KIM MARTINELI SOUZA GONÇALVES

**Análise numérica e experimental de falhas em
juntas de materiais compósitos tipo *single-lap*
fixadas por parafusos escareados**

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 Ciências.

Área de concentração: Projeto Mecânico

Orientador: Prof. Dr. Jonas de Carvalho

**ESTE EXEMPLAR TRATA-SE DA
VERSÃO CORRIGIDA.**

**A VERSÃO ORIGINAL ENCONTRA-SE
DISPONÍVEL JUNTO AO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA
MECANICA DA EESC-USP.**

São Carlos

2015

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

G635a Gonçalves, Kim Martineli Souza
 Análise numérica e experimental de falhas em juntas
 de materiais compósitos tipo single-lap fixadas por
 parafusos escareados / Kim Martineli Souza Gonçalves;
 orientador Jonas de Carvalho. São Carlos, 2015.

 Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação
 em Engenharia Mecânica e Área de Concentração em
 Projeto Mecânico -- Escola de Engenharia de São Carlos
 da Universidade de São Paulo, 2015.

 1. Compósito. 2. Junta parafusada. 3. Elementos
 finitos. 4. Fibra de carbono. 5. Resina epoxy. 6.
 Critério de Hashin. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **KIM MARTINELI SOUZA GONÇALVES.**

Título da dissertação: "Análise numérica e experimental de falhas em juntas de materiais compósitos tipo *single-lap* fixadas por parafusos escareados".

Data da defesa: 03/06/2015

Comissão Julgadora:

Prof. Associado **Jonas de Carvalho**
(Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

Prof. Dr. **Sergio Henrique Evangelista**
(Universidade Federal de São Carlos/UFSCar)

Prof. Dr. **Marcelo Aparecido Chinelatto**
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica:
Prof. Associado **Gherhardt Ribatski**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:
Prof. Associado **Paulo César Lima Segantine**

Resultado:

Aprovado!

APROVADO

APROVADO

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho aos meus familiares, amigos, docentes e colegas de trabalho que me deram força e incentivo durante todo o período do mestrado.

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais, pelo amor, incentivo, compreensão e conselhos.

Ao Prof. Dr. Jonas de Carvalho, pela paciência e dedicação em me orientar.

À Sabrina, minha namorada, pelo incentivo, companheirismo e dedicação.

Ao Henrique Brum (Carioca) pela ajuda na fabricação dos corpos de prova.

À Equipe EESC USP Baja SAE pelas amizades, oportunidades e lições de vida.

A todos meus amigos de dentro e fora da faculdade que me apoiaram e motivaram durante toda a pós-graduação.

A todos os professores e funcionários da Escola de Engenharia de São Carlos que me apoiaram e me ensinaram.

A Deus pela saúde, família, amigos e oportunidades.

"No que diz respeito ao empenho, ao compromisso, ao esforço, à dedicação, não existe meio termo. Ou você faz uma coisa bem feita ou não faz."

Ayrton Senna

RESUMO

GONÇALVES, Kim Martineli Souza (2014). "Análise numérica e experimental de falhas em juntas de materiais compósitos tipo single-lap fixadas por parafusos escareados". Dissertação de mestrado. Escola de Engenharia de São Carlos. Universidade de São Paulo. São Carlos, 2014.

Este trabalho trata das falhas que podem ocorrer em uniões e juntas de materiais compósitos unidas mecanicamente por parafusos. O compósito de fibra de carbono (tecido) embutido em resina epoxy foi estudado neste trabalho devido ao amplo uso em estruturas de vários segmentos da indústria.

O trabalho apresenta vários critérios de falha, demonstrando as vantagens e desvantagens de cada um para materiais compósitos.

A fabricação dos corpos de provas e os ensaios necessários para obtenção de parâmetros e validação de estruturas são descritos. A resistência da junta mostrou-se muito menor do que a da estrutura de compósito, demonstrando a importância de estudos assim.

Criou-se um modelo numérico utilizando critérios de falhas como o critério de Hashin e o de máxima tensão. Os resultados da simulação de elementos finitos tiveram uma boa relação com os ensaios experimentais e o modelo foi então validado e considerado representativo.

Palavras-chave: compósitos, junta parafusada, elementos finitos, fibra de carbono, resina epoxy, critério de Hashin.

ABSTRACT

GONÇALVES, Kim Martineli Souza (2014). "Numerical and experimental analysis of a single lap countersunk composite fastened joint". Master's Dissertation. Escola de Engenharia de São Carlos. Universidade de São Paulo. São Carlos, 2014.

This work shows failures that can occur in composite mechanically fastened joints. The composite carbon fiber embedded in epoxy resin, used in this study, was chosen due to its wide use in structures of any segment of the industry.

Many failure criteria, showing the advantages and disadvantages for each, regarding composite structures are presented in this work.

Test specimens' manufacturing is described along with required tests for parameter definition and structures validation. The countersunk fastened joint strength is much lower than the composite structure itself, demonstrating the necessity of studies like this.

A numerical model using criteria like Hashin and maximum stress was created. The finite elements' simulation results had a close response to the experimental results and the model was validated and considered representative.

