

**mática Em Engenharia De Materiais
UFOP – CETEC – UEMG**

Pós-Graduação em Engenharia de Materiais

GERALDO GUSTAVO XAVIER DA SILVA

**DESENVOLVIMENTO DE PROCESSO DE FABRICAÇÃO DE
COMPÓSITO PLANO POLIMÉRICO E FIBRA DE VIDRO PARA
USO EM REVESTIMENTO AERONÁUTICO PELO PROCESSO
DE MOLDAGEM POR INFUSÃO DE RESINA (RTM).**

Geraldo Gustavo Xavier Da Silva

DESENVOLVIMENTO DE PROCESSO DE FABRICAÇÃO DE COMPÓSITO PLANO POLIMÉRICO E FIBRA DE VIDRO PARA USO EM REVESTIMENTO AERONÁUTICO PELO PROCESSO DE MOLDAGEM POR INFUSÃO DE RESINA (RTM).

Dissertação apresentada ao Programa de Mestrado da REDE TEMÁTICA EM ENGENHARIA DE MATERIAIS da Universidade Federal de Ouro Preto, da Fundação Centro Tecnológico de Minas Gerais e da Universidade do Estado de Minas Gerais como parte integrante dos requisitos para a obtenção de título de Mestre em Engenharia de Materiais.

Orientador: Professor Jairo José Drummond Câmara.

Área de Concentração: Análise e Seleção de Materiais.

Belo Horizonte, 11 de setembro de 2013.

FOLHA DE APROVAÇÃO

DESENVOLVIMENTO DE PROCESSO DE FABRICAÇÃO DE COMPOSITO PLANO POLIMERICO E FIBRA DE VIDRO PARA USO EM REVESTIMENTO AERONAUTICO PELO PROCESSO DE MOLDAGEM POR INFUSÃO DE RESINA (RTM)

AUTOR: GERALDO GUSTAVO XAVIER DA SILVA

Esta dissertação foi apresentada em sessão pública e aprovada em 11 de setembro de 2013 pela Banca Examinadora composta pelos seguintes membros:

Prof. Dr. Jairo José Drummond Câmara - Presidente
Instituição: Fedemai

S586d Silva, Geraldo Gustavo Xavier da.
Desenvolvimento de processo de fabricação de compósito plano polimérico e fibra de vidro para uso em revestimento aeronáutico pelo processo de moldagem por infusão de resina (RTM) [manuscrito] / Geraldo Gustavo Xavier da Silva. – 2013.
78f.: il.; color.; grafs., tabs.

Orientador: Prof. Dr. Jairo José Drummond Câmara.

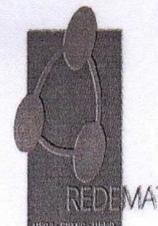
Dissertação (Mestrado) - Universidade Federal de Ouro Preto. Escola de Minas. Rede Temática em Engenharia de Materiais.

Área de concentração: Análise e Seleção de Materiais.

1. Engenharia naval - Materiais - Teses. 2. Compósitos poliméricos - Teses. I. Câmara, Jairo José Drummond. II. Universidade Federal de Ouro Preto. III. Título.

CDU: 629.5-033.5

Catálogo: sisbin@sisbin.ufop.br



ATA DE DEFESA DE DISSERTAÇÃO DO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM
ENGENHARIA DE MATERIAIS DA REDEMAT

1 Aos onze dias do mês de setembro do ano de dois mil e treze, às quatorze horas e
2 trinta minutos, nas dependências da Universidade do Estado de Minas Gerais/Escola
3 de Design – Av. Antônio Carlos, 7545 – 8º Andar – São Luiz – Belo Horizonte/MG, foi
4 instalada a sessão pública para a defesa de dissertação do mestrando **Geraldo**
5 **Gustavo Xavier da Silva**, sendo a banca examinadora composta pelo Prof. DSc.
6 Jairo José Drummond Câmara (Presidente) – UEMG/REDEMAT, Profª DSc. Geralda
7 Walkiria Araújo (Membro) – FGV/IBS e pelo Prof. DSc. Róber Dias Botelho (Membro)
8 – UEMG. Dando início aos trabalhos o presidente, com base no regulamento do curso
9 e nas normas que regem as sessões de defesa de dissertação, concedeu ao
10 mestrando **Geraldo Gustavo Xavier da Silva**, 30 (trinta) minutos para apresentação
11 do seu trabalho intitulado “**Desenvolvimento de Processo de Fabricação de**
12 **Compósito Plano Polimérico e Fibra de Vidro Para Uso em Revestimento**
13 **Aeronáutico pelo Processo de Moldagem por Infusão de Resina (RTM)**”, na área
14 de concentração: **Análise e Seleção de Materiais**. Terminada a exposição, o
15 presidente da banca examinadora concedeu, a cada membro, um tempo máximo de
16 30 (trinta) minutos, para perguntas e respostas ao candidato sobre o conteúdo da
17 dissertação, na seguinte ordem: 1º Profª Geralda Walkiria Araújo, 2º Prof. Róber Dias
18 Botelho, tendo ele próprio realizado sua arguição em último lugar. Dando
19 continuidade, ainda de acordo com as normas que regem a sessão, o presidente
20 solicitou aos presentes que se retirassem do recinto para que a banca examinadora
21 procedesse à análise e decisão, anunciando, a seguir, publicamente, que o
22 mestrando foi “APROVADO” por unanimidade. Para constar, foi lavrada a
23 presente ata, que, após aprovada, vai assinada pelos membros da banca
24 examinadora e pelo mestrando.

Ouro Preto, 11 de setembro de 2013.

26 Presidente: *Jairo José Drummond Câmara*
27 Membro: *Geralda Walkiria de Araújo*
28 Membro: *Róber Dias Botelho*
29 Mestrando: *Jen*

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho àqueles que, de alguma forma, estiveram presentes na minha vida durante o tempo dedicado aos estudos que aqui se revelam, que souberam entender as ausências e que me apoiaram incondicionalmente: minha esposa, Mariella, e meus pais, Prof. Pedro e Profa. Benevenuta.

AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Cláudio Barros, *in memoriam*, por me introduzir aos estudos na área aeronáutica.

Ao Prof. José Henriques Scold, que me aceitou como seu aprendiz e dividiu comigo o seu conhecimento.

Ao corpo docente e a todo o corpo de funcionários da Redemat, que sempre foram amigáveis e pacientes.

À Profa. Walkíria, pelo aceite à participação nesta banca.

Ao Prof. Róber, pela ajuda.

Ao Prof. Jairo, pela paciência e dedicação na realização deste projeto.

ELEMENTOS PRÉ-TEXTUAIS

A fim de apresentar melhor o conteúdo do presente trabalho, optou-se por dividi-lo em 4 capítulos, descritos a seguir:

- O capítulo I apresenta uma breve introdução ao tema.
- O capítulo II aponta uma descrição da histórica da aviação, passando pelos primeiros estudos e conceitos sobre o assunto, pela história dos pioneiros na área, bem como alguns modelos de experimentos e de aeronaves, suas características, entre outros aspectos.
- O terceiro capítulo apresenta, de maneira resumida, os principais materiais disponíveis para a fabricação aeronáutica, o contraplacado aeronáutico, o estudo de desenvolvimento de um mecanismo capaz de produzir um laminado compósito de fibra de vidro e resina epóxi para uso em recobrimento de fuselagem aeronáutica e também testes aplicados às amostras de material.
- Por último, temos o quarto capítulo, que é, na realidade, uma breve conclusão sobre os assuntos abordados.

RESUMO

O foco deste trabalho é o estudo dos primórdios do desenvolvimento da aviação, seus principais incentivadores e estudiosos, com vistas a obter referências para o desenvolvimento de um processo de fabricação de laminado plano de material composto polimérico de fibra de vidro, para substituição de outro – o contraplacado aeronáutico – na construção de fuselagem aeronáutica. Propõe-se uma metodologia para a produção desses laminados, baseada no processo de infusão de resina por meio da técnica de RTM (*Resin Transfer Moulding*).

ABSTRACT

The work focus is the presentation of firsts aircraft development, pioneers, first rousers and diligents, and create a factoring process to produce a material polymeric – fiber glass composite laminate plane, to replace the plywood, in fuselage body airplanes construction. We will proposes a methodology to produce this materials, by RTM (Resin Transfer Moulding) technique.

SUMÁRIO

Capítulo 1

1.1 Introdução	13
1.2 Objetivo	14

Capítulo 2

2.1 História da aviação	15
2.2 Designação de Aeronaves	17
2.2.1 Aviação Militar	19
2.2.2 Aviação Civil de Carga	20
2.2.3 Aeronaves de asas rotativas	22
2,2,4 Aviação experimental	23

Capítulo 3

3.1 Materiais disponíveis para Aviação	25
3.1.1 Ligas de alumínio	25
3.1.2 Compósitos	25
3.1.2.1 Materiais Compósitos na Indústria Aeronáutica	28
3.1.2.2 Substituição do Alumínio por Materiais Compósitos na Indústria aeroespacial	30
3.1.2.3 Aplicações Atuais dos Materiais Compósitos na Indústria Aeroespacial	31
3.1.2.4 O Estado da Arte dos Materiais Compostos na Aviação Civil	32
3.1.2.5 Compósitos Estruturais	36
3.1.2.6 <i>Prepregs</i> ou pré-impregnado	39
3.1.2.7 Contraplacado Aeronáutico	41

Capítulo 4

4.1 Metodologia	43
4.1.1 Moldagem por Transferência de Resina (<i>Resin Transfer Molding</i>) RTM	43
4.1.2. Fabricação de Composto de Fibra de Vidro e Resina via RTM	45
4.1.3 Metodologia de Fabricação	45

4.1.4 Especificação de Materiais	
4.1.4.1 Especificação do Tecido de Fibra de Vidro	48
4.1.4.2 Especificação do molde	49
4,1,4,3 Especificação e cuidados com a resina	50
4.1.5 Sequência de Fabricação de uma Placa	50
4.2 Resultado dos ensaios de tração/cisalhamento	57
Capitulo 5	
5.1 Conclusões	64
5.2 Sugestões para Trabalhos Futuros	66

Lista de Figuras e Tabelas

Figura 01: *Icarus and Daedalus*, óleo sobre tela, do pintor Charles Paul Landon, tela de 1799, retratando ícones da mitologia.

Figura 02: Aeronave Lockheed P-175 “polecat”

Figura 03: Aeronave P51 Mustang.

Figura 04: Bombardeiro B2.

Figura 05: Embraer Super Tucano a/at29.

Figura 06: Douglas DC3.

Figura 07: Concorde.

Figura 08: Airbus Beluga.

Figura 09: Helibras Esquilo.

Figura 10: Protótipo AC 19 em construção.

Figura 11: Aeronave experimental Curumim, CEA, UFMG.

Figura 12: Planadores em campo de aviação.

Figura 13: Planador FS-24 Phoenix

Figura 14: Distribuição percentual dos processos de fabricação de compósitos no Brasil.

Figura 15: Tipos de estruturas de fuselagem de aviões.

Figura 16: Aeronave Spitfire, vistas.

Figura 17: Comparativo de performance dos materiais compostos em relação aos materiais tradicionalmente utilizados na indústria aeroespacial.

Figura 18: Evolução da substituição de componentes por materiais compostos

Figura 19: O atual estado da arte na utilização de materiais compostos na aviação civil.

Figura 20: Percentual de material composto usado na aviação militar.

Figura 21: Vista explodida da aeronave Embraer 170 mostrando os componentes fabricados compósitos poliméricos avançados.

Figura 22: Fotografia da empresa Argos na preparação de compósitos pré-impregnados

Figura 23: Imagem da restauração de aeronave DH98 Mosquito, com fuselagem em madeira (contraplacado).

Figura 24: Torno para descascar madeira na fabricação do contraplacado aeronáutico (IPT – SP).

Figura 25: Diagrama do equipamento RTM operando na sua variação assistida por uma bomba de vácuo, comumente denominada, VARTM.

Figura 26: Equipamentos desenvolvidos e instalados na oficina do CEA (Centro de Estudos Aeronáuticos de EEUFMG), onde foram fabricadas as placas de material composto.

Figura 27: Imagem do tecido usado no experimento.

Figura 28: Imagem do tecido usado no experimento aumentado 50 vezes no microscópio ótico.

Figura 29 Desenho esquemático do molde

Figura 30: Envelope de temperatura; umidade de uma sala limpa para o experimento.

Figura 31: Sensores de pressão e temperatura e controlador de temperatura.

Figura 32: Cilindro de injeção da resina.

Figura 33: Revestimento do molde com saco plástico e teste do vácuo.

Figura 34: Gráfico temperatura x tempo para a cura da resina.

Figura 35: Teste de infusão de resina no tecido.

Figura 36: Placa número 2 fabricada pelo processo RTM.

Figura 37: Máquina universal Instron.

Figura 38: Corpos de prova rompidos.

Figura 39: Gráfico de ensaio de tração. CP 1 Subplaca 3.1.

Figura 40: Gráfico de tensão de ruptura dos corpos de prova.

Figura 41: Dispositivo losipescu para teste de cisalhamento.

Figura 42: Corpo de prova rompido por cisalhamento.

Figura 43: Gráfico de tensão de ruptura por cisalhamento dos corpos de prova.

Tabela 1: Indicativo de tipo geral de aeronave.

Tabela 2: Vantagens e Desvantagens do Processo de fabricação RTM.

Tabela 3: Resultados dos ensaios de tração dos corpos de prova.

Tabela 4: Resultados dos ensaios de cisalhamento dos corpos de prova.

Anexo A Especificação do fio (*roving*) para a fabricação do tecido

Anexo B Especificação da resina LY1316 e endurecedor HY1208

CAPÍTULO 1

1.1 Introdução

Em época de centenário do primeiro voo autopropeido tripulado, feito pelo 14 Bis, de Santos Dumont, um estudo sobre o tema “aviação” torna-se ainda mais prazeroso, pois demonstra a grandeza desse brasileiro, famoso no mundo inteiro por suas façanhas tecnológicas e por sua genialidade.

A ideia da humanidade de ser capaz de voar remonta à Antiguidade, uma vez que a mitologia grega já revelava o empenho do homem para chegar aos céus. Segundo Lima (2006), presos num labirinto, Dédalo e seu filho, Ícaro, tentaram uma fuga pelo ar. O pai projetou, então, asas para o filho, juntando penas de aves de vários tamanhos. As penas foram amarradas com fios e fixadas com cera. Ícaro se viu suspenso no ar quando agitou as asas. Dédalo fez apenas uma orientação ao filho: não voar tão próximo ao Sol para que a cera não derretesse. Ícaro, porém, deslumbrou-se com a imagem do sol e voou em sua direção. Por causa do calor, a cera derreteu, as asas se soltaram e Ícaro caiu no Mar Egeu.



Figura 01: *Icarus and Daedalus*, óleo sobre tela, do pintor Charles Paul Landon, tela de 1799, retratando ícones da mitologia.

Fonte: Musée des Beaux-Arts et de la Dentelle, Alençon

Este trabalho aborda os elementos da história da aviação, apresentando alguns modelos de aeronaves e os pioneiros no assunto, e revela o estudo e o desenvolvimento realizados sobre os laminados planos de fibra de vidro e resina epóxi pelo processo de infusão de resina denominado RTM (*Resin Transfer Moulding*).

Todo e qualquer desenvolvimento na área aeronáutica não seria possível se não fosse pelos esforços dos antigos pesquisadores e estudiosos do assunto, que possibilitaram a invenção e o aprimoramento das máquinas voadoras.

Além desses pontos, não poderíamos deixar de enfatizar a importância de Alberto Santos Dumont, brasileiro, pai da aviação, reconhecido mundialmente como tal – exceto pela maioria dos livros, documentários e artigos norte-americanos, que apresentam os Irmãos Wright como pioneiros. Não é papel deste trabalho comprovar ou não a veracidade dos fatos ocorridos nos primórdios da Aeronáutica (no início do século passado), mas é importante ressaltar que a história dos pioneiros nessa área de atuação é tema de discussão por estudiosos em todo o mundo. Por isso, inclusive, a maioria das fontes citadas neste estudo enfatizam a grandeza de nosso herói nacional.

