, as fitas com 3 ou 6 polegadas de largura são empregadas para minimizar as folgas e as sobreposições (CAMPBELL, 2006).

As fitas são comercializadas em carretéis de grande diâmetro e possuem um papel para apoio, que deve ser removido durante o processo de colocação. O carretel é posicionado na máquina e as fitas fluem através das guias, enquanto o papel de suporte é removido em um rolo de coleta. O rolo de compactação presente no cabeçote da máquina é segmentado e quando entra em contato com a superfície da peça, a fita é depositada e uniformemente compactada (CAMPBELL, 2006).

A máquina é programada para depositar a fita no comprimento e ângulo pré-definidos, e quando uma camada é concluída, a cabeça de deposição levanta, retrai para a posição inicial e começa a colocar a próxima camada. As máquinas mais modernas são programadas *off-line* e contêm um sistema para pré-aquecer a fita, melhorando sua aderência, além de possuírem

válvulas que controlam a temperatura de acordo com a velocidade, evitando o superaquecimento do material (CAMPBELL, 2006). A Figura 26 exibe a máquina de colocação automatizada de fitas durante a fabricação da asa da aeronave Airbus A350.

Figura 26 – Processo de colocação automatizada de fitas na fabricação da asa da aeronave Airbus A350.



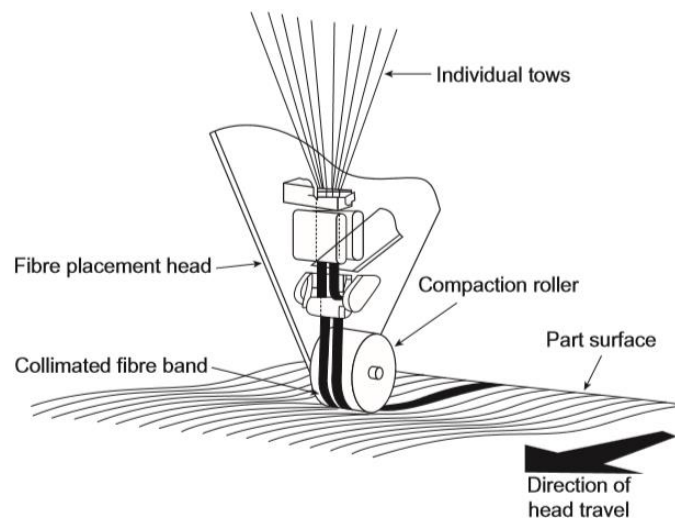
Fonte: GARDINER (2011).

4.3.3. Colocação de fibras (processo híbrido)

O processo de colocação automática de fibras (do inglês, *fiber placement*) foi desenvolvido especialmente para a indústria aeroespacial. Este processo é denominado híbrido, pois combina a capacidade de deposição diferencial do enrolamento filamentar com as qualidades da compactação com a deposição automática de fitas. Neste processo, a fibra totalmente impregnada é distribuída no molde com o auxílio de uma máquina que garante o posicionamento das camadas e a compactação necessária para a laminação, como ilustra a Figura 27 (CAMPBELL, 2006; BERSEE, 2010; MCILHAGGER *et al.*, 2015).

A Figura 28 ilustra a representação esquemática da máquina de colocação automática de fibra, na qual os rolos individuais de prepreg são alimentados pela cabeça de deposição e pressionados contra a superfície. Em geral, 12, 24 ou 32 rolos podem ser individualmente cortados e aplicados com velocidades distintas, de forma que cada rolo se adapte independentemente à superfície, atendendo às metas especificadas pelo projeto.

Figura 27 – Representação esquemática do processo de colocação automática de fibra.

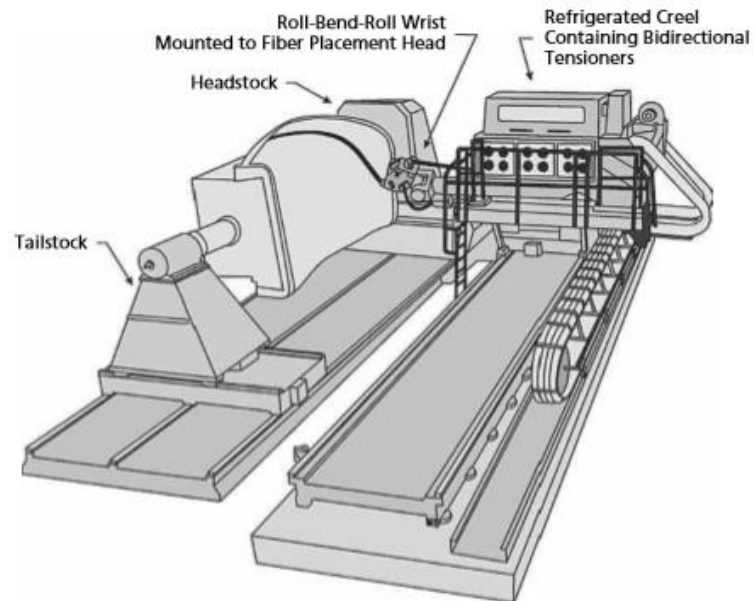


Fonte: MCILHAGGER *et al.* (2015).

Geralmente, a largura do cabo varia de 0,125 a 0,182 polegadas e a tensão varia de 0 a 2 libras. Como a tensão é ajustável, os reboques podem ser posicionados em contornos côncavos, que são limitados apenas pelo diâmetro do rolo de compactação. Desta forma, esse processo pode ser utilizado para fabricar peças com superfícies curvas mais complexas, semelhantes às obtidas na laminação manual (MCILHAGGER *et al.*, 2015; CAMPBELL, 2006).

A cabeça de deposição é responsável por cortar, depositar e compactar o material com um rolo de compactação que aplica uma pressão na faixa de 0,068 a 2,757 MPa. Quando a camada é concluída, a cabeça de deposição reinicia o processo colocando a próxima camada até atingir o final do percurso, onde os reboques restantes são cortados para coincidir com a forma limite da camada (CAMPBELL, 2006).

Figura 28 – Representação esquemática da máquina de colocação automática de fibra.



Fonte: CAMPBELL (2006).

No caso de compósitos termofixos, o molde e o laminado são embalados a vácuo e colocados em autoclave para cura. Como os reboques são adicionados e retirados de acordo com a necessidade, a taxa de material desperdiçado é baixa, variando de 2% a 5%. A cabeça de deposição contém recursos para aquecimento e resfriamento do ar, sendo que o aquecimento é usado para melhorar a aderência e a compactação das fibras, enquanto o resfriamento diminui a aderência durante o corte, a fixação e o reinício (CAMPBELL, 2006).

As máquinas de colocação de fibras possuem softwares extremamente complexos e podem ter instalações muito grandes e onerosas, além disso, as taxas de deposição são lentas quando comparadas com o enrolamento filamentar. As máquinas maiores contêm sete eixos de movimento e são capazes de manusear peças de até 6,096 metros de diâmetro e 21,336 metros de comprimento, com mandris de até 551,58 MPa.

O processo supracitado é utilizado na fabricação de seção de fuselagem traseira do A380; seções de fuselagem do Boeing 787 e dos jatos executivos da Raytheon; fuselagem traseira, painéis laterais da fuselagem, portas do trem de pouso principal do Bell/Boeing V-22 Osprey VSTOL; painéis de fuselagem, revestimentos e tampas de dutos de entrada do Boeing

F/A18E/F Super hornet (BERSEE, 2010; CAMPBELL, 2006). A Figura 29 ilustra a máquina de colocação de fibras durante a fabricação de uma seção de fuselagem da aeronave A380.

Figura 29 – Fabricação de uma seção de fuselagem da A380, através do processo de colocação automática de fibras.



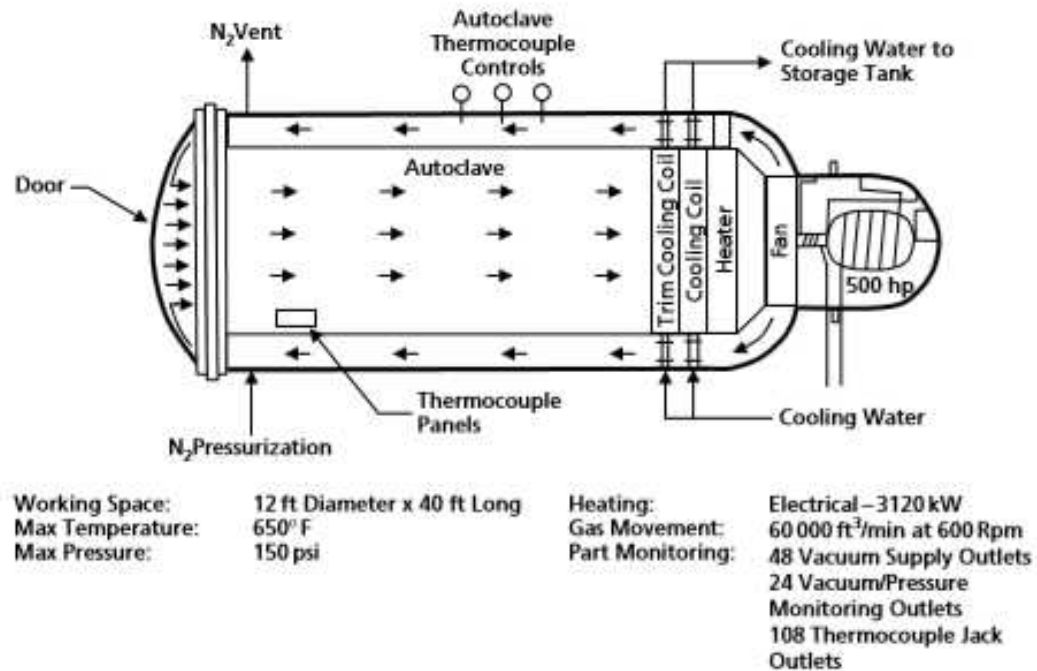
Fonte: BAUSSSET (2004).

4.3.4. Cura em autoclave

O processo de cura em autoclave (do inglês, *autoclave curing*) permite produzir materiais compósitos através da aplicação simultânea de altas temperaturas, vácuo e pressão elevada durante a consolidação das reações de reticulação da resina, convertendo-a em um termorrígido. Este processo é amplamente utilizado no setor aeroespacial para produzir laminados com alto desempenho, livres de vazamentos e mais densos.

O material pré-impregnado é depositado e colado no molde até atingir a camada com a espessura desejada, em seguida uma folha de plástico macio é usada para selar o laminado. O perímetro ao redor do molde é então colado com massa de vedação e o vácuo é aplicado sob a folha de plástico. A peça sofre compactação devida à ação da pressão atmosférica e as bolhas de ar são eliminadas e todo o conjunto é levado para a autoclave, onde é aquecido sob pressão até a efetivação da cura da peça. A Figura 30 ilustra a representação esquemática do processo de cura em autoclave.

Figura 30 – Representação esquemática do processo de cura em autoclave.