Keywords: composites, fastened joint, bolted joint, FEA, carbon fiber, epoxy resin, Hashin failure criteria.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 - Exemplos das formas de fibras (vidro).....	17
Figura 2.2 - Representação da seção em corte de um compósito.....	18
Figura 2.3 - Categorias de compósitos (Adaptado de DANIEL e ISHAI, 1994).....	18
Figura 2.4 - Comparação de rigidez e resistência entre fibra e matriz (Adaptado de JONES, <i>Mechanics of Composite Materials</i>).....	19
Figura 2.5 - Resistência Específica x Rigidez Específica (Adaptado de JONES, <i>Mechanics of Composite Materials</i>).....	20
Figura 2.6 - Elemento de custo de um ciclo de vida	21
Figura 2.7 - Estado tridimensional de tensões.....	23
Figura 2.8 - Falha interna por ruptura das fibras.....	26
Figura 2.9 - Falha interna por fissuras na matriz.....	26
Figura 2.10 - Falha interna por separação entre fibras e matriz.....	27
Figura 2.11 - Falha por microflambagem e cisalhamento.....	27
Figura 2.12 - a) Tensões geradas na delaminação. b) Modos básicos de delaminação.....	29
Figura 2.13 - Falha por delaminação. a) Representação da delaminação entre as camadas. b) Corpo de prova em ensaio de compressão.....	29
Figura 2.14 - Principais modos de falhas de juntas parafusadas.....	30
Figura 2.15 - Falha por arrancamento (<i>Fastener Pull-through</i>).....	31
Figura 2.16 - Critério de máxima tensão (SOUZA, 2003)	34
Figura 2.17 - Influência da orientação das fibras na resistência da lâmina (SOUZA, 2003).....	35
Figura 2.18 - Envelopes de falhas segundo Tsai-Hill (JANG, 1994).....	39
Figura 2.19 - Superfície de falha pelo critério Tsai Wu para estado plano de tensões (HYER, 1998).....	40

Figura 3.1 - Foco do <i>Handbook</i> (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997).....	48
Figura 3.2 - A pirâmide de testes (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997).....	49
Figura 3.3 - Fibra biaxial utilizada (espessura 0,45 mm).....	50
Figura 3.4 - Processo de fabricação manual (<i>hand lay up</i>).....	51
Figura 3.5 - Corpos de provas laminados no molde com saco de vácuo.....	52
Figura 3.6 - Corpo de prova depois da laminação.....	53
Figura 3.7 - Corpos de provas cortados e lixados (1 a 3 - Ensaio de Tração; 4 e 5 - Ensaio de alargamento; 6 e 7 - Ensaio de Junta Simples).....	53
Figura 3.8 - Problemas na manufatura dos corpos de provas.....	54
Figura 3.9 - Corpo de provas com abas (<i>tabbed specimen</i>) ASTM D3039.....	55
Figura 3.10 - Abas de vidro colada no corpo de provas.....	55
Figura 3.11 - Desenho do corpo de prova para ensaio de alargamento (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997).....	57
Figura 3.12 - Esquemático da montagem da máquina de tração para teste de alargamento (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997).....	58
Figura 3.13 - Desenho de um corpo de provas para teste de Junta Simples (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997).....	59
Figura 3.14 - Corpo de prova com o dobrador.....	60
Figura 3.15 - Dimensão recomendada ISO 10642 para parafusos escareados.....	61
Figura 3.16 - Máquina utilizada para realizar os ensaios.....	61
Figura 3.17 - Extensômetro utilizado.....	62
Figura 3.18 - CPs para teste de tração.....	63
Figura 3.19 - Ensaio de tração. Tensão x Deformação.....	64
Figura 3.20 - CPs para teste de alargamento.....	65
Figura 3.21 - Curva típica de um ensaio de alargamento (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997).....	65

Figura 3.22 - Curvas do ensaio de alargamento.....	66
Figura 3.23 - Corpo de provas durante e após ensaio.....	67
Figura 3.24 - Carga x Tempo em ensaio de junta simples (várias velocidades).....	69
Figura 3.25 - Flexão secundária no ensaio de tração de junta simples.....	69
Figura 4.1 - Diferentes densidades de malha (Adaptado de ABAQUS Doc).....	73
Figura 4.2 - Convergência entre malha de 0,8 mm (esquerda) e 0,1 mm (direita).....	75
Figura 4.3 - Diferença entre malha refinada e malha refinada localmente.....	76
Figura 4.4 - Modo de empilhamento das lâminas.....	77
Figura 4.5 - Condições de contorno utilizadas na simulação.....	78
Figura 4.6 - Resultado da falha de uma junta parafusada no software ABAQUS.....	79
Figura 4.7 - Comparação entre ensaios e simulação (velocidade 4mm/min) - Carga x Tempo.....	80

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1 - Resultados dos ensaios de tração.....	63
Tabela 3.2 - Resultados dos ensaios de alargamento.....	67
Tabela 3.3 - Resultados dos ensaios de junta.....	68
Tabela 4.1 - Resultados das simulações com diferente densidades de malha (adaptado de ABAQUS Doc).....	74
Tabela 4.2 - Resultados da simulação de elementos finitos.....	79

LISTA DE SÍMBOLOS

σ	Tensão [MPa]
ε	Deformação [adimensional]
γ	Ângulo de Cisalhamento [rad]
E	Módulo de Elasticidade ou Young [GPa]
X^T	Resistência Longitudinal à Tração [MPa]
X^C	Resistência Longitudinal à Compressão [MPa]
Y^T	Resistência Transversal à Tração [MPa]
Y^C	Resistência Transversal à Compressão [MPa]
S^L	Resistência Longitudinal ao Cisalhamento [MPa]
S^T	Resistência Transversal ao Cisalhamento [MPa]
α	Coeficiente de contribuição da Tensão de Cisalhamento [adimensional]

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO E OBJETIVOS.....	14
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	16
2.1 Materiais compósitos.....	16
2.1.1 Fibras.....	16
2.1.2 Matrizes.....	17
2.1.3 Uso de compósitos.....	19
2.1.4 Custos.....	20
2.2 Juntas Parafusadas.....	21
2.3 Análise de Tensões e Deformações.....	23
2.4 Falhas em compósitos.....	25
2.4.1 Ruptura das fibras (transversal ou longitudinal).....	25
2.4.2 Fissuras na matriz.....	26
2.4.3 Separação entre as fibras e a matriz (descolamento na interface entre a fibra e a matriz).....	26
2.4.4 Carregamento axial de compressão (Microflambagem e Cisalhamento).....	27
2.4.5 Delaminação (separação entre camadas de um compósito laminado)..	28
2.5 Falha em juntas parafusadas.....	30
2.6 Critérios de Falhas em Compósitos.....	32
2.6.1 Critério da Máxima Tensão.....	33
2.6.2 Critério da Máxima Deformação.....	35
2.6.3 Critério de Hill.....	36
2.6.4 Critério de Tsai Hill.....	37
2.6.5 Critério de Tsai Wu.....	39