1.2 Objetivo

O objetivo principal deste trabalho é planejar a fabricação de um mecanismo capaz de produzir um laminado de material compósito plano de fibra de vidro e resina epóxi, conseguido através do processo de transferência de resina, denominado RTM, para uso em aeronaves leves ou experimentais.

Os objetivos secundários são apresentar elementos históricos da aviação, passando pelos primeiros avanços tecnológicos, citando personagens e colaboradores de seu desenvolvimento e, em seguida, apresentar os principais materiais disponíveis para a fabricação de equipamentos na Aeronáutica.

CAPÍTULO 2

2.1 História da aviação

Conforme descrito por Barbour (1962 citado por MEIRA, 1978), entre as inúmeras máquinas utilizadas pelo homem, a aeronave está entre aquelas que, neste século, teve um desenvolvimento tecnológico e um crescimento no seu emprego dos mais acentuados. O transporte aéreo, inexistente no começo do século, hoje em dia é utilizado diariamente por milhões de pessoas, pois foi só em 1906 que o brasileiro Alberto Santos Dumont realizou em Paris, França, o primeiro voo com uma aeronave mais pesada que o ar.

Além dos famosos aviadores do início do século passado, um sem-número de engenheiros, inventores e aventureiros se atiravam alucinados na aventura do voo, e com eles, interessados em um futuro mercado que se abria, muitos magnatas, mecenas, financiadores, exércitos e governos de várias nações.

Ainda Nogueira (2004) afirma que muito dinheiro foi investido, e não era para menos, uma vez que todos, naqueles últimos anos do século XIX e primeiros anos do século seguinte, sabiam que o voo dirigido teria o papel de transformar as políticas e as economias de todo o mundo. Sem ainda saberem, estavam iniciando um período que acabou recebendo a alcunha de globalização.

O avião é uma das maiores invenções que o homem criou. Sua principal vantagem é tornar possível o deslocamento de várias pessoas de um local do hemisfério norte para o hemisfério sul, do ocidente ao oriente, em pouco tempo de viagem.

Ao voo de Santos Dumont, seguiu-se um período de competição entre países da Europa e os Estados Unidos, na conquista de recordes de velocidade e distância. Com a I Guerra Mundial, a aviação tomou considerável impulso, em virtude do uso dos aviões como arma de grande poder ofensivo, mas seria na década de 1920/30 que esse avanço se consolidaria.

Com as mudanças de hábitos da sociedade atual, devido às tecnologias de transporte conquistadas no século passado, o homem se viu em um novo contexto: transportar-se rapidamente. O avião tornou-se, então, uma ferramenta de transporte importante, tanto no meio militar, quanto no meio civil.

A história moderna da aviação é complexa. Projetistas de aeronaves esforçaram-se para melhorar continuamente suas capacidades e características, tais como alcance, velocidade, capacidade de carga, facilidade de manobra e dirigibilidade, segurança, custos operacionais, entre outros. Por isso, as aeronaves passaram a ser feitas de materiais cada vez menos densos e mais resistentes. Anteriormente eram feitas de madeira, mas, nos dias atuais, a maioria das aeronaves usa alumínio, fibras de carbono e outros materiais compósitos como principais matérias-primas. Recentemente, o uso de computadores tem contribuído significativamente para o desenvolvimento de novas aeronaves, segundo a redação da revista “Inovação Tecnológica”. Em 2006, os Estados Unidos da América apresentaram ao mundo uma aeronave não tripulada, totalmente desenvolvida através dos recursos de CAD (*Computer Aided Design*), por meio de prototipagem rápida, conforme está representado na figura abaixo.



Figura 02: Aeronave Lockheed P-175 “polecat”.

Fonte: Revista Inovação Tecnológica 03/08/2006

Ainda de acordo com a publicação, a prototipagem rápida já é largamente utilizada na indústria, gerando modelos de produtos que saem diretamente dos desenhos CAD dos computadores para uma máquina capaz de fabricar os modelos. O sistema pode ser exemplificado como semelhante a uma impressora computacional caseira, que utiliza polímeros ao invés de tinta. Os modelos são construídos camada por camada, já que o polímero endurece

rapidamente. Agora, a empresa de aviação Lockheed Martin, dos Estados Unidos, levou o conceito um pouco adiante, utilizando-o como uma técnica de fabricação rápida: em apenas 18 meses, seus engenheiros projetaram e construíram o P-175, um avião não tripulado que foi quase inteiramente construído nessas "impressoras" especiais.

O P-175 pesa 4 toneladas e mede 28 metros de ponta a ponta de suas asas. Segundo a empresa, 90% do avião são constituídos de compósitos e a maioria de suas peças foi fabricada utilizando-se a técnica de prototipagem rápida 3-D.

Além da rapidez do desenvolvimento e da produção, um avião "impresso" tem o potencial de custar muito mais barato do que os aviões tradicionais, mesmo os não tripulados atuais, cujas peças são construídas individualmente, utilizando inúmeras máquinas diferentes.

Tem-se abaixo alguns dos principais pesquisadores, incentivadores e inventores da área da aviação:

- Leonardo Da Vinci;
- Padre Bartolomeu de Gusmão;
- George Cayley (1773 - 1857);
- Otto Lilienthal 1848 - 1896);
- Wilhelm Kress (1836 - 1913);
- Samuel Pierpoint Langley (1834 - 1906);
- Octave Chanute (1832 - 1910);
- Hiram Stevens Maxim (1840 - 1916);
- Alexander Graham Bell (1847 - 1922);
- Arthur Boltzmann (1881 - 1952);
- Wilbour Wright (1867 - 1912) e Orville Wright (1871 - 1948);
- Santos Dumont (1873 - 1932).

2.2 Designação das aeronaves

No âmbito oficial, para fins de circulação e tráfego aéreo, as aeronaves são designadas pelo código ICAO (*International Civil Aviation Organization*) ou

OACI em português – Organização de Aviação Civil Internacional, tal como descrito abaixo:

A classificação oficial da ICAO segue esta ordem:

- Fabricante da aeronave.
- Modelo da aeronave.
- Indicativo ICAO correspondente para esta aeronave.
- Descrição da aeronave no formato (XdY), em que:
 - X: indicativo do tipo geral da aeronave;
 - d: número de motores;
 - Y: tipo de motor (Jato, Pistão, Turbo hélice) .
- Esteira de turbulência correspondente de acordo com o peso máximo de decolagem, assim especificada:
 - L: Leve: 7 000 kg (15 500 lb) ou menos;
 - M: Média: de 7 000 kg até 136 000 kg (15 500 lb e 300 000 lb);
 - H: Pesada: 136 000 kg (300 000 lb) ou mais.

Ex: BOEING 737-700 B737 L2J M

Fabricante Boeing, modelo 737-700, possui indicativo IAO B737, aeronave terrestre com 2 motores a jato e esteira de turbulência média.

Tabela 1 - Indicativo de tipo geral de aeronave

Indicativo de Tipo Geral de Aeronave	
L	<i>landplane</i> (aeronave terrestre)
S	<i>Seaplane</i> (aeronave marítima)
A	<i>Amphibian</i> (aeronave anfíbia)
H	<i>Helicopter</i> (helicópteros)
G	<i>Gyrocopter</i> (girocópteros)
T	<i>Tilt wing</i> (asa basculante)

A seguir, apresentamos alguns tipos de aeronaves, designadas por seu uso, ou por seu projeto/engenharia.

2.2.1 - Aviação militar:

Fazem parte deste grupo as aeronaves projetadas com fim de combate, espionagem e destinadas à proteção de territórios e nações. Grande parte do desenvolvimento tecnológico aeronáutico se deu em função das grandes guerras, pela necessidade de superar limites, sobretudo de velocidade e manobra.

Entre elas destacamos:

- a) P51 – Mustang: caça norte-americano de combate, concebido na 2.^a grande Guerra Mundial, teve papel fundamental na vitória dos aliados.



Figura 3 - P51 Mustang

Fonte: aviation-history.com

- b) B-2: bombardeiro norte-americano, concebido na era da Guerra Fria, era imperceptível aos radares russos da época.



Figura 4 - Bombardeiro B2

Fonte: www.45enord.ca

Embraer Super Tucano A/AT 29: aeronave brasileira conhecida pela manobrabilidade, presente como avião de treinamento em vários países do mundo.



Figura 5 - Embraer Super Tucano a/at29

Fonte: defesa.br.com

2.2.2 - Aviação civil e de carga:

Este grupo está composto por aviões concebidos para transportar pessoas e cargas. Correspondem a 95% de todas as aeronaves fabricadas no mundo.

Exemplificamos com o Douglas DC-3, um avião bimotor que revolucionou o transporte de passageiros nas décadas de 1930 e 1940, de acordo com Medeiros (2009). Um caso bem conhecido de tal análise histórica se refere à ascensão do modelo Douglas DC-3, na década de 30, que trouxe muita inovação ao mercado de aviação comercial, abrindo espaço para um novo paradigma na indústria aeronáutica. O DC-3 mudou os rumos da evolução dos projetos, o que pode ser comprovado pela transição entre as características dos modelos concebidos antes e depois de tal aeronave.



Figura6 - Douglas DC3

Fonte: Chuck Ross, disponível em airlines.net

Concorde: Aeronave supersônica anglo-francesa, concebida na década de 70, que chocou o mundo em seu lançamento. Era responsável pela rota Paris-Nova York e fazia o trajeto em cerca de 60% do tempo comparado às aeronaves tradicionais. De acordo com Lebkuchen (2012), a aviação civil apresenta uma tendência a utilizar aviões asa-fuselagem (*BWB*, do inglês *Blended Wing Body*) misturadas, substituindo a configuração atual de tubo com asa e cauda. Essa modificação objetiva a economia de combustível e o aumento na velocidade. Um projeto de grande visibilidade foi o Concorde, sendo o avião civil pioneiro na utilização da geometria em forma de delta e alto ângulo de *sweep*. Após mais de 30 anos de serviços prestados, a aeronave foi “aposentada”, pois já apresentava sinais do desgaste temporal, corroborado por alguns acidentes.



Figura 7 - Concorde

Fonte: concordesst.com

O Airbus Beluga, fabricado na década de 90, é uma aeronave de carga, capaz de transportar partes inteiras de outra aeronave dentro de sua própria fuselagem. É fabricado no sul da França, na cidade de Toulouse. Segundo Kaufmann (2009), para o transporte de peças e partes entre suas várias plantas produtivas, Boeing e Airbus desenvolveram aeronaves baseadas em suas plataformas já existentes. A Airbus usou a plataforma do A300 para criar o A300 600 ST (*Super Transporter*) Beluga, e a Boeing usou a plataforma do 747 para o 747 LCT (*Large Cargo Freighter*) *Dreamlifter*.



Figura 8 - Airbus Beluga

Fonte: Avistar.com

2.2.3 - Aeronaves de asas rotativas – helicópteros e girocópteros

Os primeiros estudos de Da Vinci sugeriram uma máquina semelhante a um helicóptero. A diferença principal em relação ao avião se dá em função das pás móveis na hélice, o que proporciona ao aparelho a possibilidade de levantar voo sem a necessidade de pista.

Em seguida, apresentamos a foto de um helicóptero marca Helibrás Esquilo AS350V3e, vendido em todo o mundo. De acordo com o *site* da empresa, é fruto de um acordo de fabricação com a empresa francesa Aerospatiale e o governo brasileiro, formado nos anos 70, que perdura até os dias de hoje, mesmo com a criação da Eurocopter, empresa detentora dos projetos das aeronaves.



Figura 9 - Helibrás Esquilo AS350B3e

Fonte: Helibrás

2.2.4 - Aviação Experimental

Compõem este grupo as aeronaves projetadas com a intenção de algum experimento. São aeronaves muito comuns nos meios acadêmicos e também entre os admiradores da aviação. Podem ser fabricadas de maneira artesanal através da compra de *kits* ou de plantas para montagem e fabricação.

De acordo com De Paula (2008), alguns autores consideram os aviões experimentais (inclusive planadores e balões) pertencentes à categoria de aviação geral, que refere-se à frota brasileira pela sigla “AG”, e que normalmente têm a sua estrutura em alumínio, com revestimento em contraplacado aeronáutico ou compósito de fibra de vidro e resina epóxi.



Figura 10 - Aeronave experimental AC 19 Papion em construção

Fonte: www.altaircoelho.com.br

Segue, abaixo, imagem da aeronave Curumim, projetada e construída pelo CEA (Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG). Conforme Barros *et al* (2000), a Curumim é uma aeronave experimental construída com estrutura de madeira (freijó), revestida em contraplacado de pinho e fibra de vidro.

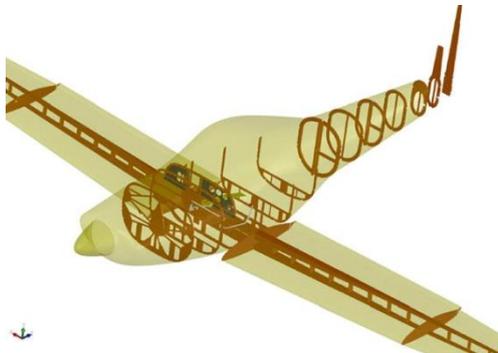


Figura 11 - Aeronave experimental CEA 308

Fonte: Demec, UFMG, CEA

Nesse grupo de aeronaves, incluem-se os planadores, ultraleves, triques (*trikes*) e similares.



Figura 12 - Planadores em campo de aviação

Fonte: infoaviacao.com

CAPITULO 3

3.1 Materiais disponíveis para aviação

3.1.1 Ligas de alumínio

De acordo com Viana *et al* (2005), as ligas de alumínio, em geral, são aplicadas em cerca de 70% dos componentes estruturais dos aviões comerciais. A principal razão disso se dá ao fato de o material ter baixo peso específico, com boa resistência à fadiga e tenacidade à fratura.

A indústria aeronáutica é a grande responsável pelo desenvolvimento das ligas de alumínio e a sua utilização em aplicações militares, o que começou na Primeira Guerra Mundial, segundo afirma Moraes (2000).

Tal informação é complementada por Barbosa (2005), quando torna evidente que o alumínio é obtido a partir da bauxita. Vale salientar, portanto, que algo em torno de 108 milhões de toneladas desse minério foram extraídas em 1992, sendo principais produtores Austrália (36%), Guiné Francesa (17%), Jamaica (10%) e Brasil (9%).

Apesar da notória participação do alumínio no desenvolvimento das aeronaves, não estudamos esse material e suas ligas profundamente, já que o foco deste trabalho é a aplicação de materiais compósitos na aviação experimental, assunto da próxima seção do estudo.

3.1.2 Compósitos

De acordo com Daniel e Ishai (1994), existem referências bíblicas que nos informam que já os egípcios usavam um compósito em sua vida cotidiana, uma vez que utilizavam palha misturada ao barro na fabricação de tijolos para as construções, o que pode ser comprovado em uma passagem bíblica (especificamente em Êxodos 5:7).

Na atualidade, temos o concreto armado como um composto utilizado na construção civil e que teve o começo de seu desenvolvimento no século 19, quando foram usados pequenos pedaços de barras de aço misturados à argamassa para as construções daquela época. As resinas fenólicas,

misturadas com pedaços de asbesto, outro tipo de compósito, começaram a ser usadas pelo homem em diversos projetos no início do século XX.

A seguir, apresentamos alguns dos desenvolvimentos em compósitos no século XX.

Conforme Oliveira (2007), o primeiro casco de barco fabricado de material composto foi projetado e desenvolvido em 1942. A trançagem dos filamentos foi inventada em 1946 e aplicada à tecnologia de mísseis em 1950. O planador FS-24 Phoenix, construído em Stuttgart em 1957, foi a primeira aeronave construída em fibra de vidro. A primeira fibra de boro e as fibras de carbono de alta resistência foram usadas pela primeira vez no início de 1960, com aplicações avançadas na indústria aeronáutica em 1968. Matrizes metálicas, tipo boro-alumínio, foram introduzidas na construção de aeronaves em 1970. A empresa Dupont desenvolveu o Kevlar (ou aramida) em 1973.