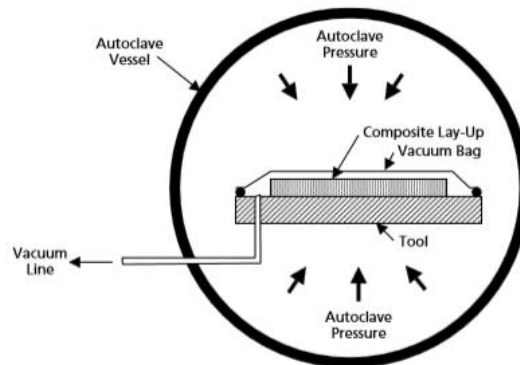


Fonte: CAMPBELL (2006).

Durante o ciclo de aquecimento, ocorrem mudanças no estado físico da resina e a etapa de compactação sob pressão deve ser aplicada antes que o material atinja a região viscoelástica. Este processo de cura em autoclave pode levar horas e ainda exige um trabalhador altamente qualificado, pois a maioria das etapas é feita manualmente; e como a qualidade final da peça (espessura por camada, grau de reticulação e conteúdo de vazios e porosidade) é determinada pelo tempo de cura, ocorre um aumento no custo para a fabricação do compósito. Para a utilização deste processo é necessário um grande investimento inicial para efetuar a compra e a instalação da autoclave (CAMPBELL, 2006).

A autoclave funciona segundo o princípio da pressão diferencial do gás (Figura 31) e geralmente opera com pressão entre 0,344 e 0,689 MPa, além disso, a atmosfera de gás inerte é normalmente utilizada para reduzir o risco de incêndio dentro da autoclave durante o ciclo de cura (BALASUBRAMANIAN *et al.*, 2018; CAMPBELL, 2006).

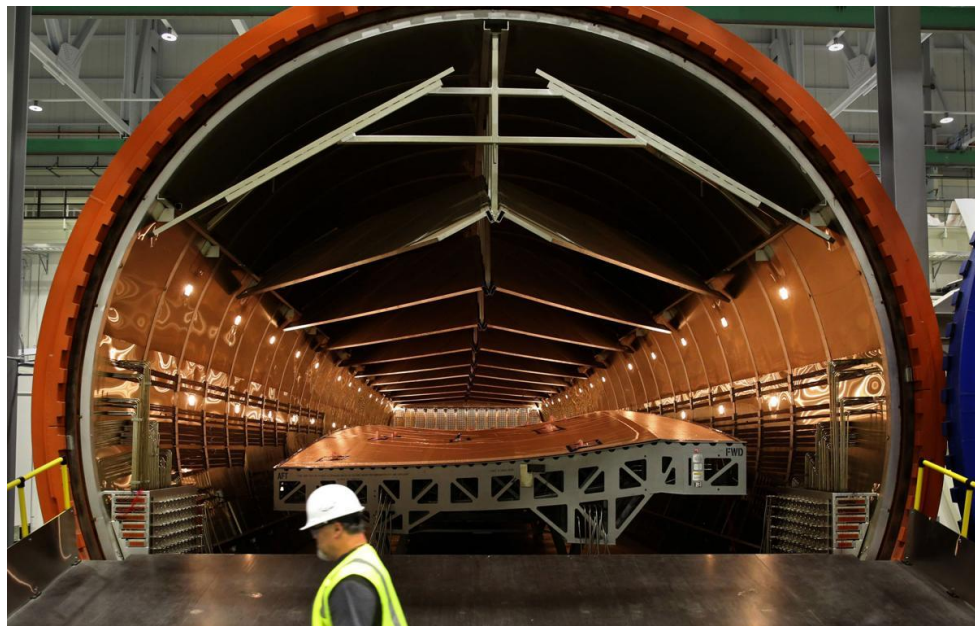
Figura 31 – Princípio de cura da autoclave.



Fonte: CAMPBELL (2006).

A autoclave pode acomodar uma única peça compósita de larga escala, como por exemplo, a asa de uma aeronave, ou então várias peças menores, que serão curadas simultaneamente; no entanto o tamanho da autoclave pode limitar a utilização deste processo. A Figura 32 ilustra a asa de um Boeing 777X durante o processo de cura em autoclave (GATES, 2016).

Figura 32 – Processo de cura em autoclave para a fabricação da asa de um Boeing 777X.



Fonte: GATES (2016).

As desvantagens deste processo incluem alterações no fluxo de gás, que podem ser causadas quando uma peça grande impede o fluxo em uma peça menor que está sendo curada ao

mesmo tempo, ou então pela turbulência no fluxo de gás na região próxima à porta, impedindo a distribuição uniforme do calor que acaba provocando uma taxa de aquecimento mais alta nas peças posicionadas nessa região, no entanto, os campos de fluxo dependem do projeto real da autoclave e de suas características de fluxo de gás (CAMPBELL, 2006).

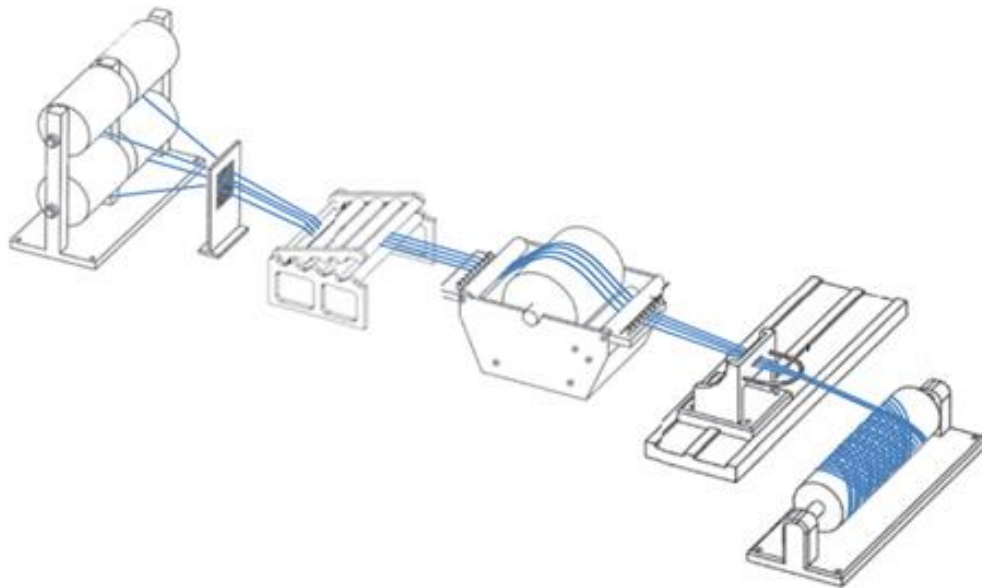
A etapa de cura também pode ser realizada em prensas ou fornos, uma vez que a prensa opera em pressões que variam 500-1000 psi, reduzindo a formação de bolhas de ar durante o endurecimento das camadas. Já nos fornos, a pressão é proporcionada apenas por uma bolsa de vácuo, assim a presença de bolhas de ar nas peças curadas varia entre 5 e 10%, enquanto nas peças curadas em autoclave a presença de bolhas de ar é inferior a 1% (CAMPBELL, 2006).

4.3.5. Enrolamento filamental

O processo de enrolamento filamental (do inglês, *filament winding*) é utilizado para a fabricação de peças ocas, em geral cilíndricas, tais como tubos de longo comprimento. Neste processo, as fibras (contínuas) são precisamente e continuamente posicionadas em um padrão predeterminado, gerando a peça compósita oca. As fibras podem ser aplicadas no formato de fios ou mechas, que inicialmente são inseridos em um banho de resina. Em seguida, as fibras são continuamente e precisamente enroladas ao redor do mandril, até atingir o número desejado de camadas. A Figura 33 ilustra a representação esquemática do processo de enrolamento filamental (GAY, 2015; CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Quando a aplicação da fibra é realizada por métodos automatizados, o enrolamento filamental se torna um processo economicamente atrativo. O compósito é curado à temperatura ambiente ou em um forno, e posteriormente o mandril é removido. As peças obtidas por enrolamento filamental apresentam uma fração de volume de fibra elevada (até 85%), e dependem da uniformidade e da orientação do enrolamento para alcançar as características mecânicas desejadas (GAY, 2015; CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

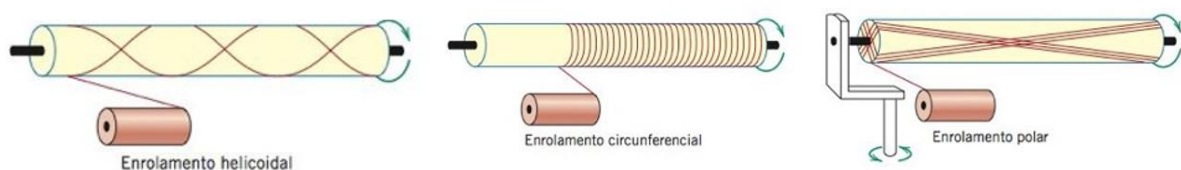
Figura 33 – Representação esquemática do processo de enrolamento filamental.



Fonte: PANDITA *et al.* (2012).

A Figura 34 ilustra a representação esquemática dos padrões de enrolamento circunferencial, helicoidal e polar. A taxa de produção de peças ocas utilizando o enrolamento filamental pode atingir até 500 kg de compósito por dia. Este processo pode ser usado para fabricar vários tipos de peças ocas, por exemplo, tubos para transportar petróleo, conchas cilíndricas para mísseis, carcaças de motores de foguetes, tanques de armazenamento e tubulações, vasos de pressão, torpedos, contêineres, pás de helicópteros, e componentes com alta pressão interna, como reservatórios e bicos de propulsão. Para peças de revolução curvadas, o enrolamento filamental pode ser feito em mandris de revolução com geometrias adaptadas (GAY, 2015; CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Figura 34 – Representação esquemática dos padrões de enrolamento circunferencial, helicoidal e polar.

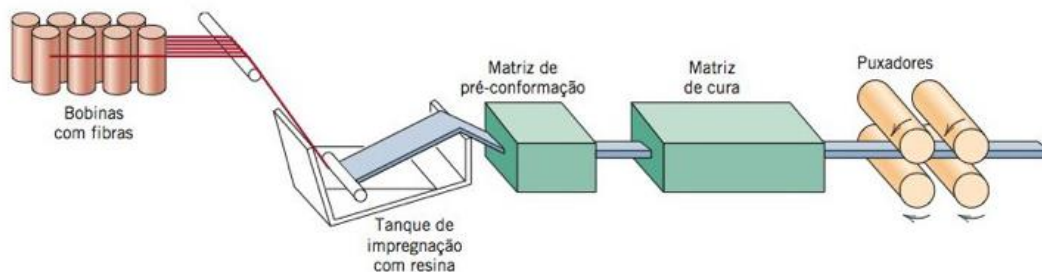


Fonte: CALLISTER, RETHWISCH (2012).

