UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

RÔMULO VINÍCIUS VERA

**ESTRUTURAS AERONÁUTICAS DE INTERIOR
EM COMPÓSITO NATURAL: FABRICAÇÃO,
ANÁLISE ESTRUTURAL E DE INFLAMABILIDADE**

São Carlos

2012

RÔMULO VINÍCIUS VERA

**ESTRUTURAS AERONÁUTICAS DE INTERIOR
EM COMPÓSITO NATURAL: FABRICAÇÃO,
ANÁLISE ESTRUTURAL E DE INFLAMABILIDADE**

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de concentração: Aeronaves.

Orientador: Prof. Assoc. Volnei Tita

São Carlos

2012

AUTORIZO A REPRODUÇÃO E DIVULGAÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

**Ficha catalográfica preparada pela Seção de Tratamento
da Informação do Serviço de Biblioteca – EESC/USP**

V473e Vera, Rômulo Vinícius
Estruturas aeronáuticas de interior em compósito natural : fabricação, análise estrutural e de inflamabilidade / Rômulo Vinícius Vera ; orientador Volnei Tita. -- São Carlos, 2012

Dissertação (Mestrado - Programa de Pós-Graduação e Área de Concentração em Engenharia Mecânica) -- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2012.

1. Estruturas aeronáuticas. 2. Compósitos. 3. Fibras naturais. 4. Análise estrutural. 5. Inflamabilidade. 6. Aditivção. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **RÔMULO VINÍCIUS VERA**.

Título da dissertação: "Estruturas aeronáuticas de interior em compósito natural: fabricação, análise estrutural e de inflamabilidade".

Data da defesa: 06/07/2012

Comissão Julgadora:

Resultado:

Prof. Associado **Volnei Tita (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

APROVADO

Prof. Dr. **Walter Libardi**
(Universidade Federal de São Carlos/UFSCar)

Aprovado

Profª. Associada **Elisabete Frollini**
(Instituto de Química de São Carlos/IQSC)

Aprovado

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica:
Prof. Associado **Marcelo Areias Trindade**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:
Prof. Titular **Denis Vinicius Coury**

*A Deus, meus pais José Leonardo (“in memoriam”) e Elussini,
meus irmãos Rodrigo e Rodolfo
e minha esposa Mariana.*

AGRADECIMENTOS

Agradeço a todos aqueles que me auxiliaram neste período de pesquisas e colaboraram para a conclusão deste trabalho de Mestrado:

A minha esposa, por todo seu apoio e carinho que me encorajaram a concluir este trabalho.

Ao Prof. Assoc. Volnei Tita, meu orientador, que me deu a oportunidade de fazer pesquisa e evoluir profissionalmente.

A aluna de graduação, Vera Beatriz, que disponibilizou os resultados de sua pesquisa de Iniciação Científica para que este trabalho tivesse continuidade.

A Profa. Assoc. Elisabete Frollini e suas alunas de pós graduação, Elaine e Cristina, pela parceria desenvolvida com o Instituto de Química de São Carlos da Universidade de São Paulo.

Ao meu amigo, Rafael “Toca”, pela ajuda durante a execução dos ensaios de inflamabilidade.

Ao meu amigo, Leonardo “Kajuru”, que possibilitou a doação do Hydrogard® GP, concedido pela Alcoa América Latina para a aditivação dos compósitos analisados neste trabalho.

A todos os colegas do Grupo de Estruturas Aeronáuticas da EESC/USP, em especial, aos doutorandos Marcelo Leite Ribeiro e Ricardo de Medeiros, que me auxiliaram com os ensaios mecânicos.

Ao meu gestor, Gil Fernandez, e aos meus colegas da EMBRAER, que possibilitaram a conclusão do meu trabalho de Mestrado dando todo o apoio necessário durante a minha ausência da empresa.

Ao Prof. Dr. Walter Libardi e Prof. Dr. Thomaz Ishikawa (DEMA/UFSCar), ao Venâncio, Maciel e Francisco (Engenharia de Materiais/EMBRAER), ao Euler e Ernani

(Laboratório de Inflamabilidade/EMBRAER) por terem contribuído com a minha formação de Engenheiro.

RESUMO

VERA, R. V. **Estruturas Aeronáuticas de Interior em Compósito Natural: Fabricação, Análise Estrutural e de Inflamabilidade**. 2012. 118 f. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2012.

O trabalho visou realizar um estudo sobre o comportamento mecânico e de inflamabilidade de estruturas aeronáuticas de interior fabricadas a partir de compósitos reforçados por fibras naturais, especificamente compósitos de resina fenólica com fibras de algodão e de sisal, verificando assim, a possibilidade de substituir compósitos sintéticos. Num primeiro momento, análises experimentais foram executadas para determinar as propriedades mecânicas dos materiais. Em seguida, análises computacionais foram realizadas, empregando as propriedades referentes aos compósitos sintéticos e reforçados por fibras naturais, utilizando critérios de falha e tendo como referência o desempenho do compósito sintético para uma dada estrutura aeronáutica de interior. Além disso, foram efetuadas análises do seu comportamento quanto à inflamabilidade. A incorporação de retardantes de chama foi necessária para que os compósitos reforçados por fibras naturais atendessem aos requisitos de certificação aeronáutica. Após o processo de aditivação, observou-se um aumento do módulo de elasticidade à flexão (55% para o compósito de algodão, 16% para o compósito de sisal) e a diminuição da tensão de ruptura à flexão dos compósitos reforçados por fibras naturais analisados (45% para o compósito de algodão, 55% para o compósito de sisal). No entanto, com o aumento da espessura da estrutura aeronáutica adotada (5,2% para o compósito de algodão, 10,7% para o compósito de sisal), conclui-se que a substituição do compósito sintético pelo natural seria viável. Isto acarretaria em um aumento de massa em 6,2%, caso a estrutura fosse fabricada em compósito reforçado por fibra de sisal. Finalmente, constatou-se que a fração mássica de aditivo utilizada tem grande potencial de otimização e, que a eficiência dos compósitos reforçados por fibras naturais ainda pode ser melhorada.

Palavras-Chave: Estruturas aeronáuticas. Compósitos. Fibras naturais. Análise estrutural. Inflamabilidade. Aditivação.

ABSTRACT

VERA, R. V. Aeronautical Interior Structures in Natural Composite: Manufacturing, Structural and Flammability Analyses. 2012. 118p. Dissertation (Master's Degree) – Engineering School of São Carlos, University of São Paulo, São Paulo, 2012.

This dissertation has aimed to study the mechanical behavior and the flammability of aeronautical interior structures manufactured from composites reinforced by natural fibers, specifically phenolic resin and cotton and sisal fibers composites, verifying the possibility of synthetic composites replacement. Firstly, experimental analyses were performed to determine the mechanical properties of the materials. Then, computational analyses were carried out, using properties of synthetic composites and composites reinforced by natural fibers. Also, failure criteria were applied, considering the synthetic composite performance of an interior aeronautical structure as reference. Furthermore, the behavior regarding flammability was analyzed. The addition of flame retardants was necessary for the composites reinforced by natural fibers in order to attend the aeronautical certification requirements. After the addition of flame retardants, an increase in the flexural modulus of elasticity (55% for the cotton composite, 16% for the sisal composite) and a decrease in the flexural stress at break (45% for the cotton composite, 55% for the sisal composite) were observed. However, with an increase of the thickness of the aeronautical structure (5.2% for the cotton composite, 10.7% for the sisal composite), it was concluded that the replacement would be feasible, which would lead to a increase of the mass equal 6.2% for the sisal fiber composite. Finally, it was evidenced that the used flame retardant mass fraction has a great potential for optimization and that the natural composites efficiency can be improved.

Keywords: Aeronautical Structures. Composites. Natural Fibers. Structural Analysis. Flammability. Flame Retardant.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. a) Componentes do Mercedes Benz S-class fabricados em compósitos de fibras naturais, b)Painel de revestimento da porta do Mercedes Benz S-class (Globalhemp.com, 2012).....	3
Figura 2. Materiais empregados no Boeing 787 (Boeing.com, 2012).....	12
Figura 3. Modos de falha intralaminares (ANDERSON, 1995).....	18
Figura 4. Envelopes de falha segundo o Critério de Tsai-Hill (TITA, 2007).....	19
Figura 5. Representação do Critério da Máxima Tensão (TITA, 2007).....	23
Figura 6. Classificação do interior de uma aeronave. Adaptado de: EMB 135 - <i>Airport Planning Manual</i> , EMBRAER (2008), pag 2-8	26
Figura 7. Quedas de aeronaves com vítimas fatais entre 1987 e 1996. Os números entre parêntesis mostram o número de incidentes (MOURITZ e GIBSON, 2006)	28
Figura 8. Causas de vítimas fatais de quedas de aeronaves entre 1987 e 1996. Os números entre parêntesis mostram os números de mortos para cada tipo de causa (MOURITZ e GIBSON, 2006).....	29
Figura 9. Dano à aeronave da British Midlands que pegou fogo: a) Exterior danificado, b) Interior danificado (MOURITZ e GIBSON, 2006).....	31

Figura 10. Ciclo de combustão dos polímeros em chama. O símbolo indica os estágios do ciclo em que os retardantes de chama de polímeros interrompem o ciclo (MOURITZ e GIBSON, 2006).....	33
Figura 11. a) <i>Hand-Lay-Up</i> , b) <i>Wet-Lay-Up</i> (TITA, 2007)	38
Figura 12. a) Autoclave, b) Fase de preparação para a moldagem do laminado em bolsa de vácuo (Nextcraft.com, 2012)	39
Figura 13. Ciclo de cura para um tecido <i>prepreg</i> (TITA, 2007)	40
Figura 14. Amostras das fibras utilizadas na fabricação dos compósitos reforçados por fibras naturais: a) Fibras de algodão; b)Sisal natural; c) Fibras de sisal	42
Figura 15. Obtenção do pré-polímero.....	43
Figura 16. Processo de roto-evaporação	43
Figura 17. Adição do catalisador.....	44
Figura 18. Misturador (compósito de resina fenólica e fibra de sisal)	45
Figura 19. Moldagem do compósito.....	46
Figura 20. Metodologia Científica Empregada	47
Figura 21. Seleção da estrutura aeronáutica (Airlines.net, 2010).....	49
Figura 22. Modelo da estrutura selecionada: compartimento de manuais e mapas [mm].....	50
Figura 23. Modelagem da lateral do compartimento (aceleração atuante igual a 4g): a) Modelo com três arestas engastadas, b) Modelo com uma aresta engastada e duas apoiadas (DE PAULA, 2008)	52

Figura 24. CDPs de tração: a) Compósito em resina fenólica e fibra de algodão, b) Compósito em resina fenólica e fibra de sisal.....	53
Figura 25. CDPs de flexão: a) Compósito em resina fenólica e fibra de algodão, b) Compósito em resina fenólica e fibra de sisal.....	54
Figura 26. Máquina EMIC: a) Ensaio de tração, b) Ensaio de flexão 3-pontos.....	55
Figura 27. Esquema do gabinete de ensaio vertical (FAA, 2000).....	59
Figura 28. Vistas frontal e superior do gabinete de ensaio vertical (FAA, 2000).....	59
Figura 29. Suporte do corpo de prova para o ensaio vertical (FAA, 2000)	60
Figura 30. Queimador e indicador da altura da chama (FAA, 2000)	60
Figura 31. Posição da chama em CDPSs no ensaio vertical (FAA, 2000).....	62
Figura 32. Amostra do aditivo selecionado – Alumina Trihidratada (ATH) proveniente da Alcoa.....	65
Figura 33. Análise via MEF, tensões na direção X: a) Modelo com três arestas engastadas, b) Modelo com uma aresta engastada e duas apoiadas (DE PAULA, 2008)	71
Figura 34. Forças e Momentos	72
Figura 35. Ensaio de Tração - Tensão de engenharia <i>versus</i> deformação de engenharia: compósito de resina fenólica e fibra de algodão.....	76
Figura 36. Ensaio de Tração - Tensão verdadeira <i>versus</i> deformação verdadeira: compósito de resina fenólica e fibra de algodão	77
Figura 37. Ensaio de Tração - Tensão de engenharia <i>versus</i> deformação de engenharia: compósito de resina fenólica e fibra de sisal	78

Figura 38. Ensaio de Tração - Tensão verdadeira <i>versus</i> deformação verdadeira: compósito de resina fenólica e fibra de sisal.....	78
Figura 39. Ensaio de Flexão - Tensão <i>versus</i> deformação: compósito de resina fenólica e fibra de algodão	79
Figura 40. Ensaio de Flexão - Tensão <i>versus</i> deformação: compósito de resina fenólica e fibra de sisal.....	80
Figura 41. Variação na região de fratura em CDPs de resina fenólica e fibras de algodão: a) Fratura ao centro, b) Fratura não central	82
Figura 42. Resultado de um ensaio de tração de resina fenólica e fibra de sisal: não houve total ruptura do CDP.....	83
Figura 43. MEV da superfície fraturada de um CDP de resina fenólica e fibra de sisal ensaiado sob tração.....	84
Figura 44. MEV da superfície fraturada de um CDP de resina fenólica e fibra de sisal ensaiado sob tração (detalhe da decoesão)	84
Figura 45. MEV da superfície fraturada de um CDP de resina fenólica e fibra de algodão ensaiado sob tração.....	85
Figura 46. MEV da superfície fraturada de um CDP de resina fenólica e fibra de algodão ensaiado sob flexão.....	85
Figura 47. Gabinete de ensaio: a) Calibração do queimador, b) Posicionamento dos CDPs durante os ensaios.....	92
Figura 48. Comprimento de queima dos CDPs: compósito reforçado por fibra de algodão....	94

Figura 49. Comprimento de queima dos CDPs: compósito reforçado por fibra de sisal	95
Figura 50. Comprimento de queima dos CDPs: compósito aditivado reforçado por fibra de algodão	98
Figura 51. Comprimento de queima dos CDPs: compósito aditivado reforçado por fibra de sisal	99
Figura 52. CDPs após ensaio de inflamabilidade: a) compósito reforçado por fibra de sisal (sem aditivo); b) compósito aditivado reforçado por fibra de sisal	100
Figura 53. Ensaios de Flexão - Tensão <i>versus</i> deformação: compósito aditivado de resina fenólica e fibra de algodão.....	101
Figura 54. Ensaio de Flexão - Tensão <i>versus</i> deformação: compósito aditivado de resina fenólica e fibra de sisal	102

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Cálculo das massas para a moldagem dos compósitos	44
Tabela 2 - Processos de aditivção encontrados na literatura	64
Tabela 3 - Cálculo das massas para a moldagem dos compósitos aditivados	67
Tabela 4 - Dados utilizados para cálculo das propriedades mecânicas do compósito sintético	70
Tabela 5 - Propriedades mecânicas obtidas a partir da Regra das Misturas.....	70
Tabela 6 - Comparação entre as propriedades mecânicas obtidas via Regra das Misturas e as apresentadas na literatura.....	71
Tabela 7 - Forças e Momentos no elemento crítico, no caso da modelagem com três arestas engastadas.....	72
Tabela 8 - Forças e Momentos no elemento crítico, no caso da modelagem com uma aresta engastada e duas apoiadas	72
Tabela 9 - Dados do compósito de matriz fenólica e fibra de vidro (fornecidos pelo fabricante)	73
Tabela 10 - Margem e Fator de Segurança (3 arestas engastadas) - Critério de Tsai-Wu	74
Tabela 11 - Margem e Fator de Segurança (3 arestas engastadas) - Critério de Tsai-Hill.....	74
Tabela 12 - Margem e Fator de Segurança (3 arestas engastadas) - Critério da Máxima Tensão	74

Tabela 13 - Margem e Fator de Segurança (1 aresta engastada e 2 arestas apoiadas) - Critério de Tsai-Wu	74
Tabela 14 - Margem e Fator de Segurança (1 aresta engastada e 2 arestas apoiadas) - Critério de Tsai-Hill	74
Tabela 15 - Margem e Fator de Segurança (1 aresta engastada e 2 arestas apoiadas) -Critério da Máxima Tensão.....	75
Tabela 16 - Média e valores de desvio padrão das propriedades mecânicas obtidas nos ensaios de tração: compósitos de resina fenólica e fibra de algodão	77
Tabela 17 - Média e valores de desvio padrão das propriedades mecânicas obtidas nos ensaios de tração: compósitos de resina fenólica e fibra de sisal	79
Tabela 18 - Análise via MEF do compartimento - Tensão e deformação principal: compósito de resina fenólica e fibra de algodão	86
Tabela 19 - Análise via MEF do compartimento - Tensão e deformação principal: compósito de resina fenólica e fibra de sisal.....	87
Tabela 20 - Valores de tensão de ruptura e de deformação de ruptura utilizados no cálculo das margens de segurança.....	87
Tabela 21 - Margens de Segurança: compósito de resina fenólica e fibra de algodão.....	88
Tabela 22 - Margens de Segurança: compósito de resina fenólica e fibra de sisal	88
Tabela 23 - Análise via MEF - Tensão e deformação principal: compósito de resina fenólica e fibra de algodão (espessura aumentada).....	88

Tabela 24 - Margens de Segurança: compósito de resina fenólica e fibra de algodão (espessura aumentada).....	89
Tabela 25 - Análise via MEF - Tensão e deformação principal: compósito de resina fenólica e fibra de sisal (espessura aumentada)	89
Tabela 26 - Margens de Segurança: compósito de resina fenólica e fibra de sisal (espessura aumentada).....	89
Tabela 27 - Massas específicas para os compósitos reforçados por fibras naturais e para o compósito sintético	90
Tabela 28 - Massa da estrutura fabricada em compósitos reforçados por fibras naturais e em compósito sintético	91
Tabela 29 - Resultados dos ensaios verticais de 60 segundos: compósito de resina fenólica e fibra de algodão	92
Tabela 30 - Resultados dos ensaios verticais de 60 segundos: compósito de resina fenólica e fibra de sisal.....	93
Tabela 31 - Composição química das fibras naturais (ROWEL <i>et al.</i> , 1997)	96
Tabela 32 - Resultados dos ensaios verticais de 60 segundos do compósito aditivado de resina fenólica e fibra de algodão.....	97
Tabela 33 - Resultados dos ensaios verticais de 60 segundos do compósito aditivado de resina fenólica e fibra de sisal	97
Tabela 34 - Resumo dos resultados para cada tipo de compósito analisado:	103
Tabela 35 - Resumo dos resultados para cada tipo de compósito analisado:	104

Tabela 36 - Análise via MEF - Tensão e Margem de Segurança: compósito aditivado de fibra de algodão e fibra de sisal	105
Tabela 37 - Massa da estrutura fabricada em compósitos reforçados por fibras naturais aditivados e em compósito sintético	106

LISTA DE SÍMBOLOS

σ_{Local}	<i>tensor das tensões no sistema local de coordenadas</i>
$[Q]$	<i>tensor constitutivo escrito em função das propriedades do material</i>
ε_{Local}	<i>tensor das deformações no sistema local de coordenadas</i>
$[T]$	<i>matriz de transformação de coordenadas</i>
σ_{Global}	<i>tensor das tensões no sistema global de coordenadas</i>
ε_{Global}	<i>tensor das deformações no sistema global de coordenadas</i>
$\sigma_{1,2}$	<i>tensões normais atuantes numa dada lâmina</i>
σ_{12}	<i>tensão de cisalhamento atuante no plano de uma dada lâmina</i>
S_{12}	<i>resistência ao cisalhamento no plano da lâmina</i>
X_T	<i>resistência à tração na direção longitudinal da lâmina</i>
Y_T	<i>resistência à tração na direção transversal da lâmina</i>
X_C	<i>resistência à compressão na direção longitudinal da lâmina</i>
Y_C	<i>resistência à compressão na direção transversal da lâmina</i>
FS	<i>fator de segurança</i>
MS	<i>margem de segurança</i>
ε_1	<i>deformação na direção longitudinal à fibra</i>
ε_2	<i>deformação na direção transversal à fibra</i>
γ_{12}	<i>distorções angulares no plano da lâmina</i>
$X'_{T,C}$	<i>deformação limite à tração ou à compressão na direção longitudinal</i>
$Y'_{T,C}$	<i>deformação limite à tração ou à compressão na direção transversal</i>
S'_{12}	<i>distorção limite</i>

E_{11}	<i>módulo de elasticidade na direção longitudinal do compósito (paralelo à direção das fibras)</i>
E_f	<i>módulo de elasticidade da fibra</i>
V_f	<i>fração volumétrica da fibra</i>
E_m	<i>módulo de elasticidade da matriz</i>
V_m	<i>fração volumétrica da matriz</i>
E_{22}	<i>módulo de elasticidade na direção transversal do compósito (transversal em relação às fibras)</i>
G_{12}	<i>módulo de cisalhamento do compósito no plano da lâmina (1-2)</i>
G_f	<i>módulo de cisalhamento da fibra</i>
G_m	<i>módulo de cisalhamento da matriz</i>
ν_{12}	<i>coeficiente de Poisson do compósito no plano da lâmina (1-2)</i>
ν_m	<i>coeficiente de Poisson da matriz</i>
ν_f	<i>coeficiente de Poisson da fibra</i>
E_{11}^f	<i>módulo de elasticidade à flexão na direção longitudinal do compósito</i>
F	<i>força aplicada no ensaio de flexão</i>
S	<i>“span” utilizado no ensaio de flexão (distância entre apoios)</i>
b	<i>largura do CDP (corpo de prova) de flexão</i>
h	<i>espessura do CDP (corpo de prova) de flexão</i>
w	<i>deslocamento obtido no ensaio de flexão</i>
σ_{11}^f	<i>tensão à flexão na direção longitudinal do compósito</i>
I	<i>momento de inércia do CDP (corpo de prova) de flexão</i>

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO, JUSTIFICATIVAS E OBJETIVOS	1
1.1. OBJETIVOS.....	4
1.2. ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	6
 2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	9
2.1. COMPÓSITOS: SINTÉTICOS X NATURAIS	9
2.2. ANÁLISE ESTRUTURAL	15
2.3. ANÁLISE DE INFLAMABILIDADE	24
 3. MATERIAIS E MÉTODOS	37
3.1. MATERIAIS E PROCESSOS DE FABRICAÇÃO	37
3.1.1. <i>Processo de Fabricação do Compósito Sintético</i>	37
3.1.2. <i>Processo de Fabricação dos Compósitos Reforçados por Fibras Naturais</i>	40
3.2. METODOLOGIA CIENTÍFICA EMPREGADA.....	46
3.2.1. <i>Análise de Falha da Estrutura Aeronáutica em Compósito Sintético</i>	48
3.2.2. <i>Análise de Falha da Estrutura Aeronáutica em Compósito Reforçado por Fibras Naturais</i>	53
3.2.3. <i>Análise de Inflamabilidade do Compósito Reforçado por Fibras Naturais</i>	57
3.2.4. <i>Processo de Fabricação do Compósito Reforçado por Fibras Naturais Aditivado</i>	63
 4. RESULTADOS E DISCUSSÕES	69
4.1. RESULTADOS DA ANÁLISE DE FALHA DA ESTRUTURA AERONÁUTICA EM COMPÓSITO SINTÉTICO	69
4.2. RESULTADOS DA ANÁLISE DE FALHA DA ESTRUTURA AERONÁUTICA EM COMPÓSITO REFORÇADO POR FIBRAS NATURAIS	75

4.3. RESULTADOS DA ANÁLISE DE INFLAMABILIDADE DO COMPÓSITO REFORÇADO POR FIBRAS NATURAIS.....	91
4.4. RESULTADOS DA ANÁLISE DE INFLAMABILIDADE DO COMPÓSITO REFORÇADO POR FIBRAS NATURAIS ADITIVADO	96
4.5. ANÁLISE DE VIABILIDADE DO EMPREGO DE COMPÓSITOS REFORÇADOS POR FIBRAS NATURAIS EM ESTRUTURAS AERONÁUTICAS DE INTERIOR.....	101
 5. CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS FUTURAS.....	109
 REFERÊNCIAS	113

Capítulo 1

1. INTRODUÇÃO, JUSTIFICATIVAS E OBJETIVOS

Atualmente é ampla a utilização, em aeronáutica, de compósitos, os quais estão substituindo gradativamente os materiais metálicos por apresentarem algumas vantagens, tais como rigidez e resistência específica elevada (RIBEIRO, 2009). Dentre os inúmeros tipos de compósitos existentes, há um destaque evidente para o emprego de compósitos poliméricos reforçados com fibras. Sendo que as fibras não sintéticas (fibras naturais) recebem especial atenção por apresentarem baixo peso específico, o que é essencial para a indústria aeronáutica, bem como estão em consonância pela viabilização do projeto de um “*Green Airplane*”. É importante salientar também que os compósitos reforçados por fibras naturais são derivados de recursos renováveis, o que torna um atrativo ainda maior ao direcionar o projeto para uma abordagem eco sustentável. Dessa forma, um estudo sobre o comportamento mecânico de estruturas aeronáuticas fabricadas a partir de compósitos reforçados por fibras naturais ou compósitos naturais torna-se estratégico. No caso específico de compósitos naturais, tem-se que tanto a fibra como a matriz polimérica são derivadas de fontes renováveis. No entanto, no presente trabalho, serão abordados somente os compósitos reforçados por fibras naturais, que algumas vezes serão referenciados como compósitos naturais.