Figura -13 - Planador FS-24 Phoenix

Fonte: www.psu.edu

Segundo Oliveira, ainda,

os compostos se difundiram completamente na década de 70, nas indústrias aeroespaciais, automobilísticas, de equipamentos esportivos e aplicações biomédicas. Os anos da década de 1980 marcam o grande incremento da utilização das fibras de alto módulo. Atualmente, a ênfase está no desenvolvimento dos novos sistemas metal/matriz e cerâmica/matriz, bem como nos sistemas carbono/carbono para as aplicações em altas temperaturas. (OLIVEIRA, 2007)

Conforme descrito por Callister,

de uma maneira geral, pode-se considerar um material compósito como sendo qualquer material multifásico que exiba proporção significativas das propriedades de ambas as fases que o constituem, de tal modo, que é obtida uma melhor combinação de propriedades. De acordo com esse princípio de

ação combinada, melhores combinações de propriedades são criadas através da combinação judiciosa de dois ou mais materiais distintos. Também são feitos intercâmbios de propriedades para muitos materiais compósitos. (CALLISTER, 2006)

Pebly (1987) acrescenta a informação que os compósitos poliméricos podem ser entendidos como sendo a combinação de dois ou mais materiais, quais sejam: elementos de reforço e/ou cargas unidos por uma matriz polimérica, diferindo em forma e/ou composição. Esses componentes retêm suas identidades individuais, podendo ser fisicamente identificados, apresentando, porém, uma interface entre eles, o que lhes confere uma atuação em conjunto na aplicação final do compósito.

Os compósitos podem ser divididos em:

- a) Compósitos reforçados por partículas (grandes ou por dispersão).
- b) Compósitos reforçados por fibras (de maneira contínua, de maneira descontínua alinhada, ou de maneira descontínua ordenada aleatoriamente).
- c) Compósitos estruturais, que podem ser laminados ou painéis em sanduíche, este último usado em grande escala na aviação civil e militar, e em outras áreas de engenharia.

Callister (2006) afirma que, tecnologicamente, os compósitos mais importantes são aqueles em que a fase dispersa encontra-se na forma de uma fibra. Os objetivos de projeto dos compósitos reforçados com fibras incluem, com frequência, resistência ou rigidez alta em relação a seu peso, ou seja, suportam melhor as forças externas, em relação a outros materiais não “fibrosos”.

Conforme Flamínio (2006), há uma extensa variedade de métodos de processamento disponíveis para se produzir compósitos de matriz polimérica, que podem ser classificados em processos de molde aberto (e.x. moldagem manual, moldagem por *spray*), processos de molde fechado (e.x. moldagem por injeção, moldagem por compressão, moldagem por transferência de resina) e processos contínuos (e.x. pultrusão, produção de laminados).

A figura a seguir apresenta um panorama da distribuição percentual dos processos de fabricação de compósitos no Brasil, no ano de 2006.

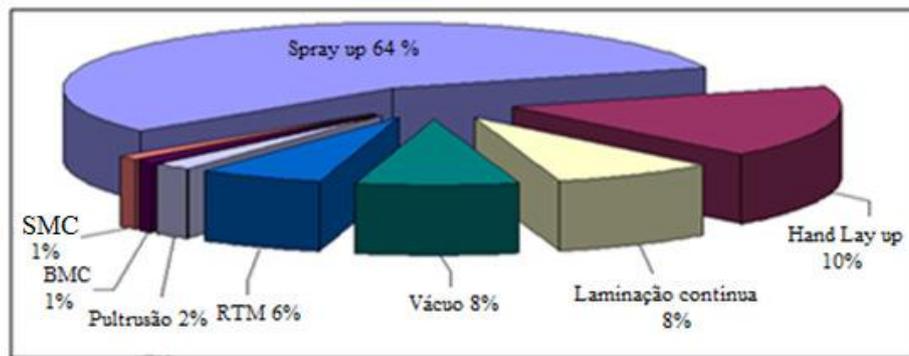


Figura 14 - Distribuição percentual dos processos de fabricação de compósitos no Brasil
 Fonte: Abmaco - Associação Brasileira de Materiais Compósitos.

3.1.2.1 Materiais compósitos na indústria aeronáutica

Conforme descrito por Oliveira (2007), a construção aeronáutica tradicional consiste na fabricação da estrutura da aeronave em madeira ou alumínio e, posteriormente, o seu recobrimento com placas ou chapas de madeira ou alumínio. Esse tipo de construção recebe duas designações: estrutura monocoque e estrutura semimonocoque.

A Figura 15 apresenta esses dois tipos construtivos. Etimologicamente, a monocoque vem do Francês e quer dizer corpo único, ou seja, uma estrutura em forma de casca, capaz de suportar todas as cargas a ela imposta. Essa concepção é utilizada na construção aeronáutica desde a década de 1930. A estrutura semimonocoque difere da monocoque, porque, neste tipo, aparece um terceiro elemento que são os tensores longitudinais.

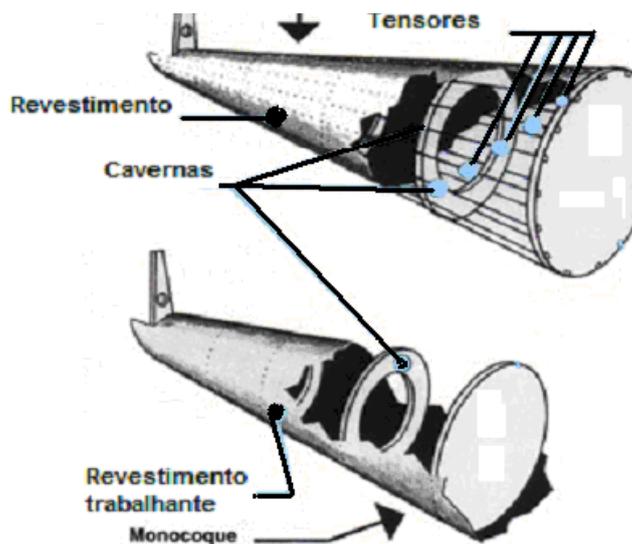


Figura 15 - Tipos de estruturas de fuselagem de aviões
 Fonte: www.47ft.com.

O maior desenvolvimento dos materiais de revestimento de estruturas de aeronaves ocorreu durante a Segunda Grande Guerra Mundial. Nessa época já se usavam, em grande escala, as ligas leves de alumínio em forma de chapas finas.

Conforme nos informa Barbosa (2012), ainda na Segunda Grande Guerra Mundial, uma empresa inglesa desenvolveu o projeto e construiu um caça bombardeiro, denominado DH98 Mosquito, do qual toda a estrutura e os revestimentos eram em madeira. Naquela época, o consumo de alumínio na indústria bélica estava acima da capacidade de produção das indústrias metalúrgicas, o que tornou imperativo o desenvolvimento de materiais alternativos para a construção de aviões. Um material conhecido como *Gordon Aerolite*, fabricado com fibras não retorcidas de linho e resina fenólica, foi desenvolvido no final da década de 1930 pelo Dr. Norman de Bruyne, no Centro de Pesquisa de Cambridge na Inglaterra, para aplicação aeronáutica. Esse material foi utilizado no revestimento da fuselagem do caça de combate *Spitfire*, sendo o seu peso igual ao da fuselagem revestida com alumínio e com resistência semelhante.

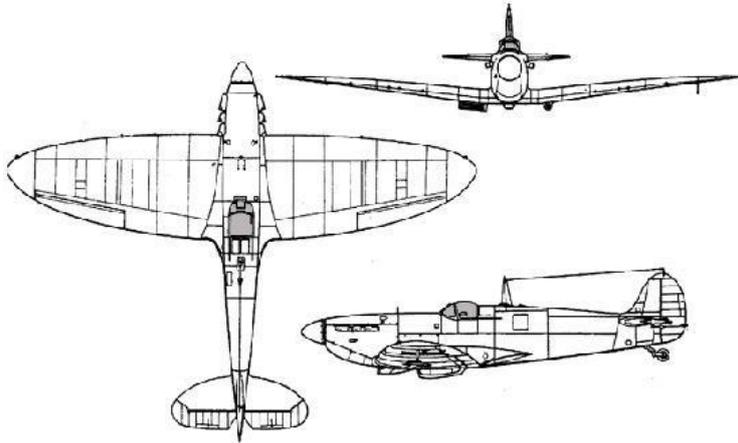


Figura 16 Aeronave Spitfire Mk. VIII, vistas

Fonte: www.raf.mod.uk

3.1.2.2 Substituição do alumínio por materiais compostos na indústria aeroespacial

Segundo a EADS (*European Aeronautic Defense and Space*) (2004), os materiais compostos são, ao lado do alumínio, os materiais mais importantes para a construção aeronáutica na atualidade. Nos últimos 40 anos, os materiais compostos passaram a representar 15% de redução de peso estrutural nos aviões comerciais, e 50% de redução de peso nos helicópteros e aviões militares.

No período de 2002 a 2003, várias instituições europeias (EADS, SICOMP, Universidades, etc.) organizaram o evento *Composit Thematic Network*, segundo nos informa Franco (2011). Esse evento foi constituído de dez *workshops*, que tiveram como objetivo detectar os problemas de utilização dos materiais compostos em vários ramos de transportes, entre eles o ramo aeroespacial.

As conclusões desses *workshops* foram, dentre outras:

- Diminuição de custos. Desenvolver processos de fabricação automáticos de materiais compostos, isto é, desenvolvimento e aplicação de tecnologias de conformação de tecidos, em conjunto com sistemas de resina que permitam a impregnação do tecido, e a sua cura, sem a utilização de autoclave.

- Desenvolvimento de metodologias de projeto e ferramentas analíticas que permitam a simulação do material composto e do processo de fabricação (especialmente comportamento não linear e comportamento de longo prazo).
- Desenvolvimento de sistemas de materiais (fibras, sistemas de resinas, *binders*), com relação a custo, métodos de fabricação e desempenho. Por exemplo, desenvolver a nanotecnologia aplicada a materiais compostos.
- Desenvolvimento de técnicas avançadas de união de peças ou partes (colagem, ou uniões aparafusadas), para aumentar o desempenho destes conjuntos e diminuir custos de fabricação.

3.1.2.3 Aplicações dos materiais compósitos na indústria aeroespacial

De acordo com a EADS (2003, citado por FRANCO, 2011), devido à alta resistência específica, à alta rigidez específica, à alta resistência à fadiga, à alta resistência à corrosão e à alta capacidade de absorver energia, os materiais compostos se tornaram materiais com emprego crescente no ramo aeroespacial.

A Figura 17 apresenta a comparação de desempenho mecânica dos materiais compostos em relação ao aço, ao alumínio e ao titânio, que são materiais tradicionalmente utilizados na indústria aeroespacial.

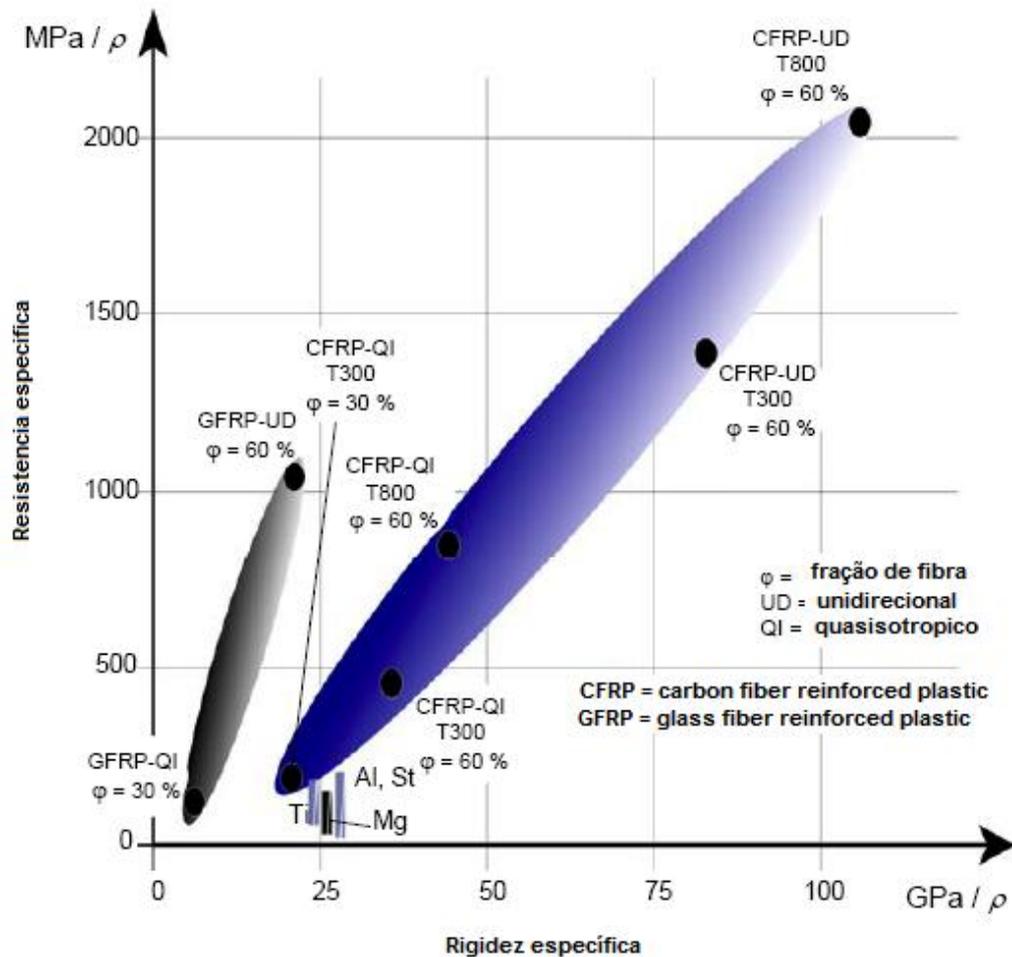


Figura 17 - Comparativo de desempenho dos materiais compostos em relação aos materiais tradicionalmente utilizados na indústria aeroespacial

Fonte: EADS

Oliveira afirma:

Um dos impedimentos de utilização deste tipo de material na indústria aeronáutica, é que, principalmente na aviação civil, por questões de segurança, eles têm que ser submetidos a processos de qualificação, e homologação muito rigorosos que consomem muitos recursos e tempo. (OLIVEIRA, 2007)

3.1.2.4 O estado da arte de aplicação dos materiais compósitos na aviação civil

Na Europa, a Airbus, e, nos EUA, a Boeing são os fabricantes de aviões que lideram o desenvolvimento da tecnologia que permite a substituição dos materiais tradicionais pelos materiais compostos.

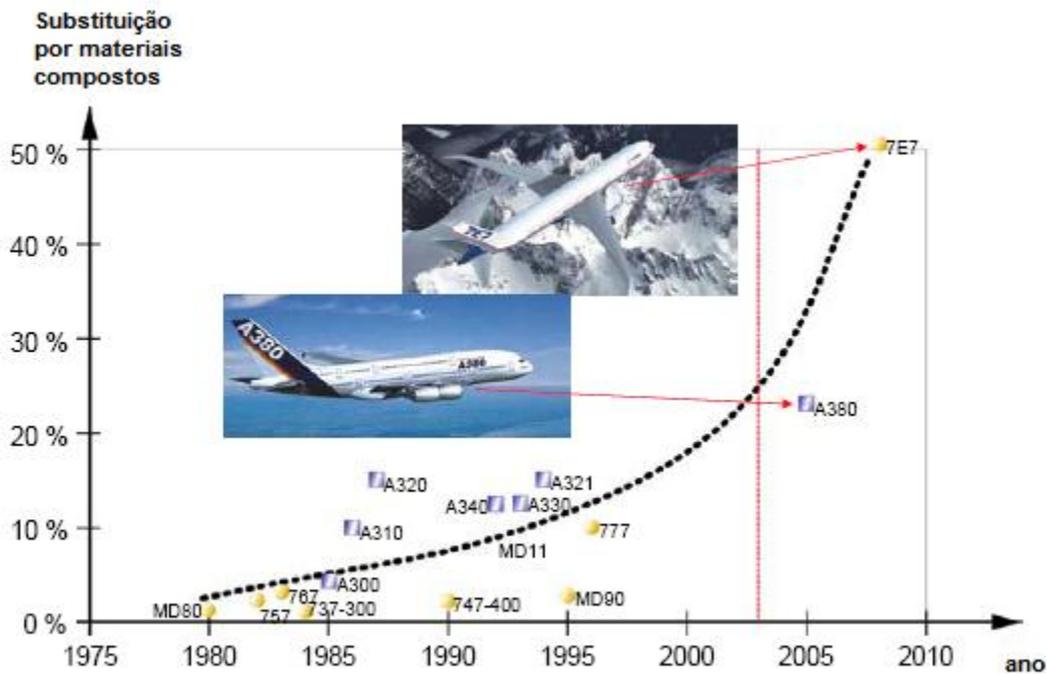


Figura 18 - Evolução da substituição de componentes por materiais compostos

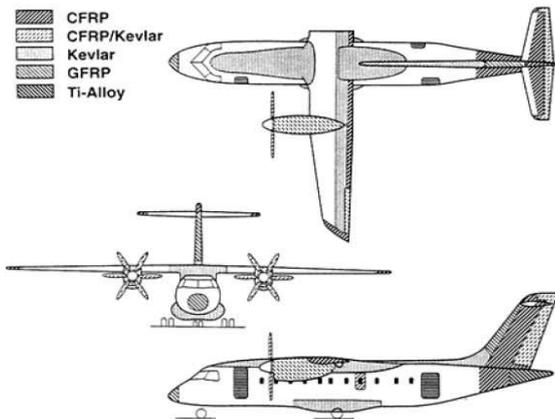
Fonte: DRL Braunschweig

A Figura 19 apresenta o estado da arte de aplicação de materiais compostos na área da aviação civil. Nela, observa-se que, além da quantidade de peças fabricadas de material composto ter crescido substancialmente, a importância estrutural dessas peças também cresceu.