4.3.6. Pultrusão

O processo de pultrusão (do inglês, *pultrusion*) utiliza um reforço fibroso contínuo e impregnado com resina para produzir componentes com comprimentos contínuos e com seção transversal constante, como por exemplo, tubos, vigas e barras. Neste processo os materiais compósitos são feitos puxando, reunindo e imergindo as fibras contínuas em um banho de resina líquida, onde as fibras são impregnadas. Ao emergir do banho, as fibras impregnadas são direcionadas para a matriz pré-formada que alinha as mechas moldando a peça de acordo com o formato desejado, além de estabelecer a razão resina/fibra. Logo após isso, o material é transferido para um molde aquecido, onde ocorre a etapa de cura, ou seja, o material é usinado com precisão e a forma final da peça é determinada. A peça emerge da matriz totalmente curada e resfria enquanto um dispositivo de extração é responsável por puxar e estirar a peça, evitando danos às fibras através destas ações. E, finalmente, a peça é cortada com uma serra de corte adquirindo o comprimento desejado. A Figura 35 ilustra o processo de pultrusão (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

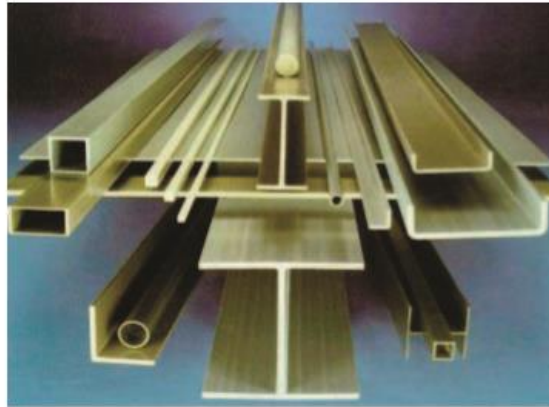
Figura 35 – Representação esquemática do processo de pultrusão.



Fonte: CALLISTER, RETHWISCH (2012).

O formato das peças compósitas é determinado pela forma da cruz da matriz, sendo as mais comuns: forma de H ou I, quadrada, retangular e circular. A Figura 36 ilustra algumas peças compósitas, barras e hastes, fabricadas pelo processo de pultrusão. Os compósitos feitos a partir deste processo apresentam as mais variadas formas de seção transversal, incluindo seções ocas quando um mandril interno é usado, além disso, essas peças possuem elevado volume de fibra que confere alta resistência ao material, destacando-se que o comprimento da peça não tem limites (CALLISTER, RETHWISCH, 2012).

Figura 36 – Peças compósitas, barras e hastes, fabricadas pelo processo de pultrusão.



Fonte: CAMPBELL (2006).

As fibras contínuas são utilizadas na forma de mechas ou rolos de tecido, e devido à sua fragilidade são guiadas por ilhós cerâmicos para reduzir seu desgaste durante o processo, sendo os exemplos mais comuns: fibras de vidro, carbono e aramida. Normalmente, é utilizada uma resina termofixa, mas os fenólicos são mais baratos e resistem a altas temperaturas; poliéster, éster vinílico e epóxi também são utilizados, no entanto, o epóxi leva mais tempo para curar.

No setor aeroespacial as vigas de carbono/epóxi representam uma potencial aplicação para pisos de aeronaves. Por ser um processo de natureza contínua, essa técnica apresenta alta produtividade, alto grau de automação, quantidades reduzidas de resíduos e baixos custos de produção e matéria-prima. No entanto, o processo é limitado a formas de seção cruzada constantes e as desvantagens incluem o fato das peças ocas exibirem espaços vazios com diâmetro mais alto do que o permitido para algumas aplicações estruturais (BALASUBRAMANIAN *et al.*, 2018).

4.3.7. Moldagem líquida

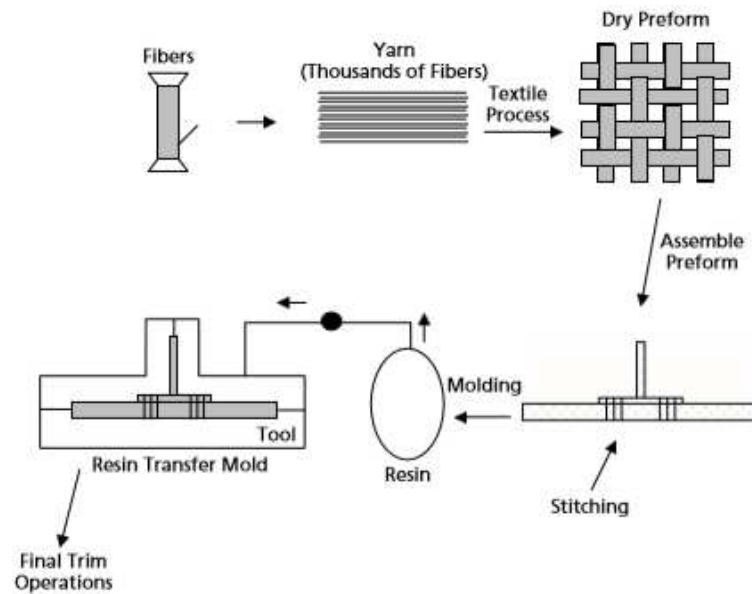
A moldagem líquida (do inglês, *liquid molding*) é um termo genérico para uma família de processos capazes de produzir peças dimensionalmente complexas e precisas, com alta qualidade e ótimo desempenho. Tais processos apresentam diversos graus de automatização, resultando em maiores taxas de produção com menos refugo. Estes processos são baseados na colocação de uma pré-forma sobre o molde, acompanhados pela injeção de resina sob a

combinação de pressão e/ou vácuo, seguido pela etapa de cura que geralmente possui ciclos rápidos. Dentro desta família, citam-se os processos de moldagem por transferência de resina (do inglês, *resin transfer molding* - RTM), moldagem por transferência de resina assistida a vácuo (do inglês, *vacuum assisted resin transfer molding* - VARTM) e infusão de filme de resina (do inglês, *resin film infusion* - RFI), entre outros (CAMPBELL, 2006; BERSEE, 2010; BALASUBRAMANIAN *et al.*, 2018).

A moldagem por transferência de resina é o processo mais utilizado, no qual são fabricadas estruturas tridimensionais complexas com área de superfície grande e excelentes acabamentos em ambos os lados. Esse processo pode produzir até 30 peças por dia, dependendo de sua complexidade no estágio de laminação. No processo de moldagem por transferência de resina a pré-forma de fibra seca é fabricada e posicionada no fundo do molde. O molde é fechado e a pré-forma é comprimida até obter a fração volumétrica de fibras desejada. Em seguida, a matriz, geralmente uma resina líquida de baixa viscosidade, é injetada sob pressão dentro da cavidade do molde até que todas as fibras sejam impregnadas e o molde totalmente preenchido com resina. O molde pode ser aquecido para encurtar o tempo de cura e, nesses casos, os moldes de aço são mais adequados. A pressão dentro do molde é aumentada para garantir a eliminação das bolhas de ar presentes no interior do molde. A etapa de cura da peça é realizada em temperaturas elevadas e, finalmente, o molde é aberto e a peça é removida (CAMPBELL, 2006; BERSEE, 2010; BALASUBRAMANIAN *et al.*, 2018). A Figura 37 ilustra a representação esquemática do processo de moldagem por transferência de resina.

No processo de infusão de filme de resina, os filmes de resina curada são posicionados na parte superior e/ou inferior da pré-forma. Na autoclave, uma combinação de calor e pressão é aplicada para conduzir a resina através da pré-forma. Já o processo de moldagem por transferência de resina assistida a vácuo, tem-se a utilização de um sistema de vácuo para conduzir a resina através da pré-forma. O molde é fechado utilizando uma bolsa de vácuo, sendo assim utilizado um molde de lado a lado (CAMPBELL, 2006; BERSEE, 2010; BALASUBRAMANIAN *et al.*, 2018).

Figura 37 – Representação esquemática do processo de moldagem por transferência de resina.



Fonte: CAMPBELL (2006).

Os moldes utilizados no processo de moldagem por transferência de resina devem possuir pelo menos uma entrada, para realizar a injeção da resina, e uma saída, para o escape do ar existente no interior do molde, sendo comum a presença de mais orifícios na fabricação de peças maiores. Os materiais usados para a fabricação do molde incluem: aço, alumínio, níquel, resina epóxi e laminados epóxi/poliéster, sendo os plásticos os materiais mais utilizados (CAMPBELL, 2006; BERSEE, 2010; BALASUBRAMANIAN *et al.*, 2018).

As resinas utilizadas no processo moldagem por transferência de resina devem apresentar baixa viscosidade, baixa volatilidade, longa capacidade de armazenamento, boa compatibilidade e adesão com as fibras, além de boa resistência à umidade e a solventes. As resinas mais comuns são bismalimidas, epóxis, fenólicas, poliésteres e ésteres vinílicas.

As pré-formas são constituídas basicamente por fibras, e a seleção da fibra depende dos valores adequados de resistência mecânica e rigidez, da boa interação fibra/matriz, da permeabilidade, conformabilidade e durabilidade. As fibras comumente utilizadas são fibras de vidro, de carbono, Kevlar e até compósitos híbridos (CAMPBELL, 2006; BERSEE, 2010; BALASUBRAMANIAN *et al.*, 2018).

As vantagens do processo de moldagem líquida incluem os custos reduzidos de montagem e fabricação; peças com boa tolerância dimensional e boa qualidade de superfície em ambos os lados (RTM); peças grandes podem ser produzidas por VARTM e RFI, pois não é necessária autoclave ou pressão de fechamento, e maiores frações de volume de até 65% podem ser alcançadas (CAMPBELL, 2006).

As principais desvantagens são os custos elevados para fabricação do molde e o contramolde, bem como o tamanho limitado das peças (RTM). No processo VARTM é necessária uma resina de baixa viscosidade, o que limita os materiais disponíveis (CAMPBELL, 2006; BERSEE, 2010; BALASUBRAMANIAN *et al.*, 2018).

O processo de infusão de filme de resina é utilizado para a produção do anteparo de pressão traseira da Airbus A380, e o processo de moldagem por transferência de resina é usado na fabricação de peças de fixação da cauda vertical das A330, A340 e A380. A Figura 38 mostra o anteparo de pressão traseira a Airbus A380 fabricado pelo método de infusão de filme de resina (CAMPBELL, 2006; BERSEE, 2010; BALASUBRAMANIAN *et al.*, 2018).

Figura 38 – Anteparo de pressão traseira da Airbus A380 fabricado pelo método infusão de filme de resina: (a) pré-forma depositada sobre o molde; (b) produto acabado.



(a)



(b)

Fonte: LONG (2005).

Com o intuito de efetuar um levantamento de dados envolvendo os materiais compósitos, o autor deste trabalho compilou diversos arquivos multimídia referentes aos processos de fabricação desses materiais, com foco na indústria aeroespacial. A Tabela 7 elenca os processos de fabricação de compósitos poliméricos e seus respectivos *links* de acesso aos arquivos multimídia.