2.6.6 Critério de Hashin.....	42
2.6.7 Critério de Falha Tridimensional.....	44
2.6.7.1 LaRC03.....	45
3 PROCEDIMENTOS E TESTES.....	46
3.1 Materiais Utilizados.....	46
3.2 Ensaios.....	47
3.2.1 Handbook - MIL-HDBK-17.....	47
3.2.2 Corpos de provas (CP).....	48
3.2.2.1 Fabricação.....	49
3.2.2.2 CP para Ensaios de Tração.....	54
3.2.2.3 CP para Ensaios de Alargamento (Bearing Test).....	56
3.2.2.4 CP para Ensaio de Junta Simples.....	59
3.3 Máquina de teste.....	61
3.4 Resultados.....	62
3.4.1 Ensaios de Tração.....	62
3.4.2 Ensaios de Alargamento (Bearing Test).....	64
3.4.3 Ensaio de Tração de Junta Simples (Single Lap Test).....	67
4 SIMULAÇÕES.....	70
4.1 Software Utilizado.....	70
4.1.1 Arquivos de saída (Output).....	70
4.2 Modelo.....	71
4.2.1 Tipo de Elemento.....	71
4.2.2 Tamanho do Elemento.....	72
4.2.3 Empilhamento das lâminas.....	76
4.3 Condições de contorno.....	77

4.4 Resultados da Simulação.....	78
5 CONCLUSÕES.....	80
6 REFERÊNCIAS.....	82

1 INTRODUÇÃO E OBJETIVOS

Com o crescimento tecnológico várias estruturas utilizadas atualmente necessitam de novos materiais com combinações de propriedades que não se encontram em ligas metálicas, cerâmicas ou materiais poliméricos. Estruturas usadas no setor aeronáutico, automobilístico e aeroespacial precisam possuir baixo peso, alta resistência, alta rigidez além de resistências à abrasão, a ataques químicos e ao impacto.

Materiais estruturais devem possuir várias características físicas e químicas, mas duas são essenciais para a fabricação de estruturas para que estas mantenham a forma e dimensão sob esforços. Elas são a rigidez e a resistência mecânica.

Alta rigidez significa que o material exibe pequena deformação sob esforços mecânicos elevados, porém dizer que a rigidez é uma característica importante não necessariamente quer dizer que ela tem que ser alta. Muitas vezes uma estrutura precisa ter uma deformação controlada para uma aplicação específica, como molas, instrumentos de medição de deslocamento, carga e pressão.

Pouca resistência mecânica resulta em falhas antecipadas por deformações e esforços mecânicos excessivos, fazendo a estrutura não exercer mais a função desejada. Normalmente quanto mais a resistência mecânica melhor, porém em alguns casos, como a abertura de latas de refrigerante, a falha é controlada e esperada.

Sem um controle dos parâmetros de rigidez e resistência não é possível projetar uma estrutura. Assim um projeto bom significa apenas a utilização correta dos materiais e suas características.

Com a diversificação do uso e a fácil acessibilidade aos materiais utilizados na fabricação de compósitos diferentes técnicas tem sido usadas na fabricação e na montagem de peças de compósito. Fibras ou partículas embutidas em uma matriz de outro material é o melhor exemplo de compósito moderno, usado principalmente como material estrutural.

Naturalmente para qualquer material existe uma inter-relação entre tensão e deformação como segue:

$$\varepsilon = f(\sigma) \quad \text{ou} \quad (1.1)$$

$$\sigma = \varphi(\varepsilon) \quad (1.2)$$

Essas equações especificam a chamada relação constitutiva, ou sejam, são equações constitutivas. Elas introduzem o conceito para se modelar um material ideal essencial para o estudo de um problema real.

Laminados são materiais compósitos onde várias camadas de um material dão a principal característica do compósito e têm uma função específica para exercer. Os materiais usados como reforços suportam os grandes esforços e devem portanto ter as propriedades desejáveis.

O objetivo deste trabalho é gerar um modelo numérico virtual e compará-lo com modelos reais seguindo alguns critérios de falhas e normas para juntas de compósito parafusadas usadas na indústria aeroespacial, aeronáutica e automobilística. A pesquisa sobre juntas parafusadas de compósito cresceu muito nos últimos anos e artigos e outros trabalhos publicados são, a maioria, de pesquisadores fora do Brasil.

As juntas parafusadas de estruturas metálicas já são bem conhecidas, mas a natureza ortotrópica ou anisotrópica dos materiais compósitos criam a necessidade de novas ferramentas para simulação. A previsão de esforços e falhas nas estruturas durante a fase de projeto é de extrema importância do ponto de vista econômico, podendo gerar reduções no custo do ciclo de vida do produto.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Materiais compósitos

O termo compósito significa a combinação de materiais que diferem em composição e/ou forma em uma escala macroscópica, onde geralmente podem ser identificados visualmente e exibem uma interface entre eles. Os constituintes mantêm suas características, ou seja, eles não se dissolvem ou se fundem completamente, mas atuam de forma combinada (JONES; ROBERT M., 1999, p. 2).

Nos materiais compósitos poliméricos reforçados com fibras, polímeros (matrizes) e fibras (reforços) com algumas propriedades físicas e mecânicas desejáveis são combinados, resultando em um material com propriedades superiores.