Aplicação de materiais compostos no avião Boeing 777



Aplicação de materiais compostos no avião Donier 328



Aplicação de materiais compostos no avião Airbus A 380



Figura 19 - O estado da arte na utilização de materiais compostos na aviação civil

Fonte: FRANCO, V. Compósitos, fratura e dano.

De acordo com Franco (2011), a aeronave Boeing 787 Dreamliner é considerada uma revolução na aplicação desse tipo de material em sua estrutura. Enquanto compósitos representam 50% do peso (80% do volume) da estrutura do Dreamliner, outros materiais também são usados, por exemplo, Alumínio: 20%, Titânio: 15% (este avião foi o primeiro modelo de dimensões grandes, comercial, a usar a tecnologia de materiais de Titânio em sua construção), Aço: 10% e outros materiais: 5%.

Na aviação militar, a aplicação dos materiais compósitos está em estágio mais avançado do que na aviação civil, como é apresentado na figura 20.

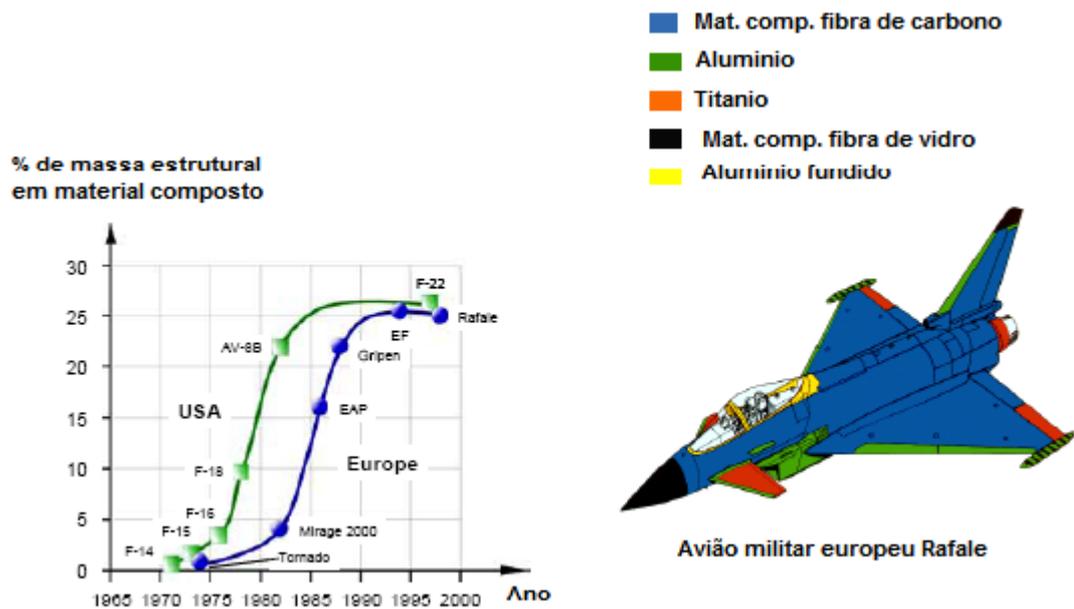


Figura 20 - Percentual de material composto usado na aviação militar
Fonte: EADS

Segundo a EADS (2003, citado por FRANCO, 2011), os motivos que provocam a utilização mais intensiva de material composto na aviação militar do que na aviação civil são os seguintes:

- Requerimentos de segurança menos rígidos quanto à utilização de novos materiais.

- Maior quantidade de verbas para pesquisa e desenvolvimento na área militar, visto que os governos dão suporte aos centros de pesquisa.
- Peças de menor tamanho.

3.1.2.5 Compósitos Estruturais

A combinação de baixa massa específica com valores elevados de resistência e rigidez que os compósitos poliméricos avançados proporcionam permite que essa classe de materiais seja empregada nas indústrias aeronáutica e espacial em substituição aos materiais metálicos tradicionais, conforme nos informa Malek (1992).

Com base em Rezende (2007), desde o advento das fibras de vidro, aramida e carbono, a indústria aeronáutica tem se utilizado dessa tecnologia na fabricação de peças para aeronaves, ilustrada pelo uso de materiais compósitos, em substituição aos materiais metálicos, das aeronaves Boeing 777, Airbus A-380 e do Embraer 170. Com a evolução tecnológica, os materiais poliméricos de alta resistência estrutural foram ganhando espaço nesse segmento, podendo ser observado um crescimento desses materiais na fabricação das aeronaves, tendo-se hoje projetos de novas aeronaves com a previsão de uso de 50% em peso em materiais compósitos. A figura a seguir ilustra o uso de materiais compósitos na aeronave EMB 170.

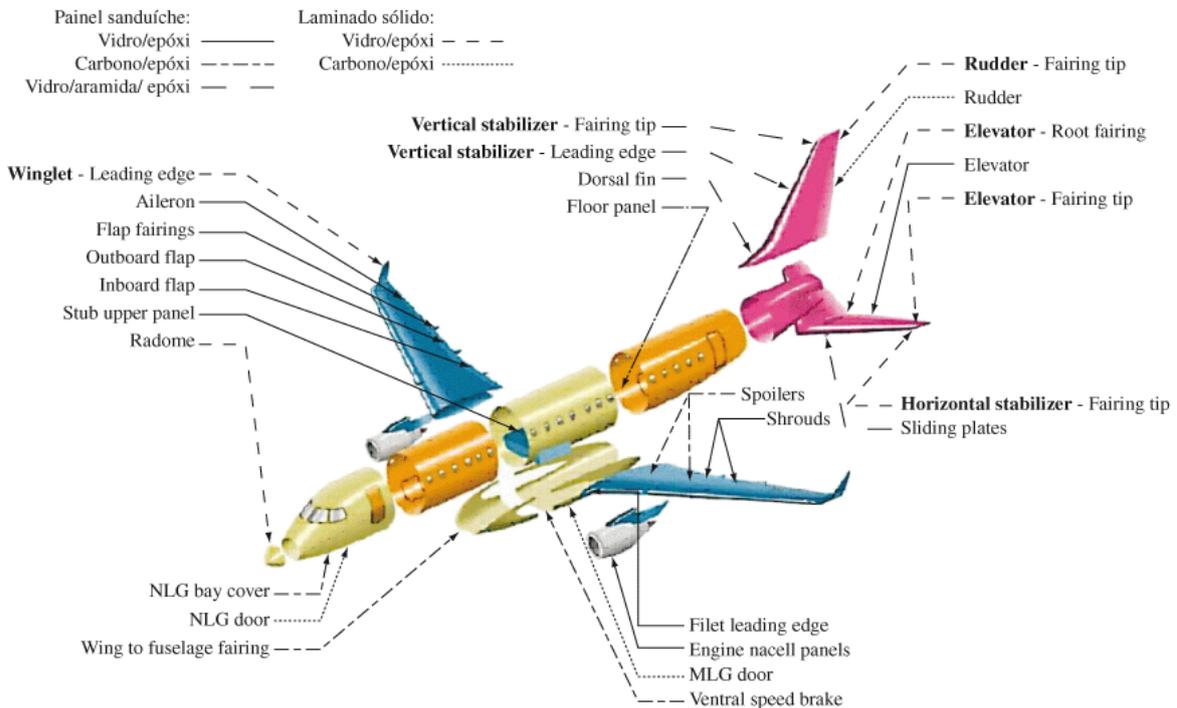


Figura 21 - Vista explodida da aeronave Embraer 170 mostrando os componentes fabricados compósitos poliméricos avançados

Fonte: Embraer

De acordo com Nogueira *et al* (1999), quando a combinação do reforço e da matriz polimérica confere ao compósito obtido menores valores de massa específica e maiores valores de resistência mecânica e rigidez, esses materiais são denominados compósitos poliméricos avançados. Essas características, somadas aos maiores valores de resistência à fadiga e à corrosão, têm permitido uma grande utilização desse tipo de compósito na indústria aeronáutica, atendendo às crescentes exigências em serviço das aeronaves.

O universo das possíveis aplicações dos compósitos poliméricos avançados não se restringe somente ao setor aeronáutico, podendo-se mencionar aplicações nas áreas espacial, automobilística, náutica e biomédica. Como exemplos, podem ser citados: estruturas de satélites e de veículos lançadores de satélites, protetores de cárter, suportes de assentos, cascos de embarcações, peças de acabamentos, próteses ortopédicas, entre outros.

Os materiais compósitos de matriz polimérica surgiram, na sua vertente estrutural, em meados do século XX. O desafio permanente que esses materiais colocam à imaginação levou a esforços que se traduziram em aplicações cada vez mais exigentes. Assim, como o desempenho já foi testado e aprovado (sendo mesmo superior ao de estruturas metálicas convencionais), e as normas industriais relativas a tais materiais estão cada vez mais estabelecidas, aplicações usando materiais compósitos de matriz polimérica continuarão a aumentar. As elevadas resistência e rigidez específicas continuam a ser a combinação que lança os materiais compósitos para novas áreas. No entanto, a grande capacidade de amortecimento e o baixo coeficiente de expansão térmica são características que podem ser adaptadas para aplicações específicas. Os compósitos avançados reduzem os problemas de fadiga e dão uma maior flexibilidade de concepção e fabricação, o que pode reduzir significativamente o número de peças necessárias. Outra das vantagens dos materiais compósitos é a resistência a temperaturas extremas, corrosão e desgaste, especialmente em aplicações industriais. Essas características podem conduzir a custos mais baixos de ciclo de vida do produto. Apesar de não serem classificados como compósitos avançados, os betões poliméricos surgem como materiais compósitos com um potencial de crescimento muito elevado nos próximos anos, de acordo com Bodig (1993).

Bodig complementa, informando que

a fase polimérica é geralmente composta por uma resina termofixa do tipo poliéster insaturada (ortoftálica, tereftálica, isoftálica ou bisfenólica), dissolvida em solvente relativo como estireno, ou ainda uma resina éster vinílica ou epóxi. Resinas especiais como as fenólicas, de poliuretano e de silicone são utilizadas em aplicações especiais. Na moldagem destas duas fases, ocorre um *crosslinking* polimérico através de um processo de cura, que acopla as duas fases, proporcionando ao material final propriedades especiais que definem sua moderna e ampla aplicabilidade. (BODIG, 1993)

Prevê-se que esses materiais, além de continuarem a ter uma aplicação privilegiada em mercados avançados (militar, espacial e aeronáutico), substituem e/ou complementam, de forma crescente, os materiais tradicionais em aplicações gerais de engenharia (como a construção civil - pontes, reforço e reabilitação de pontes e os transportes – automóveis, ônibus, trens, etc.).

3.1.2.6 *Prepregs* ou pré-impregnados

De acordo com Baker *et al* (2002), o termo pré-impregnado é aplicado a todo produto intermediário, pronto para moldagem, e pode ser definido como sendo uma composição de fibras de reforço com um determinado polímero, termorrígido formulado ou termoplástico, em uma particular fração em massa.

Esses materiais oferecem uma combinação de consistência e processabilidade de produto, devido à quantidade controlada de resina, porém requerem a aplicação de vácuo e pressão durante o processo de cura. As duas matérias-primas básicas para a produção de pré-impregnados são a matriz polimérica e as fibras de reforço na forma de tecido ou fitas unidirecionais. A fibra de carbono é um dos reforços que possui maior módulo e resistência disponível para aplicação estrutural. Já a resina epóxi termorrígida utilizada no pré-impregnado apresenta-se parcialmente polimerizada, estágio de cura conhecido como estágio B, exigindo o seu armazenamento a -18° C para a desaceleração do processo de polimerização. Historicamente, na produção da indústria aeronáutica, a maioria dos componentes é fabricada pelo método convencional de corte e laminação manual das camadas do material pré-impregnado, sobre um molde devidamente preparado com agente desmoldante, seguido da cura em autoclave, complementa Costa *et al* (2005).

Conforme Hergenrother (2000), apesar das vantagens que os materiais compósitos apresentam e que motivam a sua utilização na indústria aeroespacial, essa classe de materiais tem como desvantagem, em comparação aos metais, a susceptibilidade aos danos, perdendo muito de sua integridade estrutural quando isso ocorre. Os danos podem ocorrer durante o processamento da matéria-prima, ou durante a fabricação da peça, seu manuseio, seu transporte, sua armazenagem, manutenção ou em serviço.

Costa *et al* (2005), concluem, ainda, que a cura de uma matriz polimérica é considerada como sendo a chave para a fabricação de compósitos poliméricos avançados a partir de sistemas pré-impregnados, durante a qual a matriz encontra-se em um estágio intermediário de cura. A qualidade final do

produto obtido pode ser controlada pelo estudo do ciclo de cura empregado, associado aos parâmetros de processo, tais como: tempo, temperatura, pressão, assim como a sequência na qual essas variáveis são combinadas.

De acordo com Paiva (2006), nos últimos anos, na indústria aeronáutica tornou-se comum a utilização de pré-impregnados para a moldagem ou laminação dos compósitos poliméricos estruturais. O pré-impregnado consiste na combinação de uma matriz de resina polimérica com reforços de fibras (na forma de fitas unidirecionais ou tecidos) em um estágio semiacabado, podendo ser utilizado no processo da manufatura de componentes com diferentes geometrias.

A utilização de pré-impregnados facilita a laminação dos compósitos de uso aeronáutico, pois esses são colocados esquematicamente sobre moldes metálicos, reduzindo-se o tempo de moldagem e podendo-se controlar a relação fibra/resina, número de camadas, orientação do reforço, etc. Portanto, a utilização de pré-impregnados facilita muito a realização de reparos em aeronaves.



Figura 22 - Fotografia da empresa Argos na preparação de compósitos pré-impregnados
Fonte: Argos International

A tecnologia de fabricação de pré-impregnados é controlada por poucas empresas fornecedoras da indústria aeronáutica, devido às formulações dos sistemas de resina visar a atender necessidades específicas em termos de propriedades mecânicas do compósito final (produto acabado). O acesso às informações sobre os sistemas de resina (formulações, aditivos, condições de preparação) e, conseqüentemente, as variações nas condições de processo, que possibilitem uma otimização do programa de tratamento térmico do pré-

impregnado, são limitadas, sendo abordadas com relação a sistemas de resina muito específicos, complementa Oliveira (2007).

3.1.2.7 Contraplacado Aeronáutico

Desde a década de 90, com a abertura de mercado e a entrada de capital estrangeiro investido na fabricação de aeronaves, houve uma junção de tecnologias, especificamente no conhecimento de polímeros e compósitos.