Com base na literatura consultada, tem-se que o advento dos polímeros no início do século XX levou a uma nova era de pesquisa, principalmente o interesse em reforçar materiais poliméricos com fibras sintéticas, desenvolvendo, assim, estruturas em compósito polimérico reforçado. Entretanto, a transformação do material “bruto” e a produção de compósitos sintéticos requerem uma grande quantidade de energia e, assim, o meio ambiente sofreu impactos negativos devido à poluição gerada durante a produção e a reciclagem destes materiais sintéticos (KALIA *et al.*, 2009). Somado a isto, como resultado de uma demanda

crescente de materiais ecologicamente corretos e, o desejo de reduzir os custos de compósitos reforçados com fibras sintéticas (fibras de carbono, vidro e aramida), o interesse em novos compósitos reforçados por fibras de origem natural aumentou consideravelmente (DWEIB *et al.*, 2004; KALIA *et al.*, 2009).

As fibras naturais têm muitas propriedades vantajosas como reforços para compósitos. Dentre essas vantagens, destaca-se, principalmente para o segmento aeronáutico, valores reduzidos de densidade, produzindo, assim, estruturas em compósitos com pesos relativamente menores. Outro importante aspecto relacionado às fibras naturais, é que as mesmas também oferecem vantagens financeiras e benefícios associados ao seu processamento, quando comparadas com as fibras sintéticas. Finalmente, cabe ainda ressaltar, que as fibras naturais são obtidas de fonte renovável, reduzindo assim a dependência do petróleo (DWEIB *et al.*, 2004; KALIA *et al.*, 2009).

Em função das vantagens supracitadas, as mais diversas indústrias têm mostrado uma aplicação cada vez maior de compósitos naturais. Em se tratando da indústria de construção civil, tem-se que a mesma já utiliza compósitos reforçados por fibras naturais na construção de grades de proteção em pontes de rodovias (DWEIB *et al.*, 2004). No caso da indústria automotiva, o emprego de compósitos com fibras vegetais iniciou por razões técnicas e comerciais (Figura 1), Haja vista que as fibras vegetais apresentam um potencial de redução do peso do veículo em até 40% quando comparado com as fibras de vidro, que estão presentes na maioria dos componentes da indústria automotiva (DWEIB *et al.*, 2004; SANTOS, 2006).

Figura 1. a) Componentes do Mercedes Benz S-class fabricados em compósitos de fibras naturais, b) Painel de revestimento da porta do Mercedes Benz S-class (Globalhemp.com, 2012)

No segmento aeronáutico, é possível identificar a aplicação de compósitos naturais em estruturas de interior do avião, principalmente, em móveis de jatos executivos (por exemplo: mesas). Todavia, na literatura consultada, verifica-se uma escassez de dados e informações mais precisas a cerca do emprego de compósitos reforçados por fibras naturais na indústria aeronáutica. Dessa forma, em 2008, o Grupo de Estruturas Aeronáuticas (GEA) da Escola de Engenharia de São Carlos (EESC) da Universidade de São Paulo (USP), sob a coordenação do Professor Volnei Tita, iniciou o desenvolvimento de estudos sobre a viabilidade da aplicação de compósitos naturais em estruturas aeronáuticas de interior.

Dentre os estudos desenvolvidos pelo GEA, destaca-se o realizado por De Paula (2008), que buscou avaliar de forma preliminar, o comportamento mecânico de compósitos reforçados por fibras naturais produzidos pelo Grupo de Pesquisa da Professora Elisabete Frollini do Instituto de Química de São Carlos (IQSC) da Universidade de São Paulo (USP). A referida avaliação baseou-se na investigação de alguns parâmetros, tais como: o módulo de elasticidade, a tensão de ruptura e o coeficiente de Poisson. Sendo assim, através de ensaios monotônicos de tração e de flexão, foram determinados esses parâmetros para compósitos de resina termorrígida fenólica com fibras descontínuas de algodão, bem como para fibras descontínuas de sisal. A determinação desses parâmetros visou assim, comparar o comportamento mecânico de estruturas fabricadas a partir de compósitos de fibras naturais e de compósitos de fibra sintética. Essa comparação permitiu verificar se uma dada estrutura aeronáutica fabricada em compósito sintético (resina fenólica reforçada por fibra de vidro)

poderia ser fabricada em compósito natural. Vale ressaltar que no trabalho de De Paula (2008), foi selecionada uma estrutura de interior de uma aeronave para ser investigada. Sendo assim, os cálculos de esforços atuantes na estrutura foram realizados considerando os requisitos impostos pelo documento aeronáutico norte americano FAR 25 (*Federal Airworthiness Requirement – Part 25*). Isto possibilitou uma análise com os valores mais críticos de aceleração. As análises foram então, realizadas para um compartimento de manuais de uma aeronave comercial, fabricado em resina fenólica com fibra de vidro (compósito sintético), utilizando tanto a Teoria Clássica de Laminados como simulações computacionais via Método dos Elementos Finitos (MEF). Ao final deste estudo, De Paula (2008) concluiu que seria possível substituir o material sintético por compósito reforçado por fibras naturais. No entanto, outro aspecto importante se faz necessário verificar, que consiste no comportamento quanto à inflamabilidade desta estrutura fabricada em compósito natural, visando também atender a requisitos estabelecidos pelo FAR 25.

Diante deste cenário, justifica-se a realização do presente trabalho, pois o mesmo visa contribuir no sentido de reavaliar o comportamento mecânico dos compósitos reforçados por fibras naturais estudados por De Paula (2008), considerando algumas modificações físicas e/ou químicas a serem efetuadas nos referidos compósitos reforçados por fibras naturais. Tais modificações visam não somente produzir um material que cumpra tanto os requisitos aeronáuticos estruturais quanto os requisitos aeronáuticos de inflamabilidade.

1.1. Objetivos

O objetivo geral do presente trabalho consiste em realizar um estudo sobre o comportamento mecânico e de inflamabilidade de estruturas aeronáuticas de interior fabricadas a partir de compósitos reforçados por fibras naturais, verificando assim a possibilidade de substituir compósitos sintéticos. Dessa forma, o objetivo geral pode ser dividido nos objetivos específicos a seguir:

- 1) Realização de pesquisa e estudo orientado sobre estruturas fabricadas em compósitos sintéticos e naturais, bem como, sobre análise estrutural e de inflamabilidade;

- 2) Seleção de uma estrutura de interior de avião para ser analisada em compósito sintético e em compósito reforçado por fibras naturais. Vale ressaltar que esta seleção foi realizada por De Paula (2008);
- 3) Determinação dos carregamentos e esforços solicitantes mais críticos da estrutura aeronáutica de interior selecionada, seguindo requisitos de certificação (FAR 25, *Subpart C - Structure*, §25.561), referentes aos carregamentos em pouso forçado;
- 4) Análise de falha da estrutura aeronáutica fabricada em compósito sintético (resina fenólica reforçada com fibra de vidro), empregando propriedades elásticas e valores de resistência mecânica provenientes do fabricante do material;
- 5) Determinação das propriedades elásticas e valores de resistência mecânica de compósitos reforçados por fibras naturais (resina fenólica reforçada com fibras de algodão e de sisal) com base em ensaios experimentais (ASTM D638-03 para ensaios de tração e ASTM D790-03 para ensaios de flexão);
- 6) Análise de falha da estrutura aeronáutica fabricada em compósito natural via Método dos Elementos Finitos, empregando propriedades elásticas e valores de resistência mecânica obtidos experimentalmente. Cálculo de Margens de Segurança para a estrutura aeronáutica fabricada em compósito reforçado por fibras naturais;
- 7) Realização de ensaios de resistência à chama dos compósitos reforçados por fibras naturais, seguindo os requisitos de certificação (FAR 25, *Subpart D - Design and Construction, Fire Protection*, §25.853: *Compartment Interiors*);
- 8) Realização de um estudo sobre aditivos retardantes de chama, bem como proposição de um processo de fabricação para incorporar tais aditivos ao compósito reforçado por fibras naturais;
- 9) Realização de ensaios de resistência à chama dos compósitos naturais modificados, ou seja, contendo aditivos;
- 10) Determinação das propriedades elásticas e valores de resistência mecânica dos compósitos reforçados por fibras naturais modificados com base em ensaios experimentais (ASTM D790-03 para ensaios de flexão);
- 11) Cálculo das Margens de Segurança para a estrutura aeronáutica fabricada em compósito natural modificado, bem como, análise da viabilidade de substituição do compósito sintético pelos compósitos reforçados por fibras naturais investigados.

1.2. Organização do Trabalho

Em função dos objetivos supracitados, tem-se que o presente trabalho é constituído pelos seguintes capítulos:

Capítulo 1: trata-se de uma contextualização e motivação para o presente trabalho, em que se ressalta a importância de um estudo do comportamento mecânico de estruturas aeronáuticas fabricadas a partir de compósitos naturais, bem como contempla os objetivos a serem atingidos.

Capítulo 2: apresenta uma revisão bibliográfica com foco em estruturas aeronáuticas em compósitos e uma familiarização em compósitos reforçados por fibras naturais. Coube ao presente capítulo ainda, uma revisão bibliográfica com foco nas propriedades dos compósitos naturais com relação à exposição a chamas, bem como aos requisitos aeronáuticos para aplicação de materiais em interiores de aeronaves.

Capítulo 3: são agrupados e descritos os materiais e métodos pertinentes à abordagem utilizada no presente trabalho, destacando principalmente a metodologia científica empregada. Sendo assim, num primeiro momento, contempla-se um texto sobre os compósitos sintéticos, bem como sobre processos de fabricação tradicionais. Num segundo momento, contempla-se um texto sobre os compósitos naturais, bem como sobre o processo de fabricação utilizado para obtê-los. Destaca-se, ainda, os ensaios e as simulações computacionais utilizados para a avaliação do comportamento mecânico da estrutura aeronáutica de interior fabricada em compósito sintético e em compósito reforçado por fibras naturais. Na sequência, apresenta-se todo o procedimento adotado para os ensaios de inflamabilidade dos compósitos reforçados por fibras naturais. Neste capítulo, são evidenciados, também, vários métodos para retardar chamas em compósitos, bem como o critério utilizado para selecionar um desses métodos. Por fim, descreve-se de forma detalhada como foram fabricados os compósitos naturais resistentes à chama.

Capítulo 4: o tratamento dos dados e resultados são apresentados e discutidos neste capítulo, conforme a metodologia estabelecida para o presente trabalho. Dessa forma, têm-se, inicialmente, os resultados da análise de falha da estrutura aeronáutica em compósito sintético. Em seguida, são abordados os resultados da análise de falha da

estrutura aeronáutica em compósito reforçado por fibras naturais, bem como da análise de inflamabilidade. Por fim, são apresentados e discutidos os resultados da análise de inflamabilidade do compósito natural aditivado, evidenciando a viabilidade do emprego de compósitos reforçados por fibras naturais em estruturas aeronáuticas de interior.

Capítulo 5: para finalizar o presente texto, neste último capítulo, as principais conclusões sobre os resultados obtidos e a possibilidade de substituição do compósito sintético são apresentadas, bem como o potencial para a aplicação de compósitos naturais na indústria aeronáutica. Além disso, ressalta-se perspectivas de trabalhos futuros a serem desenvolvidos pelo GEA (Grupo de Estruturas Aeronáuticas).

Capítulo 2

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A presente revisão bibliográfica mostra inicialmente aspectos relacionados com compósitos sintéticos e naturais, bem como a aplicação dos mesmos no segmento aeronáutico. A segunda parte da revisão aborda aspectos relacionados quanto à análise de estruturas fabricadas em materiais compósitos, bem como trabalhos relevantes da literatura. Por fim, a terceira parte contempla aspectos relacionados sobre análise de inflamabilidade e trabalhos importantes da literatura.

2.1. Compósitos: Sintéticos x Naturais

Um compósito pode ser considerado um material multifase que exibe uma combinação de propriedades, possibilitando assim, desempenho melhor desse material frente a cada fase da sua composição, caso essas fossem empregadas individualmente (CALLISTER, 2002). Tal definição pode, assim, parcialmente, explicar porque o uso de compósitos tem crescido a uma taxa fenomenal desde 1960. Os referidos materiais têm uma amplitude diversa e impressionante de aplicações em aeronaves, espaçonaves, barcos, navios, automóveis e infraestrutura civil, entre outras. Isto se deve, também, às suas excelentes propriedades físicas, térmicas, químicas e mecânicas, dentre as quais se destacam: reduzida densidade, elevada rigidez específica e resistência específica, boa resistência à fadiga, excelente resistência à corrosão, ótimo isolamento térmico e reduzida expansão térmica. Entretanto, os compósitos podem apresentar algumas desvantagens, tais como: tolerância ao impacto e propriedades mecânicas ao longo da espessura reduzidas (MOURITZ e GIBSON, 2006).

Em geral, os compósitos possuem 3 fases: matriz, reforço e interface fibra-matriz. Em se tratando de compósitos aplicados na indústria aeronáutica, constata-se principalmente, o emprego de materiais poliméricos (termoplásticos ou termorrígidos) para desempenhar o papel da matriz, ao passo, que fibras longas (contínuas) ou curtas (descontínuas) são utilizadas como reforço. Dessa forma, as estruturas aeronáuticas são, em sua maioria, fabricadas a partir de compósitos poliméricos reforçados por fibras.

Cabe ressaltar que as propriedades mecânicas de compósitos poliméricos reforçados por fibras dependem de vários fatores, tais como: adesão fibra-matriz, fração volumétrica de fibras e orientação das fibras, dentre outros (AGARWAL e BROUTMAN, 1980; HULL, 1981). Um outro fator importante, que envolve os compósitos, são os teores de vazios formados durante o processamento destes materiais. Esses vazios podem ocorrer por duas causas: 1) Incompleta molhabilidade de resina sobre as fibras, resultando em formação de bolhas de ar, que podem ficar aprisionadas devido à alta viscosidade do polímero; 2) Presença de compostos voláteis, que se formam no processo de cura das resinas termorrígidas, principalmente, água resultante do processo de reação do pré-polímero, como no caso da resina fenólica (HULL, 1981).

Com relação às frações volumétricas e mássicas das fibras, tem-se que as mesmas devem ser devidamente avaliadas, visto que há uma faixa mínima e máxima, que irá influenciar no desempenho do compósito como um todo. Geralmente, o aumento da fração volumétrica de reforço melhora as propriedades mecânicas (JOSEPH *et al.*, 1999; MURKHERJEE e SATYANARAYANA, 1984). Entretanto, uma fração volumétrica muito elevada de reforço pode favorecer a aglomeração de fibras e a baixa dispersão da matriz, criando regiões frágeis na estrutura. Com base na literatura investigada, tem-se que os compósitos poliméricos reforçados por fibras longas e contínuas possuem fração volumétrica superior aos compósitos reforçados por fibras curtas (descontínuas).

Com relação à orientação das fibras, verifica-se que as propriedades mecânicas dos compósitos na direção das fibras são melhores quando comparadas com aquelas medidas em outras direções (AGARWAL e BROUTMAN, 1980; FOLKES, 1985). Portanto, a estrutura irá suportar carregamentos mais elevados quando os mesmos atuarem na direção das fibras. Todavia, as fibras dispostas numa direção normal ao carregamento atuante promovem até uma redução na resistência do compósito (HULL, 1981). Sendo assim, neste caso, o compósito pode possuir desempenho inferior ao ser comparado com o material sem reforço, por

exemplo, somente a matriz polimérica. Diante desta constatação, pode-se afirmar que é de suma importância o projeto adequado da estrutura em compósito quanto à disposição das fibras em relação ao carregamento aplicado.

Os comentários supracitados podem, então, justificar em parte, o domínio do emprego de compósitos sintéticos laminados para a fabricação de estruturas aeronáuticas. Haja vista que as fibras sintéticas (por exemplo: fibra de carbono; fibra de vidro e fibra de aramida) podem ser confeccionadas de forma longa e contínua e, em seguida, podem ser tramadas em forma de tecidos (unidirecionais, bidirecionais e até tridimensionais). Os referidos tecidos podem ser pré-impregnados com resina polimérica (*prepreg*) ou não (tecido seco) e, são empilhados em camadas de tal forma a constituir um laminado. Cada camada (ou lâmina) possuirá, então, uma dada orientação em função dos carregamentos aplicados na estrutura. Tais vantagens podem justificar parcialmente, o reduzido emprego de fibras naturais por vários anos (D'ALMEIDA, 1987).

A partir da década de 60 do século XX, os compósitos reforçados por fibras sintéticas foram introduzidos de maneira definitiva na indústria aeroespacial. O desenvolvimento de fibras de carbono, boro, quartzo ofereceu ao engenheiro a oportunidade de melhorar os projetos estruturais, atendendo assim, as necessidades de desempenho em voo, uma vez que se tornou possível projetar o material. A substituição do alumínio por compósitos poliméricos estruturais, por exemplo, permite uma redução de peso de 20 a 30%, além de 25% na redução do custo final de obtenção das peças (ANGÉLICO, 2009).

Assim, conforme demonstrado pelo trabalho de Angélico (2009), do ponto de vista das estruturas aeronáuticas, a combinação de materiais é estratégica, pois permitem obter elevadas propriedades mecânicas específicas (razão entre a propriedade e a densidade do material), características almejadas no projeto aeronáutico. A possibilidade de se projetar materiais com essas características permite uma redução de peso dos componentes estruturais das aeronaves, conseqüentemente, um aumento de carga paga transportada, ou ainda, um aumento da autonomia em função da redução do consumo de combustível. Quanto aos custos, é interessante considerar o fator de utilização de material, que é expresso pela razão entre o peso de matéria-prima utilizada pelo peso do componente final. Enquanto que para metais tem-se um fator de utilização de material de 15-25, para compósitos esse fator é de aproximadamente 1,2-1,3 (JONES, 1999).

Ainda, conforme Angélico (2009), a utilização de compósitos em engenharia, assim como qualquer nova tecnologia de material, teve que vencer barreiras das tecnologias consolidadas, no caso, a mentalidade de projetos de componentes metálicos. Em particular, no segmento aeronáutico, pode-se atribuir o início dessa mudança de conceitos ao projeto ACEE (*Aircraft Energy Efficiency*) da década de 70, coordenado pela NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) (NIU, 1992). Nesse projeto, três estruturas aeronáuticas primárias (cuja falha é catastrófica) e três secundárias (cuja falha não é catastrófica) foram fabricadas em compósitos e comparadas com as estruturas originalmente metálicas. As novas estruturas deveriam atender ao mesmo envelope de cargas, transferir cargas iguais ou inferiores a estruturas adjacentes, requerer nenhuma ou pequenas alterações nos pontos de fixação, e por fim, não alterar as características de manobrabilidade da aeronave (em particular, mudanças adversas no envelope aeroelástico). Os resultados desse programa comprovaram aos fabricantes de aeronaves as potencialidades dos compósitos e sua aplicabilidade em componentes estruturais. Como resultado, teve-se uma redução de 30% em peso dos componentes estudados (NIU, 1992).

Atualmente, as atenções voltam-se ao Boeing 787 (Figura 2) e ao Airbus A350, cuja maior parcela de estruturas primárias dessas aeronaves são fabricadas em materiais compósitos.

Figura 2. Materiais empregados no Boeing 787 (Boeing.com, 2012)

Futuramente, análogo ao ocorrido com os metais, modelos de previsão do comportamento mecânico dos compósitos, juntamente com a evolução dos processos de produção (garantindo-se uma menor variabilidade durante o processo), permitirão uma redução dos elevados coeficientes de segurança exigidos pelos requisitos dos órgãos certificadores. Quando isso ocorrer, possivelmente, novas tecnologias serão introduzidas e ocuparão posição similar aos compósitos em relação aos metais atualmente (ANGÉLICO, 2009).

Nota-se, portanto, que o emprego de compósitos na indústria aeronáutica restringe-se basicamente aos compósitos reforçados por fibras sintéticas. Todavia, nos últimos anos, os compósitos naturais têm surgido com uma nova opção. Tal opção tem sido reforçada em função de vários fatores, tais como: a crise energética; a ausência de complexidade para o processamento de fibras vegetais e sua abundância; reduzido custo das fibras vegetais e os problemas relacionados pelo uso de fibras sintéticas ao meio ambiente. Todos esses fatores têm despertado a atenção e o interesse de pesquisadores de todo o mundo. Recentemente, tem-se buscado desenvolver novos compósitos, utilizando recursos naturais renováveis, com grande incremento no uso das fibras naturais de celulose, tais como: coco, linho, sisal, rami, juta e cânhamo, entre outras. Diante desses aspectos, os polímeros reforçados por fibras sintéticas, principalmente, fibras de vidro, passaram a ter a competição de vários compósitos reforçados com fibras vegetais (PASSOS, 2005). Cabe ressaltar que as fibras vegetais são provenientes de recursos naturais renováveis e, são, também, parcialmente recicláveis e biodegradáveis, sendo que estas fibras podem reforçar tanto polímeros termorrígidos, como termoplásticos ou, ainda, biopolímeros e borrachas (KOZLOWSKI e WLADYKA-PRZYBYLAK, 2003).

Abordando especificamente as fibras lignocelulósicas, tem-se que as mesmas são formadas basicamente de celulose, hemicelulose, lignina, pectina e minerais. A celulose é um polissacarídeo linear de alta massa molecular média, sendo o principal constituinte estrutural e, portanto, responsável pela estabilidade e resistência das fibras. Segundo Chand *et al.* (1988), a resistência à tração e o módulo de elasticidade das fibras são diretamente proporcionais ao teor de celulose e inversamente proporcionais ao ângulo das microfibrilas. Já o alongamento máximo de ruptura aumenta com o ângulo das microfibrilas, pois é maior a energia necessária para realizar o estiramento das microfibrilas. Portanto, a celulose é a base estrutural das fibras vegetais e está distribuída em todas as plantas, desde árvores desenvolvidas até organismos primitivos. Na fibra, a celulose está associada com outras

substâncias, como lignina e as hemiceluloses, ambas em quantidades consideráveis (FENGEL e WEGENER, 1989; DENCE e REEVE, 1996). Com relação à lignina, sabe-se que a mesma é uma macromolécula complexa de estrutura amorfa, com constituintes aromáticos e alifáticos, que se unem às fibras celulósicas, formando a parede celular. Sendo assim, a lignina fornece resistência à compressão ao tecido celular e às fibras, enrijecendo a parede celular e protegendo os carboidratos (açúcares) contra danos físicos e químicos. Sua concentração nas fibras influencia a estrutura, as propriedades, a morfologia, a flexibilidade e a taxa de hidrólise. Portanto, fibras com alto teor de lignina serão rígidas e resistentes.

Verifica-se assim que as fibras vegetais com grande quantidade de celulose são econômica e tecnicamente viáveis para serem usadas na produção de tecidos, papel e como reforços em compósitos. Entretanto, deve-se observar não só o teor de celulose contido nas fibras, mas também a qualidade das mesmas e o tipo de aplicação do material. As fibras de juta, linho, rami e sisal (convencionais) apresentam elevados percentuais de celulose, sendo indicadas para uso como material de reforço em compósitos. Além disso, os percentuais de lignina nas fibras de juta e sisal permitem que as mesmas sejam empregadas em compósitos que sofrem processos de aquecimento (SANTOS, 2006).