Tabela 8 – Processos de fabricação de compósitos poliméricos e seus respectivos *links* para acesso aos vídeos.

Processos de fabricação	<i>Links</i> de acesso aos vídeos
Laminação manual	https://www.youtube.com/watch?v=pi5rxhHBx9o
Colocação automática de fitas	https://www.youtube.com/watch?v=aGBlv_kbD4U https://www.youtube.com/watch?v=P81EkSe53N8 https://www.youtube.com/watch?v=pipI-bNCuyY
Colocação automática de fibras	https://www.youtube.com/watch?v=hZt5PrXbr6k https://www.youtube.com/watch?v=M9mrro-WA5s https://www.youtube.com/watch?v=ulv50nbap5k
Cura em autoclave	https://www.youtube.com/watch?v=3Wy8L6PHAkU https://www.youtube.com/watch?v=H2kUosgZmxU https://www.youtube.com/watch?v=pi5rxhHBx9o
Enrolamento filamentar	https://www.youtube.com/watch?v=UUcCPNapxag https://www.youtube.com/watch?v=wcdBTq2TpPc https://www.youtube.com/watch?v=0sET6cQcciM https://www.youtube.com/watch?v=pkrlOMh9KIA
Pultrusão	https://www.youtube.com/watch?v=hkkXUqyUGGA https://www.youtube.com/watch?v=2gykikMrN0Y https://www.youtube.com/watch?v=sxWtzlitq1A
Moldagem líquida	https://www.youtube.com/watch?v=NzpHCjL_AnE https://www.youtube.com/watch?v=G0LNSjSZ0lc https://www.youtube.com/watch?v=1u-2GvhghQA

Capítulo 5

APLICABILIDADES DOS PROCESSOS DE FABRICAÇÃO

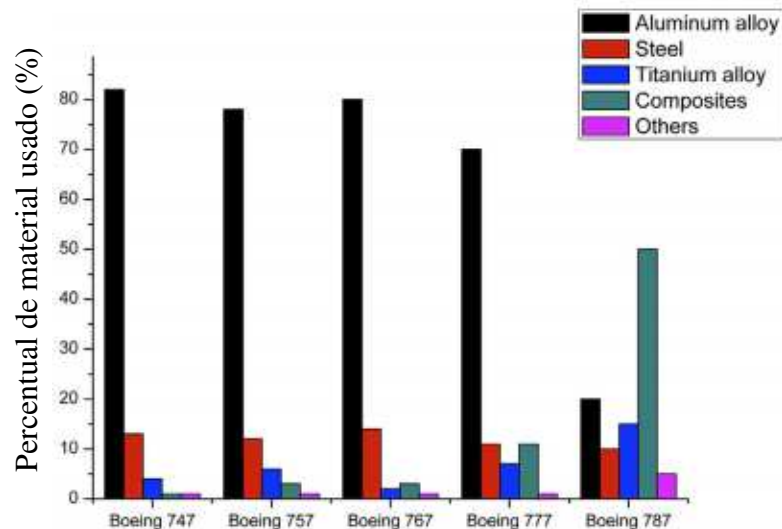
No setor aeroespacial, os materiais compósitos têm sido alvo de interesse crescente por vários especialistas durante as últimas décadas. O aumento do uso de materiais compósitos neste setor industrial é proveniente da forte demanda e do constante desafio que este enfrenta para a obtenção de novos componentes que ofereçam maiores valores de resistência mecânica e de rigidez específica, quando comparados com os materiais disponíveis no mercado, e, além disso, com diferenciadas propriedades de fadiga e resistência à corrosão (VENTURA, 2009; CAMPBELL, 2006; NAYAK, 2014).

A principal força-motriz para o desenvolvimento de novos componentes para aeronaves é a redução de custos de operação através da redução do peso e do aumento da vida útil das peças ou estruturas fabricadas com novos materiais. Por exemplo, a substituição do alumínio por compósitos poliméricos estruturais provoca uma redução de 25% no custo final e ainda contribui com a diminuição de 20 a 30% no peso do material, que acaba aumentando a eficiência do combustível, a carga útil e o alcance de voo, reduzindo diretamente o custo operacional da aeronave. Desta forma, pode-se concluir que a utilização dos materiais compósitos oferece inúmeras vantagens quando comparados com as ligas metálicas convencionais (CAMPBELL, 2006; NAYAK, 2014; CANDIDO, ALMEIDA, 2000; BERSEE, 2010). A seguir serão abordadas algumas aplicações comerciais dos compósitos no setor aeroespacial.

O desenvolvimento de novos materiais visando à aplicação no setor aeronáutico pode ser observado na Figura 39, que ilustra as porcentagens de materiais utilizados em uma série de aeronaves da Boeing (corporação multinacional norte-americana de desenvolvimento aeroespacial e de defesa). Nesta Figura pode-se observar que, inicialmente, as ligas à base de alumínio ocupavam uma posição dominante na produção das aeronaves, no entanto, esta situação sofreu grandes alterações nos últimos anos, e o uso dos materiais compósitos tem experimentado um rápido aumento nos modelos mais recentes da Boeing (ZHANG *et al.*,

2018). A Tabela 8 ilustra os componentes presentes em uma série de aeronaves da Boeing que são fabricados com materiais compósitos.

Figura 39– Porcentagens de materiais utilizados em uma série de aeronaves da Boeing.



Fonte: ZHANG *et al.* (2018).

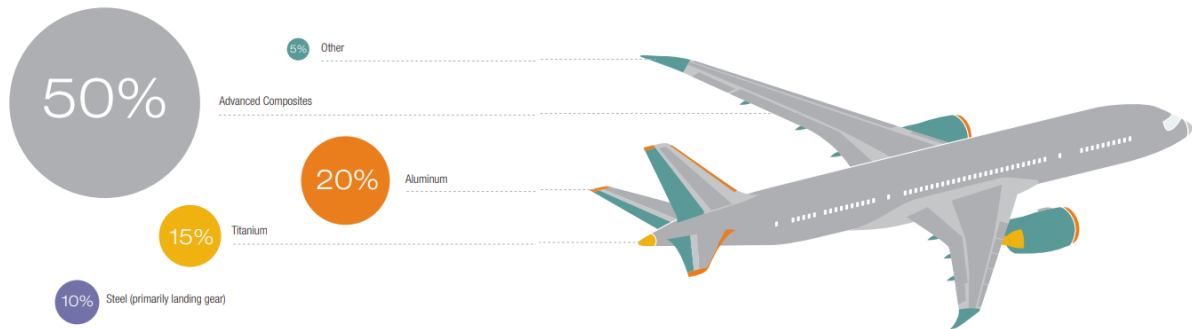
Tabela 9 – Componentes de uma série de aeronaves da Boeing que são fabricados com materiais compósitos.

Tipo de aeronave	Componente fabricado com compósito
Boeing 737-200	<i>Spoilers</i> , estabilizador horizontal e carenagem dos trilhos dos <i>flaps</i> .
Boeing 737-300	<i>Aileron</i> , profundor, leme, naceles.
Boeing 737-400	<i>Aileron</i> , profundor, leme, naceles.
Boeing 747-400	<i>Winglets</i> , assoalho e nacelles
Boeing 757	<i>Aileron</i> , profundor, leme, <i>spoilers</i> , <i>flaps</i> , carenagem e naceles.
Boeing 767	<i>Ailerons</i> , profundor, leme, <i>spoilers</i> , portas dos trens de pouso, carenagem e naceles.
Boeing 777	<i>Ailerons</i> , profundor, lemer, <i>spoilers</i> , <i>flaps</i> , vigas do assoalho, portas dos trens de pouso, carenagem e naceles.

Fonte: NPTEL (2018).

Registra-se que a aeronave Boeing 787 foi produzida com 50% de material compósito, como ilustrado pela Figura 40 (ROESELER *et al.*, 2007).

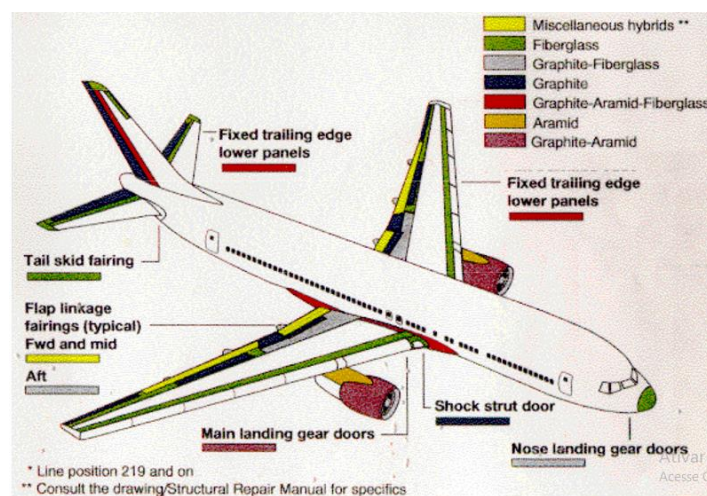
Figura 40 – Porcentagem de materiais utilizados na fabricação da Boeing 787.



Fonte: HALE (2017).

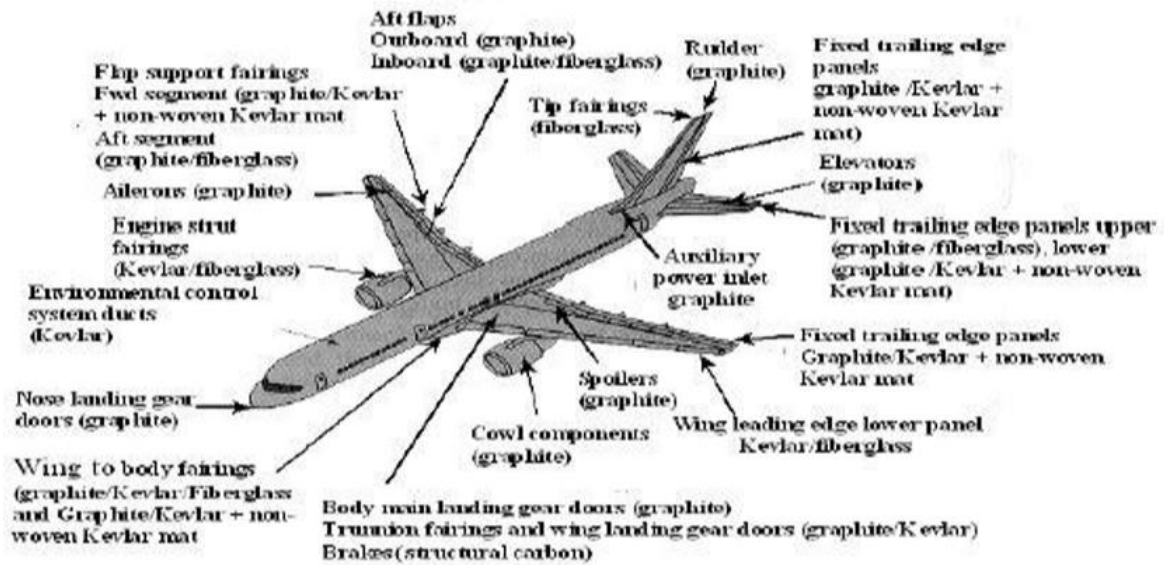
Os projetos das aeronaves 757 e 767 expandiram o uso de compósitos para aproximadamente 3% do peso estrutural da aeronave (principalmente devido aos componentes de controle de voo em sanduíche de carbono). Com a introdução adicional da estrutura primária compósita, como as vigas de empenagem e de piso, a porção do peso estrutural subiu para 11%. As Figuras 41 e 42 ilustram os componentes fabricados com materiais compósitos, presentes nas aeronaves Boeing 767 e 757-200, respectivamente (ROESELER *et al.*, 2007).