2.1.1 Fibras

As fibras são materiais filamentosas, podendo ser naturais ou artificiais. Elas são os elementos básicos para formar tecidos e outras estruturas têxteis. São usadas como reforços e por isso, geralmente, possuem alto Módulo de Elasticidade e alta Resistência à Tração em uma direção. Esses reforços “adicionam” rigidez à peça e principalmente previne a propagação de trincas. Carbono, vidro, Aramida, Nylon, poliéster, titânio, boro são exemplos de materiais usados na forma de fibras como reforços estruturais para materiais compósitos. Os reforços podem ter as seguintes geometrias (vide Figura 2.1):

- Particulado: são caracterizados por partículas dispersas com formas de esfera, elipse ou escamas, e podem ser maciças ou ocas. Essas partículas podem ser constituídas de materiais metálicos como o chumbo, o alumínio e o cobre, ou não-metálicos, como o vidro, aramida.
- Fibras descontínuas: São fibras curtas que podem possuir comprimentos longos comparados ao seu diâmetro e podem ser orientadas segundo uma direção ou serem dispersas randomicamente na matriz.
- Fibras uni-direcionais e Tecidos (multi-direcionais) - Uma forma mais

avançada para fabricação de materiais compósitos, no qual as fibras contínuas podem ter uma direção ou ainda serem entrelaçadas para formar uma malha, que possuem resistência nas duas direções ao invés de um só como nas fibras uni-direcionais. Geralmente se utiliza várias camadas do tecido para formar uma peça, e cada camada pode ter uma orientação de acordo com os esforços que essa peça sofrerá.

Figura 2.1 - Exemplos das formas de fibras (vidro)

2.1.2 Matrizes

As matrizes são essencialmente materiais homogêneos nos quais as fibras são embutidas e possuem as mais variadas exigências. Elas devem manter as fibras na posição e orientação desejadas, separando as fibras para evitar abrasão. As matrizes também precisam distribuir os esforços entre as fibras quando estão na direção destas e resistem no caso dos esforços transversais às fibras, mesmo possuindo baixa resistência. Em casos específicos esses materiais devem proteger também as fibras do ambiente, de ataques químicos, resistir a temperatura e a umidade, serem isolantes ou condutoras. Resinas vinílicas, poliéster, epóxi e outros plásticos são exemplos de materiais usados como matrizes poliméricas.

Figura 2.2 - Representação da seção em corte de um compósito

Os materiais compósitos são classificados em três categorias principais, de acordo com o tipo, geometria e orientação do reforço, como é mostrado na Figura 2.3.

Figura 2.3 - Categorias de compósitos (Adaptado de DANIEL e ISHAI, 1994)

2.1.3 Uso de compósitos

O uso de materiais compósitos foi um advento que permitiu a aviação comercial em poucos anos trocar os aviões motorizados para aviões com turbinas devido a performance superior e aos baixos custos de manutenção (JONES; ROBERT M., 1999, p. 26). O nome compósito avançado é muito utilizado na indústria para distinguir os materiais compósitos que possuem rigidez e resistência muito altas, como os reforços de boro e carbono, de outros materiais com rigidez e resistência mais baixas como fibras naturais, fibra de vidro, etc.

Alguns compósitos podem ser fabricados com a mesma rigidez e resistência de um aço estrutural e ainda ser 70% mais leve ou ainda 3 vezes mais resistente que os alumínios usados em aeronaves com apenas 60% do peso equivalente (JONES; ROBERT M., 1999, p. 26).

É importante entender a contribuição para o material compósito como um todo de cada um de seus constituintes, matriz e fibras que contribuem diretamente para as propriedades finais de resistência e rigidez do material, mas também o modo de fabricação considerando os ângulos da fibra dentro da matriz em cada uma de suas lâminas. Na figura 2.4 pode-se ver a influência dos elementos bem como do método de empilhamento das lâminas no laminado.

Figura 2.4 - Comparação de rigidez e resistência entre fibra e matriz (Adaptado de JONES, *Mechanics of Composite Materials*, 1999, p.28)

Pode-se notar, como dito anteriormente, que as fibras unidirecionais usadas em compósitos avançados possuem alta rigidez e alta resistência mecânica. Embutindo essas fibras em uma matriz, que é um material tipicamente de baixa rigidez e baixa resistência mecânica, fabrica-se uma lamina unidirecional. Esta por sua vez possui diferenças enormes de rigidez em diferentes direções de atuação. Paralelamente às fibras tem-se a maior rigidez e resistência, enquanto perpendicular (90°) tem-se a menor rigidez e resistência com algumas variações. Alguns tipos de fibras podem fazer com que a 60° seja a menor rigidez do compósito.

Uma forma de expressar a eficácia da rigidez e resistência de um material é fazendo a razão entre essa característica e a densidade (peso/volume). Esses valores são chamados de resistência específica e rigidez específica (os dois com dimensão de comprimento).

Figura 2.5 - Resistência Específica x Rigidez Específica (Adaptado de JONES, *Mechanics of Composite Materials*, 1999, p.28)

2.1.4 Custos

Os materiais compósitos tiveram seu custo diminuído conforme a produção em larga escala ficou mais eficiente e novas tecnologias de produção foram sendo

introduzidas. O preço passou de algumas centenas de dólares por kg (\$600~800/kg) do material no começo dos anos 70 para \$40/kg nos anos 90 (JONES; ROBERT M., 1999, p. 31). Em uma estrutura, porém, o custo da matéria prima é geralmente apenas uma pequena parte do custo total do ciclo de vida desse produto.

O custo operacional e de manutenção em estruturas de compósito são menores que as estruturas metálicas e portanto, o custo inicial da matéria prima apenas não pode ser usado como base para decisão. Os custos operacionais são compostos de itens como combustível e outros consumíveis. Os custos de manutenção envolvem logicamente o preço das manutenções, mas também a quantidade de manutenções em um dado período. Esses itens tornam estruturas fabricadas em compósitos mais rentáveis que estruturas metálicas.