Diante do que foi exposto, constata-se que as fibras vegetais oferecem determinadas vantagens sobre as fibras sintéticas, principalmente, sobre a fibra de vidro (DWEIB *et al.*, 2004; SANTOS, 2006; KALIA *et al.*, 2009). Dentre essas vantagens, destacam-se as seguintes:

- As fibras vegetais derivam de uma fonte renovável e sua disponibilidade é praticamente ilimitada;
- Quando os compósitos poliméricos reforçados por fibras vegetais atingem o final do seu ciclo de vida e, portanto, são submetidos a um processo de combustão, tem-se que a quantidade liberada de CO₂ pelas fibras vegetais é neutra quando comparada a quantidade assimilada durante o seu desenvolvimento;
- A natureza abrasiva das fibras vegetais é menor quando comparada àquela das fibras de vidro, acarretando em vantagens de processamento do compósito (em geral, há um aumento da vida do ferramental, principalmente, do molde);

- As fibras vegetais quando utilizadas como reforço em matrizes biodegradáveis representam uma grande vantagem do ponto de vista ambiental no final do seu ciclo de vida;
- As fibras naturais quando comparadas com as fibras de vidro apresentam menor custo e menor densidade (JOSHI *et al.*, 2004).

No entanto, especificamente na indústria aeronáutica, as aplicações estruturais de compósitos reforçados por fibras naturais são ainda muito reduzidas, o que leva ao interesse em se pesquisar novas aplicações para estes materiais.

2.2. Análise Estrutural

Apesar das vantagens apresentadas pelos materiais compósitos, a anisotropia presente em tais materiais é responsável pela dualidade existente nos mesmos. Pois, se por um lado, a anisotropia concede ao engenheiro a possibilidade de selecionar o material e projetá-lo estruturalmente, por outro, a mesma anisotropia associada à heterogeneidade faz com que haja grande dificuldade em se prever precisamente o modo de falha da estrutura (TITA, 2007). Inúmeros pesquisadores demonstraram que tal dificuldade em se prever exatamente o comportamento mecânico das estruturas fabricadas em compósitos reforçados resulta muitas vezes na utilização de elevados coeficientes de segurança durante a fase de desenvolvimento do projeto. Um exemplo desses trabalhos é o relatório de París (2001), que apresenta 53 referências sobre a aplicação de critérios de danificação/falha para compósitos poliméricos reforçados. Além disso, deve-se destacar que é possível encontrar na literatura uma gama de outros trabalhos que buscam prever o dano e a falha de estruturas em compósitos (DÁVILA *et al.*, 2001; WILLIAMS e VAZIRI, 2001; TITA *et al.*, 2002b; KOSTOPOULOS, 2002; TITA, 2003). Assim, durante a fase de desenvolvimento do projeto, torna-se necessário o emprego de um critério de falha que seja capaz de identificar de forma precisa a ocorrência de danos nas camadas de um compósito, que seja laminado. Geralmente o critério pode ser expresso matematicamente na forma de uma função, relacionando as tensões ou deformações atuantes com valores limites de resistência ou deformações/elongações determinados experimentalmente.

Dessa forma, o conhecimento das tensões e deformações torna-se essencial, bem como o emprego da Teoria Clássica de Laminados, no caso específico de compósitos laminados. Esta, que tem como base a Teoria de Placas de Kircchoff, permitindo, assim, que as tensões e deformações de cada lâmina da estrutura sejam determinadas, além de possibilitar o cálculo das tensões e deformações globais para o compósito laminado. Vale ressaltar que o referido tensor das tensões “globais” (σ_{Global}) contém as componentes de tensão do ponto material em relação a um sistema global de coordenadas (x, y, z). Todavia, grande parte das Teorias de Falha escritas para compósitos laminados requisita o conhecimento do tensor das tensões “locais” (σ_{Local}), que contém as componentes de tensão do ponto material em relação a um sistema local de coordenadas (1, 2, 3). Portanto, tais componentes de tensão são calculadas para uma dada lâmina unidirecional, que por sua vez caracteriza-se como um material ortotrópico, ou seja, possui 3 (três) planos de simetria ortogonais entre si.

Segundo Keunings (1992), um material ortotrópico, nas direções de ortotropia (1-2-3), não apresenta acoplamentos entre tensões normais e distorções angulares, bem como não apresenta acoplamentos entre tensões de cisalhamento e deformações normais. Sendo assim, tensões normais não produzem distorções angulares e tensões de cisalhamento não produzem deformações normais. Com base nessa afirmação e em estudos que demonstram a simetria do tensor constitutivo para materiais ortotrópicos (ou seja, para lâminas unidirecionais), tem-se que a Lei de Hooke (generalizada) assumirá a forma mostrada pela Equação 1.

$$\sigma_{Local} = [Q] \varepsilon_{Local} \quad (1)$$

Para a Equação 1, deve-se considerar que [Q] é o tensor constitutivo escrito em função das propriedades do material (VINSON e SIERAKOWSKI, 1986). Como comentado anteriormente, no caso das tensões locais, as componentes são calculadas em função de um sistema local de coordenadas, assim, para se obter a matriz de rigidez da lâmina em relação ao sistema global de coordenadas é necessário aplicar uma transformação de coordenadas, como a que está evidenciada pela Equação 2.

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1} [Q] [T] \quad (2)$$

Deve-se considerar na Equação 2 que $[T]$ é a matriz de transformação de coordenadas e, portanto, necessita do ângulo de orientação das fibras. A partir dessa transformação, pode-se determinar as componentes de tensão no estado plano de tensões do sistema local em função das componentes de tensão global como está explicitado pelas Equações 3 e 4.

$$\sigma_{Global} = [\bar{Q}] \varepsilon_{Global} \quad (3)$$

$$\sigma_{Local} = [T] \sigma_{Global} \quad (4)$$

A análise de tensões e deformações em compósitos, tal como a descrita anteriormente, consiste em uma abordagem analítica. Todavia, pode-se utilizar também uma abordagem numérica (computacional), como o Método dos Elementos Finitos, sendo que tal abordagem é explicada de forma detalhada no trabalho de Tita (2003). Por fim, tem-se a abordagem experimental, que está baseada na realização de ensaios mecânicos, sendo que os referidos ensaios podem ou não seguir normas específicas como as estabelecidas pela ASTM (*American Society of Testing and Material*). Vale destacar que no presente trabalho, para as análises do compósito sintético utilizou-se, basicamente, a Teoria Clássica de Laminados para a análise de tensões e de deformações. Todavia para as análises do compósito reforçado por fibras naturais, em função da descontinuidade das fibras e da ausência de camadas, optou-se, basicamente, por ensaios mecânicos e/ou pelo Método dos Elementos Finitos, ou seja, por uma abordagem experimental e/ou computacional.

Uma vez conhecidas as tensões e deformações do laminado e de cada lâmina torna-se possível fazer uma análise de falha, considerando os carregamentos atuantes na estrutura. Para essa análise, faz-se necessária a escolha de um critério de falha adequado. Na literatura, é possível encontrar diversos critérios de falha para compósitos, tais como: Critério da Máxima Tensão, Critério da Máxima Deformação, Critério de Tsai-Wu, Critério de Tsai-Hill, etc. Tais

critérios possibilitam uma análise de falha quantitativa, ou seja, permitem identificar o nível de carregamento em que a estrutura irá falhar e, em alguns casos, o modo de falha. Por outro lado, há também análises de falha de cunho mais qualitativo, que buscam basicamente a identificação do modo de falha do compósito.

Deve-se destacar que os compósitos apresentam inúmeros modos de falha. A Figura 3 apresenta os principais mecanismos intralaminares associados a estes materiais. O mecanismo 1, conhecido como *pull-out*, consiste do arrancamento da fibra. Antes do fenômeno de *pull-out*, pode ocorrer o fenômeno de *fiber-bridging* (mecanismo 2). Uma fraca interação reforço-matriz pode levar a falha por *debonding* (mecanismo 3). O mecanismo 4 consiste da fratura da fibra. Por fim, o mecanismo 5, a danificação da fase contínua (matriz polimérica). Além dos mecanismos intralaminares, têm-se os mecanismos interlaminares, onde se destacam os modos de falha por delaminação. Nestes modos, camadas adjacentes separam-se fisicamente devido a elevada intensidade de tensões ortogonais ao plano da lâmina. Vale ressaltar que neste trabalho não serão considerados modos de falha interlaminares.

Figura 3. Modos de falha intralaminares (ANDERSON, 1995)

Em se tratando de uma análise de falha quantitativa, deve-se destacar que o Critério de Tsai-Hill foi desenvolvido especificamente para materiais ortotrópicos transversalmente isotrópicos sendo assim, selecionado para a análise do compósito sintético estudado no presente trabalho. O Critério de Tsai -Hill para o estado plano de tensões pode ser expresso da forma mostrada pela Equação 5, onde σ_1 e σ_2 são tensões normais atuantes numa dada lâmina na

direção das fibras e perpendicular às fibras, respectivamente. Além disso, tem-se que σ_{12} corresponde à tensão de cisalhamento atuante no plano de uma dada lâmina.

$$F(\sigma) = \left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1 \times \sigma_2}{X^2}\right) + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad (5)$$

Analisando a Equação 5 é possível notar que há a quantificação da desigualdade em tração e compressão do material. Sendo assim, essa equação pode se desdobrar em quatro equações distintas para que a mesma seja representada no espaço das tensões (σ_1 - σ_2) como mostra a Figura 4.

Figura 4. Envelopes de falha segundo o Critério de Tsai-Hill (TITA, 2007)

As Equações 6, 7, 8 e 9 mostram o Critério de Tsai-Hill quando se analisa no primeiro quadrante ($\sigma_1, \sigma_2 > 0$), no segundo quadrante ($\sigma_1 < 0, \sigma_2 > 0$), no terceiro quadrante ($\sigma_1, \sigma_2 < 0$) e no quarto quadrante ($\sigma_1 > 0, \sigma_2 < 0$) da superfície de falha (Figura 4), respectivamente. Com isso torna-se possível obter os envelopes de falha segundo o Critério de Tsai-Hill. Tais envelopes demonstram que o aumento da tensão de cisalhamento resulta numa contração do envelope de falha, fazendo com que a falha ocorra sob combinações de tensões normais menores.

$$\frac{\sigma_1^2}{X_T^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_T^2} = 1 - \frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2} \quad (6)$$

$$\frac{\sigma_1^2}{X_C^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T^2} + \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_C^2} = 1 - \frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2} \quad (7)$$

$$\frac{\sigma_1^2}{X_C^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_C^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_C^2} = 1 - \frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2} \quad (8)$$

$$\frac{\sigma_1^2}{X_T^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_C^2} + \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_T^2} = 1 - \frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2} \quad (9)$$

Para as equações supracitadas, tem-se que: X_T é a resistência da lâmina à tração na direção longitudinal; X_C é a resistência da lâmina à compressão na direção longitudinal; Y_T é a resistência da lâmina à tração na direção transversal; Y_C é a resistência da lâmina à compressão na direção transversal e S_{12} é a resistência ao cisalhamento no plano da lâmina.

Na prática, para verificar se houve ou não a falha de uma lâmina para uma dada estrutura, deve-se utilizar as definições de Fator de Segurança (FS), Equação 10, e de Margem de Segurança (MS), Equação 11. Se a margem de segurança for menor do que zero, significa que a lâmina irá falhar, e caso a margem de segurança seja muito maior do que zero significa que a resistência está muito elevada e a estrutura pode ser otimizada.

$$FS = \sqrt{F(\sigma)} \quad (10)$$

$$MS = \left(\frac{1}{FS} \right) - 1 \quad (11)$$

Com relação ao Critério de Tsai-Wu, tem-se que o mesmo consiste da extensão do Critério de Von Mises para compósitos laminados ortotrópicos (HYER, 1998). Sendo assim, também, selecionado para a análise do compósito sintético estudado no presente trabalho. O critério assume a forma expressa pela Equação 12, e os coeficientes da Equação 12 estão expressos pelas Equações 13. Ainda nas Equações 13, tem-se as expressões necessárias para o cálculo da Margem de Segurança segundo o Critério de Tsai-Wu.

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 - \sqrt{F_{11}F_{22}}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (12)$$

$$\begin{aligned} F_1 &= \left(\frac{1}{X_T} + \frac{1}{X_C} \right) & F_{11} &= -\frac{1}{X_T X_C} \\ F_2 &= \left(\frac{1}{Y_T} + \frac{1}{Y_C} \right) & F_{22} &= -\frac{1}{Y_T Y_C} \end{aligned} \quad (13)$$

$$F_{66} = \left(\frac{1}{S_{12}} \right)^2 \quad MS = S_f - I$$

$$S_f^+ = \frac{-B + \sqrt{B^2 + 4A}}{2A} \quad S_f^- = \left| \frac{-B - \sqrt{B^2 + 4A}}{2A} \right|$$

$$A = F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2$$

$$B = F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2$$

Com base na literatura, verifica-se que há uma gama de trabalhos desenvolvidos visando analisar estruturas em compósitos sintéticos (laminados), empregando critérios de falha.

A análise de falha de um laminado pode guiar-se por dois conceitos: falha da primeira camada (FPF - *first ply failure*) ou falha última do laminado (ULF - *ultimate laminate failure*) (ANGÉLICO, 2009). Numa abordagem FPF, considera-se que a falha do laminado ocorre quando a primeira camada (ou grupo de camadas) falha. Por outro lado, a abordagem ULF considera que a falha do laminado ocorrerá para a máxima carga suportada (carga última). A

abordagem FPF, mais conservadora, requer somente a aplicação de um critério de falha. Verificando-se a ocorrência de falha, considera-se a falha total do componente. Num conceito ULF, além dos critérios de falha, são necessárias leis de degradação das propriedades mecânicas em decorrência do processo de falha, uma vez que o processo de falha é progressivo, iterativo com redistribuição dos esforços nas camadas.

De acordo com Daniel e Ishai (2006), as teorias de falha podem ser classificadas em três grupos:

- **Limites ou não interativos:** modos de falha são determinados comparando-se componentes individuais de tensão ou deformação com os valores de resistência, por exemplo, têm-se os Critérios da Máxima Tensão e Máxima Deformação;
- **Interativos:** todas as componentes de tensão ou deformação estão incluídas numa única expressão. Em geral, não se tem uma identificação do modo de falha;
- **Baseados em modos de falha:** nestes critérios separam-se modos de falha de fibra matriz. Este grupo, principalmente, estuda processos de falha progressivos.

Por outro lado, os compósitos reforçados por fibras naturais não são ortotrópicos e apresentam fibras descontínuas, não sendo assim, considerado um material laminado. Dessa forma, optou-se no presente trabalho, tanto pelo emprego do Critério da Máxima Tensão como do Critério da Máxima Deformação, que segundo Daniel e Ishai (2006), são Critérios Limites e Não-interativos. Ao contrário dos Critérios de Tsai-Hill e Tsai-Wu, que são Critérios Interativos.

O Critério da Máxima Tensão consiste em cinco sub-critérios (Equação 14), onde cada um corresponde a um dos modos de falha fundamentais discutidos anteriormente (Figura 5). Caso se verifique alguma das desigualdades da Equação 14, haverá falha do material.

Figura 5. Representação do Critério da Máxima Tensão (TITA, 2007)

$$\sigma_1 \geq X_T \text{ ou } \sigma_2 \geq Y_T \text{ ou } \sigma_1 \leq -X_C \text{ ou } \sigma_2 \leq -Y_C \text{ ou } |\sigma_{12}| \geq S_{12} \quad (14)$$

O Fator de Segurança para o Critério da Máxima Tensão é definido, por exemplo, pela Equação 15 e a Margem de Segurança é definida, por exemplo, pela Equação 16 para σ_1 positivo e, pela Equação 17 para σ_1 negativo.

$$FS = \frac{\sigma_1}{X_T} \quad (15)$$

$$MS = \frac{X_T}{\sigma_1} - 1 \quad (16)$$

$$MS = \frac{X_C}{\sigma_1} - 1 \quad (17)$$

O Critério da Máxima Deformação, também, consiste de cinco sub-critérios, cada um correspondente aos cinco modos de falha fundamentais. Se alguma das deformações nos eixos principais do material é excedida dos limites expressos pela Equação 18 ocorrerá falha do material.

$$\varepsilon_1 \geq X'_T \text{ ou } \varepsilon_1 \leq X'_C \text{ ou } \varepsilon_2 \geq Y'_T \text{ ou } \varepsilon_2 \leq Y'_C \text{ ou } |\gamma_{12}| \geq S'_{12} \quad (18)$$

De uma maneira geral, os Critérios da Máxima Tensão e da Máxima Deformação proporcionam previsões de falhas bastante similares. No entanto, tais previsões são divergentes no caso em que o comportamento do material não permanece linear-elástico até a falha. Nesses casos, o Critério da Máxima Deformação proporciona previsões mais coerentes quando comparadas a valores experimentais.

Por fim, verifica-se que há uma escassez de trabalhos desenvolvidos visando analisar estruturas em compósitos naturais, empregando critérios de falha, ou seja, que buscam uma análise quantitativa. Normalmente, encontra-se na literatura trabalhos que buscam realizar uma análise de falha mais qualitativa do que quantitativa. Dentre esses, destacam-se, principalmente, os estudos realizados pelo Grupo de Pesquisas coordenado pela Profa. Elisabete Frollini (IQSC/USP): Paiva e Frollini (1999); Paiva *et al.* (1999); Tita *et al.* (2002a); Poleto *et al.* (2009) e Silva *et al.* (2011). Tais contribuições científicas trazem uma análise físico-química detalhada de diferentes compósitos naturais, evidenciando, também, suas propriedades mecânicas. Além disso, alguns trabalhos apresentam o comportamento mecânico de compósitos reforçados por fibras naturais sob carregamento de impacto e, os seus respectivos modos de falha. Todavia, não há uma análise com base em Critérios de Falha, sendo que isto deverá ser abordado no presente trabalho.

2.3. Análise de Inflamabilidade

Os compósitos queimam com facilidade, principalmente os compósitos reforçados por fibras naturais que possuem lignina em sua composição química. Portanto, tais materiais necessitam ser analisados quanto à inflamabilidade para aplicação aeronáutica. Assim, atualmente, extensas regulamentações de prevenção de fogo existem para muitos campos, incluindo desde a construção civil até o segmento de transportes. No segmento aeronáutico, por exemplo, estas regulamentações são normalmente utilizadas em diferentes regiões da aeronave, tais como: painéis, carpetes e pisos (TROITZSCH, 1998). Cabe ressaltar que

aeronaves com capacidade para vinte (20) ou mais passageiros, devem ser certificadas segundo o *Federal Aviation Regulation* (FAR) *part 25* - regulamento norte-americano do *Federal Aviation Administration* (FAA) - ou outro regulamento equivalente de órgãos homologadores dos países de origem e de operação da aeronave. O FAR 25 será, portanto, o regulamento base utilizado pelo presente trabalho por ser adotado como referência pelas principais agências de aviação civil no mundo (por exemplo: ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil – no Brasil).

A subparte D do FAR 25 trata de requisitos, como o de proteção ao fogo, determinando as normas de segurança, que devem ser aplicadas às aeronaves, como por exemplo, requisitos para extintores de incêndio, sensores de fumaça entre outros. Além disso, vale destacar que a subparte D referencia o apêndice F do FAR 25, o qual descreve seis especificações de ensaios aplicados aos materiais utilizados em estruturas de interiores de aeronaves. Assim, conforme o FAR 25, o interior de uma aeronave pode ser subdividido nas seguintes classes:

- 1) Cabine de passageiros;
- 2) Cabine de pilotos (*cockpit*);
- 3) Cozinha (*galley*);
- 4) Lavatórios;
- 5) Compartimento de bagagens.

Algumas aeronaves ainda possuem cabine de descanso da tripulação, armários e guarda-roupas, dependendo da capacidade e configuração das mesmas. Um exemplo de classificação de interiores de aeronaves pode ser visualizado na Figura 6.

Figura 6. Classificação do interior de uma aeronave. Adaptado de: EMB 135 - *Airport Planning Manual*, EMBRAER (2008), pag 2-8

Com base nos requisitos de projeto do FAR 25, é imperativo que os lavatórios e compartimentos de bagagens se mantenham isolados da cabine de passageiros por portas ou meios equivalentes, que normalmente estariam fechados em condição de pouso forçado. Os demais compartimentos podem ou não possuir este isolamento, como no caso das *galleys* e *cockpits*. Desta forma, para esses compartimentos, aplicam-se os seguintes requisitos do apêndice D da FAR 25:

- 1) Compartimento de interiores (geral): §25.853 - *Compartment interiors*;
- 2) Lavatórios: §25.854 - *Lavatory fire protection*;
- 3) Compartimento de bagagens: §25.855 - *Cargo or baggage compartments*;

Os critérios de projeto aplicáveis à estrutura aeronáutica investigada no presente trabalho estão contidos no requisito §25.853 do apêndice D do FAR 25. De acordo com o referido requisito, os materiais aplicados aos compartimentos de interiores devem ser avaliados segundo as especificações de ensaio I, IV e V do apêndice F do FAR 25. No entanto, o próprio requisito §25.853 evidencia que para os compartimentos de uso dos pilotos e da tripulação, os mesmos devem possuir isolamento com relação à cabine de passageiros no caso de pouso forçado, não necessitando, assim, seguir as especificações de ensaio IV e V do

apêndice F do FAR 25. Portanto, se um dado material for aplicado ao *cockpit* da aeronave, e se este *cockpit* puder ser isolado da cabine de passageiros em caso de pouso forçado, esse material deverá cumprir apenas os ensaios de inflamabilidade requeridos pela especificação de ensaio I do apêndice F do FAR 25. A especificação de ensaio I descreve os procedimentos dos “ensaios verticais de 60 e 12 segundos”, a serem aplicados aos materiais de interiores, o que depende ainda da classificação do material em questão. Tanto os ensaios verticais de 60 segundos, como de 12 segundos serão descritos detalhadamente no Capítulo 3.

Como comentado anteriormente, uma das maiores desvantagens de muitos compósitos é seu baixo desempenho diante de fogo. Quando expostos a altas temperaturas (acima de 300-400 °C), a matriz orgânica se decompõe, liberando calor, fumaça, fuligem e voláteis tóxicos. As fibras orgânicas quando usadas para reforçar os compósitos, tais como a aramida e o polietileno, também se decompõem e, contribuem para a geração de calor, fumaça e vapores. Destaca-se ainda que os compósitos se danificam, se enrugam e distorcem, quando aquecidos a temperaturas moderadas (entre 100 °C e 200 °C), o que pode resultar em empenamento e falhas estruturais. O calor, a fumaça e os gases liberados por um compósito em chamas, bem como a degradação da integridade estrutural pode fazer com que o combate ao fogo seja extremamente arriscado, aumentando a possibilidade de lesões sérias e morte. Diante deste cenário, constata-se que a susceptibilidade dos compósitos ao fogo tem sido um fator importante para a diminuição de seu uso em estruturas em geral e, principalmente, no segmento de transportes públicos (MOURITZ e GIBSON, 2006).

O risco de fogo dos compósitos é frequentemente definido por suas propriedades de reação ao fogo e resistência ao fogo. A reação ao fogo é utilizada para determinar a inflamabilidade e as propriedades de combustão de um material, que afetam os estágios iniciais do fogo, geralmente da ignição ao *flashover*. Ademais, a reação ao fogo determina o grau de toxicidade da fumaça de um material combustível. Enquanto muitas propriedades de reação ao fogo são importantes no aumento do fogo até o ponto de *flashover*, as propriedades de resistência ao fogo são críticas quando o fogo já se desenvolveu completamente. A resistência ao fogo determina a capacidade de um material ou estrutura impedir o espalhamento do mesmo e, assim, reter sua integridade mecânica (forma e propriedades mecânicas). Em outras palavras, a resistência ao fogo representa a capacidade de uma estrutura em impedir que o fogo se espalhe de um ambiente para os ambientes vizinhos. (TROITZSCH, 1998; MOURITZ e GIBSON, 2006). Assim, as regulamentações de segurança

de fogo possuem, então, requisitos que visam quantificar as propriedades de reação ao fogo e resistência ao mesmo. Tais requisitos permitem que determinados materiais sejam ou não utilizados nas regiões de interior de uma aeronave.