Após décadas de uso restrito em alguns setores da indústria, devido ao seu custo de obtenção, os compósitos poliméricos estruturais, também denominados avançados, têm ampliado a sua utilização em diferentes setores da indústria moderna, com um crescimento de uso de 5% ao ano. (REZENDE e BOTELHO, 2000)

No entanto, no início da mesma década, encerrou-se no Brasil a produção do contraplacado aeronáutico pelo IPT – material este colocado em produção durante a Segunda Grande Guerra, em meados de 1940 – deixando os construtores nacionais dependentes de material importado, e nem sempre de boa qualidade. A figura 23 apresenta a restauração do lendário avião inglês DH98 Mosquito. Note que todo o recobrimento é feito em madeira.



Figura 23 - Imagem da restauração de aeronave DH98 Mosquito, com fuselagem em madeira (contraplacado).

Fonte: Cavok

Conforme Brotero (1941), as folhas de madeira para a fabricação do contraplacado aeronáutico são obtidas pelo descascamento de uma tora (normalmente o pinho), que é fixada entre os cabeçotes de um torno especial, e à medida que a tora gira, uma faca afiada avança gradualmente, comandada por um conjunto de engrenagens, dando à folha a espessura desejada. A folha, no ponto onde é cortada pela faca, é convenientemente comprimida contra a tora, por meio da contrafaca. As folhas que possuem umidades entre 7% e 12%, depois de cortadas em tamanho certo para colagem, são secas em estufas para evitar a formação de vapor durante o processo de colagem, na prensagem à quente. A cola empregada é o baquelite em filme, ou *tego film* (resina fenólica), que é termoplástica estável. A pressão de colagem é da ordem de 20 kgf/cm², com temperatura de 140° C durante um tempo variável em função da espessura do contraplacado. Posteriormente, tais folhas de madeira são superpostas e coladas com as fibras cruzadas em ângulo reto, e sempre em número ímpar.

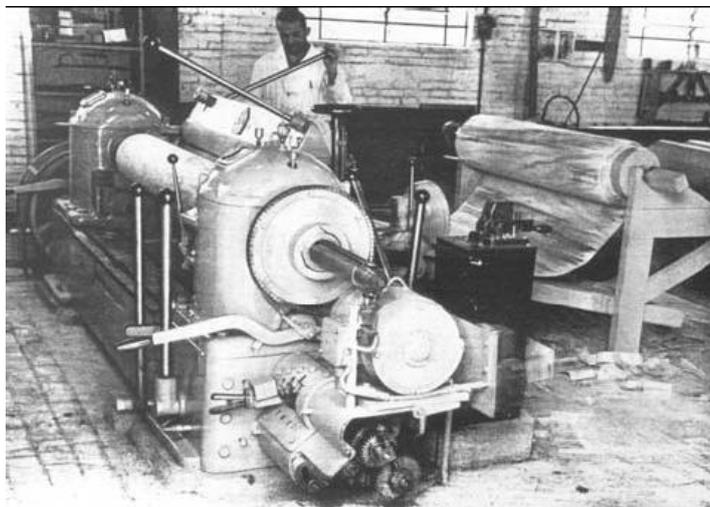


Figura 24 - Torno para descascar madeira na fabricação do contraplacado aeronáutico (IPT – SP)

Fonte: IPT SP

Segundo a revista EAA'S AeroCrafter, especializada em construção de aviões esportivos leves, citada por Resende & Botelho (2004), de 475 modelos de projetos disponíveis, 198 modelos são de aviões construídos de madeira, ou seja, cerca de 42%, e isso mostra a importância desse material neste campo.

4 Metodologia

4.1 Moldagem por Transferência de Resina (*resin transfer molding*)

RTM

Conforme descrito por Hemais (2004), a indústria de polímeros (plásticos, borrachas e fibras) é, talvez, o segmento da indústria petroquímica que mais cresce no Brasil. A razão desse crescimento é devido à progressiva substituição de outros materiais, tais como vidro, madeira, papel e metal, por produtos feitos a partir desses materiais sintéticos. Essa indústria é caracterizada como sendo *science based*, isto é, tem abordagem de base científica, por ser dependente de constantes inovações tecnológicas para que suas empresas possam se manter competitivas. Assim, a capacidade de criar tecnologia é vital para o processo de sobrevivência de tal segmento industrial no mercado.

Atualmente, são conhecidos diversos processos de impregnação de tecido ou manta pela resina, dentre os mais comuns destacam-se:

1- Impregnação *Hand-Lay-Up*: processo manual de impregnação do tecido. Pode ser executado com ou sem moldes.

2- Impregnação *Spray-Up*: processo semiautomático de impregnação do tecido, utilizado para peças de grandes dimensões. Consiste, basicamente, em jatear um fluxo de resina e fibras sobre um molde.

3- Impregnação por injeção de resina (*Resin Transfer Moulding - RTM*): processo semiautomático de impregnação de resina, utilizado em peças de qualquer dimensão, planas e não planas. Nesse processo, o tecido é previamente montado em um molde fechado e a resina é injetada sob pressão no interior do molde.

4- Impregnação *Pré-peg*: processo no qual o tecido utilizado já é fabricado impregnado por uma resina que não sofre o processo de cura à pressão e temperatura ambiente. Nesse processo, é necessário o uso de autoclaves para elevar a pressão e a temperatura da peça às condições ideais

de cura da resina. Nesse trabalho, serão apresentadas considerações relevantes apenas para o processo de impregnação por injeção de resina RTM.

De acordo com Amorin Junior *et al* (2006), as elevadas propriedades mecânicas específicas dos materiais compósitos têm propiciado uma crescente demanda de seu uso. A capacidade de produção em massa a um custo mais acessível se tornou indispensável. A Moldagem por Transferência de Resina ou RTM (*Resin Transfer Molding*) constitui um promissor processo de fabricação de materiais compósitos. Nesse processo, uma pré-forma seca de fibra é colocada em um molde, a resina é injetada sob alguma combinação de pressão e/ou vácuo e, depois da cura, a peça pode ser retirada.

O processo de injeção de resina RTM permite a moldagem de componentes com forma complexa e área de superfície grande, com um bom acabamento de superfície em ambos os lados. É adequado para peças de pequeno e médio porte, e é empregado em muitas aplicações de transporte diferentes, como cabines de caminhão, por exemplo.

O reforço é colocado na parte inferior do molde "macho-e-fêmea". Depois que o molde é fechado, injeta-se resina, sob pressão, dentro da cavidade do molde. A resina molha o reforço e cura-se, formando a parte de compósito. Esse processo consiste em preencher a cavidade de um molde, rígido e fechado, injetando uma resina por um ou vários pontos dependendo do tamanho do componente. Os reforços são colocados no interior do molde previamente, antes de fechar e travá-lo firmemente.

Normalmente, resinas de poliéster, epóxi, fenólicos e acrílicos são usados e podem ser preenchidos se preciso. Tipos diferentes de modelos podem ser usados dependendo da quantidade de produção esperada. O calor pode ser aplicado ao molde para encurtar o tempo de cura e, em tais casos, o uso de moldes de aço pode ser necessário. Podem ser usadas resinas de baixa retração com esses moldes para melhorar o acabamento de superfície e a aparência. Alternativamente, o RTM de baixa pressão permite reduzir custos do processo, já que dispensa o uso de bomba.

Existem alguns produtos disponíveis para este processo, por exemplo, as mantas de filamentos contínuos, que são encontradas no continente Asiático (sudeste), na Europa e na América do Norte.

4.1.2. Fabricação de Composto de Fibra de Vidro e Resina via RTM

Espera-se que o desenvolvimento das lâminas via RTM possa substituir o contraplacado já citado na construção de aeronaves esporte leves e experimentais, tornando possível dar aos construtores aeronáuticos de aviação experimental brasileiros outra opção de material de forma a melhorar o desempenho das aeronaves, fazendo com que a aviação experimental aproxime-se um pouco mais das tecnologias empregadas na aviação civil e militar no campo dos compósitos.

4.1.3 Metodologia de Fabricação

A metodologia de fabricação de placas para retirada de corpos de prova e ensaios mecânicos e físicos usada neste trabalho está baseada no documento *Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems – DOT/FAA-00/47 – U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration April 2001*

Esse documento fornece informações, procedimentos detalhados e práticas de engenharia que ajudam no controle de repetibilidade de propriedades e processos de fabricação desses materiais compostos que serão utilizados na construção de estruturas primárias e secundárias de aviões.

A metodologia apresentada aplica-se ao material composto de resina epóxi e fibra de vidro, ou resina epóxi e fibra de carbono. Adicionalmente, estabelece métodos de ensaio e controle de processo, necessários para certificar o material que pode ser usado na fabricação de componentes estruturais de aeronaves que satisfaça o requerimento *14 Code of Federal Regulations (CFR) Part 23. U.S.*

Especificamente neste trabalho, o documento em questão foi seguido em parte, visto que ele é generalizado e aplicável a qualquer tipo de material

composto, bem como apresenta procedimentos de ensaios e controles que ultrapassam o interesse do presente trabalho.

As figuras a seguir apresentam detalhes sobre o processo de fabricação.

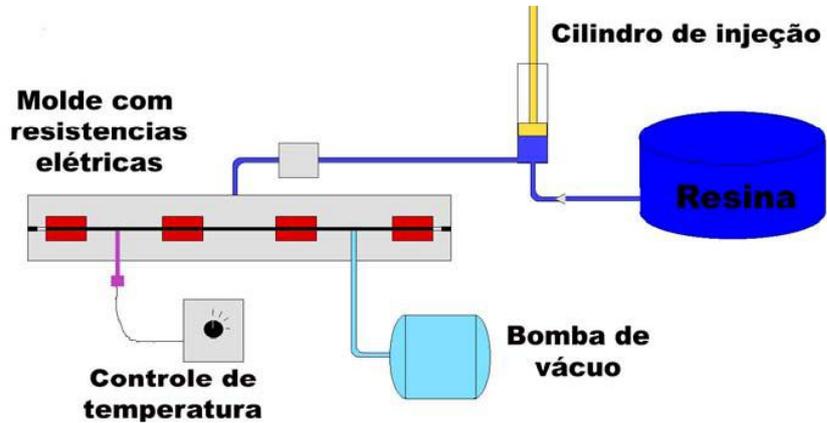


Figura 25 - Diagrama do equipamento RTM operando na sua variação assistida por uma bomba de vácuo, comumente denominada, VARTM.

Fonte: Acervo do autor

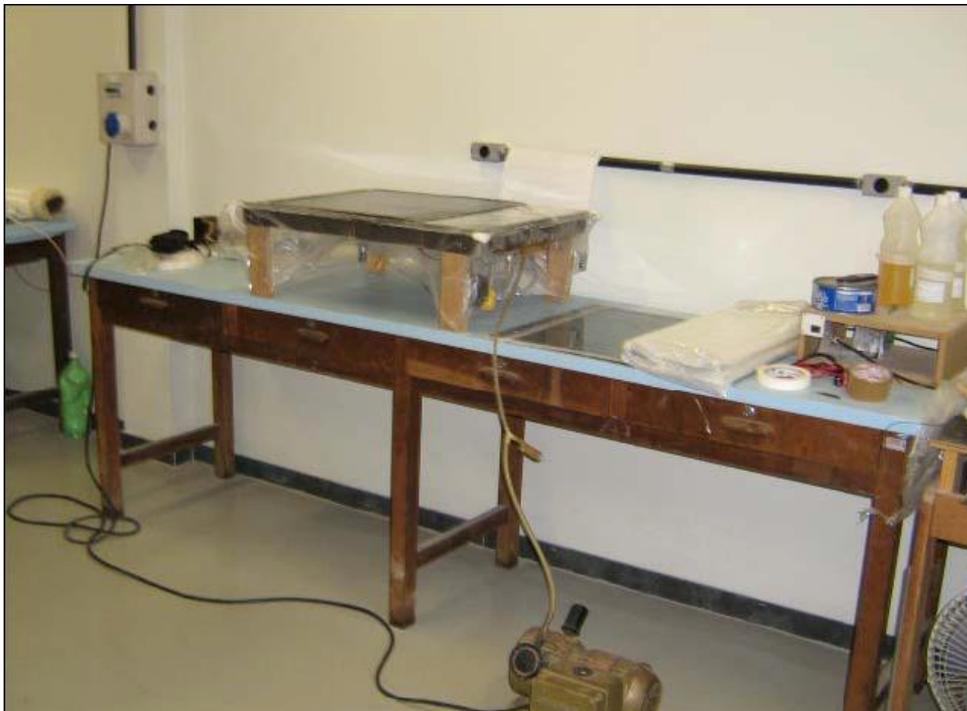


Figura 26 - Equipamentos desenvolvidos e instalados na oficina do CEA (Centro de Estudos Aeronáuticos de EEUFMG), onde foram fabricadas as placas de material composto.

Fonte: Acervo do autor

O processo RTM foi escolhido para a fabricação das placas por apresentar as características apresentadas na Tabela a seguir, de acordo com Beckwith (1998).

Tabela 2 Vantagens e Desvantagens do Processo de fabricação RTM.

VANTAGENS
As peças são produzidas com ótima tolerância dimensional.
Acabamento superficial de ótima qualidade das peças.
Ciclo de produção curto.
Equipamento com baixa pressão de operação.
Matrizes de baixo custo.
Emissão de elemntos voláteis da resina controlada no molde.
Quantidade de mão de obra baixa e sem grande qualificação.
Grande flexibilidade no projeto das peças reforçadores, mistura de materiais diferentes.
Prosperidade mecânicas do material produzido comparável aos produzidos em autoclaves (quantidade de vazios < 1%).
Bom acabamento em ambas as faces.
O processo permite a fabricação de peças grandes e com alta complexidade.
Produção de peças com baixa fração de matriz

DESVANTAGENS
Os softwares de simulação do preenchimento dos moldes ainda estão em fase de desenvolvimento.
O processo requer moldes à prova de vazamentos.
O processo é aplicável à produção de 100 a 5.000 peças.
O alinhamento do tecido dentro do molde requer cuidados adicionais.

4.1.4 Especificação de Materiais

4.1.4.1 Especificação do Tecido de Fibra de Vidro

Tecido tipo *Plain Weave*, 145g/m². Abaixo segue imagem da amostra.

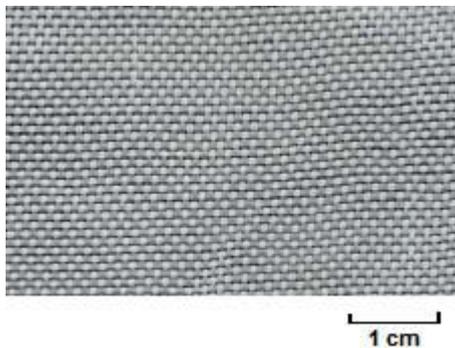


Figura 27 - Imagem do tecido usado no experimento (fotografia)

Fonte: Acervo do autor

O tecido utilizado na fabricação das placas foi fornecido pela empresa Fibertex Louveira Produtos Têxteis Ltda. e possui a especificação técnica conforme o Anexo A.

A Figura 28 apresenta uma foto ampliada 50 vezes do tecido utilizado na fabricação das placas, e pode-se observar que o tipo de tecelagem é o simétrico (*plain weave*). Nesta figura, é apresentada a diferença entre fio e filamento.

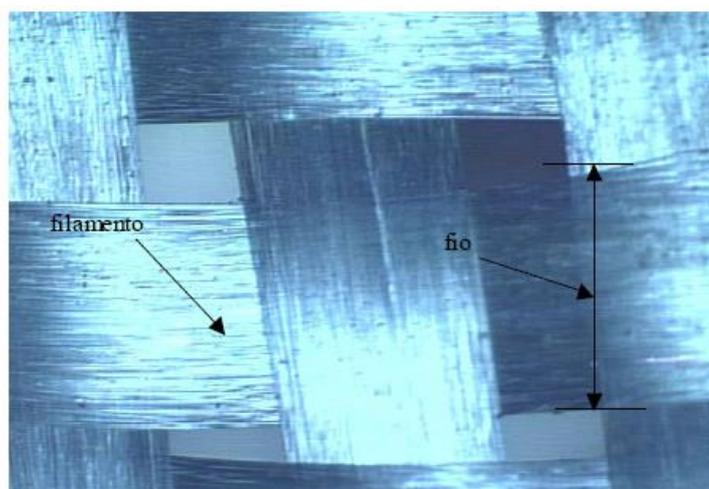


Figura 28 - Imagem do tecido usado no experimento aumentado 50 vezes no microscópio ótico.