Figura 2.6 - Elemento de custo de um ciclo de vida

2.2 Juntas Parafusadas

Estruturas aeronáuticas são aplicações ideais para materiais compósitos laminados. Essas estruturas devem possuir alto módulo de elasticidade, baixo coeficiente de expansão térmica e estabilidade dimensional. Compósitos de alta performance satisfazem esses requerimentos oferecendo ainda baixa densidade reduzindo muito a massa final das peças.

Considerando que a maioria dessas estruturas contém juntas devido a restrições de fabricação e montagem ou ainda para manutenção e usabilidade, as juntas mecanicamente parafusadas oferecem varias características que as tornam superiores na junção de compósitos laminados. Entre essas características estão a facilidade de fabricação, o que reduz custo, e a possibilidade de desmontagem das peças, porém geram esforços concentrados que enfraquecem e diminuem a rigidez

da estrutura, e parafusos e rebites metálicos aumentam o peso da estrutura de compósito.

A maioria dos reforços usados apresentam comportamento mecânico frágil, tornando essas estruturas laminadas altamente ortotrópicas, aumentando assim as concentrações de tensões que devem ser levadas em conta ao projetar uma junta de compósito. A eficiência das juntas de compósitos são bem menores que nas juntas de materiais metálicos (AGARWAL; B. D.; BROUTMAN; L. J., 1990). Assim, a junta, representa a parte crítica da estrutura de compósito e, portanto, é o projeto dela que vai determinar grande parte do custo e do peso da estrutura.

Juntas parafusadas tem sido usadas extensivamente em aeronaves desde o começo da aviação e mesmo hoje em dia com as peças de compósito continuam com um papel importante nas estruturas aeronáuticas. A interação entre as partes das juntas pode ser complexa devido a dificuldade inerente de se prever o comportamento de materiais compósitos, ainda mais com concentrações de tensões resultantes dos furos das juntas e também devido ao comportamento de muitos parâmetros difíceis de se prever, como o coeficiente de atrito, pré carga e folga da junta. Isso deve ser estudado com uma grande quantidade de testes experimentais com o intuito de validar estatisticamente os modelos virtuais, o que consome muito tempo e dinheiro.

Muitos estudos já foram realizados nesta área para se desenvolver modelos matemáticos aproximados que são de “rápida” solução numérica, ou seja, convergem para uma solução rapidamente. EKH e SCHÖN (2008) desenvolveram um modelo unidimensional composto de elementos estruturais podendo simular os efeitos de atrito, pré-carga e folga do parafuso.

Outros modelos, bidimensionais, de elementos finitos foram desenvolvidos para o estudo das juntas. Estes consideravam os parafusos, superfícies rígidas e o compósito como elementos de casca. Embora sejam modelos fáceis e rápidos de serem elaborados e calculados, eles não representavam com profundidade a interação complexa da junta já que os materiais compósitos são compostos de camadas com uma interação própria.

2.3 Análise de Tensões e Deformações

Para entender os mecanismos de falha de um material, primeiramente é preciso analisar como é o estado de tensões em um ponto. Considerando um meio contínuo, pode-se descrevê-lo pelo tensor $T = \sigma_{ij}$ que possui nove componentes de tensão, onde $i, j = 1, 2, 3$, como ilustrado na figura 2.7. Similarmente, o estado de deformações é descrito pelos nove componentes de deformação, ε_{ij} . Tem-se assim a partir das equações constitutivas (Eq. 1.1 e 1.2) as seguintes relações:

Figura 2.7 - Estado tridimensional de tensões e deformações

$$\sigma = \begin{pmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{21} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{31} & \sigma_{32} & \sigma_{33} \end{pmatrix} \quad \varepsilon = \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} & \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{21} & \varepsilon_{22} & \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} & \varepsilon_{32} & \varepsilon_{33} \end{pmatrix} \quad (2.1, 2.2)$$

A lei de Hooke generalizada expressa a relação linear elástica entre os componentes de tensões e deformações. Através das equações a seguir, escritas em notação indicial, pode-se ver essa relação.

$$\sigma_i = C_{ij} \varepsilon_j \Leftrightarrow C_{ij}^{-1} \sigma_j, \quad \text{onde } i, j = 1, 2, 3, 4, 5, 6 \quad (2.3)$$

Na forma de matriz é melhor visualizada a matriz de rigidez C_{ij} , e a matriz de flexibilidade C_{ij}^{-1} , que são muito usadas em materiais ortotrópicos e anisotrópicos

devido a diferença de rigidez em cada direção principal.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Os valores γ são as variáveis de engenharia para deformação por cisalhamento. Pode ser usado muitas vezes o estado plano de tensões para materiais compósitos, devido a espessuras pequenas quando comparadas às outras dimensões. Porém no caso das juntas parafusadas uma análise tridimensional é necessária para identificar as tensões em cada lâmina. Por isso, modelos analíticos são pouco usados devido a complexidade das matrizes, tornando o método numérico uma opção viável.

Materiais ortotrópicos têm três planos ortogonais de simetria. Considerando os vetores bases ($\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3$) que são normais aos planos de simetria tem-se uma transformação de coordenadas como segue:

$$\begin{bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ \epsilon_{zz} \\ 2\epsilon_{yz} \\ 2\epsilon_{zx} \\ 2\epsilon_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & -\frac{\nu_{zx}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & -\frac{\nu_{zy}}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{xz}}{E_x} & -\frac{\nu_{yz}}{E_y} & \frac{1}{E_z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{yz}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{zx}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Onde:

- E_i é o módulo de Young no eixo i
- G_{ij} é o módulo de cisalhamento na direção j no plano normal a direção i
- ν_{ij} é o módulo de Poisson que corresponde à contração na direção j quando uma extensão é aplicada na direção i

2.4 Falha em compósitos

Falha em compósitos, diferente de metais, é um processo complexo de vários estágios. Existem vários mecanismos de falhas em materiais compósitos. A definição de “falha” em um elemento estrutural corresponde como sendo o momento em que o mesmo não pode mais desempenhar a função para a qual foi projetado. A falha pode ser iniciada por um dos modos de falha, porém a propagação e ruptura final podem ser em modos diferentes (MATTEWS; F. L., RAWLINGS; R. D., 1994).