Infelizmente, a maioria dos compósitos sintéticos falha nos requisitos devido à inflamabilidade e ao grau de toxicidade da fumaça. Dessa forma, somente alguns compósitos é que atendem tais critérios. Dentre esses, destacam-se os compósitos de resina fenólica, que é um polímero resistente ao fogo. Portanto, são os compósitos mais comumente usados nas cabines, constituindo cerca de 80% a 90% da mobília de aviões de passageiros. Estes compósitos são ainda empregados nos painéis do teto, nas paredes de interiores, estrutura das *galleys*, gabinetes, piso estrutural e estruturas de monumentos (compartimentos de bagagem de mão). Por outro lado, o compósito mais utilizado nas estruturas primárias das aeronaves mais modernas é constituído por resina epóxi reforçada por fibra de carbono. No entanto, tal material é inflamável e, se decompõe quando exposto ao calor e ao fogo. Uma alternativa, então, consiste em empregar resinas epóxis com elementos retardantes de chama ou outros polímeros com reduzida inflamabilidade. Todavia, estes materiais são frequentemente mais caros e não têm o mesmo desempenho mecânico quando comparados com as epóxis aeronáuticas convencionais (MOURITZ e GIBSON, 2006).

As regulamentações de segurança de fogo são modificadas principalmente, em função de acidentes e/ou incidentes aéreos. Pois, apesar do fogo durante o voo ser a causa de apenas 3,5% dos acidentes aéreos entre 1987 e 1996, o mesmo pode ser considerado como a 4ª causa de fatalidades (excluindo-se acidentes desconhecidos) (Figura 7 e Figura 8)

Figura 7. Quedas de aeronaves com vítimas fatais entre 1987 e 1996. Os números entre parêntesis mostram o número de incidentes (MOURITZ e GIBSON, 2006)

Figura 8. Causas de vítimas fatais de quedas de aeronaves entre 1987 e 1996. Os números entre parêntesis mostram os números de mortos para cada tipo de causa (MOURITZ e GIBSON, 2006)

Atualmente, o fogo durante o voo é a 10ª causa mais provável de acidentes, e isto se deve às rígidas regulamentações impostas pelos órgãos responsáveis, como o FAA. Fogo em aeronaves é extremamente perigoso, pois há pouco tempo para combatê-lo e extingui-lo antes que a tripulação e os passageiros fiquem em grave perigo. Quando um fogo ocorre no bagageiro de mão, a tripulação tem aproximadamente 2 minutos para extinguir as chamas. Mais do que este tempo, o fogo vai aumentar muito e não será possível extingui-lo com os recursos de supressão de fogo a bordo e, o avião provavelmente irá cair. Se a aeronave tiver um fogo extingüível, os pilotos terão cerca de 10 minutos para pousar e evacuar antes do risco de incapacitação causado por fumaça e vapores.

Os casos em que há pouso forçado com impacto da aeronave no solo seguido por fogo são fortemente investigados, pois a sobrevivência dos passageiros se torna ainda mais dependente das propriedades de inflamabilidade. O pior dos casos para este tipo de acidente é a ignição do combustível de aviação. Tal fogo pode gerar temperaturas de chama acima de 1100 °C e fluxos de calor radiante acima de 150 kW/m². Os ocupantes da aeronave poderiam sobreviver ao impacto inicial de uma queda, mas acabariam rapidamente incapacitados pelo calor e pela fumaça tóxica. Entre 20% e 40% das fatalidades nas quedas com sobreviventes são por causa do fogo. Haja vista que o calor aumenta rapidamente dentro da cabine e, depois de apenas 3 minutos, a temperatura aumenta acima dos 600-700 °C. O calor de tais incêndios é a causa de algumas fatalidades, mas a maior parte das mortes ocorre por causa da

concentração de monóxido de carbono, cianetos de hidrogênio e outros gases tóxicos, que rapidamente atinge um nível letal. A fonte destes gases tóxicos é a queima do combustível de aviação e os materiais combustíveis da aeronave.

Como mencionado, compósitos de matriz fenólica são usados em cerca de 80% a 90% dos acabamentos de interiores de aeronaves de passageiros, pois são altamente resistentes à chama, porém não são de origem vegetal. Diante do crescimento esperado do tráfego aéreo comercial nos últimos 10 anos, combinado com uma taxa de acidentes uniforme e constante, projeta-se que ocorra em média um acidente aéreo por semana com 20% destes acidentes envolvendo morte por fogo. Isto justifica plenamente a necessidade de se desenvolver novos materiais, que não somente atendam aos critérios de inflamabilidade impostos pelo FAA, mas que também produzam estruturas aeronáuticas eco sustentáveis. O grande desafio é atender a esses critérios de inflamabilidade, pois os mesmos têm se tornado cada vez mais severos em função de acidentes aéreos. Sendo que alguns destes serão descritos a seguir.

Um acidente aéreo marcante ocorreu em agosto de 1985, quando um Boeing 737 operado pela British Midlands apresentou uma explosão do motor na decolagem no aeroporto de Manchester. A explosão acendeu cerca de 4000 litros de combustível de aviação. O fogo que se seguiu, prendeu muitos passageiros dentro da aeronave e, 55 pessoas foram mortas pela fumaça e pelos gases tóxicos liberados do combustível e dos materiais da cabine em chamas. A principal fonte dos gases foram os materiais poliméricos usados nos assentos, que não possuíam propriedades de inflamabilidade adequadas em função de não haver requisitos tão exigentes. Assim, este desastre provocou a criação de medidas de segurança para evitar que materiais da cabine liberassem vapores venenosos. Isto resultou no desenvolvimento de novos materiais com excelentes propriedades de reação ao fogo. Todavia, ainda em 1996, ocorreu um dos piores acidentes devido ao fogo, quando um Valujet DC-9 caiu na Flórida. Neste acidente, verificou-se que logo após a decolagem, um fogo se desenvolveu no compartimento inferior de bagagem, que causou a queda da aeronave, matando todos os passageiros e a tripulação. O comitê americano de segurança nos transportes investigou o acidente e, concluiu que a perda do controle da aeronave foi provavelmente o resultado de uma falha nos sistemas de controle de voo devido ao calor extremo e colapso estrutural.

Figura 9. Dano à aeronave da British Midlands que pegou fogo: a) Exterior danificado, b) Interior danificado (MOURITZ e GIBSON, 2006)

De modo semelhante, o maior acidente aeronáutico causado por fogo, resultando em 229 vítimas fatais, ocorreu em setembro de 1998, com o voo 111 da Swissair, que fazia a rota Nova Iorque-Genebra. Cinquenta e três minutos após a decolagem, a torre de Moncton (província canadense) recebeu o aviso de odores estranhos na cabine. A tripulação tentou localizar a origem destes odores, e três minutos mais tarde, comunicou à torre a presença de fumaça na cabine. A torre de Moncton orientou que a aeronave se dirigisse a Halifax para um pouso emergencial. Mesmo os pilotos tentando realizar todos os procedimentos para o pouso, poucos minutos depois, vários sistemas começaram a falhar, o que culminou na queda do avião em água, provocando a morte instantânea de todos os tripulantes e passageiros. Mais de quatro anos de investigação foram necessários para que se chegasse à causa desta tragédia. Uma das principais conclusões da investigação aponta para uma inadequada certificação de inflamabilidade dos materiais utilizados no revestimento superior da cabine, o que permitiu que materiais inflamáveis fossem utilizados nesta região. O revestimento utilizado (Polietileno Tereftálico Metalizado, ou MPET) foi apontado como a provável origem do incêndio.

Todos estes acidentes demonstram a necessidade de certificação de inflamabilidade em materiais utilizados em aeronaves, dado, principalmente, o crescente uso dos compósitos em aeronaves. Isto destaca a importância da compreensão de suas propriedades de reação e resistência ao fogo para garantir a segurança dos passageiros. Para este fim, a autoridade

federal de aviação nos EUA (FAA) patrocinou o ambicioso programa *Fire-safe Materials*. Tal programa visa desenvolver compósitos para o uso em aeronaves, sendo que esses materiais devem manter as condições da cabine da aeronave por pelo menos 10-15 minutos após o fogo, evitando assim a queda abrupta da aeronave e eliminando fatalidades.

Diante do que foi mostrado, é essencial que os compósitos empregados em aeronaves tenham excelentes propriedades de resistência ao fogo, particularmente, quando utilizados em aplicações estruturais. Surge, então, a questão de como empregar compósitos naturais em estruturas de interior, uma vez que os mesmos durante degradação térmica, sob reações de pirólise, apresentam desidratação das paredes celulares e produzem gases inflamáveis com o aumento de temperatura (ROWELL, 1995). Ademais, pela sua própria natureza orgânica, os compósitos reforçados por fibras naturais não podem ser transformados totalmente à “prova de fogo” e, portanto, a única possibilidade está em reduzir essa susceptibilidade à propagação de chamas pela incorporação de agentes retardantes de chamas.

Um retardante de chama deve inibir ou até mesmo suprimir o processo de combustão. Dependendo de sua natureza, retardantes de chama podem agir química e/ou fisicamente nas fases sólida, líquida e gasosa. Eles interferem no ciclo de combustão durante um estágio particular deste processo, seja durante o aquecimento, decomposição, ignição ou espalhamento da chama (TROITZSCH, 1998; MOURITZ e GIBSON, 2006), conforme Figura 10.

Figura 10. Ciclo de combustão dos polímeros em chama. O símbolo $\otimes$ indica os estágios do ciclo em que os retardantes de chama de polímeros interrompem o ciclo (MOURITZ e GIBSON, 2006)

As famílias mais importantes de retardantes de chama são aquelas cujas bases são o bromo, o cloro, o fósforo, o nitrogênio, o antimônio, os sais metálicos e os hidróxidos. Estes materiais são, então, utilizados para retardar as chamas de polímeros, borrachas, materiais têxteis e também madeira, de forma a preencher os requisitos de prevenção de fogo, bem como prover a estes materiais combustíveis, um maior nível de segurança ao fogo (TROITZSCH, 1998). Com relação às ações físicas por parte dos retardantes de chama, têm-se os seguintes tipos de mecanismos (TROITZSCH, 1998):

- **Por resfriamento:** o processo endotérmico disparado pelo aditivo resfria o substrato a uma temperatura abaixo daquela necessária para sustentar o processo de combustão. Exemplo: Hidróxido de alumínio;
- **Pela formação de uma camada protetora:** a camada combustível condensada pode ser isolada da fase gasosa com uma camada protetora sólida ou gasosa não inflamável. Assim, grandes quantidades desses gases de pirólise não inflamáveis são produzidas e, o oxigênio necessário para o processo de combustão é excluído, impedindo a transferência de calor. Exemplo: Compostos fosforados e bromados;

- **Por diluição:** a incorporação de substâncias inertes e aditivos, que produzem gases inertes em decomposição, dilui o combustível nas fases sólida e gasosa de tal forma que o limite inferior de ignição da mistura gasosa não é excedido. Exemplo: Hidróxido de alumínio.

Com relação às ações químicas por parte dos retardantes, tem-se que as reações químicas mais significativas interferem no processo de combustão nas fases sólida e gasosa (TROITZSCH, 1998):

- **Reação na fase gasosa:** o mecanismo de radical livre do processo de combustão, que ocorre na fase gasosa é interrompido pelo retardante de chama. Os processos exotérmicos são então bloqueados. Dessa forma, o sistema resfria e a fonte de gases inflamáveis é reduzida e completamente suprimida. Exemplo: Halogenados;
- **Reação na fase sólida:** o retardante de chama pode causar a formação de carbono na superfície do polímero. Isto pode ocorrer, por exemplo, através da ação desidratante do retardante de chama, gerando ligações duplas no polímero, que por sua vez são carbonizados. Ex: Compostos fosforados.

Deve-se destacar que há uma distinção entre retardantes de chama reativos e aditivos (TROITZSCH, 1998). Os retardantes de chama reativos são inseridos na macromolécula do polímero, junto com os outros componentes. Isto evita que eles migrem para fora do polímero e a sua volatilização ocorra. Sendo assim, sua retardância de chama é preservada. Além disso, os retardantes reativos não tem efeito de plastificação e, não afetam a estabilidade térmica do polímero. Por outro lado, os retardantes de chama aditivos são incorporados no polímero previamente ou durante ou, então, mais frequentemente, após a polimerização. Eles são usados especialmente em termoplásticos, mas também em termorrígidos. Se os mesmos são compatíveis com o polímero, então agem como plastificadores, se não, são considerados apenas como elementos de carga.

Além da classificação supracitada, pode-se ainda classificar os retardantes de chama da seguinte forma (TROITZSCH, 1998):

- 1) Retardantes de chama Halogenados: o mais efetivo é o KBr que pode ser usado, em virtude de suas propriedades, em todos os polímeros. Os retardantes de chama halogenados agem na fase gasosa. Cabe ressaltar que os compostos halogenados (dioxinas) e produtos com halogênio são cancerígenos;
- 2) Retardantes de chama que contêm Fósforo: agem na fase condensada e são particularmente efetivos em materiais com alto conteúdo de O₂, como a celulose e polímeros com O₂;
- 3) Retardantes de chama que contêm Nitrogênio: têm aplicação limitada a polímeros e, seu mecanismo de ação não é bem compreendido;
- 4) Retardantes de chama Inorgânicos: são poucos os compostos inorgânicos que servem como retardantes de chama em polímeros, pois tais compostos devem ser efetivos sob temperaturas de decomposição do material polimérico, ou seja, numa faixa entre 150 °C e 400 °C, sendo que a maioria desses retardantes age no processo de combustão por meios físicos. Ao contrário dos compostos orgânicos, os retardantes de chama inorgânicos não evaporam com a influência do calor. Ao invés disso, eles se decompõem, liberando compostos não inflamáveis, como água, CO₂, dióxido sulfúrico, cloridrato de hidrogênio, principalmente em reações endotérmicas na fase gasosa. Estes agem pela diluição dos gases inflamáveis e, por proteger a superfície do polímero contra o ataque do O₂. Assim, os retardantes de chama inorgânicos agem simultaneamente na superfície da fase sólida pelo resfriamento do polímero via processo de quebra endotérmica, e pela redução de formação de produtos da pirólise. Como exemplo apresentado anteriormente, tem-se o Hidróxido de Alumínio, que é o retardante de chama mais amplamente utilizado atualmente. Isto se justifica em função do custo reduzido e, também, pelo mesmo se incorporar ao polímero. Com base na literatura consultada, constata-se que o hidróxido de alumínio inicia a quebra de suas ligações sob temperaturas da ordem de 180-200 °C, sendo que a conversão em óxido de alumínio ocorre através de uma reação endotérmica, que libera vapor de água. Essas reações endotérmicas disparam vários processos, que afetam o processo de combustão. Um dos processos consiste no resfriamento do polímero e, assim, menos produtos de pirólise são formados. Junto com os produtos da queima, o óxido de alumínio formado no substrato age como uma camada protetora isolante. O vapor de água liberado tem

efeito “diluidor” na fase gasosa e, forma uma camada que desloca O_2 para a fase condensada. Além do Hidróxido de Alumínio há outros exemplos de retardantes de chama, tais como: Hidróxido de Magnésio; Compostos que contêm Boro; Óxido de Antimônio; Compostos de Fósforo inorgânico; Sulfeto de Zinco; Óxido de Zinco e Grafite expansível.

Capítulo 3

3. MATERIAIS E MÉTODOS

O presente capítulo abordará numa primeira parte, todos os materiais e processos de fabricação envolvidos no desenvolvimento do trabalho de pesquisa. Posteriormente, numa segunda parte, será apresentada a metodologia científica empregada no presente trabalho, bem como as técnicas e equipamentos utilizados.

3.1. Materiais e Processos de Fabricação

Neste item, serão apresentados os materiais e os processos de fabricação envolvidos com o presente trabalho. Todavia, cabe ressaltar que os compósitos sintéticos analisados não foram fabricados de fato. Portanto, haverá somente uma descrição de como os mesmos podem ser obtidos. Por outro lado, os compósitos reforçados por fibras naturais e os seus respectivos processos de fabricação são melhor abordados, uma vez que foram fabricados.

3.1.1. Processo de Fabricação do Compósito Sintético

Os processos de laminação *Hand-Lay-Up* e *Wet-Lay-Up* são os processos que podem ser utilizados para fabricar a estrutura analisada no presente trabalho, quando fabricada em compósito sintético, sendo que detalhes da estrutura selecionada serão apresentados no Item 3.2.1.. Essas duas técnicas de deposição de fibras são as mais antigas e mais comuns. A técnica de *Hand-Lay-Up* baseia-se na superposição manual de camadas de fibras pré-

impregnadas com resina ou fibras a seco em um molde, que definirá a forma da peça (Figura 11(a)).

Figura 11. a) *Hand-Lay-Up*, b) *Wet-Lay-Up* (TITA, 2007)

A técnica de *Wet-Lay-Up* consiste basicamente na impregnação de resina em tecido seco. Neste caso, além do empilhamento sequencial das camadas, são utilizados geralmente rolos ou pincéis para remover o excesso de resina e, assim, evitar a formação de bolhas (Figura 11(b)).

No caso em que há utilização de fibras pré-impregnadas, a peça final poderá ter de 50% a 75% de fração volumétrica de fibra. Por outro lado, no caso em que há utilização de tecido seco, a peça final poderá ter de 30% a 50% de fração volumétrica de fibra. Sendo assim, as peças fabricadas a partir de tecido pré-impregnado terão melhor desempenho do que as peças fabricadas a partir de tecido seco.

A técnica de *Hand-Lay-Up* associada à técnica de *Wet-Lay-Up* é empregada principalmente para peças de grande porte, fabricação de amostra para ensaios mecânicos padronizados e reparos de estruturas danificadas. No entanto, não é recomendada para produção de grandes lotes, pois são processos estritamente manuais. Além disso, dependem largamente da habilidade e experiência do operador. Porém, são técnicas de baixo custo que podem ser empregadas com a utilização de pouco ferramental.

O processamento da resina termorrígida, por sua vez, é realizado através de um processo de cura, no qual deve-se monitorar e/ou controlar três variáveis importantes: Pressão, Tempo e Temperatura. Para a cura em autoclave (Figura 12(a)), utiliza-se um vaso pressurizado, que aplica pressão e calor (por um dado tempo) sob a peça previamente colocada numa bolsa de vácuo (Figura 12(b)). As autoclaves em geral operam numa faixa de 10 psi a 300 psi, podendo atingir temperaturas acima de 420 °C. A aplicação de pressão e a transferência de calor são realizadas por convecção de gás pressurizado (ar, nitrogênio ou dióxido de carbono) sob a peça.

(a)

(b)

Figura 12. a) Autoclave, b) Fase de preparação para a moldagem do laminado em bolsa de vácuo (Nextcraft.com, 2012)

A Figura 12(b) apresenta todo o sistema montado, ou seja, o conjunto preparado para ser levado para a auto-clave. No entanto, antes do fechamento da autoclave, aplica-se vácuo com auxílio de uma bomba de vácuo. Assim, após a fase de laminação (preparação) e com o sistema sob vácuo, segue-se a fase da moldagem (cura), aplicando-se pressão e temperatura de acordo com as especificações fornecidas pelo fabricante do material. Atualmente é possível operar autoclaves controladas computacionalmente, que permitem fazer rampas de aquecimento e rampas de resfriamento precisas. Sendo assim, dado, por exemplo, o ciclo de cura da matriz epóxi de um determinado tecido *prepreg* (Figura 13), o operador pode programar a autoclave para que execute o referido ciclo. Apesar da cura em autoclave ser um processo de custo elevado, o mesmo permite o processamento de peças de grande porte e com alta qualidade.

Figura 13. Ciclo de cura para um tecido *prepreg* (TITA, 2007)

3.1.2. Processo de Fabricação dos Compósitos Reforçados por Fibras Naturais

As placas de compósitos reforçados por fibras naturais, de onde foram extraídos os corpos-de-prova (CDPs), foram preparadas no Instituto de Química de São Carlos da Universidade de São Paulo (IQSC/USP) junto ao laboratório coordenado pela Profa. Elisabete

Frollini. A matriz polimérica do compósito estudado foi obtida a partir da síntese de solução aquosa de pré-polímeros do tipo resol (fenólico), utilizando fenol, formaldeído e hidróxido de potássio sob refluxo e com agitação mecânica. Após a síntese, incorporou-se à matriz polimérica, os reforços de fibra vegetal descontínuos, sendo que estes reforços eram fibras de algodão ou fibras de sisal. Após esta etapa, foi realizada a moldagem sob compressão em molde metálico fechado sob temperatura e pressão controladas. É importante destacar que para os compósitos contendo fibra de sisal e de algodão foram utilizadas fibras curtas com comprimento de 30 e 50 mm, respectivamente.

As fibras de algodão utilizadas foram fibras têxteis fornecidas pela empresa Têxtil Rossignolo Ltda (São Carlos, SP, Brasil). As fibras de sisal, por sua vez, foram fornecidas pela empresa Lwarcel (Lençóis Paulista, SP, Brasil) e, são extraídas das folhas da planta de sisal (*Agave sisalana*). Uma planta de sisal produz de 200 a 250 folhas e cada folha contém de 1000 a 1200 feixes de fibra, os quais são compostos por cerca de 4% de fibra, 0,75% de cutícula, 8% de matéria seca e 87,25% de água. O corte das folhas de sisal é realizado manualmente, bem rente ao tronco. Em seguida, é realizado o desfibramento, no qual as fibras são separadas da polpa, via raspagem mecânica das folhas. As fibras de sisal são então lavadas, secas e enfardadas antes de seguirem para a indústria. Além disso, tais fibras apresentam coloração creme, comprimento de 1,0 a 2,0 m e diâmetro de aproximadamente 100-300 μm .

Antes do uso, as fibras lignocelulósicas de sisal foram colocadas em um extrator do tipo *soxlet* com uma mistura de cicloexano/etanol (1:1, v/v) por 50 horas, para a retirada de extrativos solúveis (tais como: ceras, terpenos e ácidos graxos). Após o processo de extração, as fibras foram lavadas com água destilada e secas em estufa de circulação de ar sob uma temperatura de 70 °C, até massa das mesmas se estabilizar.

A Figura 14 apresenta as fibras utilizadas no presente trabalho, sendo que na Figura 14(a), tem-se a amostra da fibra de algodão. Na Figura 14(b) e na Figura 14(c), tem-se as fibras de sisal na sua forma natural e já preparadas para a sua aplicação, respectivamente.

Figura 14. Amostras das fibras utilizadas na fabricação dos compósitos reforçados por fibras naturais: a) Fibras de algodão; b)Sisal natural; c) Fibras de sisal

Mais detalhes sobre todo o processo de obtenção das placas de compósito natural será descrito a seguir passo-a-passo:

- **Passo 1:** Adicionou-se a um balão de três bocas (Figura 15) 600 g de fenol, 36g de KOH e 828 g de formaldeído. Em seguida, acionou-se a agitação (10 a 12 rpm). A proporção de reagentes utilizada foi 1,0:1,38:0,06 (m/m). Cuidadosamente, aqueceu-se a mistura até a temperatura atingir 70 °C e retirou-se o aquecimento. A partir daí, a reação exotérmica atingiu uma temperatura de aproximadamente 100 °C (de 96 °C a 98 °C), removeu-se o termômetro e colocou-se a rolha. Esperou-se cerca de 1 hora até a temperatura retornar a 70 °C. Ao atingir essa temperatura, o meio reacional foi mantido durante 1 hora sob aquecimento. Depois de decorrido este tempo, resfriou-se o meio reacional à temperatura ambiente (25 °C). Em seguida, neutralizou-se o meio reacional com HCl (37%) até o pH ficar na faixa de 7,5 a 7,8. Depois deste processo, pode-se guardar o produto num frasco, em uma geladeira;

Figura 15. Obtenção do pré-polímero

- **Passo 2:** Como apresentado na Figura 16, na sequência foi realizada a roto-evaporação para remover os voláteis (água) à pressão reduzida sob uma temperatura de 40 °C até 55 °C. Feito isto, colocou-se o pré-polímero em um recipiente com vedação segura e armazenou-se novamente em geladeira. Deve-se observar que o pré-polímero fenólico obtido pela reação de excesso de formaldeído com fenol em meio alcalino é conhecido como resol.