Fonte: Acervo do autor

Em conformidade com Oliveira (2007), para iniciar o processo de infusão, primeiro, não serão admitidos cortes de tecidos que tenham previamente qualquer tipo de contaminação, tais como resina, óleo, poeira, etc. O tecido deverá ser estocado e cortado em uma sala com o piso limpo, a mesa de corte limpa, livre de poeira e agente contaminante tipo desmoldante, materiais que contenham silicões, óleos ou água. Nessa sala, não devem existir equipamentos que produzam poeira, por exemplo, lixadeiras manuais ou de mesa, serras, ou qualquer outro equipamento que produza material particulado.

4.1.4.2 Especificação do molde

Utilizamos, neste trabalho, molde metálico, confeccionado em alumínio, do tipo “macho-fêmea”, com dimensões de 50 cm x 70 cm. Na fabricação, observamos a planicidade constante das chapas, a fim de garantir placas de compósito com espessura constante.

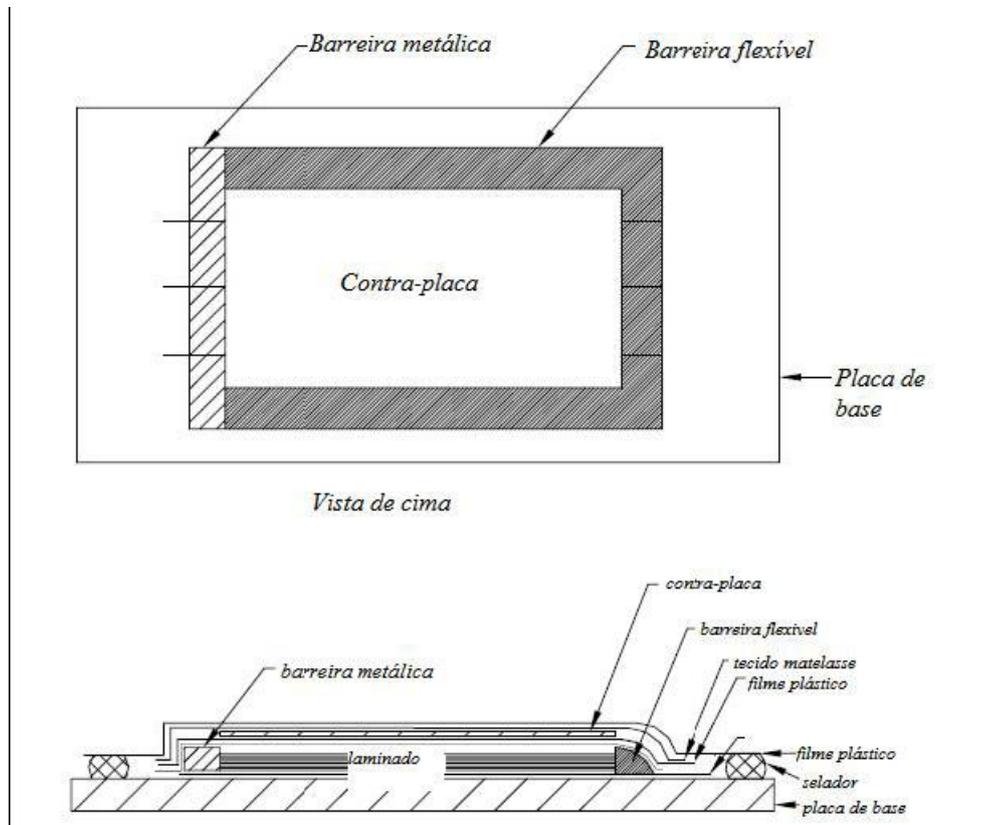


Figura 29 - Desenho esquemático do molde

Fonte: Acervo do autor

4.1.4.3 Especificação e cuidados com a resina

Os parâmetros a seguir ajudam a definir a resina:

- Especificação da resina e do endurecedor.
- Proporção da mistura resina/endurecedor.

Os cuidados observados foram:

- Data de validade da resina e do endurecedor.
- Acondicionamento da resina e do endurecedor em embalagem apropriada.
- Estocagem das embalagens em ambiente apropriado.

Neste trabalho, foi utilizada a resina LY1316 em conjunto com endurecedor HY1208, ambos fabricados pela empresa Huntsman Advanced Materials Química Brasil Ltda.

4.1.5 Sequência de fabricação de uma placa

Durante o processo de fabricação de uma placa de material compósito pelo processo RTM, alguns parâmetros externos foram previamente controlados.

Os seguintes parâmetros são externos e prioritários ao início do processo RTM propriamente dito:

- Controle de temperatura do ambiente.
- Controle de umidade do ambiente.
- Controle da limpeza das superfícies dos moldes.
- Controle de temperatura das chapas dos moldes.
- Controle da limpeza dos recipientes de mistura da resina.
- Controle de limpeza da superfície de manipulação e corte das laminas de tecido.
- Controle de defeitos de tecelagem dos tecidos.

O controle de umidade do ambiente no processo de fabricação das placas é importante, por causa da resina, que é um material altamente

higroscópico, e a absorção de água, antes do processo de cura, irá modificar a sua resistência mecânica após a cura. O controle de temperatura é importante também por causa da resina, que irá influenciar no tempo de início de reação com o endurecedor e também na viscosidade inicial da mistura resina/endurecedor dentro do molde.

O gráfico da figura 30 apresenta o envelope de controle ambiental temperatura/umidade, dentro do qual o processo pode ser realizado sem problemas para a resina epóxi.

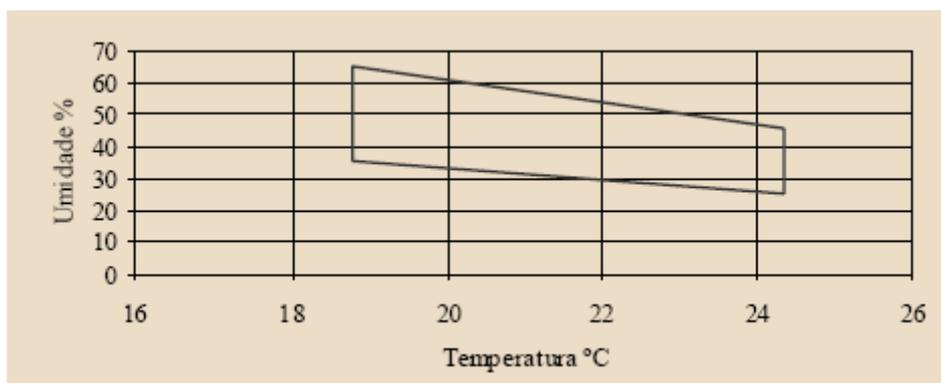


Figura 30 - Envelope de temperatura; umidade de uma sala limpa para o experimento

Fonte: DOT/FAA/AR-00/47 - U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration

O controle da superfície do molde consiste em verificar a planicidade da chapa de alumínio da base do molde, o acabamento superficial, a contaminação da superfície com material estranho (óleo, poeira, material adesivo). Caso seja necessária a remoção de qualquer material aderido à superfície da chapa, deverá ser utilizado um pano embebido em *thinner*, ou álcool.

O aquecimento da chapa do molde é obtido por meio de um conjunto de resistências elétricas de aquecimento montadas por baixo da superfície de moldagem, sendo que cada molde possui 4 resistências, cada uma com potência de 750 watts. A tensão de alimentação é de 120 V. O controle de temperatura na superfície das chapas dos moldes é obtido por um controlador de temperatura e um termopar tipo J montado em um dos moldes. A Figura 31 apresenta esses equipamentos.

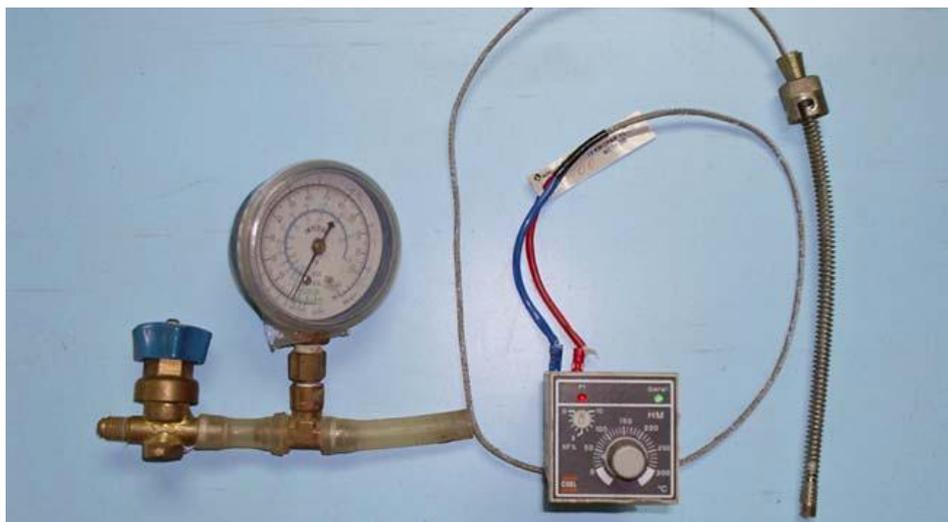


Figura 31 - Sensores de pressão e temperatura e controlador de temperatura

Fonte: Acervo do autor

Os recipientes de mistura da resina devem ser completamente limpos, sem qualquer vestígio de elementos de contaminação. Não poderão ser usados copos de plástico do tipo descartável, tendo em vista que esses recipientes são fabricados com plástico poliestireno, que sofre ataque da resina.

Os recipientes para pesagem da resina e do endurecedor devem ser de vidro e em hipótese alguma devem conter restos de resina ou de endurecedor, ou mesmo de resina já curada no seu interior.

A superfície de corte do tecido deverá ser plana e limpa, não devendo conter qualquer vestígio de poeira, óleo, silicone, água, etc. De preferência, a mesa de trabalho deverá estar no interior de uma sala com controle de umidade, temperatura e poeira, com pressão positiva. As partes cortadas do rolo de tecido de fibra de vidro devem ter a borda o mais uniforme possível (evitar fiapos), devem ser identificadas com relação ao ângulo de orientação das fibras (0°, 45°, 60°, 90°, etc.) e devem ser acondicionadas em envelopes de papel ou plástico. A identificação dos pedaços deve ser feita na embalagem.

As partes de tecido cortadas que irão formar o laminado deverão ter a tecelagem uniforme e sem defeitos na orientação e entrelaçamento dos fios.

Terminada a fase de preparação dos materiais que serão utilizados na composição do laminado, inicia-se a preparação dos moldes de RTM. Nessa etapa, devem ser observadas as seguintes questões:

- Preparação do molde.
- Temperatura inicial das chapas do molde.
- Condições de limpeza e desobstrução dos orifícios de injeção da resina.
- Preparação do cilindro de injeção da resina.
- Montagem dos tecidos sobre o molde.
- Fechamento do molde e vedação do vácuo.
- Pesagem da resina e do endurecedor.
- Mistura da resina e do endurecedor (desgaseificação).
- Injeção da resina e ligação da bomba de vácuo.
- Ciclo de aquecimento e resfriamento da placa do molde.

A preparação do molde consiste em verificar a limpeza da superfície de algum vestígio de sujeira, poeira ou mesmo de resina curada, impregnação das superfícies com cera desmoldante e, depois, de líquido desmoldante.

A temperatura inicial da chapa do molde deverá ser de, no máximo, 34° C, tendo em vista que uma temperatura mais elevada irá acelerar o processo de cura da resina.

Deve-se dar especial atenção às condições de desobstrução e limpeza dos orifícios de injeção da resina, de maneira que não sejam introduzidos dentro do molde impurezas ou pedaços de resina já curada que estejam aderidas à parede do bocal de injeção. A inspeção visual é suficiente neste caso.

O cilindro de injeção da resina deverá ser testado manualmente quanto ao deslocamento livre do êmbolo, visualmente verificada a sua correta montagem, com relação ao aperto correto das porcas dos tirantes, vedações dos cabeçotes, correto posicionamento da conexão em relação ao suporte da máquina de injeção.

A Figura 32 apresenta o cilindro de injeção utilizado nesta montagem.



Figura 32 - Cilindro de injeção da resina

Fonte: Acervo do autor

A montagem dos cortes de tecido sobre o molde deverá ser conferida com relação à sequência de montagem que, por sua vez, deverá obedecer às orientações corretas das fibras.

Também se deve observar o correto posicionamento dos tecidos *peel-ply* sempre nas faces externas da montagem dos tecidos. Depois de conferida a montagem, fechar o sistema com o saco plástico, conforme apresenta a figura a seguir, e verificar o vácuo.



Figura 33 - Revestimento do molde com saco plástico e teste do vácuo

Fonte: Acervo do autor

A pesagem da resina e do endurecedor deverá ser realizada em recipientes de material adequado, limpos e sem umidade.

A proporção de endurecedor deverá ser de 13% em peso, em relação à quantidade de resina conforme especificação do fabricante.

A quantidade total de resina e endurecedor deverão ser iguais ao peso do tecido para que a fração em peso de matriz seja igual à fração em peso de fibra.

A mistura dos dois componentes deverá ser realizada com a ajuda de uma espátula ou outro dispositivo de mistura, e deverá ser executada até fique homogênea.

O recipiente que contém a mistura deverá sofrer um processo de desgaseificação de forma a serem eliminadas todas as bolhas de ar que, porventura, existam na superfície ou no seio da mistura.

O processo de desgaseificação consiste em fechar o recipiente onde se encontra a mistura com uma tampa e, por meio de uma conexão central montada na tampa, ligar um tubo com a bomba de vácuo.

O tempo do processo de retirada do ar deverá durar até quando visualmente não existirem mais bolhas de ar na superfície, ou no meio do líquido.

Após esse preparo, o líquido deverá ser colocado dentro do cilindro de injeção de resina, que, por sua vez, será ligado às conexões de injeção no molde, e será injetada a mistura (resina + endurecedor) no molde. Logo após o término da injeção, a bomba de vácuo deverá ser ligada. Depois de ligada a bomba de vácuo, o controle de temperatura deverá ser ajustado de acordo com a curva de cura da resina, apresentada na Figura 34.

Após o tempo de cura da resina, o molde poderá ser aberto e a placa retirada.

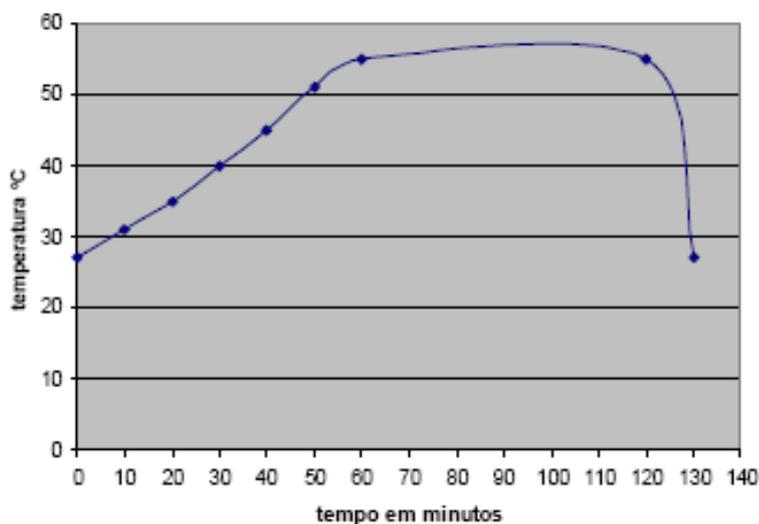


Figura 34 - Gráfico temperatura x tempo para a cura da resina

A Figura 35 apresenta o resultado do teste de infusão de uma placa, utilizando somente o peso da coluna de resina. Observar o formato circular da frente de molhamento do tecido, tendo em vista a simetria de tecelagem desse mesmo tecido.



Figura 35 - Teste de infusão de resina no tecido
Fonte: Acervo do autor

A Figura 36 apresenta o resultado de fabricação de uma placa pelo processo RTM.