Existem modos de falha intralaminares que são os danos na matriz, na fibra ou na interface matriz-fibra, e danos interlaminares que correspondem ao fenômeno de delaminação onde ocorre a separação de duas lâminas adjacentes.

Materiais compósitos possuem particularidades exatamente pela natureza de ser composto por dois ou mais materiais. Os laminados são construídos a partir de lâminas distintas e por isso é importante entender como funciona a distribuição de cargas através das lâminas. Também é importante compreender e distinguir as falhas na matriz das falhas dos reforços.

Podem ocorrer falhas internas no material compósito sem que estas acarretem alterações no comportamento mecânico da estrutura e/ou em sua aparência como um todo. Na maioria dos casos, a falha de uma estrutura de compósito inicia internamente, porém somente após alguma propagação uma alteração no comportamento e na aparência da estrutura pode ser percebida. Segundo AGARWAL e BROUTMAN (1990), as falhas internas a seguir podem ocorrer de diversas formas, isoladamente ou simultaneamente. As falhas serão mostradas primeiramente em relação à lâmina e posteriormente ao laminado.

2.4.1 Ruptura das fibras (transversal ou longitudinal)

Essa falha intralaminar ocorre quando a resistência a tração da fibra é baixa ou inadequada para os esforços aplicados. Fibras naturais em matrizes poliméricas podem apresentar essa falha devido à baixa resistência de tração da fibra comparada à resistência da matriz. Por isso a falha por tração das fibras em compósitos avançados é rara. Um carregamento trativo em uma direção diferente da

principal não qualifica como falha das fibras por tração.

Figura 2.8 - Falha interna por ruptura das fibras

2.4.2 Fissuras na matriz

Esta falha intralaminar ocorre quando a resistência a tração da matriz é muito baixa para a aplicação podendo haver a formação do mecanismo de “Fiber Bridging”, quando o compósito possui fibras frágeis de alta resistência e as matrizes são dúcteis e interface forte. Deste modo a fissura se propaga pela matriz e a fibra resiste aos esforços como se fosse uma ponte entre as duas superfícies da matriz fraturada. Isso faz com que a fronteira da fissura tenha regiões com concentração de tensão até mesmo fora do plano de propagação.

Figura 2.9 - Falha interna por fissuras na matriz

2.4.3 Separação entre as fibras e a matriz (descolamento na interface entre a fibra e a matriz)

Quando a interface entre reforço e matriz não é suficientemente forte, ocorre o *debonding* ou desprendimento entre a fibra e matriz. Dessa forma, a fissura continuará se propagando sem necessariamente romper a fibra. Muitas vezes a escolha inadequada do polímero (matriz) para um determinado reforço (fibras) pode acarretar essa falha.

Figura 2.10 - Falha interna por separação entre fibras e matriz

2.4.4 Carregamento axial de compressão (Microflambagem e Cisalhamento)

Quando um compósito é carregado axialmente, são geradas instabilidades, como em corpos metálicos esbeltos já que a fibra possui dimensões muito pequenas comparadas ao seu comprimento e são difíceis de prever. Uma das falhas quando carregado axialmente é a microflambagem, uma deformação das fibras da lâmina no sentido perpendicular a elas. Essa falha pode ocorrer na estrutura como um todo ou em partes específicas em fibras individuais. Em painéis do tipo “sanduíche” (ex. *Honeycomb*), a superfície externa pode “enrugar” quando submetida a esforços compressivos e assim ocorre o destacamento entre as camadas, geralmente com tensões muito abaixo da tensão de ruptura.

Também sob carregamento axial pode ocorrer o cisalhamento das fibras e matriz, por causa da distribuição de esforços.

Figura 2.11 - Falha por microflambagem e cisalhamento

Todas essas falhas internas não levam em consideração defeitos de fabricação que também são muito comuns devido ao nível tecnológico requerido para se produzir estruturas em materiais compósitos.

Carregamentos fora do plano criam tensões flexivas que normalmente em metais é considerado a compressão em uma face, tração na outra e cisalhamento no centro, mas em laminados é um pouco mais complexo. Falhas por flexão devem levar em consideração o cisalhamento no centro do painel, delaminações entre lâminas centrais e externas, além de falhas externas (por tração e compressão).

Diversos fatores influenciam na falha do material, tais como a natureza e sentido do esforço aplicado, propriedades físicas, químicas e mecânicas das fibras e da matriz, processo de fabricação, configuração do material, temperatura de trabalho, e o percentual de fibras e de vazios no material. Os efeitos desses danos internos sobre o comportamento macroscópico da estrutura somente são observados a partir de uma mudança sensível no seu desempenho. No entanto, em muitos casos o comportamento da estrutura é alterado antes mesmo de uma falha macroscópica.