Figura 16. Processo de roto-evaporação

- **Passo 3:** Para realizar a moldagem, misturou-se à resina 10% em massa de catalisador (resorcina) (Figura 17), obedecendo-se o valor da massa de referência calculada a partir do volume do molde e os cálculos evidenciados na Tabela 1.

Tabela 1 - Cálculo das massas para a moldagem dos compósitos

Volume do molde (cm³)	≈ 200	
Densidade da resina (g/cm³)	1,28	
Massa de referência (g)	256,18	
Compósito de resina fenólica e fibra de algodão		
	RESINA	FIBRAS
Fração em massa (%)	70	30
Massa (g)	179,33	76,85
Excesso (%)	50	5
TOTAL (g)	269 242 (resina) 27 (catalisador)	81
Compósito de resina fenólica e fibra de sisal		
	RESINA	FIBRAS
Fração em massa (%)	70	30
Massa (g)	179,33	76,85
Excesso (%)	55	10
TOTAL (g)	278 250 (resina) 28 (catalisador)	85

Figura 17. Adição do catalisador

Deve-se salientar que as misturas não ultrapassaram a temperatura de 50 °C, após a adição do catalisador. Sendo que o processo de mistura durou 30 minutos. Além disso, para a moldagem do compósito de resina fenólica e fibra de sisal, utilizou-se um excesso maior devido às perdas no misturador, como pode ser visualizado na Figura 18. No entanto, na moldagem do compósito de resina fenólica e fibra de algodão, a resina foi vertida diretamente no molde sobre as fibras de algodão, não havendo assim o emprego do misturador.

Figura 18. Misturador (compósito de resina fenólica e fibra de sisal)

- **Passo 4:** A cura de ambos os compósitos foi realizada por compressão (empregando-se uma prensa de laboratório) em molde portátil, com dimensões (230,0 x 120,0 x 5,0) mm, até atingir 3,6 MPa. Os ciclos de cura seguidos durante as moldagens (75 °C por 1 h; 85 °C por 1,5 h; 95 °C por 0,5 h; 105 °C por 0,5 h; 115 °C por 1 h e 125 °C por 1,5 h) foram pré-estabelecidos por análises de DSC (*Differential Scanning Calorimetry*) conforme Paiva (2001) (Figura 19).

Figura 19. Moldagem do compósito

Os corpos-de-prova foram, então, cortados e fresados seguindo as orientações das normas ASTM (*American Standard Testing and Material*) utilizadas no presente trabalho.

Por fim, caso o leitor queira conhecer maiores detalhes sobre o processamento de compósitos reforçados por fibras naturais, recomenda-se que o mesmo consulte os trabalhos publicados pelo Grupo de Pesquisa da Profa. Elisabete Frollini.

3.2. Metodologia Científica Empregada

A metodologia científica empregada possui 9 Etapas como evidencia a Figura 20. Inicialmente, a Etapa 1 consiste na revisão bibliográfica e num estudo orientado, que visa realizar uma pesquisa de trabalhos científicos desenvolvidos em tópicos abordados no presente trabalho. Em seguida, como se pode constatar, a metodologia está dividida em 2 grandes blocos:

- 1) Bloco da Esquerda: análise da estrutura fabricada em compósito sintético (laminado);
- 2) Bloco da Direita: análise da estrutura fabricada em compósito natural.

Figura 20. Metodologia Científica Empregada

Com relação ao Bloco da Esquerda, tem-se as etapas 2 e 3, que consistem basicamente da análise de uma estrutura aeronáutica de interior fabricada em compósito sintético, como descrito anteriormente. Na Etapa 2, designada como análise do compósito sintético, buscou-se determinar as propriedades mecânicas do mesmo através da Regra das Misturas. Na Etapa 3, foram realizadas as análises da estrutura aeronáutica através da Teoria Clássica de Laminados, bem como empregando os critérios de falha de Tsai-Hill e Tsai-Wu. Com base nestas análises, calculou-se tanto a Margem de Segurança como o Fator de Segurança para a estrutura em questão, considerando um dado caso de carga crítico.

Com relação ao Bloco da Direita, têm-se as etapas de 4 a 8, que consistem basicamente da análise de uma estrutura aeronáutica de interior fabricada em compósito reforçado por fibras naturais. Inicialmente, tem-se a investigação do compósito natural sem a presença de aditivos, ou seja, isento de agentes retardantes de chama e, posteriormente, tem-se a análise do compósito reforçado por fibras naturais aditivado. Na Etapa 4, designada como análise do compósito natural, buscou-se estimar as propriedades do mesmo através da Regra das Misturas. Todavia, em função das hipóteses utilizadas nessas estimativas, optou-se por realizar ensaios mecânicos na Etapa 5 para a determinação das propriedades mecânicas, bem como dos valores de resistência do compósito reforçado por fibras naturais. Em seguida, na Etapa 6, são realizados os testes de inflamabilidade. Caso o material não atenda aos requisitos impostos pelo FAR 25, requisita-se a aditivação do mesmo com material retardante à chama (Etapa 7). Após o processo de aditivação, novamente, retorna-se à Etapa 4, porém, novos ensaios mecânicos são realizados (Etapa 5) e os testes de inflamabilidade são refeitos (Etapa 6). Assim, se o material passar pelo teste de inflamabilidade, analisa-se estruturalmente, na Etapa 8, o comportamento da estrutura aeronáutica fabricada em compósito natural aditivado.

Por fim, na Etapa 9, discuti-se as potencialidades e limitações da substituição de compósitos sintéticos por compósitos naturais em estruturas aeronáuticas de interior, considerando os materiais selecionados, os processos executados e a estrutura avaliada.

Em seguida, será apresentada de forma mais detalhada as Etapas mais relevantes da metodologia científica empregada.

3.2.1. Análise de Falha da Estrutura Aeronáutica em Compósito Sintético

A estrutura aeronáutica foi selecionada levando-se em consideração a simplicidade da geometria, e principalmente, prevendo um elevado potencial de emprego de um compósito natural. Desta forma, a estrutura selecionada foi o compartimento de manuais e mapas localizado nos *cockpits* das aeronaves. Um exemplo desta estrutura pode ser visualizado na Figura 21. No entanto, por se tratar de uma estrutura aeronáutica, tem-se que a mesma necessita ser avaliada com relação aos requisitos de certificação.

Figura 21. Seleção da estrutura aeronáutica (Airlines.net, 2010)

O referido compartimento de manuais e mapas foi modelado simplesmente como uma caixa como mostra a Figura 22. A estrutura da caixa em análise é composta de resina fenólica e reforço em fibra de vidro, com 4 camadas de orientações $[0^\circ/90^\circ]_s$. Tal estrutura tem suas dimensões conhecidas e iguais a 350, 250 e 150 mm. O tecido de fibra de vidro é bidirecional e cada camada apresenta espessura de 0,29 mm. Vale ressaltar que a estrutura selecionada fabricada em compósito sintético é uma estrutura certificada e, portanto, já cumpre com os requisitos do FAR 25.

Figura 22. Modelo da estrutura selecionada: compartimento de manuais e mapas [mm]

Primeiramente, foi realizada a análise das tensões e deformações a partir da Teoria Clássica de Laminados (KEUNINGS, 1992), com valores dos módulos de cisalhamento, módulos de elasticidade e coeficiente de Poisson disponibilizado pelo fabricante do compósito sintético. Em seguida, as mesmas propriedades foram obtidas através da Regra das Misturas.

A Regra das Misturas tem como principal objetivo a determinação das propriedades mecânicas para os compósitos através de uma análise micromecânica. Estas propriedades serão calculadas utilizando as proporções relativas entre matriz e reforço, sendo que para os cálculos se considera que a matriz e as fibras sejam homogêneas e isotrópicas e, que a interface entre as mesmas seja perfeita.

Segundo a Regra das Misturas, o módulo de elasticidade na direção longitudinal do compósito pode ser obtido da forma descrita pela Equação 19, onde E_f e V_f significam módulo de elasticidade e fração volumétrica de fibra, enquanto que E_m e V_m significam as mesmas propriedades para a matriz. O módulo de elasticidade transversal para o compósito é obtido através da Equação 20, nesse caso E_f e E_m significam módulo de elasticidade para fibra e matriz, respectivamente.

$$E_{11} = E_f V_f + E_m V_m \quad (19)$$

$$E_{22} = \frac{1}{\frac{1}{E_f} V_f + \frac{1}{E_m} V_m} \quad (20)$$

O módulo de cisalhamento é obtido a partir da função explicitada pela Equação 21, onde G_f e G_m representam o módulo de cisalhamento da fibra e da matriz, respectivamente.

$$\frac{1}{G_{12}} = V_f \frac{1}{G_f} + V_m \frac{1}{G_m} \quad (21)$$

Para se obter o coeficiente de Poisson do compósito, deve-se utilizar a relação expressa pela Equação 22, no caso ν_f corresponde ao coeficiente de Poisson da fibra e ν_m corresponde ao coeficiente de Poisson da matriz.

$$\nu_{12} = \nu_m V_m + \nu_f V_f \quad (22)$$

Sob posse das propriedades mecânicas do compósito sintético, buscou-se determinar os carregamentos atuantes mais críticos para a estrutura em questão, considerando uma condição de pouso forçado. Para tal, as faces do compartimento de manuais e mapas foram modeladas como placas, sendo que o compartimento pode armazenar uma massa de 0,5 kg. Com base no FAR 25, foi considerada uma desaceleração *sideward* máxima para a aeronave igual a 4g e uma *forward* máxima de 9g, uma vez que a primeira é a que apresenta um valor de distribuição de força por área mais crítica, apesar de ter um valor nominal para a aceleração menor do que a última (Figura 22).

Com base nas informações supracitadas foram desenvolvidos dois modelos computacionais via Método dos Elementos Finitos, empregando o programa Patran/Nastran. O primeiro modelo considerou os vínculos do compartimento como “apoios” (restringindo-se somente as rotações dos nós laterais) e, o segundo modelo, considerou esses vínculos como engaste. Tal estratégia foi adotada em função de aspectos relacionados a montagem do compartimento na aeronave. Adotando que a aceleração gravitacional g seja igual $9,81 \text{ m/s}^2$ e como norma de projeto, um coeficiente de segurança de 1,5, tem-se uma pressão distribuída aplicada de $784,8 \text{ Pa}$ como mostra a Figura 23.

Figura 23. Modelagem da lateral do compartimento (aceleração atuante igual a $4g$): a) Modelo com três arestas engastadas, b) Modelo com uma aresta engastada e duas apoiadas (DE PAULA, 2008)

Com base nos esforços solicitantes obtidos através das análises computacionais, foi realizada a análise de falha, obtendo as margens e os fatores de segurança da estrutura, com a utilização de um programa desenvolvido por Ângelo (2007). Tal programa está baseado na Teoria Clássica de Laminados e permite que se faça uma análise de falha empregando os Critérios da Máxima Tensão, Máxima Deformação, Tsai-Hill e Tsai-Wu.

Os resultados das análises supracitadas serão apresentados e discutidos no Capítulo 4.

3.2.2. *Análise de Falha da Estrutura Aeronáutica em Compósito Reforçado por Fibras Naturais*

Inicialmente, buscou-se determinar as propriedades mecânicas dos compósitos naturais através da Regra das Misturas. Todavia, em função da forma do reforço (descontínuo), bem como do tipo de reforço (fibra natural) e, considerando as hipóteses da Regra das Misturas, optou-se, portanto, pela realização de resultados experimentais. Não havendo assim, confiança suficiente nas estimativas teóricas.

Os corpos de prova (CDPs) foram fabricados a partir da obtenção das placas de compósitos reforçados por fibras naturais descritas no Capítulo 2. Os CDPs foram, então, cortados e fresados seguindo as normas ASTM D638 para tração (Figura 24) e ASTM D790 para flexão (Figura 25).

Figura 24. CDPs de tração: a) Compósito em resina fenólica e fibra de algodão, b) Compósito em resina fenólica e fibra de sisal

Com relação à norma ASTM D638, tem-se que o CDP deve apresentar as seguintes dimensões: comprimento igual a 165 mm; *gauge length* (comprimento útil) igual a 57 mm; largura nas extremidades (região de contato com as garras) igual a 19 mm; largura útil igual a 13 mm; raio de arredondamento entre a região útil e a região de contato com as garras igual a 76 mm; espessura igual a 5 mm (Figura 24).

Figura 25. CDPs de flexão: a) Compósito em resina fenólica e fibra de algodão, b) Compósito em resina fenólica e fibra de sisal

Com relação à norma ASTM D790, tem-se que o CDP deve apresentar as seguintes dimensões: comprimento igual a 130 mm; largura igual a 13 mm; espessura igual a 5 mm e durante os ensaios, utilizou-se *span* (distância entre apoios) igual a 80 mm (Figura 25).

Sob posse dos CDPs foram realizados os ensaios quase-estáticos monotônicos de tração e de flexão utilizando o programa Tesc de automação de ensaio conjuntamente com o servidor Virmaq do sistema EMIC de ensaios, com capacidade de 100 kN (Figura 26). O equipamento de ensaios obteve os dados de deslocamento e força ao longo do tempo para os ensaios de tração a uma velocidade de 1 mm/min e, para os ensaios de flexão 3-pontos, a uma velocidade de 0,5 mm/min.

(a)

(b)

Figura 26. Máquina EMIC: a) Ensaio de tração, b) Ensaio de flexão 3-pontos

A análise dos resultados obtidos a partir dos ensaios de tração foi realizada calculando-se a tensão de engenharia ($\sigma_{\text{engenharia}}$), deformação de engenharia ($\epsilon_{\text{engenharia}}$), módulos de elasticidade a tração ($E^t = \sigma_{\text{engenharia}} / \epsilon_{\text{engenharia}}$) e tensão de ruptura (σ_{ruptura}). Além das tensões e deformações de engenharia, também foram calculadas as tensões verdadeiras ($\sigma_{\text{verdadeira}} = E^t \cdot \epsilon_{\text{verdadeira}}$) e deformações verdadeiras ($\epsilon_{\text{verdadeira}} = \ln(1 + \epsilon_{\text{engenharia}})$). Conceitualmente, a diferença entre as propriedades de engenharia e as verdadeiras é que as de engenharia não consideram as modificações na área da seção transversal do CDP durante a execução do ensaio, enquanto que as verdadeiras consideram a mudança de área dos CDPs durante os ensaios. Após a análise de cada CDP, foi calculada a média aritmética dos resultados experimentais de tração para cada material, obtendo-se, assim, um valor médio para o módulo de elasticidade à tração e para a tensão de ruptura média.

A análise dos resultados obtidos a partir do ensaio de flexão foi realizada calculando-se apenas os valores de engenharia, pois através dos ensaios de tração, verificou-se que os materiais em análise por serem frágeis não apresentaram uma diferença considerável entre os valores de engenharia e os valores verdadeiros. Sendo que isto será evidenciado no Capítulo 4.

Sob posse dos valores de deslocamentos (w) e de força (F), bem como com base na Teoria da Elasticidade (CARLSSON e PIPES, 1987), foi calculado o módulo de elasticidade à flexão (E_{11}^f) através da Equação 23:

$$E_{11}^f = \frac{FS^3}{4bh^3w} \quad (23)$$

Sendo que o *span* (S) utilizado nos ensaios foi de 80 mm e o momento de inércia (I) foi o calculado para uma geometria retangular (b igual a largura e h igual a espessura do CDP). Deve-se destacar que não se sabia se era possível obter a tensão de ruptura dos CDPs, pois havia a possibilidade de ocorrer escorregamento do CDP em relação ao suporte de ensaio antes que houvesse a fratura. Vale ressaltar, que o ensaio de flexão 3-pontos foi adotado com um aspecto comparativo e não de projeto, ou seja, os resultados do referido ensaio visa comparar o desempenho dos materiais investigados no presente trabalho.

Uma vez calculado o módulo de elasticidade à flexão, calculou-se a tensão e a deformação aos quais os materiais foram submetidos durante o ensaio de flexão 3-pontos. A tensão foi obtida a partir da Equação 24 e a deformação a partir da Equação 25.

$$\sigma_{11}^f = \frac{3FS}{2bh^2} \quad (24)$$

$$\varepsilon_{11}^f = \frac{FSh}{8E_{11}^f I} \quad (25)$$

Após a realização dos ensaios experimentais, foi realizada a microscopia eletrônica de varredura (MEV) sob a superfície de fratura, empregando o equipamento ZEISS-LEICA/440. O MEV foi executado como forma de identificar o tipo de fratura e, também, de avaliar a presença de vazios, bem como propagação de trincas, ou seja, realizar uma análise qualitativa

de falha. Deve-se salientar que apenas foram analisados os CDPs que apresentaram fratura completa durante os ensaios.

A partir dos resultados dos ensaios experimentais, pode-se realizar análises computacionais via MEF com auxílio do programa Patran/Nastran, visando avaliar o comportamento mecânico da estrutura aeronáutica em compósito reforçado por fibras naturais. Sendo assim, foram realizadas análises considerando o módulo de elasticidade do ensaio de flexão e o módulo de elasticidade do ensaio de tração para os materiais de resina fenólica reforçada por fibra de algodão e resina fenólica reforçada por fibra de sisal. Nessas análises, empregou-se os vínculos laterais da caixa como “apoio” (restringindo-se somente as translações dos nós laterais), pois para o caso dos compósitos sintéticos, foi a situação que apresentou valores mais críticos para a Margem de Segurança. Para a primeira análise via MEF, foi mantida a espessura do compartimento de manuais e mapas em compósitos naturais igual à espessura da estrutura em compósito sintético (Figura 22). Uma vez determinadas as margens de segurança para essa situação, foi realizada uma segunda análise na qual se determinou a espessura adequada para que não ocorresse falha na estrutura segundo o Critério da Máxima Tensão. A nova espessura foi determinada de modo a não super-dimensionar a estrutura e garantir sua integridade.

Todos os resultados das análises estruturais supracitadas serão apresentados e discutidos no Capítulo 4.

3.2.3. Análise de Inflamabilidade do Compósito Reforçado por Fibras Naturais

Todo um procedimento de ensaio foi desenvolvido com base no *Aircraft Materials Fire Test Handbook*, FAA (2000), para a avaliação da resistência à propagação de chama de materiais visando o emprego em interiores de aeronaves. Principalmente, quando esses materiais são avaliados através dos ensaios verticais de 60 e 12 segundos especificados pelo FAR 25.853 e FAR 25.855.

Antes, porém, de apresentar o procedimento mencionado, com o intuito de facilitar o entendimento do mesmo, faz-se necessária a apresentação de algumas definições, tais como:

- 1) Tempo de ignição: duração da aplicação da chama no corpo de prova. Este tempo deve ser de 60 ou 12 segundos, dependendo do tipo de material em questão (FAR 25, *Appendix F, I*), (a) *Material Test Criteria*). Neste caso, para a estrutura aeronáutica selecionada no presente trabalho, o ensaio requerido para a mesma é o de 60 segundos.
- 2) Tempo de chama: tempo, em segundos, em que o corpo de prova (CDP) continua em chamas após a remoção do queimador. A superfície queimada, que permanece incandescente, mas não em chamas, não é considerada.
- 3) Tempo de gotejamento em chamas: tempo, em segundos, em que qualquer porção de material continua em chamas depois de se desprender do CDP e se deposita sobre o piso do gabinete de ensaio. Se nenhum material se desprender do CDP, o tempo de gotejamento relatado deve ser N/A (não aplicável). Se mais de uma porção de material em chamas se desprender, o tempo de gotejamento em chamas relatado é aquele da chama de maior duração. Se porções sucessivas de material reascender porções anteriores, o tempo de gotejamento em chamas relatado deve ser o tempo total de todas as porções de material em chamas.
- 4) O comprimento de queima: distância da borda original do CDP até a mais distante região com evidência de dano causado pela combustão da área, incluindo áreas parciais de consumo, carbonização ou fragilização. No entanto, não se deve incluir áreas com fuligem, manchadas, deformadas ou descoloridas, nem ao menos áreas em que o material encolheu ou, se fundiu na direção contrária ao calor.

Todos os ensaios de inflamabilidade foram conduzidos em um gabinete projetado e fabricado de acordo com especificações emitidas pelo FAA (2000) (Figura 27 a Figura 29). Tais especificações sugerem que o gabinete seja localizado dentro de uma capela para facilitar a exaustão da fumaça depois de cada ensaio. Desta forma, os ensaios foram conduzidos nas instalações do Instituto de Química de São Carlos da Universidade de São Paulo (IQSC/USP) junto ao laboratório coordenado pela Profa. Elisabete Frollini., sendo que na superfície interna do gabinete foi utilizada uma chapa resistente à corrosão de 1 mm de espessura.

Figura 27. Esquema do gabinete de ensaio vertical (FAA, 2000)

Figura 28. Vistas frontal e superior do gabinete de ensaio vertical (FAA, 2000)

Figura 29. Suporte do corpo de prova para o ensaio vertical (FAA, 2000)

O suporte do corpo de prova, também, foi construído de metal resistente à corrosão, como evidencia a Figura 29. O queimador utilizado foi do tipo bico de Bunsen, composto por um tubo de diâmetro interno de 10 mm e equipado com uma válvula tipo agulha localizada na parte inferior do dispositivo para ajuste da taxa de fluxo do gás e, assim, ajuste da altura da chama. Este dispositivo possui um mecanismo para movê-lo para a posição de ensaio e para fora da mesma, quando a porta do gabinete está fechada, ou seja, pode-se comandar a aplicação da chama com o gabinete fechado.

Figura 30. Queimador e indicador da altura da chama (FAA, 2000)

Um indicador da altura da chama pode ser usado para ajudar no ajuste da altura da mesma. Neste caso, determina-se que se a altura do cone interno for 22 mm e a ponta da chama for 38 mm, tem-se que o perfil apropriado da chama é atingido (843 °C no centro da chama). Uma régua graduada em milímetros foi utilizada para medir o comprimento da chama. No entanto, durante o procedimento de calibração, também foi utilizado um termopar do tipo K para que a temperatura fosse medida. Um cronômetro, calibrado para o mais próximo de 0,1 segundos, foi utilizado para medir: o tempo de aplicação da chama do queimador, o tempo de chama e o tempo de gotejamento em chamas.

Cada conjunto separado de CDPs preparados para cada ensaio deve ser igual a 3 (três) e proveniente de várias regiões da peça fabricada conforme estabelecido pelo FAA (2000). Então, os CDPs possuíam a geometria de um retângulo de 60 por 280 mm e espessura igual a da placa moldada, que neste caso foi de 5 mm. Além disso, os CDPs foram condicionados em 21 ± 3 °C e umidade relativa de $50 \pm 5\%$ por pelo menos 24 horas.

O procedimento de ensaio utilizado foi baseado também no documento emitido pelo FAA (2000). Sendo que o mesmo é sintetizado logo a seguir:

- 1) Coloca-se o queimador a 76 mm de distância mínima de onde o CDP será alocado durante o ensaio;
- 2) Insere-se o CDP com sua borda inferior a 19 mm acima do nível do topo do queimador;
- 3) Fecha-se a porta do gabinete, mantendo-a fechada durante o ensaio;
- 4) Dispara-se o cronômetro imediatamente ao posicionar o queimador. Posiciona-se o queimador de forma que a chama atinja o ponto médio da borda inferior da face frontal do CDP. Sendo que esta posição de chama deve ser usada para todas as espessuras de CDP (vide Figura 31).