Figura 41 – Componentes da Boeing 767 fabricados com compósitos.



Fonte: CAIRNS, WOOD (2009).

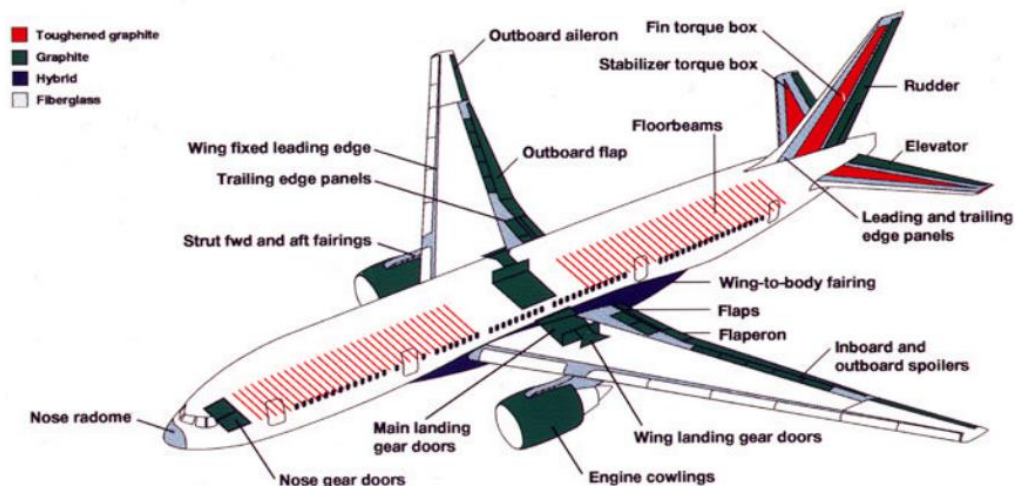
Figura 42 – Componentes da Boeing 757 fabricados com compósitos.



Fonte: NAYAK (2014).

Na Boeing 777 cerca de 20% do total de materiais corresponde a compósitos, e estão presentes no bordo de ataque da asa, nos painéis do bordo de fuga, *flaps* e *flaperons*, *spoilers* e *aileron*, como mostra a Figura 43. Também são usados para as vigas do piso, a carenagem asa-fuselagem e as portas do trem de pouso (ROESLER *et al.*, 2007).

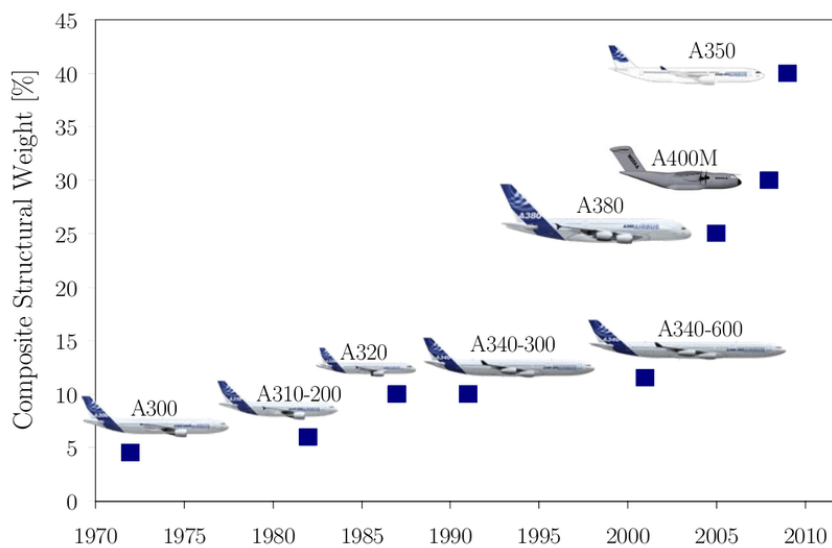
Figura 43 – Componentes presentes na Boeing 777 que são fabricados com compósitos.



Fonte: HARRIS *et al.* (2001).

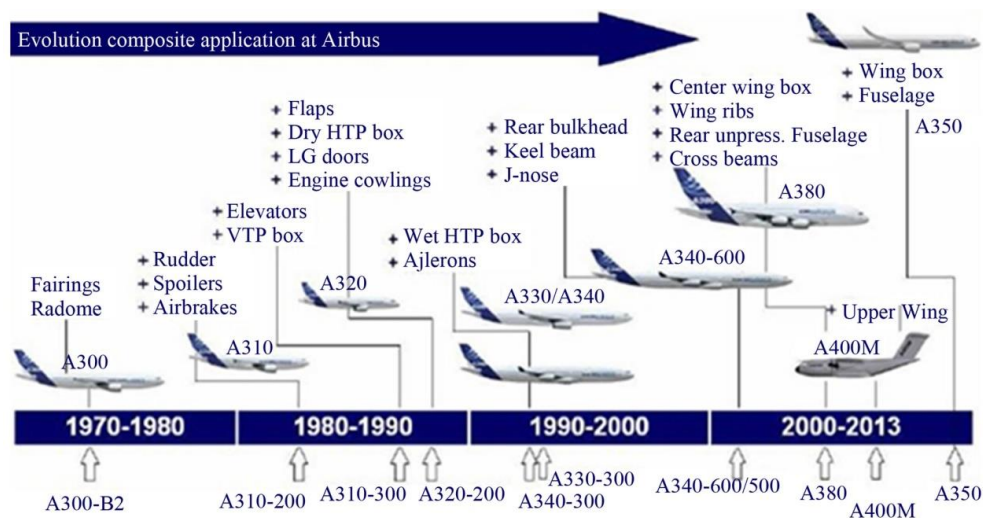
Compósitos avançados desempenham um papel fundamental na inovação aeroespacial. A Airbus (empresa com sede em Toulouse, França) foi pioneira no uso de compósitos e outros materiais avançados no projeto e fabricação de aeronaves, resultando em uma linha de produtos de jatos econômicos e ecologicamente corretos - desde a família A320 até a do A380. A crescente utilização de materiais compósitos no setor aeronáutico também pode ser observada em uma série de aeronaves da Airbus, sendo que as Figuras 44 e 45 ilustram a porcentagem de compósitos e suas aplicações, respectivamente (MRAZOVA, 2013).

Figura 44 – Porcentagens de materiais utilizados em uma série de aeronaves da Airbus.



Fonte: ASSLER (2006).

Figura 45 – Aplicações dos materiais compósitos em uma série de aeronaves da Airbus.



Fonte: ASSLER (2006).

A Tabela 9 ilustra os componentes presentes em uma série de aeronaves da Airbus que são fabricados com materiais compósitos.

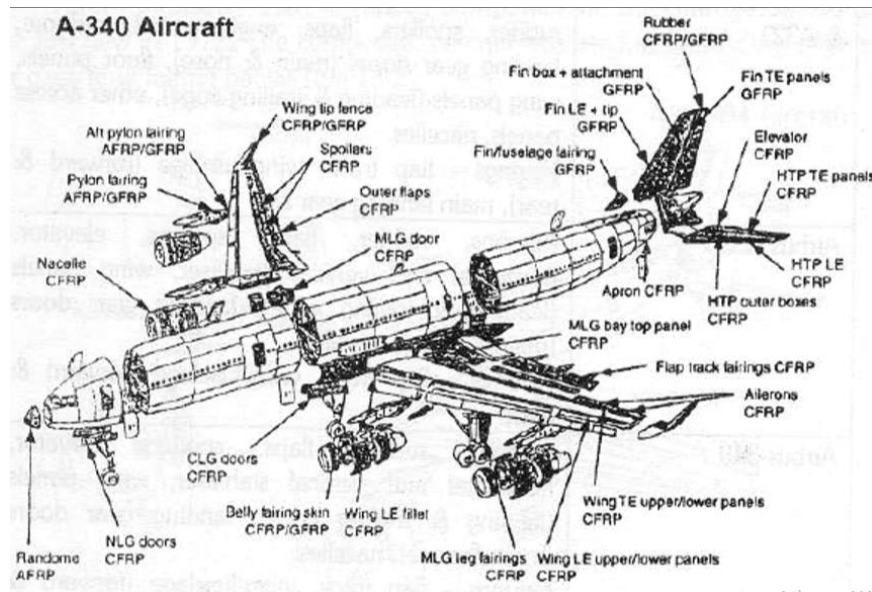
Tabela 10 – Componentes presentes em uma série de aeronaves da Airbus que são fabricados com materiais compósitos.

Tipo de aeronave	Componentes fabricados com compósitos
Airbus A300B2/B4	Radome, interior de cabine, interior de compartimento de carga, carenagem dos pilones, painéis traseiros da fuselagem, painéis dos bordos de ataque e fuga da asa
Airbus A310-300	Leme, profundor, estabilizador vertical, <i>spoilers</i> , reversor de fluxo, portas dos trens de pouso, naceles, carenagem dos trilhos do <i>flap</i>
Airbus A320/A319 e A321	<i>Aileron</i> , estabilizadores verticais e horizontais, profundor, leme, <i>spoilers</i> , <i>flaps</i> , nacele, radome, portas dos trens de pouso, assoalho, painéis da asa (bordos de ataque e fuga), carenagem dos trilhos do <i>flap</i> e caixa da asa
Airbus A330	<i>Ailerons</i> , leme, <i>flaps</i> , <i>spoilers</i> , profundor, estabilizadores verticais e horizontais, painéis da asa (bordos de ataque e fuga), portas dos trens de pouso, naceles, carenagem dos trilhos do <i>flap</i> e caixa da asa
Airbus A340	<i>Ailerons</i> , leme, <i>flaps</i> , <i>spoilers</i> , profundor, estabilizadores verticais e horizontais, painéis da asa (bordos de ataque e fuga), portas dos trens de pouso, naceles, carenagem dos trilhos do <i>flap</i> e caixa da asa

Fonte: NPTEL (2018).

Os compósitos correspondem a cerca de 15% da estrutura da aeronave Airbus A320. Embora o peso total das estruturas compósitas seja muito maior nas aeronaves Airbus A330/A340, a porcentagem de peso em relação ao peso total das aeronaves é de quase 12%. O uso de compósitos em aeronaves A340 é mostrado na Figura 46 (MRAZOVA, 2013).