2.4.5 Delaminação (separação entre camadas de um compósito laminado)

Os mecanismos de falhas em compósitos se assemelha ao dos metais quanto à evolução do processo, ou seja, a falha nos materiais compósitos inicia-se por mecanismos microscópicos (danos intralaminares vistos anteriormente) para depois então ocorrer os mecanismos macroscópicos (falha interlaminar como a delaminação). Normalmente o processo de falha se inicia nas lâminas orientadas a 90° em relação aos carregamentos. Após o aparecimento do primeiro dano, o carregamento na estrutura é redistribuído provocando o aparecimento de mais regiões danificadas na mesma lâmina ou em outras lâminas. Esse processo ocorre sucessivamente até que essas regiões danificadas se unam, formando assim uma fissura discreta. As bordas das fissuras que se formam em uma lâmina encontram lâminas adjacentes com ângulos de orientação diferente. Então, as tensões de cisalhamento interlaminares aumentam rapidamente e fazem com que o laminado comece a delaminar. Com o incremento de carregamento o número de delaminações aumenta em quantidade e se propaga pela estrutura. As falhas interlaminares são provocadas por tensões de cisalhamento interlaminares e tensões normais que provocam a separação das lâminas adjacentes.

Figura 2.12 - a) Tensões geradas na delaminação. b) Modos básicos de delaminação

Na figura 2.13 pode-se ver um corpo de prova submetido a compressão, que gera esforços cisalhantes nas lâminas ocasionando assim a delaminação, junto a outros modos de falha, como a falha por cisalhamento devido a microflambagem.

(a)

(b)

Figura 2.13 - Falha por delaminação. a) Representação da delaminação entre as camadas. b) Corpo de prova em ensaio de compressão

2.5 Falhas em juntas parafusadas

A ocorrência de um modo de falha particular depende principalmente na geometria da junta e no *lay-up* das fibras. Juntas parafusadas podem falhar em vários modos como visto na Figura 2.14. Os modos de falha são influenciados pelo diâmetro do parafuso, largura do laminado, distância do furo à borda e espessura do compósito. O tipo de parafuso também afeta a junta para modos de falhas particulares.

Neste estudo será demonstrada a utilização de juntas de compósitos parafusadas com parafusos de cabeça chata (escareado) devido ao amplo uso deste em estruturas aeronáuticas já que o perfil da cabeça que não fica externa à estrutura, porém que necessita de um chanfro no furo, aumentando assim o diâmetro do furo e a proximidade deste à borda.

A haste (região sem rosca) do parafuso utilizado na junta de compósitos deve estar em contato com o furo do compósito e não a região da rosca, pois a rosca poderia causar uma falha pela concentração de tensão devido à menor área de contato. Parafusos comerciais podem não estar disponíveis de acordo com a configuração do projeto, e portanto um outro estudo deve ser realizado para identificar a influência da rosca na resistência da junta.

Figura 2.14 - Principais modos de falhas de juntas parafusadas

A falha por tração ocorre quando o diâmetro do parafuso é uma parte

significativa da largura da estrutura. A razão entre diâmetro e largura (d/w) de 0,25 ou maior em compósitos quasi-isotrópicos de carbono/*epoxy* é um valor suficiente para causar essa falha. A falha é caracterizada pelo rompimento das fibras na direção principal dos esforços.

A falha por cisalhamento está relacionada com a distância entre o furo e a borda da estrutura, além do reforço falhar na direção perpendicular à principal. Esta falha pode se iniciar perto da borda da estrutura ao invés de próximo ao parafuso.

O alargamento se caracteriza por um afrouxamento do parafuso causado por deformações plásticas na face interna do furo devido a esforços excessivos ou por ciclos altos. Esse alargamento, embora a junta não tenha se perdido, pode ser considerado uma falha de modo que a rigidez da junta foi perdida, e a estrutura não poderá exercer a mesma função.

Existe também a falha por arrancamento (*pull-through*), quando a cabeça do parafuso atravessa todas as camadas do laminado assim que ele flexiona. Essa falha é muito específica do tipo de parafuso de cabeça chata (escareado) que será apresentado nesse estudo.

Figura 2.15 - Falha por arrancamento (*Fastener Pull-through*)

Todas essas falhas podem variar de acordo com a geometria e principalmente com o modo de empilhamento as lâminas. Mudando a sequência de empilhamento dos ângulos das fibras embutidas na matriz, muda-se a resistência da estrutura como um todo. Um modo combinado de falhas pode ocorrer, porém isso não deve acontecer quando se está analisando corpos de provas seguindo o padrão do *Handbook* descrito mais adiante neste estudo.

2.6 Critérios de Falhas em Compósitos

Os critérios de falhas são processos matemáticos definidos com o objetivo de estimar os efeitos causados por esforços aplicados em uma estrutura, mostrando se existe ou não a incidência de uma falha na peça estudada. De acordo com Carvalho (1996), os critérios de falhas são classificados nos seguintes grupos:

- Limites: critérios em que se verifica os limites do material, não considerando as interações entre as tensões ou deformações;
- Interativos: critérios que utilizam-se das interações entre as componentes de tensões e deformações;
- Híbridos: combinações de critérios diferentes;
- Micromecânicos: critérios baseados nos micromecanismos de falha;
- Mecanismos de fratura: critérios baseados na aplicação dos conceitos de mecânica da fratura em materiais compósitos;
- Mecanismos de dano: critérios descritos matematicamente a partir de vários tipos de danos observados em compósitos;
- Fenomenológicos: critérios que utilizam a observação dos fenômenos relacionados ao comportamento dos compósitos.

Em materiais compósitos, juntamente com o critério de falha utilizado, deve-se definir o que será considerado como falha da estrutura. Como visto anteriormente, a falha na estrutura está relacionada com a função dessa estrutura, não atendendo mais os requisitos para os quais essa estrutura foi projetada. Deste modo existem dois métodos de se definir a falha do material. Pode-se considerar que a estrutura falhou quando a primeira lâmina falha (FPF), ou seja, a estrutura não desempenhará a mesma função se apenas uma lâmina falhar, por exemplo em vasos de pressão que pode ocorrer uma trinca na matriz do laminado após uma das lâminas falharem e essa estrutura não suportará mais pressão, portanto falhou. E pode-se considerar também que a estrutura falhou completamente quando a última lâmina falha (LPF). Um exemplo para isso são as estruturas parafusadas, que podem manter a fixação da estrutura mesmo depois de várias lâminas terem se rompido. Nos gráficos dos ensaios é possível ver esse fenômeno. A escolha do

métodos FPF é mais conservadora, visto que a distribuição de tensões tridimensionais pode variar muito entre as lâminas e não necessariamente a estrutura perde sua resistência após uma lâmina falhar.