Figura 31. Posição da chama em CDPs no ensaio vertical (FAA, 2000)

- 5) Aplica-se a chama por 12 ou 60 segundos, como apropriado, e depois se remove, deslocando o queimador em pelo menos 76 mm do CDP ou fechando o gás;
- 6) Se o material em chamas se desprender do CDP em ensaio, determina-se o tempo de gotejamento em chamas para o CDP;
- 7) Determina-se o tempo de chama para o CDP;
- 8) Depois que toda a chama cessar, abre-se a porta do gabinete vagarosamente para limpar o gabinete de ensaio de vapores e fumaças. O ventilador de exaustão da capela pode ser ligado para facilitar a limpeza dos vapores e fumaças;
- 9) Remove-se o CDP e determina-se o comprimento de queima. Para auxiliar na determinação do comprimento de queima, o CDP pode ser limpo por um tecido ou pano macio e seco, ou um tecido ou pano macio umedecido em um “solvente moderado”, tal como o álcool metil, etil ou isopropil (o qual não dissolva ou ataque o material do CDP). Assim, o referido tecido pode ser usado para remover partículas de fuligem ou manchas dos CDPs ensaiados;
- 10) Remove-se qualquer material que tenha se desprendido do CDP e caído no fundo do gabinete. Se necessário, se limpa a janela do gabinete de ensaio e/ou sua parte espelhada antes de ensaiar o próximo CDP.

Vale destacar que os requisitos a serem cumpridos pelos materiais de interiores de aeronaves para obtenção da certificação aeronáutica de acordo com os ensaios verticais de 12 e 60 segundos, são:

- 1) Tempo de chama: a média do tempo de chama para todos os CDPs ensaiados não deve exceder 15 segundos tanto para o teste vertical de 12 segundos quanto para o de 60 segundos.
- 2) Tempo de gotejamento em chamas: a média de extinção do gotejamento em chamas para todos os CDPs ensaiados não pode exceder os 3 segundos para o teste vertical de 60 segundos e, 5 segundos para o teste vertical de 12 segundos.
- 3) Comprimento de queima: a média do comprimento de queima para todos os CDPs ensaiados não deve exceder 152 mm para o teste vertical de 60 segundos e, 203 mm para o teste vertical de 12 segundos.

Como evidenciado na Metodologia Científica, caso os compósitos reforçados por fibras naturais fabricados não atendam aos requisitos mencionados, tem-se que os mesmos deverão ser modificados, empregando retardantes de chamas.

3.2.4. Processo de Fabricação do Compósito Reforçado por Fibras Naturais Aditivado

Com base na literatura consultada, é possível identificar diferentes maneira de se realizar um processo de aditivação, visando melhorar as propriedades de inflamabilidade de materiais. A Tabela 2 mostra uma síntese desses processos, bem como, as vantagens e desvantagens envolvidas.

Tabela 2 - Processos de aditivação encontrados na literatura

AUTORES	ADITIVO	FÓRMULA	(% w) (*)	TESTE (UL 94 V) (**)		TOXIDADE
Jang <i>et al.</i> (1998) Compósito Fenolite/Fenólica	EBPED	Etil Enebis(pentabromodifenil) (Hidrocarboneto Halogenado)	20	30 s	V0	tóxico
	ATH	$\text{Al}_2(\text{OH})_3$ (Alumina Trihidratada)	20	> 300 s	N/A	atóxico
	MH	$\text{Mg}(\text{OH})_2$ (Hidróxido de Magnésio)	20	102 s	V1	atóxico
Nachtigall <i>et al.</i> (2005) Polipropileno	ATH	$\text{Al}_2(\text{OH})_3$ (Alumina Trihidratada)	20	-	V2	atóxico
			60	-	V0	atóxico
Kiuchi <i>et al.</i> (2005) Compósito Fibra de vidro/PB Fenol- epóxi	ATH	$\text{Al}_2(\text{OH})_3$ (Alumina Trihidratada)	35	45 s	V0	atóxico

(*) % w corresponde à fração em massa de aditivo

(**) Teste (UL 94 V) corresponde ao teste de propagação de chamas (*Underwriters Laboratories*)

Para selecionar o tipo de processo de aditivação dos compósitos naturais a ser empregado no presente trabalho, partiu-se para a definição de determinados critérios. Inicialmente, decidiu-se que não seriam empregados retardantes de chama de interferência química, com o objetivo de não se alterar as propriedades químicas e mecânicas dos compósitos reforçados por fibras naturais durante sua degradação térmica. Ademais, em muitos países, retardantes de chama a base de compostos halogenados foram proibidos através de regulamentações, tal como a diretiva europeia *Restrictions of Hazardous Substances* (RoHS). Por esta razão, foram descartados os aditivos fosforados e halogenados devido a seus níveis de toxicidade presentes em seus voláteis, que são produzidos durante a degradação térmica.

Assim, a seleção do aditivo se restringiu aos retardantes de chama inorgânicos que atuam fisicamente na propagação a chamas por reações endotérmicas. Dessa forma, o segundo principal critério adotado consistiu nas faixas de temperatura de atuação em serviço dos referidos retardantes. Dentre os aditivos estudados, o retardante de chama, a ser selecionado, deveria ser capaz de atuar de forma eficiente entre a temperatura de cura da matriz fenólica, 125 °C, e a temperatura de degradação térmica das fibras, que ocorre em torno de 300 °C. Desta forma, o Hidróxido de Alumínio $\text{Al}_2(\text{OH})_3$, denominado Alumina Trihidratada (ATH), foi selecionado com base nos critérios estabelecidos.

O Hydrogard GP, ou seja, a ATH escolhida para o presente trabalho é um tipo de hidróxido de alumínio, desenvolvido pela Alcoa especificamente para ser incorporado em sistemas poliméricos como retardante de chama e supressor de fumaça, servindo simultaneamente como material de enchimento, em substituição às cargas minerais convencionais. A amostra utilizada foi produzida na Alcoa Poços de Caldas - MG, Brasil. (ALCOA, 2004) (Figura 32).

Figura 32. Amostra do aditivo selecionado – Alumina Trihidratada (ATH) proveniente da Alcoa

Outros aspectos adicionais também podem justificar a escolha pela alumina trihidratada. Segundo Sobolev e Woycheshim (1987), a ATH é um agente retardante de chama que substitui o carbonato de cálcio em muitas aplicações, principalmente na utilização em compósitos. Um dos principais motivos desta elevada taxa de utilização está relacionado ao seu custo-benefício. Este aditivo possui um custo relativamente reduzido quando comparado a outros aditivos, além de ser atóxico e livre de compostos, que produzem produtos corrosivos durante a degradação térmica. Trata-se, portanto, de uma carga mineral inerte quimicamente (SOBOLEV e WOYCHESHIM, 1987). Assim, a ATH age como retardante de chama através do mecanismo de promoção de reações endotérmicas. Sua decomposição térmica é responsável por esta propriedade, uma vez que a ATH se decompõe endotermicamente em alumina e água quando submetida a temperaturas acima de 200 °C.

Foi determinado também que, no presente trabalho, a ATH seria incorporada durante a adição do catalisador ao pré-polímero, visando um melhor processo de homogeneização da matriz, garantindo uma mistura eficaz antes da moldagem das placas dos compósitos

reforçados por fibras naturais. A fração mássica foi estabelecida após uma análise criteriosa dos resultados de alguns trabalhos científicos similares. Estudos como o de Jang *et al.* (1998) e Nachtigal *et al.* (2005) mostraram pouco efeito na resistência a propagação a chamas, ao aditivarem seus compósitos com 20% em massa de ATH. No entanto, os estudos de Nachtigal *et al.* (2005) e Kiuchi *et al.* (2005) evidenciaram a supressão a propagação a chamas de seus materiais, utilizando respectivamente 60% e 35% em massa de ATH. Além da fração mássica, outro aspecto importante a ser relatado, trata-se de possíveis efeitos negativos, que podem ocorrer na interface fibra-matriz em função da incorporação de aditivos. No entanto, Kiuchi *et al.* (2005) desenvolveram laminados de fibra de vidro com resina epóxi incorporando ATH e, obtiveram excelentes resultados de inflamabilidade, bem como tiveram suas propriedades mecânicas melhoradas.

Com base nos estudos supracitados, para o presente trabalho foi determinada a incorporação de 30% em massa de ATH, buscando-se obter uma boa redução na propagação a chamas, minimizando ao máximo a alteração da densidade do compósito. O processo de aditivação foi realizado durante o Passo 3 do processo de fabricação do compósito reforçado por fibras naturais, que foi descrito na seção 3.1.2.. Para a aditivação, levou-se em consideração os novos cálculos para as frações mássicas apresentados na Tabela 3, obedecendo-se o valor da massa de referência calculada a partir do volume do molde.

Tabela 3 - Cálculo das massas para a moldagem dos compósitos aditivados

Volume do molde (cm³)	≈ 200		
(70%) Densidade da resina (g/cm³)	1,28		
(30%) Densidade de ATH (g/cm³)	2,42		
Massa de referência (g)	324,4		
Compósito de resina fenólica e fibra de algodão + ATH			
	RESINA	FIBRAS	ATH
Fração em massa (%)	50	20	30
Massa (g)	162,2	64,88	97,32
Excesso (%)	50	5	-
TOTAL (g)	243 219 (resina) 24 (catalisador)	68	97
Compósito de resina fenólica e fibra de sisal + ATH			
	RESINA	FIBRAS	ATH
Fração em massa (%)	50	20	30
Massa (g)	162,2	64,88	97,32
Excesso (%)	55	10	-
TOTAL (g)	251 226 (resina) 25 (catalisador)	71	97

Após o processo de aditivação dos compósitos reforçados por fibras naturais com retardante de chama, foi realizada a reavaliação desses materiais utilizando a metodologia científica previamente comentada na seção 3.2..

Capítulo 4

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Os resultados são apresentados em função das Etapas mais relevantes da metodologia científica. Na primeira parte, são apresentados e discutidos os resultados das análises de falha para a estrutura aeronáutica em compósito sintético, evidenciando o emprego da Regra das Misturas e da determinação dos carregamentos críticos obtidos através do Método dos Elementos Finitos (MEF), bem como, da análise de tensões via Teoria Clássica dos Laminados e, os respectivos cálculos de Margem e Fator de Segurança. Na segunda parte, são apresentados e discutidos os resultados da análise de falha da estrutura aeronáutica em compósito natural. Sendo assim, apresentam-se os resultados de ensaios experimentais de tração e flexão monotônicos. Além disso, mostra-se a determinação dos valores críticos de tensão e deformação via MEF para esses compósitos. Na terceira parte, são apresentados e analisados os resultados dos ensaios de inflamabilidade dos compósitos reforçados por fibras naturais. Na quarta parte, são apresentados e analisados os resultados dos ensaios de inflamabilidade dos compósitos reforçados por fibras naturais aditivados. Por fim, na quinta parte, discute-se a viabilidade do emprego dos compósitos naturais investigados em estruturas aeronáuticas de interior.

4.1. Resultados da Análise de Falha da Estrutura Aeronáutica em Compósito Sintético

Com base na Regra das Misturas, descrita no Capítulo 3, as propriedades do compósito de resina fenólica e fibra de vidro foram obtidas considerando duas porcentagens

distintas de fração volumétrica de fibra, ou seja, V_f igual a 70% e 60%. Para os cálculos foram utilizados valores de propriedades de resina epóxi e de fibra de vidro especificados na literatura (DANIEL e ISHAI, 2006), devido à carência de dados disponíveis para a resina fenólica (Tabela 4).

Tabela 4 - Dados utilizados para cálculo das propriedades mecânicas do compósito sintético

Módulo de elasticidade matriz = 4,3 GPa	Módulo de elasticidade fibra = 73 GPa
Módulo de cisalhamento matriz = 1,6 GPa	Módulo de cisalhamento fibra = 30 GPa
Coefficiente de Poisson matriz = 0,35	Coefficiente de Poisson fibra = 0,23

A partir da aplicação da Regra das Misturas foram determinadas as propriedades mecânicas do compósito de fibra de vidro e resina epóxi, tais propriedades estão apresentadas na Tabela 5. Vale ressaltar que a estrutura aeronáutica a ser analisada possui fração volumétrica de fibra entre 60% e 70%. Sendo que para as posteriores análises via MEF, utilizou-se a menor fração volumétrica de fibra, ou seja, 60%.

Tabela 5 - Propriedades mecânicas obtidas a partir da Regra das Misturas

Fração Volumétrica de Fibra	Módulo de elasticidade longitudinal [GPa]	Módulo de elasticidade transversal [GPa]	Módulo de cisalhamento [GPa]	Coefficiente de Poisson
60%	45,52	9,87	3,70	0,278
70%	52,39	12,60	4,74	0,266

A fim de verificar a validade do emprego da Teoria da Regra das Misturas para o material compósito em estudo, tem-se que os resultados obtidos através da Regra das Misturas foram comparados com dados disponíveis na literatura e, estão evidenciados na Tabela 6.

Tabela 6 - Comparação entre as propriedades mecânicas obtidas via Regra das Misturas e as apresentadas na literatura

	Fração Volumétrica de Fibra	Módulo de Elasticidade Longitudinal [GPa]	Módulo de Elasticidade Transversal [GPa]	Módulo de Cisalhamento [GPa]	Coefficiente de Poisson
Calculado	55%	42,1	8,91	3,34	0,28
Literatura*	55%	41,0	10,4	4,30	0,28

* resina epóxi e fibra de vidro

As propriedades obtidas foram então aplicadas ao modelo desenvolvido em elementos finitos, que está descrito na seção 3.2.1. (Capítulo 3 - Figura 22). Com base na solução do modelo, pôde-se obter os valores de momentos e forças (esforços de membrana) críticas atuantes na estrutura a partir da determinação do elemento finito (mais crítico, ou seja, o mais solicitado), que foi submetido à maior tensão e deformação (Figura 33).

Figura 33. Análise via MEF, tensões na direção X: a) Modelo com três arestas engastadas, b) Modelo com uma aresta engastada e duas apoiadas (DE PAULA, 2008)

As forças e os momentos, atuantes no elemento finito mais crítico, que foram utilizados na análise estão explicitados na Figura 34. Vale ressaltar, que foram determinados os esforços solicitantes para os elementos mais críticos de cada modelo, ou seja, para o modelo com os nós da base e laterais engastados e para o modelo com os nós da base engastado e os nós laterais “apoiados” (restringindo-se o grau de liberdade de rotação dos nós). No caso em que o compartimento tem três de suas arestas engastadas, o elemento crítico está submetido às forças e momentos mostrados na Tabela 7, e no caso em que a caixa tem uma de suas arestas engastada e duas apoiadas, tais forças e momentos estão mostrados na Tabela 8.

Figura 34. Forças e Momentos

Tabela 7 - Forças e Momentos no elemento crítico, no caso da modelagem com três arestas engastadas

N_x (N)	N_y (N)	N_{xy} (N)	M_x (N.m)	M_y (N.m)	M_{xy} (N.m)
0	0	0	0,736	0,0360	0,0170

Tabela 8 - Forças e Momentos no elemento crítico, no caso da modelagem com uma aresta engastada e duas apoiadas

N_x (N)	N_y (N)	N_{xy} (N)	M_x (N.m)	M_y (N.m)	M_{xy} (N.m)
0	0	0	2,15	0,0785	0,0329

Deve-se destacar que os resultados evidenciados na Tabela 6, para a análise via Teoria Clássica de Laminados, foram obtidos com base nos dados para compósito de matriz fenólica e fibra de vidro fornecidos pelo fabricante. Pois, considerando o compartimento real do avião, tem-se que o reforço é do tipo bidirecional e possui um tipo de trama específico e, isto, então,

restringe o emprego da Regra das Misturas. Em se tratando da análise de falhas, foram utilizados os critérios de Tsai-Wu, Tsai Hill e o da Máxima Tensão, sendo que os dados do material são mostrados na Tabela 9.

Tabela 9 - Dados do compósito de matriz fenólica e fibra de vidro (fornecidos pelo fabricante)

Máxima tensão de tração na direção da fibra	250 MPa
Máxima tensão de compressão na direção da fibra	160 MPa
Máxima tensão de tração na direção ortogonal à fibra	250 MPa
Máxima tensão de compressão na direção ortogonal à fibra	160 MPa
Máxima tensão de cisalhamento no plano da lâmina	57 MPa
Módulo de Elasticidade na direção longitudinal	22 GPa
Módulo de Elasticidade na direção transversal	22 GPa
Coefficiente de Poisson	0,15
Módulo de Cisalhamento	4 GPa

Para as análises de falha, empregou-se um programa desenvolvido pelo GEA (Grupo de Estruturas Aeronáutica) (ANGELO, 2007), considerando as duas situações de condição de contorno modeladas computacionalmente. Tal programa é capaz de determinar as Margens de Segurança (MS) e os Fatores de Segurança (FS) a partir do critério de Tsai-Wu, Tsai-Hill e do critério da Máxima Tensão descritos no Capítulo 2.

As Margens de Segurança e respectivos Fatores de Segurança para o modelo com as três arestas engastadas são apresentados na Tabela 10 (referentes ao Critério de Tsai-Wu), na Tabela 11 (referentes ao Critério de Tsai-Hill) e na Tabela 12 (referentes ao Critério da Máxima Tensão). As Margens de Segurança e os Fatores de Segurança para o modelo com uma aresta engastada e duas apoiadas são apresentados na Tabela 13 (referentes ao Critério de Tsai-Wu), na Tabela 14 (referentes ao Critério de Tsai-Hill) e na Tabela 15 (referentes ao Critério da Máxima Tensão).

Tabela 10 - Margem e Fator de Segurança (3 arestas engastadas) - Critério de Tsai-Wu

	Camada1	Camada2	Camada3	Camada4
Margem de Segurança	166,93	511,14	519,76	175,55
Fator de Segurança	0,00595	0,00191	0,00192	0,00566

Tabela 11 - Margem e Fator de Segurança (3 arestas engastadas) - Critério de Tsai-Hill

	Camada1	Camada2	Camada3	Camada4
Margem de Segurança	102,46	102,46	102,46	102,46
Fator de Segurança	0,0096	0,0096	0,0096	0,0096

Tabela 12 - Margem e Fator de Segurança (3 arestas engastadas) - Critério da Máxima Tensão

	Camada1	Camada2	Camada3	Camada4
Margem de Segurança	64,00	194,01	303,71	100,57
Fator de Segurança	0,0153	0,00512	0,00328	0,00984

Tabela 13 - Margem e Fator de Segurança (1 aresta engastada e 2 arestas apoiadas) - Critério de Tsai-Wu

	Camada1	Camada2	Camada3	Camada4
Margem de Segurança	54,29	172,94	181,85	63,23
Fator de Segurança	0,01808	0,00574	0,00546	0,0155

Tabela 14 - Margem e Fator de Segurança (1 aresta engastada e 2 arestas apoiadas) - Critério de Tsai-Hill

	Camada1	Camada2	Camada3	Camada4
Margem de Segurança	34,18	34,18	34,18	34,18
Fator de Segurança	0,02841	0,02841	0,02841	0,02841

Tabela 15 - Margem e Fator de Segurança (1 aresta engastada e 2 arestas apoiadas) -Critério da Máxima Tensão

	Camada1	Camada2	Camada3	Camada4
Margem de Segurança	21,17	65,52	102,93	33,64
Fator de Segurança	0,0451	0,0150	0,00962	0,0288

A partir das tabelas apresentadas é possível verificar que a análise a qual apresenta a menor Margem de Segurança é para o modelo com vínculos “apoiados” nos nós laterais (Margem de Segurança igual a 21,17 - Tabela 15). Verifica-se assim, que o referido componente selecionado possui um enorme potencial para ser fabricado em compósito reforçado por fibras naturais, pois, há ainda uma elevada Margem de Segurança. Além disso, para as análises envolvendo os compósitos com fibras naturais, considerar-se-á somente a condição de vinculação mais crítica, ou seja, a aresta da base engastada e as duas arestas laterais apoiadas.

4.2. Resultados da Análise de Falha da Estrutura Aeronáutica em Compósito Reforçado por Fibras Naturais

Os ensaios experimentais de tração e flexão permitiram a obtenção das propriedades mecânicas e dos valores de resistência dos materiais moldados no IQSC/USP. A análise dos resultados foi realizada para os ensaios de tração, considerando as tensões e deformações verdadeiras e as tensões e deformações de engenharia, como descrito no Capítulo 3. No entanto, para os ensaios de flexão, considerou-se apenas as tensões e deformações de engenharia. Para os cálculos dos módulos de elasticidade, em função da não-linearidade das curvas tensão-deformação, considerou-se o trecho inicial em que as curvas mantêm uma certa linearidade sem apresentar uma perda acentuada da mesma.

Seguindo os procedimentos de ensaios descritos na seção 3.2.2. (Capítulo 3), pode-se obter dados de deslocamento e força, que foram mensurados pelo sistema de ensaios EMIC. Com base nesses valores, foram determinados, então, todos os gráficos de tensão *versus* deformação. As Figura 35 e Figura 36 mostram a curva tensão em função da deformação para

seis CDPs (corpos-de-prova) de compósito de resina fenólica reforçada por fibra de algodão, que estão sob tração.

Figura 35. Ensaio de Tração - Tensão de engenharia *versus* deformação de engenharia: compósito de resina fenólica e fibra de algodão

Figura 36. Ensaios de Tração - Tensão verdadeira *versus* deformação verdadeira: compósito de resina fenólica e fibra de algodão

As médias e os valores de desvio padrão entre as propriedades obtidas com base nos ensaios dos seis CDPs estão mostradas na Tabela 16. Cabe ressaltar que foi considerada como tensão de ruptura, a máxima tensão a qual o CDP foi submetido.

Tabela 16 - Média e valores de desvio padrão das propriedades mecânicas obtidas nos ensaios de tração: compósitos de resina fenólica e fibra de algodão

Módulo de Elasticidade [GPa]	4,96±0,23
Tensão de Ruptura de Engenharia [MPa]	29,96±1,67
Tensão de Ruptura Verdadeira [MPa]	29,79±1,64

As Figura 37 e Figura 38 mostram a curva tensão em função da deformação para seis CDPs de compósito de resina fenólica reforçada por fibra de sisal, que estão sob tração.

Figura 37. Ensaios de Tração - Tensão de engenharia *versus* deformação de engenharia: compósito de resina fenólica e fibra de sisal

Figura 38. Ensaios de Tração - Tensão verdadeira *versus* deformação verdadeira: compósito de resina fenólica e fibra de sisal

As médias e os valores de desvio padrão entre as propriedades obtidas com base nos seis CDPs estão mostradas na Tabela 17. Cabe ressaltar, novamente, que foi considerada como tensão de ruptura, a máxima tensão a qual o CDP foi submetido.

Tabela 17 - Média e valores de desvio padrão das propriedades mecânicas obtidas nos ensaios de tração: compósitos de resina fenólica e fibra de sisal

Módulo de Elasticidade [GPa]	6,19±0,39
Tensão de Ruptura de Engenharia [MPa]	24,76±3,40
Tensão de Ruptura Verdadeira [MPa]	24,66±3,38

A Figura 39 mostra a curva tensão em função da deformação para oito CDPs de compósitos de resina fenólica reforçada por fibra de algodão, que estão sob flexão 3-pontos. Verifica-se que neste caso, foi considerado apenas as tensões e deformações de engenharia uma vez que o material apresenta um comportamento quase-frágil para este tipo de sollicitação.

Figura 39. Ensaios de Flexão - Tensão versus deformação: compósito de resina fenólica e fibra de algodão

Após os ensaios de flexão, pode-se determinar a média da tensão de ruptura à flexão e a média do módulo de elasticidade à flexão do material, bem como os respectivos valores de desvio padrão. No caso do compósito de resina fenólica e fibra de algodão, tem-se respectivamente: σ_{11}^f igual a $69,10 \pm 11,25$ MPa e E_{11}^f igual a $2,52 \pm 0,44$ GPa.

A Figura 40 mostra a curva tensão em função da deformação para seis CDPs de compósito de resina fenólica reforçada por fibra de sisal, que estão sob flexão 3-pontos. Verifica-se que também neste caso, foi considerado apenas as tensões e deformações de engenharia uma vez que o material apresenta um comportamento quase-frágil para este tipo de sollicitação.

Figura 40. Ensaio de Flexão - Tensão *versus* deformação: compósito de resina fenólica e fibra de sisal

Após os ensaios de flexão, pode-se determinar a média da tensão de ruptura à flexão e a média do módulo de elasticidade à flexão do material, bem como os respectivos valores de desvio padrão. No caso do compósito de resina fenólica e fibra de sisal, tem-se respectivamente: σ_{11}^f igual a $68,99 \pm 11,33$ MPa e E_{11}^f igual a $3,13 \pm 0,47$ GPa.