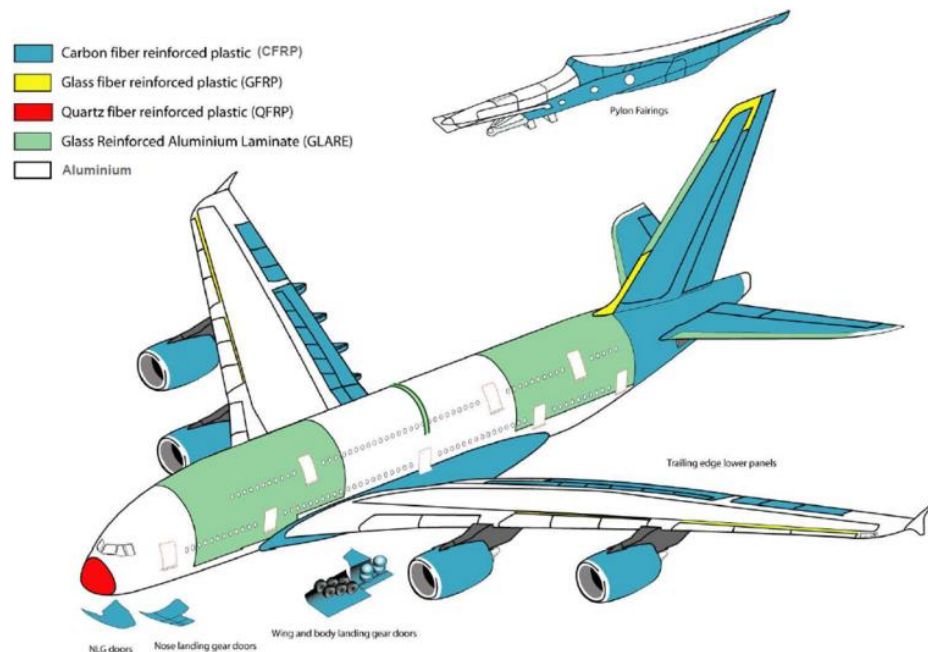
Figura 46 – Componentes presentes na Airbus A-340 fabricados com compósitos.



Fonte: NPTEL (2018).

Atualmente as aeronaves Airbus A380 e A350 apresentam, respectivamente, cerca de 25 e 52% de material compósito em suas estruturas. As Figuras 47 e 48 ilustram os componentes fabricados com materiais compósitos das aeronaves Airbus A380 e A380-800 (MRAZOVA, 2013).

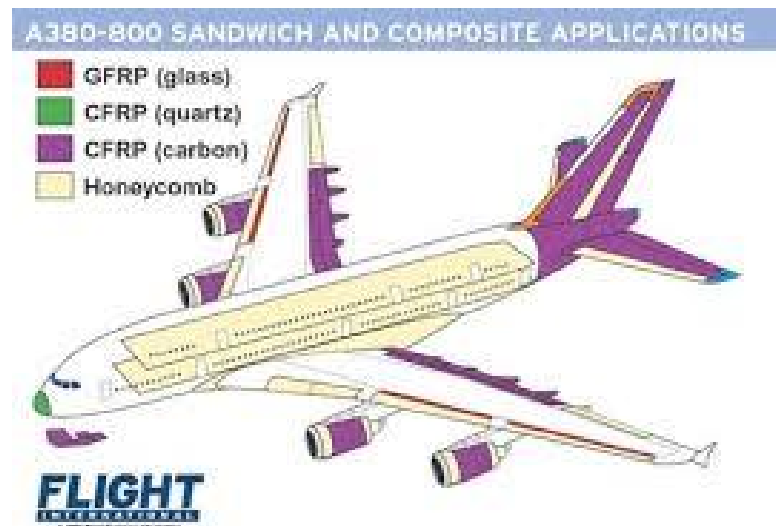
Figura 47 – Componentes presentes na Airbus A380 fabricados com compósitos.



Fonte: THÉVENIN (2007).

A aeronave A380, que tem 61% do menor percentual de alumínio em peso de todos os modelos da Airbus, tem 20 ligas e misturas diferentes frente aos seis utilizados nas aeronaves A320/330. A A380 é a primeira aeronave já equipada com uma caixa de asa central constituída de material compósito do tipo CFRP (Plástico Reforçado com Fibra de Carbono), representando uma economia de peso de até uma tonelada e meia em comparação com as ligas de alumínio mais avançadas. As vigas do piso do andar superior e o anteparo de pressão traseira são feitas de CFRP. Para este último componente, diferentes tecnologias foram aplicadas, como Infusão de Filmes de Resina e Colocação Automática de Fibra (MRAZOVA, 2013).

Figura 48 – Componentes presentes na Airbus A-380-800 fabricados com compósitos.



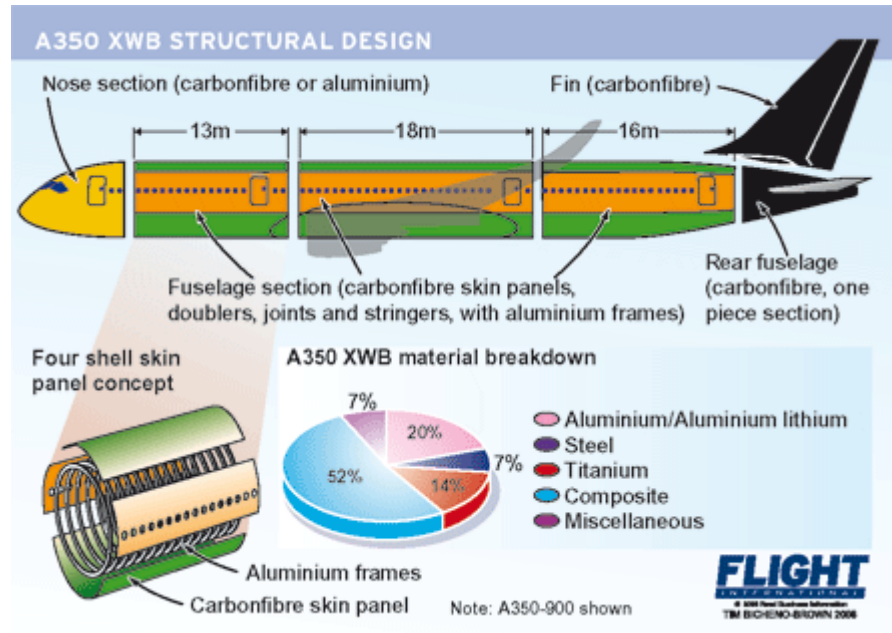
Fonte: FLIGHT INTERNATIONAL (2005).

A Figura 49 ilustra os componentes presentes no Airbus A350XWB que são fabricados com compósitos. O modelo de aeronave A350XWB consiste em 53% de compósitos, 19% de AL/AL-Li, 14% de Titânio e 6% de aço. Seus painéis de fuselagem, estruturas, janelas, cliques e portas são feitos de Plástico Reforçado com Fibra de Carbono (CFRP), com uma estrutura de porta híbrida composta por este material e Titânio (MRAZOVA, 2013).

Ao aplicar compósitos no A350XWB, a Airbus aumentou os intervalos de manutenção da aeronave de seis para 12 anos, o que reduz significativamente os custos de manutenção para os clientes. A alta porcentagem de compósitos também reduz a necessidade de inspeções

relacionadas à fadiga quando comparada com o tradicional alumínio aeronáutico e diminui a necessidade de verificações de manutenção relacionadas à corrosão (MRAZOVA, 2013).

Figura 49 – Componentes presentes na Airbus A350XWB fabricados com compósitos.



Fonte: POLEK (2010).

Para reduzir o peso, 30% da estrutura da A400M é feita de compósitos. Estas partes incluem a maior parcela da asa, pela primeira vez na história. Além disso, quase toda a cauda (os estabilizadores horizontais e verticais e as superfícies de controle), a porta de carga traseira e as pás das hélices (com casca de Kevlar) são feitas com material compósito. Os painéis de 19m/62 pés das asas são os maiores já produzidos. O uso extensivo de material compósito permite que a A400M seja muito mais leve, possibilitando melhorar seu desempenho em termos de alcance e carga útil (MRAZOVA, 2013).

Aviões de caça geralmente requerem novas tecnologias por causa de suas exigências especiais. Por exemplo, estruturas leves são necessárias para melhorar a carga útil, agilidade aprimorada e recursos curtos de decolagem e aterrissagem. Portanto, não é de surpreender que muitos dos primeiros programas de tecnologia de material compósito na década de 1970 tivessem feito parte de projetos de desenvolvimento de aeronaves de caça, como o F15, Alphajet, Tornado e Mirage. A Tabela 10 ilustra os componentes presentes em alguns aviões de caça que são fabricados com materiais compósitos (EADS, 2004).

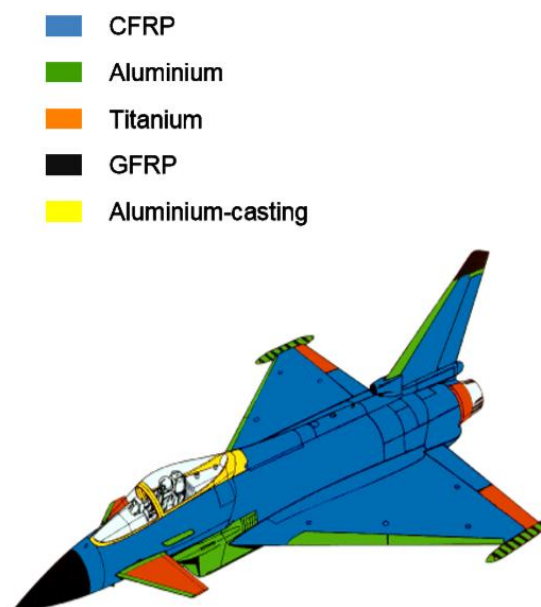
Tabela 11 – Componentes presentes em alguns aviões de caça que são fabricados com materiais compósitos.

Tipo de aeronave	Componente fabricado com compósito
F-14	Porta, carenagem e empenagem horizontal
F-15	Leme, empenagem vertical, empenagem horizontal e <i>spoilers</i>
F-16	Empenagem vertical e horizontal
F-18	Porta, empenagem vertical, empenagem horizontal, caixa da asa, carenagem e <i>spoilers</i>
B-1	Porta, empenagem vertical, empenagem horizontal, <i>flaps</i> and <i>slats</i>
AV-9B	Porta, leme, empenagem vertical e horizontal, <i>aileron</i> , <i>flaps</i> , caixa da asa, carenagem e fuselagem
Typhoon	Asa, aleta, leme, <i>aileron</i> e fuselagem
Ligth combat aircraft	Asa, aleta, superfícies de controle, radome

Fonte: NPTEL (2018).