Figura 36 - Placa numero 2 fabricada pelo processo RTM
Fonte: Acervo do autor

4.2 Resultados dos Ensaios de Tração/Cisalhamento

Os ensaios de tração e de cisalhamento dos corpos de prova retirados das placas foram realizados segundo a norma ASTM D3039/D3039M-00[24] e ASTM D5379-93[25]. A máquina de tração universal é da marca Instron, modelo 8802, com capacidade de carga de 250kN, equipada com sistema de controle de teste Instron Fast Track 8800 e *software* Merlin Instron versão 4.05.

Antes do rompimento dos corpos na máquina de tração, foram realizadas medidas de largura e espessura ao longo do comprimento desses corpos, com a respectiva marcação dessas medidas. A finalidade desse procedimento foi a de determinar a posição do ponto de rompimento e posterior cálculo da área resistente nessa posição. A Figura 37 apresenta o ensaio de tração nos corpos de prova com a máquina *Instron*.



Figura 37 - Máquina universal Instron

Fonte: Acervo do autor

A imagem a seguir apresenta fotografia dos corpos de prova rompidos após ensaio no equipamento.



Figura 38 - Corpos de prova rompidos

Fonte: Acervo do autor

A tabela a seguir mostra os resultados dos ensaios de tração.

Tabela 3 Resultados dos ensaios de tração dos corpos de prova

ENSAIOS INSTRON - TRAÇÃO						
Subplaca 1.1	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação Unitária	Area Seção (mm²)	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	15991	7,04	0,028	48,45	330,04	11720
CP2	16142	7,06	0,028	49,58	325,54	11527,62
CP3	15450	6,24	0,024	49,83	310,04	12421,39
Subplaca 1.2	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação Unitária	Area Seção (mm²)	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP 1	27183	8,4	0,033	82,16	330,86	9839,43
CP 2	24608	7,94	0,031	84,25	292,08	9188,24
CP 3	***	***	***	***	***	***
Subplaca 2.1	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação Unitária	Area Seção (mm²)	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP 1	24164	6,67	0,026	66,02	365,97	13717,2
CP 2	2413,4	7,16	0,028	65,72	368,39	12862,8
CP 3	23784,4	6,71	0,026	65,37	363,79	13553,95
Subplaca 2.2	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação Unitária	Area Seção (mm²)	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP 1	23206,8	5,66	0,022	66,4	349,46	15435,52
CP 2	23227,5	5,67	0,022	66,04	351,67	15505,72
CP 3	24303,5	6,75	0,027	65,53	370,85	13735,3
Subplaca 3.1	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação Unitária	Area Seção (mm²)	Tensão (Mpa)	E (Mpa)

CP 1	23132,56	6,83	0,027	66,16	349,6	12792,29
CP 2	2321,24	5,83	0,023	65,08	356,64	15280,29
CP 3	23399,23	9,01	0,036	65,41	357,7	9914,12
Subplaca 3.2	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação Unitária	Area Seção (mm²)	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP 1	22146,49	7,09	0,028	66,76	331,7	11688,2
CP 2	23979,4	7,91	0,031	64,04	374,39	11830,33
CP 3	22430,21	5,86	0,023	67,5	332,3	14175,43
Subplaca 4.1	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação Unitária	Area Seção (mm²)	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP 1	21477,28	6,51	0,026	70,05	306,57	11764,73
CP 2	19747,17	5,65	0,022	70,93	278,4	12317,1
CP 3	21811,34	6,83	0,027	70,01	308,88	11290,12
Subplaca 4.2	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação Unitária	Area Seção (mm²)	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP 1	23170,92	6,9	0,027	70,43	328,95	11908,9
CP 2	24640,95	7,93	0,031	69,49	354,56	11174,24
CP 3	23440,87	7,25	0,029	69,26	338,43	11656,2
Subplaca 5.1	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação Unitária	Area Seção (mm²)	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP 1	23016,39	7,29	0,029	64,54	356,59	12216,92
CP 2	23242,03	8,12	0,032	63,81	364,19	11212,68
CP 3	22629,92	7,73	0,03	64,56	350,51	11334,5
Subplaca 5.2	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação Unitária	Area Seção (mm²)	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP 1	23244,98	8,38	0,033	64,01	363,09	10830,93
CP 2	22675,63	8,11	0,032	60,68	373,63	11514,73
CP 3	23890,17	7,87	0,031	66,07	361,54	11474,45

Os corpos de prova de todas as subplacas tiveram valores de deformação muito próximos, exceto o corpo de prova 3, da subplaca 3.1, que obteve medição acima de 9mm de deformação, e o corpo de prova 2 da subplaca 4.1, que obteve medição abaixo de 6mm de deformação. Conseqüentemente, a tensão de ruptura se manteve relativamente constante em todos os corpos de prova, das subplacas ensaiadas, exceto no CP 2 da subplaca, já citado acima

A seguir, temos o gráfico que representa o ensaio de corpo de prova número 1 da subplaca 3.1. Nele podemos perceber que não há região de escoamento, característica específica de materiais compósitos.

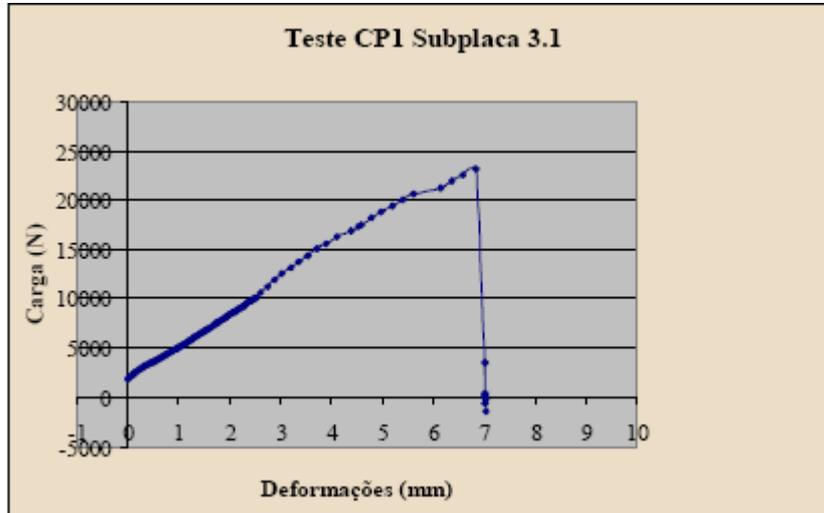


Figura 39 - Gráfico de ensaio de tração. CP 1 Subplaca 3.1

Tensões de ruptura dos Corpos de Prova

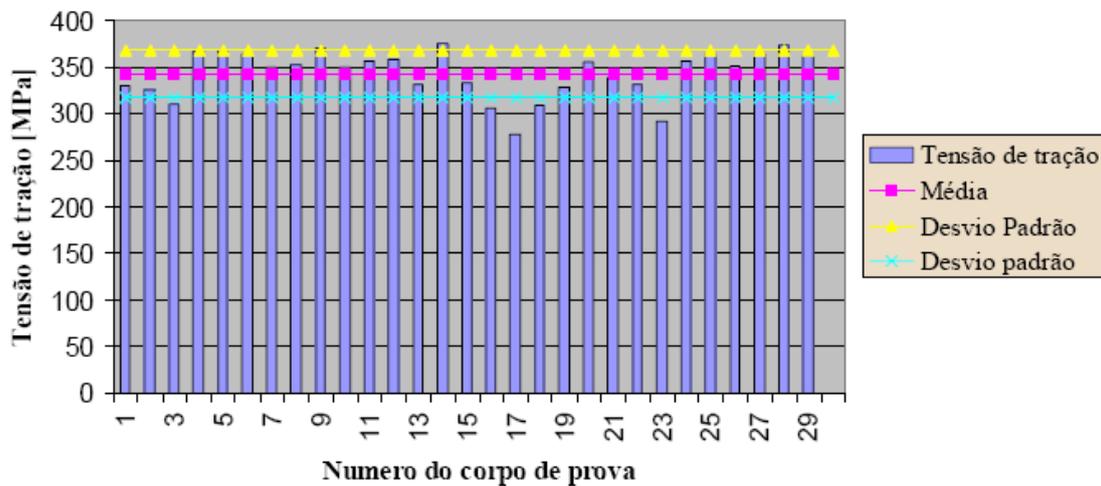


Figura 40 - Gráfico de tensão de ruptura dos corpos de prova

O valor médio da tensão de ruptura nos corpos de prova foi de 342,97 MPa e o desvio padrão foi de $D_p = 25,26$, que corresponde a 7,3% do valor médio. Nota-se que o processo proposto foi capaz de produzir um material de resistência à tração bastante uniforme. A literatura apresenta vários resultados para a tensão de tração de material composto de fibra de vidro. Agarwll e

Broutman (1990), por exemplo, apresentam o valor de tensão de tração de um material composto de fibra de vidro/epóxi comercial como sendo 1062 MPa; já Daniel e Ishai (1994) apresentam o valor de 1080 MPa para um material composto unidirecional típico. Middleton (1990) apresenta os valores de 900 MPa para GFRP unidirecional e 460 MPa para GFRP com tecido laminado. Pode-se observar que os valores variam muito em função, principalmente, do tipo de tecelagem que é utilizado na fabricação da fibra de vidro. Abraham *et al* (1998) apresentam um valor experimental de 274 MPa com um CV% = 8.2. Neste trabalho, o material ensaiado foi uma placa fabricada pelo processo RTM, com tecido de fibra de vidro *plain weave* 196 g/m² 12 lâminas e resina epóxi LY564 com endurecedor HY-2954 e com uma fração de fibra de 50,4%. Quando o material tem uma fração em peso de fibra de 63,9% o valor da tensão de ruptura sobe para 332,9 MPa com um CV% = 6,6.

Esse resultado aproxima-se, razoavelmente, do valor encontrado neste trabalho. Para o ensaio de cisalhamento, foi utilizado o dispositivo de teste losipescu, conforme apresenta a Figura 61.



Figura 41 - Dispositivo losipescu para teste de cisalhamento

Fonte: Acervo do autor

A imagem a seguir mostra um corpo de prova após ensaio de cisalhamento.



Figura 42 - Corpo de prova rompido por cisalhamento

Fonte: Acervo do autor

A tabela abaixo mostra os resultados dos testes de cisalhamento nos corpos de prova.

Tabela 4 Resultados dos ensaios de cisalhamento dos corpos de prova

TESTE DE CISALHAMENTO					
Subplaca 1.1	Carga (N)	Largura CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Area (mm²)	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP1	4762,68	20	1,85	37	128,72
CP2	3137,69	20	1,92	38,4	81,71
CP3	3709,7	20	1,82	36,4	101,91
Subplaca 1.2	Carga (N)	Largura CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Area (mm²)	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP 1	3153,79	20	1,91	38,2	82,56
CP 2	3705,43	20	1,81	36,2	102,36
CP 3	3634,38	20	2,1	42	86,54
Subplaca 2.1	Carga (N)	Largura CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Area (mm²)	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP 1	5635,22	20	2,65	53	106,32
CP 2	3600,36	20	2,66	53,2	67,68
CP 3	4606,04	20	2,62	52,56	87,63
Subplaca 2.2	Carga (N)	Largura CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Area (mm²)	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP 1	6429,63	20	2,67	53,4	120,41
CP 2	5022,69	20	2,62	52,4	95,85
CP 3	***	***	***	***	***
Subplaca 3.1	Carga (N)	Largura CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Area (mm²)	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP 1	6222,43	20	2,63	52,6	118,3
CP 2	5727,07	20	2,66	53,2	107,65
CP 3	5483,31	20	2,62	52,4	104,65
Subplaca 3.2	Carga (N)	Largura CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Area (mm²)	Tensão de Cisalhamento

					(Mpa)
CP 1	4797,94	20	2,81	56,2	85,37
CP 2	4452,05	20	2,82	56,4	78,94
CP 3	5142,91	20	2,62	52,4	98,15
Subplaca 4.1	Carga (N)	Largura CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Area (mm²)	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP 1	5073,41	20	2,79	55,8	90,92
CP 2	5729,91	20	2,66	53,2	107,71
CP 3	5557,2	20	4,64	52,8	105,25
Subplaca 4.2	Carga (N)	Largura CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Area (mm²)	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP 1	6113,44	20	2,59	51,8	118,02
CP 2	5637,32	20	2,61	52,2	107,99
CP 3	5691,26	20	2,64	52,8	107,79
Subplaca 5.1	Carga (N)	Largura CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Area (mm²)	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP 1	4864,51	20	2,53	50,6	95,14
CP 2	5159,72	20	2,97	59,4	85,86
CP 3	4389,49	20	2,52	50,4	87,09
Subplaca 5.2	Carga (N)	Largura CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Area (mm²)	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP 1	4804,3	20	2,64	52,8	90,99
CP 2	4787,7	20	2,55	51	93,88
CP 3	4388,88	20	2,09	41,88	104,78

Analisando-se a tabela, percebemos que o corpo de prova número 2, da subplaca 2.1 obteve um resultado de tensão de cisalhamento muito abaixo da média. É necessário uma investigação para determinar o motivo, acredita-se que pode haver alguma impureza ou vazio na estrutura do material, fazendo com que ele não tenha trabalhado da forma esperada.

Tensão de ruptura por cisalhamento dos corpos de prova

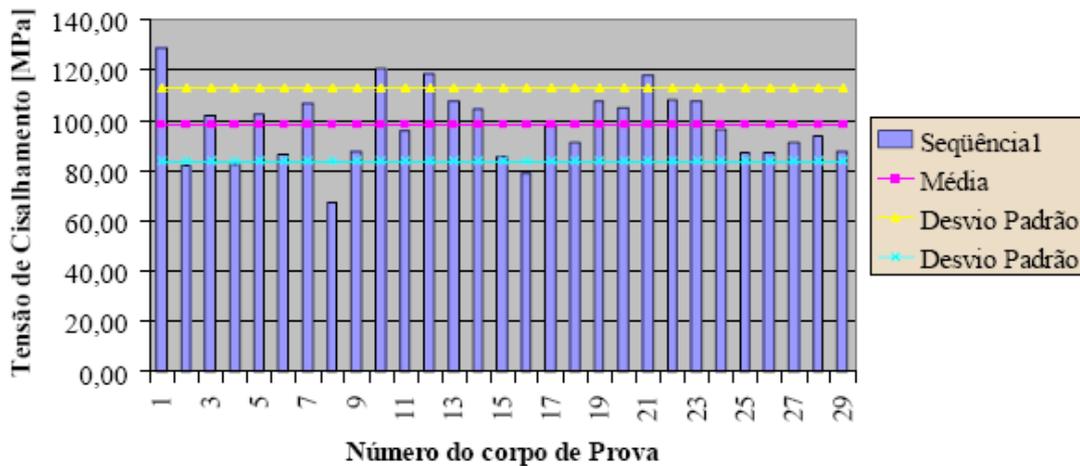


Figura 43 - Gráfico de tensão de ruptura por cisalhamento dos corpos de prova

O valor médio da tensão de cisalhamento nos corpos de prova foi de 98,35 MPa e o desvio padrão foi de $D_p = 14,17\%$. Nota-se que o processo proposto foi capaz de produzir um material de resistência ao cisalhamento uniforme. Da mesma forma, a literatura apresenta vários resultados para a tensão de cisalhamento de material composto de fibra de vidro. Agarwal e Broutman (1990), por exemplo, apresentam o valor de tensão de cisalhamento de um material composto de fibra de vidro/epóxi comercial como sendo 72 Mpa.

Já Daniel e Ishai (1994) apresentam o valor de 89 MPa para um material composto unidirecional típico. Como as placas produzidas neste trabalho possuem fibras direcionadas no ângulo de 45° , é justificável um aumento da resistência ao cisalhamento em relação ao material unidirecional.

CAPÍTULO 5

5.1 Conclusões

A partir das informações e dos ensaios realizados neste trabalho, pôde-se concluir que o mecanismo proposto é viável para fabricação das lâminas de material compósito.

As placas obtidas pelo processo apresentam espessuras relativamente uniformes. No entanto, faz-se necessário uma avaliação mais precisa para corroborar sua aplicação na fabricação aeronáutica.

Os resultados dos ensaios de tração denotam que o material obtido pelo processo desenvolvido neste trabalho possui uma tensão de ruptura muito próxima do que foi previsto na teoria, corroborando a ideia da viabilidade do material.