A partir da análise dos gráficos de tração pode-se constatar, que para os compósitos naturais investigados, não há grande diferença entre os comportamentos com base nas tensões verdadeiras e nas tensões de engenharia. Isso ocorre, pois tais materiais podem ser considerados quase-frágeis, o que também é evidenciado nos gráficos de tensão *versus* deformação quanto à flexão, uma vez que não apresentam uma região de deformação inelástica muito evidente.

Também é possível verificar nos gráficos de tração dos compósitos com fibras naturais de sisal, que os CDPs não apresentaram uma tensão de ruptura uniforme. Deve-se considerar que essa variação apresentada na tensão de ruptura nos compósitos reforçados por fibras de sisal, é causada pela descontinuidade das fibras, pela heterogeneidade e presença de vazios. Entretanto, pode-se perceber que os compósitos reforçados por fibras de algodão apresentaram uma inclinação inicial da curva tensão *versus* deformação mais uniforme, evidenciando uma maior repetibilidade de resposta quanto ao módulo de elasticidade (Tabela 16 e Tabela 17).

Considerando, ainda, os ensaios de tração, as descontinuidades das fibras são responsáveis pela incerteza em se determinar a localização exata da ruptura, durante os ensaios. Tal variação da região de fratura durante os referidos ensaios está evidenciada na Figura 41 para os compósitos de fibra de algodão. Também, se deve considerar a geometria dos CDPs como responsáveis pela existência dessa variação, sendo que o processo de produção dos mesmos, provavelmente impôs, também, alguns defeitos (concentradores de tensão), bem como tensões residuais.

Figura 41. Variação na região de fratura em CDPs de resina fenólica e fibras de algodão: a) Fratura ao centro, b) Fratura não central

Comparando entre si, os compósitos reforçados por fibras naturais, é possível notar que o maior módulo de elasticidade foi apresentado pelos compósitos de fibras de sisal e, que a tendência de um maior valor de tensão de ruptura foi apresentado pelos compósitos de fibras de algodão. Tal divergência, provavelmente está relacionada com o fato de que os CDPs de resina fenólica e fibras de sisal não apresentaram uma ruptura completa ao final dos ensaios. Apesar de terem apresentado uma queda de tensão abrupta suficiente para indicar uma ruptura para a máquina de ensaios, tem-se que ainda apresentavam uma porcentagem de fibras unidas (resistência residual), como é indicado na Figura 42. Esse fenômeno pode ser analisado como um indicador de que a interface fibra-matriz, para o material em resina fenólica e fibras de sisal, apresenta algumas imperfeições.

Figura 42. Resultado de um ensaio de tração de resina fenólica e fibra de sisal: não houve total ruptura do CDP

Dessa maneira, a análise da superfície de fratura via Microscopia Eletrônica de Varredura (MEV) dos CDPs fabricados em resina fenólica e fibra de sisal indicou a ocorrência de decoesão das fibras, além de mostrar que em um mesmo plano, há o rompimento de poucas fibras. Tal decoesão se deve ao fato de que não houve uma boa adesão entre a fibra e a matriz, como evidenciado pela Figura 43 e Figura 44. Assim, deve-se considerar que as propriedades mecânicas obtidas foram prejudicadas pela interface fibra-matriz, acarretando em valores menores.

Figura 43. MEV da superfície fraturada de um CDP de resina fenólica e fibra de sisal ensaiado sob tração

Figura 44. MEV da superfície fraturada de um CDP de resina fenólica e fibra de sisal ensaiado sob tração (detalhe da decoesão)

A análise da superfície de fratura via MEV dos CDPs fabricados de resina fenólica e fibra de algodão indicou, diferentemente do compósito de resina fenólica e fibra de sisal, uma

boa aderência entre fibra-matriz, evidenciado na Figura 45. Pôde-se constatar, também, que no caso do compósito com fibra de algodão, a ruptura ocorreu principalmente devido à falha do reforço Figura 46.

Figura 45. MEV da superfície fraturada de um CDP de resina fenólica e fibra de algodão ensaiado sob tração

Figura 46. MEV da superfície fraturada de um CDP de resina fenólica e fibra de algodão ensaiado sob flexão

Com relação aos ensaios de flexão, pode-se constatar que os mesmos foram prejudicados pelo empenamento dos CDPs. O empenamento provavelmente ocorreu devido ao método de processamento das placas de onde os CDPs foram extraídos e/ou, então, devido ao processo de fresamento aos quais os CDPs foram submetidos antes dos ensaios. Dessa forma, os dados obtidos no ensaio de flexão foram abaixo do esperado, mesmo quando comparados com os dados obtidos para os mesmos materiais sob tração. Devido ao empenamento, os gráficos dos ensaios de flexão apresentaram respostas diferentes, haja vista que isto foi acentuado em função do posicionamento dos CDPs no dispositivo de ensaios e suas respectivas propriedades mecânicas. Ademais, deve-se destacar que todas as análises via MEV, indicaram que a ruptura ocorreu de forma (quase) frágil, evidenciando assim a fragilidade detectada previamente pelas curvas tensão-deformação.

Após, então, a análise de todos os resultados dos ensaios de tração e flexão dos compósitos reforçados por fibras naturais, pode-se fazer um estudo da viabilidade de aplicação dos mesmos no compartimento de manuais fabricado até então, fabricado em compósito sintético. Para tal estudo, utilizou-se, também, o Método dos Elementos Finitos com o auxílio do pacote Nastran/Patran. Portanto, para determinar se havia, ou não, a possibilidade de fazer a substituição dos compósitos sintéticos pelos compósitos naturais, utilizou-se o modelo com a menor Margem de Segurança calculada para os materiais sintéticos, ou seja, a aresta da base engastada e as duas arestas laterais “apoiadas” (Margem de Segurança igual a 21,17 - Tabela 15). Assim, mantendo-se, primeiramente, a espessura da estrutura igual a 1,16 mm, determinou-se, no elemento finito mais crítico, a tensão e a deformação (na direção X) para o compartimento em resina fenólica e fibra de algodão (Tabela 18) e, para o compartimento em resina fenólica e fibra de sisal (Tabela 19).

Tabela 18 - Análise via MEF do compartimento - Tensão e deformação principal: compósito de resina fenólica e fibra de algodão

	$E^t=4,96 \text{ GPa}$	$E^f=2,52 \text{ GPa}$
$\sigma \text{ [MPa]}$	9,65	9,65
ε	0,00342	0,00674

Tabela 19 - Análise via MEF do compartimento - Tensão e deformação principal: compósito de resina fenólica e fibra de sisal

	$E^t=6,19 \text{ GPa}$	$E^f=3,13 \text{ GPa}$
$\sigma \text{ [MPa]}$	9,65	9,65
ε	0,00274	0,00543

Utilizou-se para os cálculos supracitados, coeficiente de Poisson igual a 0,32 ($\nu=0,32$) e, para o módulo de elasticidade utilizou-se, numa primeira análise, o módulo de elasticidade sob tração e, numa segunda análise, o módulo de elasticidade à flexão.

Uma vez determinados os valores de tensão e de deformação principal, calcularam-se as Margens de Segurança considerando os valores de tensão de ruptura (σ_{rup}) e de deformação de ruptura (ε_{rup}) obtidos a partir dos ensaios de tração. Sendo que os valores utilizados nos cálculos das margens de segurança são mostrados na Tabela 20. A Tabela 21 apresenta as margens de segurança obtidas através do Critério da Máxima Tensão (MS_σ) e do Critério da Máxima Deformação (MS_ε) para a estrutura em resina fenólica e fibra de algodão, enquanto que a Tabela 22 apresenta os valores calculados para a estrutura em resina fenólica e fibra de sisal.

Tabela 20 - Valores de tensão de ruptura e de deformação de ruptura utilizados no cálculo das margens de segurança

	$\sigma_{rup} \text{ [MPa]}$	ε_{rup}
Resina fenólica e fibra de algodão	29,96	0,00605
Resina fenólica e fibra de sisal	24,76	0,00408

A partir dos resultados evidenciados pelas Tabela 21 e Tabela 22, pode-se concluir que poderá haver falha na estrutura se não houver alteração na espessura da mesma. Isso se deve ao fato de que foi obtido valor negativo para as Margens de Segurança calculadas com base no Critério da Máxima Deformação. Dessa maneira, foram realizadas simulações computacionais para diferentes espessuras visando obter Margens de Segurança positiva para um mesmo material, empregando tanto o módulo de elasticidade à flexão como o módulo de

elasticidade à tração. Com base nos resultados dessas simulações, pode-se determinar que uma espessura aceitável para a estrutura fabricada em compósito de resina fenólica e fibra de algodão, ou seja, que garantiria a integridade da mesma, deveria ser de 1,22 mm, o que corresponde a um aumento de 5,2% na espessura.

Tabela 21 - Margens de Segurança: compósito de resina fenólica e fibra de algodão

	$E^t=4,96 \text{ GPa}$	$E^t=2,52 \text{ GPa}$
MS_σ	2,10	2,10
MS_ϵ	0,769	-0,102

Tabela 22 - Margens de Segurança: compósito de resina fenólica e fibra de sisal

	$E^t=6,19 \text{ GPa}$	$E^t=3,13 \text{ GPa}$
MS_σ	1,564	1,564
MS_ϵ	0,485	-0,240

A Tabela 23 mostra as novas tensões e deformações (no elemento finito mais crítico) para o compósito de fibra de algodão, enquanto que a Tabela 24 mostra as Margens de Segurança para essa mesma estrutura pelos Critérios da Máxima Tensão e da Máxima Deformação, empregando os módulos de elasticidade à tração e à flexão, obtidos nos ensaios experimentais.

Tabela 23 - Análise via MEF - Tensão e deformação principal: compósito de resina fenólica e fibra de algodão (espessura aumentada)

	$E^t=4,96 \text{ GPa}$	$E^t=2,52 \text{ GPa}$
$\sigma \text{ [MPa]}$	9,06	9,06
ϵ	0,00294	0,00579

Tabela 24 - Margens de Segurança: compósito de resina fenólica e fibra de algodão (espessura aumentada)

	$E^t=4,96 \text{ GPa}$	$E^t=2,52 \text{ GPa}$
MS_σ	2,30	2,30
MS_ϵ	1,05	0,043

De maneira análoga, determinou-se que para o compósito de fibra de sisal, a espessura, que garantiria a integridade da mesma, deveria ser de 1,30 mm. Assim, haveria um aumento de 10,7% na medida da espessura da estrutura. A Tabela 25 mostra as tensões e deformações (no elemento finito mais crítico) na estrutura mais espessa. A Tabela 26 mostra as novas Margens de Segurança para a estrutura pelos Critérios da Máxima Tensão e da Máxima Deformação, considerando os módulos de elasticidade à tração e à flexão obtidos nos ensaios para o compósito natural com fibra de sisal. As novas Margens de Segurança foram calculadas, utilizando-se os mesmos valores de ruptura apresentados pela Tabela 20.

Tabela 25 - Análise via MEF - Tensão e deformação principal: compósito de resina fenólica e fibra de sisal (espessura aumentada)

	$E^t=6,19 \text{ GPa}$	$E^t=3,13 \text{ GPa}$
$\sigma \text{ [MPa]}$	7,980	7,980
ϵ	0,00195	0,00385

Tabela 26 - Margens de Segurança: compósito de resina fenólica e fibra de sisal (espessura aumentada)

	$E^t=6,19 \text{ GPa}$	$E^t=3,13 \text{ GPa}$
MS_σ	2,10	2,10
MS_ϵ	1,09	0,060

Após a análise de falha para a estrutura com as novas espessuras, procedeu-se uma análise quanto à variação em massa, ou seja, se o aumento da espessura da estrutura resultaria

num acréscimo de massa significativo para as estruturas fabricadas em compósito natural. Para a obtenção da massa específica dos compósitos (ρ_c), aplicou-se, novamente, a Regra das Misturas, tomando como ponto de partida os valores de massa específica e frações volumétricas utilizados em cada compósito analisado (Tabela 27).

Tabela 27 - Massas específicas para os compósitos reforçados por fibras naturais e para o compósito sintético

	Compósito de resina fenólica e fibra de algodão	Compósito de resina fenólica e fibra de sisal	Compósito de resina fenólica e fibra de vidro
ρ_f (g/cm ³)	1,37	1,66	2,54
ρ_m (g/cm ³)	1,28	1,28	1,28
V_f	0,25	0,25	0,25
V_m	0,75	0,75	0,75
ρ_c (g/cm ³)	1,30	1,37	1,59

Uma vez conhecidas as massas específicas dos compósitos analisados, calculou-se o volume e a massa da estrutura para cada material (Tabela 28). Sendo que para os cálculos, foi considerada a geometria do compartimento de manuais e mapas da Figura 22. Verifica-se que mesmo aumentando a espessura dos compósitos naturais, tem-se que a massa final do compartimento ainda será menor quando comparado ao fabricado em compósito sintético (Tabela 28).

Tabela 28 - Massa da estrutura fabricada em compósitos reforçados por fibras naturais e em compósito sintético

	Compósito de resina fenólica e fibra de algodão	Compósito de resina fenólica e fibra de sisal	Compósito de resina fenólica e fibra de vidro
Espessura (mm)	1,22	1,30	1,16
V_{estrutura} (cm³)	303,80	323,70	288,84
Massa (g)	395,90	443,46	459,25

4.3. Resultados da Análise de Inflamabilidade do Compósito Reforçado por Fibras Naturais

Os ensaios verticais de 60 segundos foram conduzidos no gabinete de ensaio projetado e fabricado na oficina mecânica do Instituto de Química de São Carlos (IQSC/USP), conforme descrito no item 3.2.3. do Capítulo 3. Os instrumentos de calibração e o posicionamento dos corpos-de-prova (CDPs), durante o ensaio, podem ser visualizados na Figura 47.

Figura 47. Gabinete de ensaio: a) Calibração do queimador, b) Posicionamento dos CDPs durante os ensaios

Os resultados dos ensaios verticais de 60 segundos para os CDPs de compósito natural de resina fenólica e fibra de algodão são mostrados na Tabela 29.

Tabela 29 - Resultados dos ensaios verticais de 60 segundos: compósito de resina fenólica e fibra de algodão

Variável medida em função do requisito FAR 25	CDP			Média e Desvio Padrão
	1	2	3	
Tempo de ignição (s)	60	60	60	60
Tempo de chama (s)	33	31	31	32±1
Tempo de gotejamento em chamas (s)	N/A	N/A	N/A	N/A
Comprimento de queima (mm)	25	27	25	26±1

Os resultados dos ensaios verticais de 60 segundos para os CDPs do de resina fenólica e fibra de sisal são mostrados na Tabela 30.

Tabela 30 - Resultados dos ensaios verticais de 60 segundos: compósito de resina fenólica e fibra de sisal

Variável medida em função do requisito FAR 25	CDP			Média e Desvio Padrão
	1	2	3	
Tempo de ignição (s)	60	60	60	60
Tempo de chama (s)	43	42	48	44±3
Tempo de gotejamento em chamas (s)	N/A	N/A	N/A	N/A
Comprimento de queima (mm)	38	34	37	36±2

As médias e os valores de desvio padrão dos tempos de chama, para ambos os compósito naturais, superaram o limite de 15 segundos especificados pelo requisito aplicável aos materiais em questão, impossibilitando assim, o emprego desses materiais para a fabricação da estrutura de interior selecionada. Por outro lado, não foi verificado gotejamento em chamas e, os comprimentos de queima dos CDPs de ambos os materiais ficaram bem abaixo do limite especificado pelo requisito (Figura 48 e Figura 49).

Figura 48. Comprimento de queima dos CDPs: compósito reforçado por fibra de algodão

Figura 49. Comprimento de queima dos CDPs: compósito reforçado por fibra de sisal

Pode-se verificar também, que mesmo dentro do limite de comprimento de queima, os comprimentos e os próprios tempos de chama foram maiores para o compósito de resina fenólica e fibra de sisal. Este efeito deve-se ao fato da fibra de sisal possuir lignina em sua composição química, assim como a fibra de coco e, diferentemente da fibra de algodão, como evidencia a Tabela 31.

Tabela 31 - Composição química das fibras naturais (ROWEL *et al.*, 1997)

Fibra natural	Composição				
	Celulose	Lignina	Pentosanas	Cinzas	Sílica
Fibra de coco	44%	29%	17%	3%	0,4%
Fibra de sisal	73%	10%	9%	2%	0,5%
Fibra de algodão	85%	-	-	2%	0,8%

Com base no estudo de Salazar *et al.* (2005), uma análise qualitativa dos produtos da pirólise da fibra de coco a 800 °C, realizada por cromatografia gasosa acoplada ao espectrômetro de massa, aponta traços preponderantes de metano. Desta forma, pode-se inferir com base nos resultados de inflamabilidade apresentados, que há alguma emissão de metano durante a degradação térmica da fibra de sisal e, que este componente pode ser responsável pela maior propagação a chamas apresentada pelo compósito de resina fenólica reforçada pela referida fibra.

Ademais, com base nos resultados de inflamabilidade, constata-se que o tempo de chama para ambos os compósitos naturais não atende o requisito especificado pelo FAA. Dessa forma, faz-se necessário o processo de aditivação dos mesmos, empregando alumina trihidratada (ATH) como discutido no Capítulo 3. Segue assim, no próximo item, os resultados de inflamabilidade para os compósitos reforçados por fibras naturais aditivados.

4.4. Resultados da Análise de Inflamabilidade do Compósito Reforçado por Fibras Naturais Aditivado

Os resultados dos ensaios verticais de 60 segundos para os CDPs do compósito natural de resina fenólica e fibra de algodão aditivado são mostrados na Tabela 32.

Tabela 32 - Resultados dos ensaios verticais de 60 segundos do compósito aditivado de resina fenólica e fibra de algodão

Variável medida em função do requisito FAR 25	CDP			Média e Desvio Padrão
	1	2	3	
Tempo de ignição (s)	60	60	60	60
Tempo de chama (s)	0	0	0	0
Tempo de gotejamento em chamas (s)	N/A	N/A	N/A	N/A
Comprimento de queima (mm)	25	24	28	26±2

Os resultados dos ensaios verticais de 60 segundos para os CDPs do compósito natural de resina fenólica e fibra de sisal aditivado são mostrados na Tabela 33.

Tabela 33 - Resultados dos ensaios verticais de 60 segundos do compósito aditivado de resina fenólica e fibra de sisal

Variável medida em função do requisito FAR 25	CDP			Média e Desvio Padrão
	1	2	3	
Tempo de ignição (s)	60	60	60	60
Tempo de chama (s)	0	0	0	0
Tempo de gotejamento em chamas (s)	N/A	N/A	N/A	N/A
Comprimento de queima (mm)	33	40	37	37±3

As médias e os valores de desvio padrão dos tempos de chama para ambos os compósito naturais permitiram verificar que a aditivação foi efetiva, suprimindo completamente a propagação a chamas dos materiais em questão. Novamente não foi verificado gotejamento em chamas e, os comprimentos de queima dos CDPs de ambos os materiais ficaram bem abaixo do limite especificado pelo requisito estabelecido pelo FAA (Figura 50 e Figura 51).

Figura 50. Comprimento de queima dos CDPs: compósito aditivado reforçado por fibra de algodão

Figura 51. Comprimento de queima dos CDPs: compósito aditivado reforçado por fibra de sisal

Pode-se verificar também, que os comprimentos de queima se mantiveram praticamente os mesmos, confirmando que o aditivo selecionado não atua na resistência a ignição do material, mas sim, somente, na resistência a propagação de chamas.

Figura 52. CDPs após ensaio de inflamabilidade: a) compósito reforçado por fibra de sisal (sem aditivo); b) compósito aditivado reforçado por fibra de sisal

Ademais, pode-se verificar uma liberação reduzida de fuligem pelos CDPs dos compósitos reforçados por fibras naturais aditivados (Figura 52). Essa propriedade é comentada por Sobolev e Woycheshim (1987), evidenciando que além de retardante de chamas, a ATH é um excelente supressor de fumaça.

Segundo a Metodologia Científica proposta no Capítulo 3, após a análise de inflamabilidade, faz-se necessária a realização de Análises Estruturais. Assim, no próximo item serão evidenciados os resultados dos ensaios mecânicos, bem como as simulações computacionais envolvendo os compósitos naturais aditivados.

4.5. Análise de Viabilidade do Emprego de Compósitos Reforçados por Fibras Naturais em Estruturas Aeronáuticas de Interior

Inicialmente, como os resultados sob flexão dos compósitos reforçados por fibras naturais foram mais críticos, optou-se por analisar os compósitos naturais aditivados somente sob este tipo de solicitação. Além disso, visando reforçar tal estratégia, tem-se que a estrutura aeronáutica selecionada pode ser modelada como uma placa sob flexão. Portanto, a partir dos dados fornecidos pelo sistema de ensaios mecânicos, determinou-se o gráfico de tensão de engenharia *versus* deformação de engenharia sob flexão 3-pontos. A Figura 53 mostra a curva tensão em função da deformação para os corpos-de-prova (CDPs) de compósito aditivado de resina fenólica e fibra de algodão.

Figura 53. Ensaio de Flexão - Tensão *versus* deformação: compósito aditivado de resina fenólica e fibra de algodão

Após os ensaios de flexão, pode-se determinar a média da tensão de ruptura à flexão e a média do módulo de elasticidade à flexão do material, bem como os respectivos valores de desvio padrão. No caso do compósito de resina fenólica e fibra de algodão aditivado, tem-se respectivamente: σ_{11}^f igual a $38,34 \pm 4,88$ MPa e E_{11}^f igual a $3,90 \pm 0,32$ GPa.

Figura 54. Ensaio de Flexão - Tensão *versus* deformação: compósito aditivado de resina fenólica e fibra de sisal

A Figura 54 mostra a curva tensão em função da deformação para CDPs de compósito aditivado de resina fenólica e fibra de sisal sob flexão 3-pontos. Após os ensaios de flexão pode-se determinar a média da tensão de ruptura à flexão e a média do módulo de elasticidade à flexão do material, bem como os respectivos valores de desvio padrão. No caso do compósito de resina fenólica e fibra de sisal aditivado, tem-se respectivamente: σ_{11}^f igual a $31,34 \pm 3,73$ MPa e E_{11}^f igual a $3,63 \pm 0,36$ GPa.

De maneira geral, com base nos resultados evidenciados pelas Tabela 34 e Tabela 35, tem-se que o compósito de algodão aditivado apresentou resultados dentro do esperado. Haja vista que o módulo de elasticidade aumentou em 55% e a tensão de ruptura diminuiu em 45%, conforme observado nos trabalhos publicados sobre compósitos, que incorporam carga mineral (KIUCHI *et al.*, 2005). No entanto, no caso do compósito de sisal aditivado, os resultados foram inferiores ao esperado. Obteve-se um aumento de apenas 16% no módulo de elasticidade, enquanto a tensão de ruptura diminuiu cerca de 55%, contrariando a literatura. Tais resultados podem ser explicados com base no processamento dos referidos compósitos aditivados. Pois, durante o processamento do compósito de sisal, pode-se perceber que devido ao aumento da viscosidade da resina com a adição da ATH, porções de fibras não estavam completamente molhadas ao serem retiradas do misturador. Esta carência de molhabilidade das fibras prejudicou a interface fibra-matriz e, assim, prejudicou a resposta dos compósitos aditivados de sisal. Vale ressaltar que, no caso do compósito de algodão, a resina é vertida

diretamente no molde sobre as fibras e, a molhabilidade é garantida com o aumento da temperatura, na qual, se tem uma queda na viscosidade da resina antes da cura.