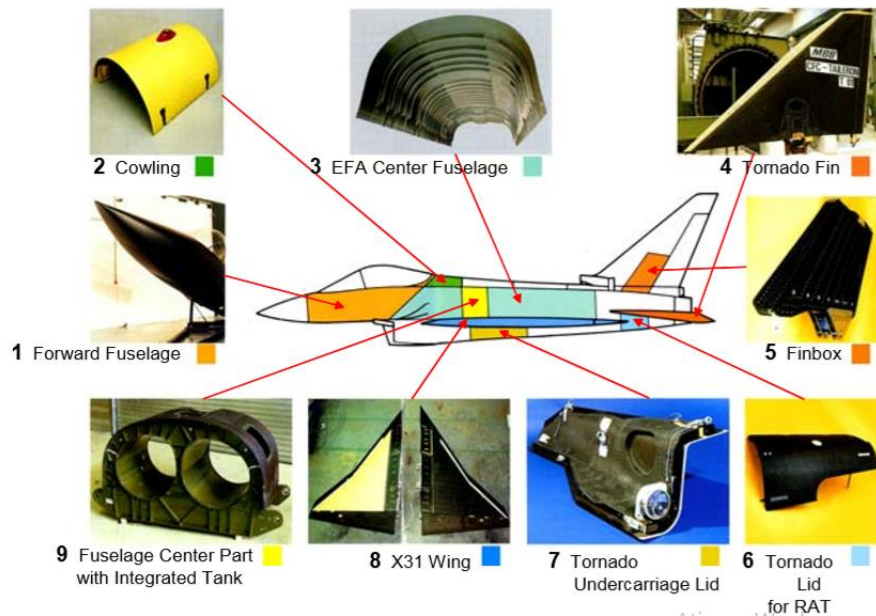
O Eurofighter tem 70% (área superficial) fabricada com materiais compósitos, como ilustra a Figura 50. A Figura 51 lista algumas peças compostas típicas em aeronaves militares, incluindo aletas e componentes da fuselagem (QUILTER, 2001; EADS, 2004).

Figura 50 – Componentes fabricados com materiais compósitos no Eurofighter.



Fonte: EADS (2004).

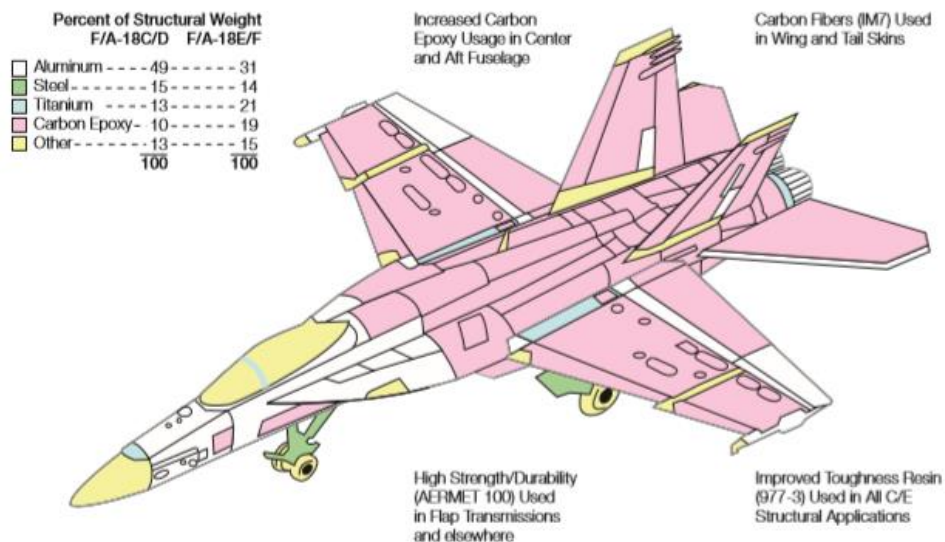
Figura 51 – Algumas peças compósitas típicas em aeronaves militares, como aletas e componentes da fuselagem.



Fonte: EADS (2004).

A Figura 52 ilustra os componentes presentes no F/A-18 que são fabricados com compósitos.

Figura 52 – Componentes presentes no F/A-18 que são fabricados com compósitos.



Fonte: QUILTER (2001).

A indústria de helicópteros também faz uso extensivo de compósitos como materiais estruturais para células de passageiros. A Tabela 11 ilustra os componentes presentes em alguns aviões de caça que são fabricados com materiais compósitos (EADS, 2004).

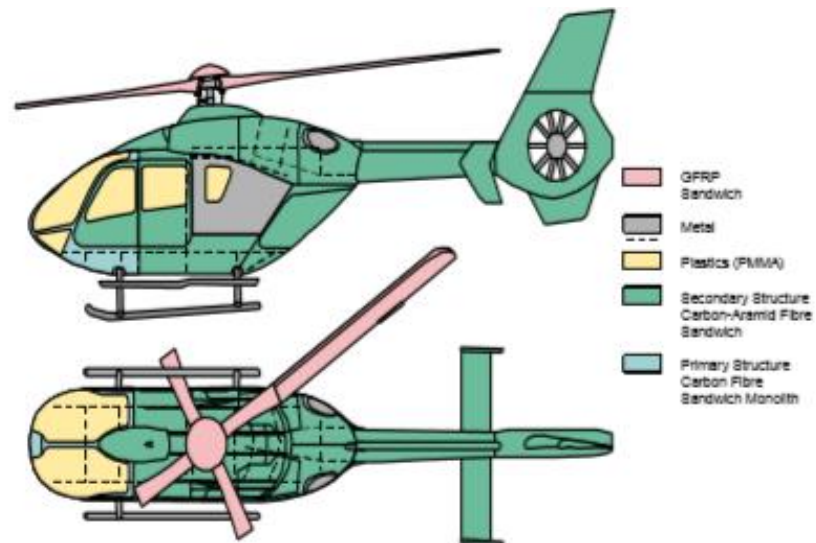
Tabela 12 – Componentes presentes em alguns helicópteros fabricados com materiais compósitos.

Tipo de helicóptero	Componente fabricado com compósito
MBB BK 117	Pás do rotor principal, pás do rotor de cauda, estabilizadores verticais e horizontais
Bell 206L	Estabilizador vertical
Bell 402	Pás do rotor principal e estabilizador vertical
Dauphin	Pás do rotor principal e <i>boom</i> de cauda
McDonnell Douglas MD 900	Pás do rotor principal, seções de fuselagem, <i>boom</i> de cauda, elementos estruturais, fuselagem interna, estabilizadores verticais e horizontais
Advanced Ligth Helicopter	Pás dos rotores, nariz, portas, <i>boom</i> de cauda e carenagens

Fonte: NPTEL (2018).

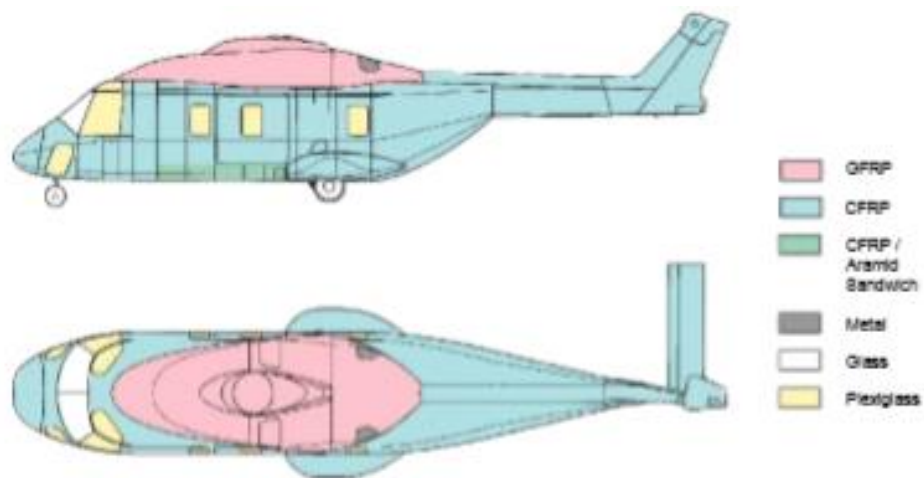
Atualmente, quase todos os helicópteros militares e civis usam materiais compósitos para a célula de passageiros. Dois exemplos, o EC135 e o Tiger, são mostrados nas Figuras 53 e 54, respectivamente. Devido à exigência específica para estruturas leves em aplicações de helicópteros, o uso extensivo também é feito de estruturas em sanduíche (EADS, 2004).

Figura 53 – Componentes presentes no EC 135 fabricados com materiais compósitos.



Fonte: EADS (2004).

Figura 54 – Componentes presentes no Tiger que são fabricados com materiais compósitos.



Fonte: EADS (2004).

Capítulo 6

RESULTADOS E DISCUSSÕES

Cabe registrar que o autor deste Projeto de Conclusão de Curso (PCC), no início do curso do componente curricular optativo denominado “Projeto Estrutural em Materiais Compósitos”, a propósito, de responsabilidade pela mesma professora orientadora deste trabalho, deslumbrou com a mesma a ideia de se conceber esse material didático-instrucional, resultado logrado com a realização deste PCC.

A partir de uma atividade proposta na primeira semana de curso da referida disciplina, o aluno se sentiu extremamente interessado na investigação e compilação de informações adicionais, para seu próprio conhecimento, pois a busca que fizera, como proposição avaliativa pela professora, na ocasião (início do presente semestre letivo), o permitiu o conhecimento de aplicações de materiais compósitos deveras interessantes, na indústria aeroespacial.

Assim, ambos, aluno e orientadora, conceberam a ideia de se coletar, a partir de investigações aprofundadas, divulgações atualizadas e de interesse a demais estudantes, principalmente do mesmo curso, ou seja, graduandos em Engenharia Aeronáutica, a que pudessem contar com um rico material para estudo a partir do conhecimento do que se aplica no âmbito aeronáutico, em todo o mundo e, também, que lhes oportunizasse o mesmo despertar, com interesse pela nobreza da aplicação dos materiais compósitos em estruturas de aeronaves, acrescentando aspectos importantes em sua formação acadêmica e deslumbrando possibilidades de pesquisas em nível de pós-graduação, por exemplo.

A partir do vasto levantamento bibliográfico realizado resgatou-se aprofundadamente, sobre conteúdos de materiais compósitos e seus processos produtivos, o que permitiu a elaboração deste manuscrito que agrega conteúdos apreendidos ao longo do curso, mas com maior completude, no contexto aeroespacial, com as diversas aplicações práticas e, inclusive, com o elenco de diversos vídeos, disponíveis na internet, com mostras reais das tecnologias de ponta utilizadas pelas grandes indústrias afins ao propósito deste trabalho, em todo o mundo.

Com o estudo realizado, constatou-se que a indústria nacional ainda não utiliza materiais compósitos nas partes estruturais de aeronaves. Todavia, acredita-se, após a elaboração deste trabalho, que esta realidade mude, em consonância com o que se assiste internacionalmente, pois está evidente e comprovada a eficiência dos materiais compósitos a fins estruturais, e na medida em que as pesquisas e tecnologia avançam seu emprego aumenta.