Os resultados dos ensaios de cisalhamento demonstram que o material obtido pelo processo de RTM possui um valor desta tensão um pouco acima dos valores citados na literatura. Entretanto, tal resultado pode ser justificado pela presença de um número maior de lâminas (oito) com orientação das fibras a 45°, em um total de 20 lâminas da placa fabricada.

Acredito que a viabilidade do material na indústria é plena, inclusive em outras áreas que utilizam materiais compósitos planos ou levemente abaulados, como na indústria de ônibus, ou na fabricação náutica, tendo em vista a relativa facilidade de fabricação dos moldes e dos equipamentos necessários para execução.

Como já citado acima, para aplicação aeronáutica, faz-se necessário a aplicação de testes específicos, no entanto, acredito que a viabilidade do material em outras áreas industriais que utilizam materiais compósitos planos ou levemente abaulados, como na indústria de ônibus, ou na fabricação náutica, pode acontecer, tendo em vista a relativa facilidade de fabricação dos moldes e dos equipamentos necessários para execução.

5.2 Sugestões para Trabalhos Futuros

Para atestar o funcionamento do mecanismo, aplicado à construção aeronáutica, se fazem necessários estudos complementares no material obtido para determinar outros importantes resultados a respeito das características para aplicação aeronáutica, que são:

- Ensaios para determinar o percentual de vazios na estrutura da lâmina.

- Estudos da permeabilidade e da porosidade dos diversos tipos de tecelagem da fibra de vidro, visando à otimização do espalhamento da resina sobre as diversas camadas de tecido.
- Ensaios de ignição.
- Estudos e ensaios das placas como painéis submetidos a cargas de compressão, verificando o comportamento dessas mesmas placas quanto ao aspecto de flambagem.
- Ensaios de corpos de prova para determinação de resistência interlaminar.

Tais estudos podem ser concluídos através de um doutorado, ou pesquisa específica na área.

ANEXO A

Especificação do fio (*roving*) para a fabricação do tecido **INFORMAÇÕES DO FABRICANTE**

***Roving* Contínuo para Enrolamento ou Filamento *Winding*, Pultrusão e Tecelagem.**

Descrição

O *Roving* de Fibra de Vidro Advantex® Type 30® - 111A é um *roving* direto, especialmente projetado para os processos de enrolamento (filamento *winding*), tecelagem, reforços de cabos telefônicos e pultrusão, sendo compatível com resinas poliéster, viniléster e epóxi. As fibras são tratadas superficialmente para rápida molhagem e facilidade de processamento. As bobinas, que são envolvidas com filme plástico tipo Tack-Pack® e acondicionadas em embalagens de papelão, apresentam um formato cilíndrico, sendo o desenrolamento feito pela parte interna da mesma.

Owens Corning, por meio de seu processo System Thinking., desenvolveu e introduziu as Fibras de Vidro Advantex®, com um novo nível de performance ambiental. Esta nova formulação de fibra de vidro representa um avançado acesso às regulamentações sobre o meio ambiente, pois é livre de boro, o que minimiza os poluentes do ar no processo de manufatura.

Advantex® combina as excelentes propriedades mecânicas e elétricas do tradicional vidro 'E' com a resistência à corrosão ácida do vidro 'E-CR'. Advantex® atende aos requisitos ditados para ambos os vidros tipo 'E' e 'E-CR' tanto na norma ISO 2078, como na ASTM D578-98.

Destaques:

- Excelente processabilidade.
- Tratamento Multicompatível.
- Rápida Molhagem.

Para garantir a qualidade de seus produtos, a Owens Corning produz o *roving* direto 111A com tecnologia avançada, química superficial inovadora e um grande comprometimento com controle estatístico de processo. O Sistema da Qualidade de todas as unidades de manufatura da Owens Corning é certificada atendendo aos requisitos das normas ISO 9001:2000. Os *rovings* são manufaturados a partir de um conjunto de filamentos contínuos de vidro unidos em cabos únicos. Tratamento químico, de alta *performance*, é aplicado para otimizar a adesão do vidro na matriz polimérica. O produto é otimizado para se adequar às suas necessidades de custo e desempenho.

Obs: podem ocorrer variações no diâmetro externo em função do peso das bobinas.

ANEXO B

Especificação da resina LY1316 e endurecedor HY1208 **INFORMAÇÕES DO FABRICANTE**

Descrição

O Araldite LY1316 é uma resina epóxi modificada, transparente, de baixa viscosidade, livre de solventes e cargas. Quando combinada com o endurecedor HY1208 possui cura à temperatura ambiente, produzindo um termofixo de alta aderência e resistência mecânica.

Aplicações

O conjunto resina/ endurecedor serve para a impregnação de tecidos e mantas de fibra de vidro.

Mistura

Proporção da mistura deve ser 100 LY1316 e 13 HY1208 em peso. Procedimento: Mexer bastante cada componente antes de iniciar a mistura. Pesar cada um deles de forma precisa $\pm 5\%$ em recipientes limpos e secos. Colocar a resina e o endurecedor juntos e mexer no mínimo durante 3 minutos de forma a obter uma mistura homogênea.

Propriedades típicas dos componentes

Propriedade Araldite LY1316 Endurecedor HY1208

Cor Gardner 0-3 <3

Viscosidade à 25 0C mPas 550-750 20-30

Densidade à 200C gr/cm³ 1.0-1.05 0.9-0.96

Propriedades típicas da mistura

Propriedade	Unidade	Valor de teste
Tempo de uso (100g)	minuto	30-35
Tempo de desmoldagem	hora	8-10
Viscosidade da mistura	D-2393	450 .650

Propriedades típicas do produto curado

Propriedade	Método de ensaio	Valores de teste
Peso específico (gr/cm ³)	Método PM 49/70	1.0 . 1.05
Dureza . Shore D	Método PM 119-0/82	82-88
Resistencia à compressão	DIN53454	8-9 kgf/mm ²
Resistência à flexão	DIN53452	10-12 kgf/mm ²
Resistência à tração	DIN53455	4.9-5.2 kgf/mm ²
HDT (0C)	PM 124-0/81	58-62
Resistência ao impacto	ISO 179	16-18 Kpcm/cm ²

Nota: ciclo de cura 7 dias à 250C

Armazenamento

Conforme orientação estes produtos devem ser mantidos embalados em ambientes com temperatura entre 18 e 250 C, para que tenham prazo de validade de 1 ano à partir da data de envio.

Precauções de Segurança

Não deixar atingir os olhos e a pele e as roupas. Evitar a inalação de vapor ou névoa. Manter as embalagens fechadas. Utilizar os produtos somente sob ventilação adequada e lavar as mãos com bastante água após o trabalho.

Referências

LIMA, Raquel, 2006. Disponível em: <<http://www.cosmo.com.br/especial/100anos14bis/?sec=asas03>>. Acesso em: 13 abr. 2008.

MEIRA, A.R. Estudo médico-social dos fatores contribuintes para os acidentes das aeronaves executivas convencionais registradas entre 1971 e 1975, no Estado de São Paulo, Brasil: I - Época e hora da ocorrência e principal fator contribuinte. *Saúde Pública*. São Paulo, v. 12, n. 2, 1978.

NOGUEIRA, 2004 Conexão Wright Dumont, A verdadeira história da criação do avião. Rio de Janeiro, Record, 2004

História da aviação civil. Disponível em: <www.portalbrasil.eti.br>. Acesso em: 20 jan. 2006.

Revista Inovação Tecnológica. Disponível em: <<http://www.inovacaotecnologica.com.br/noticias/meta.php?meta=Prototipagem>>. Acesso em: 07 ago. 2007.

Revista Inovação Tecnológica. Disponível em: <<http://www.inovacaotecnologica.com.br/noticias/noticia.php?artigo=010170060803>>. Acesso em 01 jun. 2013.

AMORIN, B.H.S. Estudo de desempenho do planador Astir III Classe Standart pelo método da colocação a partir da teoria da linha de sustentação de Prandtl. UFRJ / Escola Politécnica, 2013. X, 99 p.: il; 29,7 cm. (Projeto de Graduação em Engenharia Mecânica) Escola, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2013.

PALHARES, Guilherme Lohmann. *Transportes Turísticos*. São Paulo: Aleph, 2002.

Science Fiction News., Disponível em: <<http://www.technovelgy.com/ct/Science-Fiction-News.asp?NewsNum=279>>. Acesso em: 10 jun. 2006.

CALAZANZ, Flavio. O Padre Voador de Santos: A Aeronáutica Pré-Colombiana: Dos Incas Voadores de Nazca ao Padre Voador de Santos, 2002. Disponível em: <<http://groups.yahoo.com/neo/groups/subliminar/conversations/topics/2320>>. Acesso em: 10 abr. 2012.

LIMA, Raquel, 2006, Bolha de Sabão Inspirou Padre Voador Brasileiro. Disponível em: <<http://www.cosmo.com.br/especial/100anos14bis/?sec=asas03>>. Acesso em: 13 abr. 2008.

MAIA, Adinoel Motta. *Revista do Instituto Geográfico e Histórico da Bahia*. Número 101, 2006.

Biografia de Emanuel Swedeborg. Disponível em: <<http://www.sca.org.br/biografias/Swedenborg.pdf>>. Acesso em: 21 abr. 2008.

CAYLEY, George. Disponível em: <<http://www.dec.ufcg.edu.br/biografias/GeoreCay.html> na data 13/04/2008>. Acesso em: 23 abr. 2008

DAHMEN, Sílvio R.. Ludwig Boltzmann e a arte de voar. *Revista Brasileira de Ensino de Física*. São Paulo, v. 28, n. 3, 2006.

O. Lilienthal, *Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst* (O Vôo dos Pássaros como Fundamento da Arte de Voar), Editora Dr. Martin Sändig oHG, 4 ed., Wiesbaden, 1965, com uma introdução de Ludwig Prandtl. Reprodução da edição original lançada em Berlim em 1889 pela editora R. Gaertners Verlagsbuchhandlung.

PRANDTL, L. 2008, Prefácio.

NITSCH, S. *Vom Sprung zum Flug (Do Salto ao Vôo)* (Brandenburgisches Verlagshaus, Berlim:, 1991.

HOFLECHER, W. Ludwig Boltzmann: Leben und Briefe (Akademische Druck-u. Verlagsanstalt, Graz: 1994

BOLTZMANN, L.E. *Populäre Schriften* (Ambrosius Barth Verlag, Leipzig, 1905). Escritos Populares, tradução e notas de A. A. Passos Videira., Novo Hamburgo: Editora da Unisinos, 2005.

Irmãos Wright, Disponível em: <http://www.pioneirosdoar.com.br/pioneiros/wright/wright.htm> Acesso em: 13 de abril de 2008

LOURES, C.2004 Alberto Santos Dumont, Pioneiro da Aviação, 1873-1932

BARROS, H. L. de. Santos Dumont (Jorge Zahar Editor, Rio de Janeiro, 2004

MELLO, em matéria para revista Hispanista, 2006. Acesso em 25 de abril de 2008

COHEN, Marleine. Santos Dumont, Sim sou eu Alberto, 2006.

BORGES, Marcelo. Como funcionava o 14 Bis, 2012

MEDEIROS, R. R. Banco de dados inteligente de aeronaves, 2009

LEBKUCHEN, Hermann Luís. *Projeto Preliminar de Dispositivo para Ensaios em Túnel de Vento de Configurações Susceptíveis a Ciclos-Limite de Oscilações em Rolamento*, 2012.

KAUFMANN, Gustavo de Oliveira. *Transporte aéreo de carga: análise do setor e das tecnologias utilizadas*, 2009.

DE PAULA, Caio Magno Castro. *Aviação Geral – Um estudo da importância desta enquanto modal de transporte*, 2008.

BARROS, Claudio Pinto; OLIVEIRA, Paulo Henriques S. Andrade; FREITAS, Ricardo Luiz Utsch. *Projeto de uma aeronave leve utilitária e acrobática de alto desempenho*, 2000.

VIANA, T.G.; GODEFROID, L.B.; BARROSO, E.K.L.; AL-RUBAIE. *Caracterização do Fechamento de Trinca de Fadiga numa Liga Al 7475 Pré-deformada e com Shot Peening.*, 2005.

MORAES, Antônio. *Ligas de alumínio e lítio*. 2000.

BARBOSA, L.K. *Estudo sobre o tratamento anticorrosivo ao alumínio*, 2005.

DANIEL, Isaac M.; ISHAI, Ori. *Engineering Mechanics of Composite Materials*: Oxford University Press, 1994.

OLIVEIRA, J. H. I. *Desenvolvimento do processo de fabricação de laminados de material composto polimérico de fibra de vidro para aplicação na construção aeronáutica*. 2007.

CALLISTER JR., William D. *Ciência e engenharia de materiais: uma introdução*. 5. ed., 2006.

PEBLY, H.E. Glossary of terms In: REINHART, Theodore J. *Composites*. Ohio: ASM International, 1987.

FLAMÍNIO, Levy Neto. *Compósitos Estruturais - Ciência e Tecnologia*. 1. ed. São Paulo, 2006.

BARBOSA, G. F. Desenvolvimento de um modelo de análise para implantação de automação na manufatura aeronáutica orientado pelos requisitos das metodologias de Projeto para Excelência (DFX – Design for Excellence) e Produção Enxuta (Lean Manufacturing).

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 . Prepared by EADS Deutschland GmbH, Corporate Research Center June 2004. Supported by the European Commission under Contract G4RT-CT- 2001-05054

The Research Requirements of the Transport Sectors to Facilitate an Increased

FRANCO, V. 2011, Compósitos: Fratura e Dano

MALEK, J.1992 - Thermochemica Acta; 200, p.257 .

REZENDE, Mirabel C. 2007. Fractografia de Compósitos Estruturais. Polímeros, São Carlos, vol.17, n. 3.

NOGUEIRA, C. L.; MARLET, J. M. F.; REZENDE, M. C. 1999. Processo de obtenção de pré-impregnados poliméricos termoplásticos via moldagem por compressão a quente. Polímeros., São Carlos, v. 9, n. 3,

BODIG J. 1993. Mechanics of Wood and Wood Composites

BAKER, A. A.; CALLUS, P. J.; GEORGIADIS, S.; FALZON, P. J.; DUTTON, S. E.; LEONG, K. H. 2002- Composites: Part A, 33, p. 687-696 (2002).

COSTA, Michelle L.; REZENDE, Mirabel C.; BOTELHO, Edson C.. 2005 Estabelecimento de ciclo de cura de pré-impregnados aeronáuticos. **Polímeros**São Carlos, v. 15, n. 3, 2005

HERGENROTHER, P. M..2000 - SAMPE Journal, 36, p.30

PAIVA, Jane M. F. de 2006 . Avaliação da temperatura de transição vítrea de compósitos poliméricos reparados de uso aeronáutico. Polímeros. São Carlos, v. 16, n. 1.

REZENDE, M.C., BOTELHO, E.C.2000; O Uso de Compósitos Estruturais na Indústria Aeroespacial. Polímeros: Ciência e Tecnologia, vol 10, nº 2

BROTERO, F. A.1941 Contraplacado para a Aviação Nacional. Boletim, do Instituto de Engenharia, São Paulo, (152)..

HEMAIS, C. A 2004. - Um Estudo sobre Aquisição de Tecnologia em Polímeros no Brasil

AMORIM JUNIOR, W. F. de et AL 2006 . Processamento de placa espessa de compósito através de moldagem por transferência de resina.

Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems -DOT/FAA/AR-00/47 - U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration April 2001

BECKWITH S. W. 1998 Resin Transfer Molding: A decade of Technology Advances . SAMPE Journal Vol. 34 Nº 6 November/December.

AGARWAL, B D., BROUTMAN, L J., 1990, Analysis and Performance of Fiber Composites. John Wiley & Sons, Inc., Second Edition.

MIDDLETON, D. H., 1990 Composite Materials in Aircraft Structures. Longman Scientific & Technical.

ABRAHAM, D., MATTHEWS, S. and MCLLHAGER, R., 1998 . A comparison of physical of glass fibre epoxy composites produced by wet lay-up with autoclave consolidation and resin transfer moulding. Composites Part A 29 A 795-801.