Tabela 34 - Resumo dos resultados para cada tipo de compósito analisado: resina fenólica e fibra de algodão

PROPRIEDADES	COMPÓSITO DE RESINA FENÓLICA E FIBRA DE ALGODÃO	COMPÓSITO DE RESINA FENÓLICA E FIBRA DE ALGODÃO + ATH	$\Delta \%^{(*)}$
Módulo de Elasticidade à tração [GPa]	4,96±0,23	-	-
Tensão de Ruptura de Engenharia à tração [MPa]	29,96±1,67	-	-
Módulo de Elasticidade à flexão [GPa]	2,52±0,44	3,90±0,32	55 ↑
Tensão de Ruptura de Engenharia à flexão [MPa]	69,10±11,25	38,34±4,88	45 ↓ ^(**)
Tempo de Chama (s)	32±1	0	100 ↑
Comprimento de Chama (mm)	26±2	26±2	0 ↑

(*) $\Delta = |P_{\text{Compósito}} - P_{\text{Compósito Aditivado}}| / P_{\text{Compósito}} \times 100$; (**) resultado piorou com a ATH

Tabela 35 - Resumo dos resultados para cada tipo de compósito analisado: resina fenólica e fibra de sisal

PROPRIEDADES	COMPÓSITO DE RESINA FENÓLICA E FIBRA DE SISAL	COMPÓSITO DE RESINA FENÓLICA E FIBRA DE SISAL + ATH	Δ % (*)
Módulo de Elasticidade à tração [GPa]	6,19±0,39	-	-
Tensão de Ruptura de Engenharia à tração [MPa]	24,76±3,40	-	-
Módulo de Elasticidade à flexão [GPa]	3,13±0,47	3,63±0,36	16 ↑
Tensão de Ruptura de Engenharia à flexão [MPa]	68,99±11,3	31,34±3,73	55 ↓ (**)
Tempo de Chama (s)	44±3	0	100 ↑
Comprimento de Chama (mm)	36±2	37±3	3 ↑

(*) $\Delta = |P_{\text{Compósito}} - P_{\text{Compósito Aditivado}}| / P_{\text{Compósito}} \times 100$; (**) resultado piorou com a ATH

Com base nos resultados dos ensaios mecânicos de flexão 3-pontos dos compósitos naturais aditivados, foram realizadas as simulações computacionais a fim de se verificar a viabilidade do emprego estrutural dos mesmos. Sendo assim, nos modelos em elementos finitos, empregou-se a mesma geometria da estrutura de interior, que foi selecionada (Figura 22), porém possuindo valores de espessura modificados em função das análises computacionais previamente realizadas. Portanto, a estrutura fabricada em compósito aditivado de resina fenólica e fibra de algodão foi analisada com 1,22 mm de espessura. Por outro lado, para a fabricada em compósito aditivado de fibra de sisal, utilizou-se espessura igual a 1,3 mm. Vale ressaltar que todas as simulações foram realizadas considerando a pior condição de contorno, ou seja, a aresta da base engastada e as duas arestas laterais “apoiadas” como mostra a Figura 23(b).

A Tabela 36 mostra os novos valores de tensões (no elemento finito mais crítico) e as Margens de Segurança para o compósito aditivado de fibra de algodão e de fibra de sisal. Como houve uma redução significativa no valor de tensão de ruptura à flexão para o compósito aditivado e, como o comportamento do material é (quase) frágil, optou-se por calcular as Margens de Segurança empregando somente o Critério da Máxima Tensão.

Tabela 36 - Análise via MEF - Tensão e Margem de Segurança: compósito aditivado de fibra de algodão e fibra de sisal

	Fibra de Algodão + ATH	Fibra de Sisal + ATH
σ [MPa]	6,30	5,55
MS_{σ}	3,05	2,76

Constata-se que mesmo sob os efeitos da aditivação, ambos os compósitos dispõem das Margens de Segurança necessárias para cumprir os requisitos estruturais do FAR 25. Após a nova análise de falha para a estrutura, procedeu-se uma nova análise quanto à variação em massa, ou seja, se a incorporação de ATH resultaria num acréscimo de massa significativo para as estruturas fabricadas em compósito natural aditivado. Para a obtenção da massa específica dos compósitos (ρ_c), aplicou-se, novamente, a Regra das Misturas, tomando como ponto de partida os valores de massa específica e frações volumétricas utilizados em cada compósito analisado (Tabela 37).

Tabela 37 - Massa da estrutura fabricada em compósitos reforçados por fibras naturais aditivados e em compósito sintético

	Compósito de resina fenólica e fibra de algodão aditivado	Compósito de resina fenólica e fibra de sisal aditivado	Compósito de resina fenólica e fibra de vidro
ρ_f (g/cm ³)	1,37	1,66	2,54
ρ_m (g/cm ³)	1,28	1,28	1,28
ρ_{ATH} (g/cm ³)	2,42	2,42	-
V_f	0,15	0,15	0,25
V_m	0,70	0,70	0,75
V_{ATH}	0,15	0,15	-
ρ_c (g/cm ³)	1,46	1,51	1,59
Espessura (mm)	1,22	1,30	1,16
$V_{estrutura}$ (cm ³)	303,80	323,70	288,84
Massa (g)	444,92	488,14	459,25

Como evidenciado na Tabela 37, mesmo após a aditivação com 30% em massa de ATH, o compósito de resina fenólica e fibra de algodão ainda apresentou uma massa inferior ao compósito sintético, o que não ocorreu no caso do compósito aditivado de resina fenólica e fibra de sisal. No entanto, todos os aspectos negativos da aditivação, como o acréscimo da massa final da estrutura, ainda podem ser minimizadas através da otimização da fração mássica do aditivo, visto que foi obtido um ganho de 100% no requisito de tempo de chama para ambos os compósitos, como apresentado na Tabela 34 e Tabela 35.

Deve-se ressaltar que uma forma de quantificar os benefícios ambientais é contabilizar a massa de compósito de fibra de vidro, que deixou de ser utilizada, e comparar com a quantidade de compósito de fibras naturais, proveniente de recursos renováveis, que passou a ser utilizada em seu lugar. Dessa forma, se estaria evidenciando a diminuição do impacto ambiental, uma vez que recursos minerais não renováveis deixariam de ser utilizados, expressos por uma massa conhecida.

A análise de ciclo de vida (*LCA – Life Cycle Analysis*), método mais abrangente do que um estudo de balanço de energia e massa, também seria capaz de quantificar os impactos. Deve-se considerar que tal método identifica os impactos ambientais associados a todas as etapas envolvidas no desenvolvimento de um produto. Tal método abrange desde sua concepção até seu destino final (disposição em aterro sanitário, reciclagem, compostagem ou incineração), passando pelo planejamento, extração e uso de matérias-primas, gasto de energia e transformação industrial.

Uma abordagem economicamente similar comparou o valor despendido em fibras para os compartimentos de manual, considerando uma dada família de aeronaves. Os valores das fibras naturais foram obtidos da Companhia Nacional de Abastecimento (CONAB). Se a estrutura investigada fosse fabricada em compósito de fibra de algodão, os custos corresponderiam ser de US\$ 1.153,52 (US\$ 0,12 por unidade); em compósito de fibra de sisal, seria apenas de US\$ 425,88 (US\$ 0,045 por unidade). Portanto, não se gastaria US\$ 10.355,52 (US\$ 1,10 por unidade), que é o valor correspondente a esta estrutura fabricada em compósito sintético de resina fenólica reforçada por fibra de vidro.

A comparação entre os preços das fibras é apenas a análise inicial em relação ao custo do processo de manufatura, sendo que nesta primeira análise, contabilizou-se somente o custo da fibra, uma vez que a resina utilizada é a mesma. Todavia, uma análise mais aprofundada é algo mais complexo de se realizar, pois o processo de fabricação e o custo de produção dependem de vários fatores, tais como: custo com mão de obra; tempo de processamento; conhecimento e gasto energético do processo. No entanto, como uma ideia inicial, pode-se analisar apenas o tempo utilizado no processamento dos compósitos sintéticos e naturais. Durante o processo de manufatura, sem se considerar o processo de cura, o tempo estimado para o *hand lay-up* com fibra de vidro é de 15 minutos, e para moldar em sisal e algodão, 3 horas. O tempo do processamento para o compósito de fibra natural e de fibra sintética é muito diferente, essencialmente porque o processo de material de fibra natural é ainda em escala laboratorial.

Capítulo 5

5. CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS FUTURAS

Durante o desenvolvimento do presente trabalho, ficou evidenciado que a tensão de ruptura dos compósitos em resina fenólica e fibras naturais variam consideravelmente, dependendo do corpo de prova (CDP) analisado. Portanto, um questionamento sobre o processo de fabricação empregado, torna-se necessário. Sendo assim, pode-se buscar alternativas para se obter um melhor desempenho, como por exemplo, um ajuste nos parâmetros de processamento. Ademais, o processamento pode ter interferido fortemente no comportamento mecânico do material, que se mostrou quase-frágil. Isto se justifica com base nos resultados das curvas tensão-deformação, bem como nas imagens de MEV, que mostram a presença de concentradores de tensão. Além disso, verifica-se certo grau de empenamento associados a alguns CDPs. Sendo que tal empenamento pode ser proveniente do processo de moldagem como do processo de corte dos CDPs.

Com relação ao objetivo de determinar os carregamentos e esforços mais críticos da estrutura seguindo os requisitos do FAR 25, conclui-se que o mesmo foi atingido empregando uma abordagem computacional via MEF (Método dos Elementos Finitos). Haja vista que a determinação dos esforços de forma analítica não foi realizada devido à complexidade que o problema assumiu.

Com relação à determinação das propriedades mecânicas dos compósitos naturais, conclui-se que foi obtido de forma satisfatória o módulo de elasticidade à flexão e à tração. Entretanto, o valor da tensão de ruptura foi prejudicado pela variabilidade de resultados apresentados pelos corpos de prova. De qualquer forma, com base nos resultados obtidos, conclui-se que os compósitos em fibra natural demonstram um ótimo potencial de aplicação estrutural, uma vez que estes podem suportar os mesmos esforços do compósito sintético, desde que haja um incremento de espessura na estrutura investigada. Em se tratando da

estrutura em estudo, tem-se um incremento na espessura de 10,7% no caso da fibra de sisal e, de 5,2% no caso da fibra de algodão. Deve-se destacar que esse aumento no volume do compartimento não implicou em aumento de massa, pois a massa específica das fibras naturais é menor do que da fibra sintética (fibra de vidro). Sendo assim, a substituição por compósito de fibra natural torna-se altamente estratégica.

Com relação aos ensaios de inflamabilidade, verificou-se que os compósitos reforçados por fibras naturais não cumpriram os requisitos aeronáuticos para sua aplicação em interiores de aeronaves. Sendo assim, a incorporação de retardantes de chamas foi necessária. Com base na literatura, foi especificado o processo de aditivação de Alumina Trihidratada (ATH), que demonstrou ser bastante eficiente, suprimindo completamente a propagação à chamas dos compósitos naturais analisados. Em paralelo aos resultados obtidos, foi verificado que a aditivação também atuou na supressão de fumaça durante os ensaios de inflamabilidade, demonstrando assim, um grande potencial de aplicação dos compósitos reforçados por fibras naturais aditivados com ATH em estruturas de interior de aeronaves.

Com relação à determinação das propriedades mecânicas dos compósitos naturais aditivados, constatou-se um aumento no módulo de elasticidade e uma redução na tensão de ruptura sob carregamento de flexão. Além disso, constatou-se que o comportamento mecânico do compósito aditivado de sisal foi fortemente influenciado pelo processo de aditivação de ATH, devido ao aumento da viscosidade da resina durante o processamento. Mesmo assim, tanto a estrutura analisada em compósito natural aditivado de fibra de sisal como de algodão obtiveram Margens de Segurança positiva. Isto, portanto, demonstra a viabilidade de substituição do compósito sintético pelos compósitos reforçados por fibras naturais aditivados.

Como perspectivas futuras, tem-se que um estudo sobre novos processos para obtenção dos compósitos naturais deve ser considerado. Por exemplo, poder-se-ia realizar o processo de moldagem sob vácuo associado à determinação de uma “janela ótima” de parâmetros de processamento. Também, poder-se-ia avaliar a possibilidade de melhorar a interface fibra-matriz no caso dos compósitos de fibras de sisal. Além disso, os corpos-de-prova poderiam ser cortados através do processo de jato de água. Tal processo diminuiria as irregularidades impostas pelo processo de fresamento.

Ainda, como perspectivas futuras, nota-se que a fração em massa de Alumina Trihidratada (ATH) tem grande potencial de otimização, uma vez que o retardante suprimiu completamente a chama. Desta forma, a maior parte dos malefícios da aditivação (por exemplo: incremento de peso), poderá ser minimizada em trabalhos futuros. Além disso, como a incorporação de ATH também apresentou supressão de fumaça, trabalhos futuros poderão analisar a viabilidade de substituição dos materiais utilizados em estruturas de interiores de outras regiões de aeronaves, como por exemplo, a cabine de passageiros.

Além disso, é necessário considerar que um aumento no volume da estrutura (devido ao incremento da espessura) tem perspectiva de ser minimizado, uma vez que sejam melhorados os critérios de projeto e os parâmetros de processo de fabricação do material. Essa melhoria deverá maximizar o desempenho mecânico do material, minimizando dessa forma, a massa da estrutura a ser fabricada. No entanto, uma análise financeira mais criteriosa ainda necessita ser efetuada.

Por fim, com base no estudo realizado, verifica-se que a utilização de novos materiais naturais na indústria aeronáutica tem uma perspectiva muito próspera.

REFERÊNCIAS

AGARWAL, B.; BROUTMAN, L. **Analysis and Performance of Fiber Composites**. New York, USA: John Wiley & Sons, 1980.

ALCOA. **Hydrogard GP**. 2004. Disponível em <www.alcoa.com.br>. Acesso em 29 out. 2009.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS – D638-03. **Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics**. EUA: 2003. 15p.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS – D790-03. **Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials**. EUA: 2003. 11p.

ANDERSON, T. L. **Fracture mechanics - fundamentals and applications**. 2nd ed. Boca Raton, USA: CRC Press, 1995.

ANGÉLICO, R.A. **Avaliação de modelos de falhas progressivas para estruturas em material compósito**. 2009. 105f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2009.

ANGELO, M.V. **Geração de modelos simplificados para estruturas aeronáuticas em material compósito**. 2007. São Carlos. Relatório de Iniciação Científica. Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo. 2007. Orientador: Volnei Tita.

BOEING. Disponível em <<http://www.boeing.com/>>. Acesso em 15 fev. 2012.

CALLISTER JUNIOR, W.D. **Ciência e engenharia de materiais: uma introdução**. 5^a ed. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos, 2002.

CARLSSON, L.A.; PIPES, B. **Experimental Characterization of Advanced Composite Materials**. New Jersey, USA: Prentice-Hall Press. 1987.

CHAND, N. TIWARY, R. K., ROGHATI, P. K. **Resource structure properties of natural cellulosic fibres - an annotated bibliography.** Journal of Materials Science, 1988. v.23, p. 381-387.

D'ALMEIDA, J. R. M. **Propriedades mecânicas da fibra de juta.** Ciência e Cultura, IMEIRJ, Rio de Janeiro, 1987.

DANIEL, I.; ISHAI, O. **Engineering Mechanics of Composite Materials.** 2nd ed. New York, USA: Oxford University Press. 2006

DÁVILA C, CAMANHO P, MOURA M. **Progressive damage analyses of skin/stringer debonding.** In: American Society of Composites Annual Technical Conference, 2001. Blacksburg. Proceedings of the American Society for Composites, Sixteenth Technical Conference, 2001.

DE PAULA, V.B.G. **Ensaio quase-estáticos de estruturas aeronáuticas reparadas com material compósito.** São Carlos: Escola de Engenharia de São Carlos, 2008. EESC-USP / Relatório Final submetido ao Programa Institucional de Bolsas de Iniciação Científica – CNPq/PIBIC.

DENCE, C. W.; REEVE, D.W. **Pulp bleaching: principles and practice.** Atlanta, USA: Tappi Press, 1996.

DWEIB, M.A.; HU, B.; O'DONNELL, A.; et al. **All natural composite sandwich beams for structural applications.** Composite Structures, 2004. v. 63, p. 147–157.

EMBRAER. **EMB-135 Airport Planning Manual.** 2008, p.2-8.

FAA (Federal Aviation Administration). **Aircraft Materials Fire Test Handbook.** National Technical Information Service (NTIS), Springfield, Virginia. 2000.

FAR (Federal Aviation Regulation) **Part 25: Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes.** Aviation Supplies and Academics. 2008. Disponível em <http://www.faa.gov/regulations_policies>. Acesso em 06 jan. 2009.

FENGEL, D., WEGENER, G. **Wood: Chemistry, ultrastructure, reactions.** 2nd ed., USA: Walter de Gruyter, p.66-100, 1989.

FOLKES, M. J. **Short Fiber Reinforced Thermoplastics**. England: Research Studies Press, 1985.

GLOBAL HEMP. Disponível em <http://www.globalhemp.com>. Acesso em 10 mar. 2012.

HULL, D. **An Introduction to Composite Materials**. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 1981.

HYER, M. W. **Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials**. Lancaster, USA: McGraw-Hill Science/Engineering/Math, 1998.

JANG, J.; CHUNG, H.; KIM, M.; et al. **The effect of flame retardants on the flammability and mechanical properties of paper-sludge/phenolic composite**. Polymer Testing, 2000. v. 19, p. 269–279.

JONES, R.M. **Mechanics of composite materials**. 2ed. Philadelphia, USA: Taylor & Francis, 1999.

JOSEPH, K.; MEDEIROS, E. S.; CARVALHO, L. H. **Compósitos de matriz poliéster reforçados por fibras curtas de sisal**. Polímeros: Ciência e Tecnologia, 1999. out./dez., p.136-141.

JOSHI, S.V.; DRZAL, L.T.; MOHANTY, A.K.; ARORA, S. **Are natural fiber composites environmentally superior to glass fiber reinforced composites?** Composites: Part A. 2004. v. 35, pp. 371-376.

KALIA, S.; KAITH, B.S.; KAUR I. **Pretreatments of Natural Fibers and their Application as Reinforcing Material in Polymer Composites – A Review**. Polymer Engineering and Science, 2009. v. 49, p.1253–1272.

KEUNINGS, R. **Macromechanics of composites**. Leuven: European Postgraduate Education in Polymer and Composites Engineering (EUPOCO), K. U. Leuven, v.2, Module 4, 1992.

KIUCHI, Y.; IJI, M.; NAGASHIMA, H.; et al. **Increase in Flame Retardance of Glass-Epoxy Laminates without Halogen or Phosphorous Compounds by Simultaneous Use of Incombustible-Gas Generator and Charring Promoter**. Journal of Applied Polymer Science, 2006. v. 101, p. 3367–3375.

KOSTOPOULOS, V.; MARKOPOULOS, Y.P.; GIANNOPOULOS, G. et al. **Finite elements analysis of impact damage response of composite motorcycle safety helmets.** Composites: Part B, 2002. v. 33, p. 99-107.

KOZLOWSKI, R.; WLADYKA-PRZYBYLAK, M. **Recent developments in composites from natural fibers and polymers.** 2003.

MOURITZ, A.P.; GIBSON, A.G. **Fire properties of polymer composite materials.** Dordrecht: Springer, 2006.

MUKHERJEE, P. S.; SATYANARAYANA, K. G. **Structure and Properties of Some Vegetal Fibers.** Part 1 - Sisal Fiber. Journal of Materials Science, 1984. v.19, p. 3925-3934.

NACHTIGALL, S.M.B.; MIOTTO, M.; SCHNEIDER, E.E.; et al. **Macromolecular coupling agents for flame retardant materials.** European Polymer Journal, 2006. v. 42, p. 990-999.

NEXTCRAFT. Disponível em <<http://www.nextcraft.com>>. Acesso em 03 jan. 2012.

NIU, M.C.Y. **Composite airframe structures: practical design information and data.** Hong Kong, China: Conmilit Press Ltd, 1992.

PAIVA, J. M. F. **Compósitos de matrizes termorrígidas fenólicas e lignofenólicas reforçadas com fibras vegetais.** 2001. 266f. Tese (Doutorado em Ciência e Engenharia de Materiais) – Instituto de Química de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2001.

PAIVA, J. M. F.; FROLLINI, E. **Matriz Termofixa Fenólica em Compósitos Reforçados com Fibras de Bagaço de Cana-de-Açúcar.** Polímeros: Ciência e Tecnologia, 1999. Abr/Jun, p. 78-87.

PAIVA, J. M. F.; TRINDADE, W.G.; FROLLINI, E. **Compósitos de Matriz Termofixa Fenólica Reforçada com Fibras Vegetais.** Polímeros: Ciência e Tecnologia, 1999. Out/Dez, p. 170-176.

PARÍS, F. **A Study of Failure Criteria of Fibrous Composite Materials.** NASA Langley Technical Report Server, 2001.

PASSOS, P. R. A. **Destinação Sustentável de Cascas de Coco Verde: Obtenção de Telhas e Chapas de Partículas.** 2005. 166 f. Tese (Doutorado em Ciências em Planejamento Estratégico) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2005.

POLETTTO, M.; DETTENBORN, J.; DALL'AGNOLI, E.; et al. **Influência do comprimento das fibras nas propriedades mecânicas e térmicas de compósitos de poliestireno e fibras de sisal.** In: 10º Congresso Brasileiro de Polímeros, 2009, Foz do Iguaçu. 10º Congresso Brasileiro de Polímeros, 2009.

RIBEIRO, M.L. **Programa para análise de juntas coladas: compósito/compósito e metal compósito.** 2009. 163f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2009.

ROWELL, R.M. **A new generation of composite materials from agro-based fiber.** In: Prasad, P. N.; Mark, James E.; Fai, Ting Joo, eds. *Polymers and other advanced materials: emerging technologies and business opportunities. Proceedings of the 3d international conference on frontiers of polymers and advanced materials;* 1995. January 16-20; Kuata Lumpur, Malaysia. New York, NY: Plenum Press: 659-665.

ROWELL, R.M.; SANADI, A.R.; CAULFIELD, D.F.; ET AL. **Utilization of Natural Fibers in Plastic Composites: Problems and Opportunities.** In: LEÃO, A.L.; CARVALHO, F.X.; FROLLINI, E. eds. *Lignocellulosic-Plastic Composites*, São Paulo, USP & UNESP, 1997. p. 23-51.

SALAZAR, V. L. P.; CARASCHI, J. C.; LEÃO, A. L. **Avaliação dos produtos de emissão a partir da pirólise de assentos automotivos feitos de fibra de coco e de espuma de poliuretano.** Engenharia Sanitária e Ambiental, 2005. v.10, p.162-166.

SANTOS, A.M. **Estudo de compósitos híbridos polipropileno / fibras de vidro e coco para aplicações em engenharia.** 2006. 90f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica, Setor de Tecnologia) – Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2006.

SILVA, C.G.; BENADUCCI, D.; FROLLINI, E. **Lyocell and cotton fibers as reinforcements for a thermoset polymer.** BioResources, 2011. v. 7, p.78-98.

SOBOLEV, I.; WOYCHESHIN, E. A. **Alumina Trihydrate**. In: KATZ HS, MILEWSKI JV. **Handbook of fillers for plastics**. 1ed. New York, USA: Van Nostrand Reinhold, 1987.

TITA, S. P. S.; PAIVA, J. M. F.; FROLLINI, E. **Resistência ao Impacto e Outras Propriedades de Compósitos Lignocelulósicos: Matrizes Termofixas Fenólicas Reforçadas com Fibras de Bagaço de Cana-de-açúcar**. *Polímeros: Ciência e Tecnologia*, 2002. v. 12, p. 228-239.

TITA V. **Contribuição ao estudo de danos e falhas progressivas em estruturas de material compósito polimérico**. 2003. 193f. Tese (Doutorado em Estrutura Aeronáutica) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2003.

TITA,V. **Projeto e fabricação de estruturas em material compósito polimérico**. Escola de Engenharia de São Carlos. Universidade de São Paulo, 2007.

TITA, V.; CARVALHO, J.; SANTOS, N. C. **Modelagem do comportamento mecânico de materiais compósitos utilizando o método dos elementos finitos**. In: II Congresso Nacional De Engenharia Mecânica (CONEM 2002), 2002b, João Pessoa. Anais do II Congresso Nacional De Engenharia Mecânica, 2002b.

TROITZSCH, J.H. **Overview of flame retardants**. *Chemistry Today*, 1998. v.16, January/February.

VINSON, J.R.; SIERAKOWSKI, R.L. **Behavior of structures composed of composite materials**. Dordrecht: Martins Nijhoff. 1986.

WILLIAMS, K.; VAZIRI, R. **Application of a damage mechanics model for predicting the impact response of composite materials**. *Computer & Structures*. 2001. v. 79, p. 997-1011.