Acrescenta-se que no decurso da realização deste trabalho, ocorreram consultas a estudantes do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica, bem como a professores, e também foi feito contato com alunos que fizeram ou fazem intercâmbio e tiveram informações atualizadas sobre a utilização de compósitos no setor aeroespacial. A propósito, com estes contatos, há que se registrar que a EMBRAER utiliza os materiais estruturais convencionais isotrópicos, de grande e consagrado conhecimento, principalmente, por ocasião do seu *know how* adquirido ao longo de vários anos, que lhe confere maior segurança em seus projetos. Inclusive, acredita-se que essa empresa nacional se resguarda contra o risco, por exemplo, de um modelo de aeronave não lograr êxito, com aplicações compósitas em seus componentes estruturais e a empresa correr franco risco de sucumbir, com o vultoso gasto ou, melhor, o grande prejuízo que isso corresponderia, não tendo as mesmas condições de se manter após um insucesso de largas proporções.

Com o presente estudo, o estudante, em fase conclusiva de sua formação acadêmica, consolidou seus conhecimentos adquiridos ao longo dos anos e em muito acrescentou, especificamente quando à utilização dos materiais compósitos e ao que se tem de avanço tecnológico neste sentido, em todo o mundo.

Destaca-se que este material será disseminado aos alunos que se graduam na UFU, especialmente do curso em alusão, e também servirá como material didático-instrucional para a primeira parte teórica do curso da disciplina optativa aqui comentada, e será de uso obrigatório a todos os alunos que a cursarem, como instrumento eficaz para o ensino-aprendizagem dos conteúdos teóricos intervenientes com a relevante mostra de aplicações bastante atualizadas.

Finalmente, ressalta-se que, com a realização deste Projeto de Fim de Curso, cumpriu-se o que se espera com o desenvolvimento deste componente pedagógico obrigatório à formação acadêmica dos alunos de Graduação do Curso de Engenharia Aeronáutica da UFU, adquirindo competências importantes à formação acadêmica do autor, conforme prescrito no Projeto Pedagógico do mesmo: *“O aluno do curso de Engenharia Aeronáutica terá, como atividade obrigatória, a realização em um Projeto de Conclusão de Curso, cujo principal objetivo é a complementação de sua formação através da execução de trabalhos que permitam a consolidação dos conhecimentos adquiridos ao longo do curso.”*

Capítulo 7

CONCLUSÃO

Conclui-se que tanto os objetivos contidos no Projeto Pedagógico, para o cumprimento do Projeto de Conclusão de Curso, como os objetivos traçados para a realização deste trabalho foram satisfatoriamente alcançados.

Com o rico apanhado de informações e vídeos compilados, espera-se que este trabalho contribua efetivamente com o processo ensino-aprendizagem de estudantes com interesse pelas aplicações compósitas no setor aeroespacial, conferindo-lhes ampla visibilidade das realizações mais recentes, no tocante ao emprego e a processos de fabricação especificamente aeroespaciais.

A expressiva e crescente utilização dos materiais compósitos pela indústria aeroespacial internacional pressupõe que a indústria nacional, aos poucos vá seguindo esta tendência, em seus projetos estruturais aeronáuticos, pois as vantagens do emprego dos materiais compósitos são evidentes e novas tecnologias vêm surgindo, tornando cada vez mais competitiva essa alternativa em substituição aos materiais estruturais convencionais.

Capítulo 8

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALTENBACH, H.; ALTENBACH, J.; KISSING, W.; **Mechanics of Composite Structural Elements**. Second Edition. Springer Nature Singapore Pte Ltd., **2018**.

ASSLER, H. **Design of aircraft structures under special consideration of NDT**. In Jorg Volker, editor, **Proceedings of the 9th European NDT Conference (ECNDT)**, Berlin, 2006.

BALASUBRAMANIAN, K.; MOHAMED T.H. SULTAN, M. T. H.; RAJESWARI, N. Manufacturing techniques of composites for aerospace applications. **Sustainable Composites for Aerospace Applications**. p. 55-67, 2018.

BAUR, J.; SILVEERMAN, E. Challenges and Opportunities in Multifunctional Nanocomposite Structures for Aerospace Applications. **MRS BULLETIN**. v. 32, 2007.

BAUSSET, P. **Aero notes**, letter to our shareholders, n.11, 2004.

BERSEE, H. E. N. Composite Aerospace Manufacturing Processes. **Encyclopedia of Aerospace Engineering**, 2010.

BRUYNEEL, M. Optimization of laminated composite structures: problems, solution procedures and applications. **Composite Materials Research Progress**, NOVA Science Publishers, 2008.

CAIRNS, D. S.; WOOD, L. A. CompositeMaterialsforAircraftStructures Composite Materials for Aircraft Structures. **Department of Mechanical and Industrial Engineering Montana State University**, 2009.

CALLISTER, W. D.; RETHWISCH, D. G. **Ciências e engenharia de materiais: Uma introdução**. Oitava edição. LTC- Livros Técnicos e Científicos Editora Ltda. Rio de Janeiro, 2012.

CAMPBELL, F. C. **Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials**. Elsevier Ltd. Library of Congress Control Number: 2006927672, 2006.

CÂNDIDO, G. M.; ALMEIDA, S. F. M. Processamento de Laminados de Compósitos Poliméricos Avançados com Bordas Moldadas. **Polímeros: Ciência e Tecnologia**, v. 10, nº 1, p. 31-41, 2000.

CHAWLA, K. K. **Composite materials: Science and Engineering**. Terceira edição. Springer Science & Business Media, 2012.

CICCO, D.; ASAE, Z.; TAHEN, F. Use of Nanoparticles for Enhancing the Interlaminar Properties of Fiber-Reinforced Composites and Adhesively Bonded Joints—A Review. **Nanomaterials (Basel)**. v. 7, n.11, p.360, 2017.

EADS Deutschland GmbH, Corporate Research Centre. **The research requirements of the transport sectors to facilitate an increased usage of composite materials**. Part I: The Composite Material Research Requirements of the Aerospace Industry, 2004.

FLIGHT INTERNATIONAL. **The A380 will be hard to miss at Paris**. But what lies behind its highly visible structure? Our technical overview reveals the giant's aerodynamic secrets. 2005.

FRANCHIN *et al.* Optimization and Characterization of Preceramic Inks for Direct Ink Writing of Ceramic Matrix Composite Structures. **Materials**. v. 11, n. 515, 2018.

GARDINER, G. A350 XWB update: Smart manufacturing. **High- Performance Composites: Gardner Business Media, Inc.**; 2011.

GATES, D. At boeings 777x wing factory robots get big jobs. **Boeing aerospace**, 2016.

GAY, D. **Composite materials design and applications**. Terceira edição. CRC Press Taylor & Francis Group, 2015.

HALE, J. Boeing 787 from the ground up, **AERO Quarterly**, 2017.

HARRIS, C. E. *et al.* An Assessment of the State-of-the-Art in the Design and Manufacturing of Large Composite Structures for Aerospace Vehicles. **National Aeronautics and Space Administration**, 2001.

JESSON, D.; WATTS, J. The Interface and Interphase in Polymer Matrix Composites: Effect on Mechanical Properties and Methods for Identification. **Polymer Reviews**. v. 52, p. 321-354, 2012.

JOSHI, M.; CHATTERJEE, U. Polymer nanocomposite: An advanced material for aerospace applications. Pages 241-264, 2016.

KREJA, I. A literature review on computational models for laminated composite and sandwich panels. **Central European Journal of Engineering**. v. 1, p. 59-80, 2011.

KOIDE, R. M.; LUERSEN, M. A. Maximization of Fundamental Frequency of Laminated Composite Cylindrical Shells by Ant Colony Algorithm. **J. Aerosp. Technol. Manag.** v. 5, No 1, p.75-82, 2013.

LEITE, V. R. Estado da arte dos materiais compósitos na indústria aeronáutica. **Revista Ciências Exatas**. v. 20, n. 2, 2014.

MCILHAGGER, A.; ARCHER, E.; MCILHAGGER, R. Manufacturing process for composite materials and components for aerospace applications. **Polymer Composites in the Aerospace Industry**, 2015.

MEGSON, T. H. G. **Aircraft Structures for engineering students**. Quarta edição. Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier, 2007.

MRAZOVA, M. Advanced composite materials of the future in aerospace industry. **INCAS BULLETIN**. v. 5, n. 3, 2013.

NAYAK, N. V. Composite Materials in Aerospace Applications. **International Journal of Scientific and Research Publications**, v. 4, n. 9, 2014.

NPTEL Cursos. **Module11: Engineering Applications of Composite Materials**. Learning Unit-1: M11.1. M11.1 Engineering Applications of Composites Materials. Disponível em <<https://nptel.ac.in/courses/105108124/pdf/Lecture.../LNM11.pdf>>. Acessado em 20 de novembro de 2018.

PANDITA, S. D. *et al.* Clean wet-filament winding – Part 1: design concept and simulations. **Journal of Composite Materials**. v. 47, n. 3, 2012.

PARDINI, L. C. Preformas para Compósitos Estruturais. **Polímeros: Ciência e Tecnologia**, v. 10, n. 2, p. 100-109, 2000.

POLEK, G. Airbus Starts Fabricating First Fuselage Barrel for the A350 XWB. **WinnCad Elements Blog**, 2010.

QUILTER, A. Composites in Aerospace Applications. **IHS Corporate Headquarters**, 2001.

RATNA, D. Handbook of Thermoset Resins. iSmithers. Shawbury, Shrewsbury, Shropshire, SY4 4NR, United Kingdom. 2009.

ROESLER, W. G. *et al.* Composite structures: the first 100 years. **16th International Conference On Composite Materials**, 2007.

SAFRI, S. N. A. *et al.* Impact behavior of hybrid composites for structural applications: A review. **Composites Part B**. v. 133, p. 112-121, 2017.

SHACKELFORD, J. F. **Ciência dos materiais**. Sexta edição. Pearson Prentice Hall, 2008.

SOUTIS, C. Fiber reinforced composite in aircraft construction. **Progress in Aerospace Sciences**. v. 41, p.143–151, 2005.

THÉVENIN, R. Airbus Composite Structures Perspectives on safe maintenance practice. **AIRBUS S.A.S**, 2007.

TUCKER, D. S et al. A Methodology for Producing Uniform Distribution of UO₂ in a Tungsten Matrix. **Journal of Physical Science and Application**. v. 5, n. 4, p. 255-262, 2015.

VADIVELVIVEK, V. Mechanical behavior of natural fiber composites (palm sprout fiber composite). **Conference Paper**, 2013.

VENTURA, A. M. F. M. Os Compósitos e a sua aplicação na Reabilitação de estruturas metálicas. **Ciência & Tecnologia dos Materiais**, v. 21, n. 3/4, 2009.

YU, H *et al.* Pseudo-ductility in intermingled carbon/glass hybrid composites with highly aligned discontinuous fiber. *Composites: Part A*. v. 73, p. 35-44, 2015.

ZHANG, X. *et al.* Recent advances in the development of aerospace materials. **Progress In Aerospace Sciences**. v. 97, p. 23-34, 2018.