2.6.1 Critério da Máxima Tensão

O critério da máxima tensão não considera as interações existentes entre os componentes tensoriais e determina que ocorre a falha se qualquer das tensões atuantes nos eixos principais do material exceder o limite correspondente de resistência (obtido no ensaio de tração). A condição de falha, portanto, ocorre quando uma das três condições (equações 2.6 a 2.8) seja satisfeita:

$$\sigma_i \geq X_i^T \quad , \text{ onde } i = 1, 2, 3 \quad (2.6)$$

$$\sigma_i \leq -X_i^C \quad , \text{ onde } i = 1, 2, 3 \quad (2.7)$$

$$|\sigma_{ij}| \geq S_{ij} \quad , \text{ onde } i = 1, 2, 3 \text{ e } i \neq j \quad (2.8)$$

No estado plano de tensões, o critério da máxima tensão no compósito tem cinco limites, cada um corresponde a um dos cinco modos de falha fundamentais, que são a tração e compressão nas direções principais do corpo e cisalhamento no plano. Se qualquer um desses limites é excedido pela tensão correspondente nos eixos principais, considera-se a ocorrência da falha. A falha pode ocorrer também quando há uma combinação de dois ou mais desses modos de falha.

De acordo com AGARWAL e BROUTMAN (1990), o comportamento do material frente às tensões de cisalhamento referentes aos eixos principais, independe do sinal dessas tensões, sendo considerado assim somente os valores absolutos.

Figura 2.16 - Critério de máxima tensão para estado plano de tensões (SOUZA, 2003)

Considerando a orientação das fibras para esse critério de falha, as fibras que não estão alinhadas com a carga aplicada, ou ainda, a carga aplicada forma um ângulo (θ) em relação às fibras da lâmina, obtêm-se as tensões nas direções principais do material através da matriz de transformação $[T]$, equação 2.11, possibilitando a utilização do critério.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}; \quad (2.9) \quad \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{1}{2}\gamma_6 \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{1}{2}\gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

A variação da resistência em uma lâmina unidirecional, em função do ângulo de orientação θ das fibras com relação à direção da tensão aplicada σ_x são observadas em três diferentes curvas, que correspondem a três modos de falha do critério: falha das fibras, falha por cisalhamento no plano da lâmina e falha transversal às fibras.

Figura 2.17 - Influência da orientação das fibras na resistência da lâmina (SOUZA, 2003)

A falha então ocorre por tração ou compressão longitudinal se o ângulo θ em relação à carga aplicada for pequeno, por tração ou compressão transversal quando o ângulo θ se aproxima de 90° e por cisalhamento no plano para ângulos intermediários.

2.6.2 Critério da Máxima Deformação

Análogo ao da máxima tensão, o critério da máxima deformação, para o estado plano de deformações na lâmina, também possui cinco limites que correspondem a cinco modos de falhas fundamentais. Se um desses limites é excedido, ocorre a falha:

$$\varepsilon_i \geq \hat{\varepsilon}_{iT} \quad , \text{ onde } i = 1, 2 \quad (2.12)$$

$$\varepsilon_i \leq -\hat{\varepsilon}_{iC} \quad , \text{ onde } i = 1, 2 \quad (2.13)$$

$$|\gamma_{12}| \geq \hat{\gamma}_{12} \quad (2.14)$$

Lâminas de resina epóxi e reforços de fibra de vidro possuem um comportamento linear elástico até a ocorrência da falha, segundo Agarwal e Broutman (1990), e os critérios da máxima tensão e da máxima deformação podem

ser correlacionados com algumas diferenças entre os coeficientes de Poisson. Nos casos onde o comportamento do material não apresenta um comportamento linear elástico até a sua falha, os dois critérios são independentes e devem ser aplicados separadamente, pois ocorrerá grandes diferenças nas estimativas. Segundo Matthews e Rawlings (1994), que citam o fenômeno da não-linearidade provocada por tensões de cisalhamento no plano, comparando com ensaios experimentais, o critério da máxima deformação apresenta melhores resultados que o da máxima tensão.

2.6.3 Critério de Hill

O critério de Hill (1950) é baseado no critério de escoamento de Von Mises, mas para materiais anisotrópicos usa uma generalização do comportamento em escoamento de metais dúcteis inicialmente isotrópicos, que nos casos de grandes deformações, tendem a apresentar sua estrutura cristalina alinhada na direção do esforço, tornando o comportamento anisotrópico (ROWLANDS, 1985). O critério tem sua equação, na forma quadrática, em termos dos componentes de tensão considerando as interações entre as tensões e ser invariável ao sistema de coordenadas. É aplicável aos materiais anisotrópicos e ortotrópicos na seguinte forma da equação 2.15:

$$F(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + G(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + H(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + 2L\sigma_{23}^2 + 2M\sigma_{13}^2 + 2N\sigma_{12}^2 = 1 \quad (2.15)$$

Os coeficientes F, G, H, L, M, N são parâmetros do material anisotrópico. Eles são determinados pelas tensões de escoamento nas direções principais do material (X, Y e Z sendo as tensões normais nas direções 1, 2 e 3 respectivamente). Substituindo tem-se:

$$\frac{1}{X^2} = G + H \quad 2F = \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{X^2} \quad (2.16)$$

$$\frac{1}{Y^2} = H + F \Leftrightarrow 2G = \frac{1}{Z^2} + \frac{1}{X^2} - \frac{1}{Y^2} \quad (2.17)$$

$$\frac{1}{Z^2} = F + G \quad 2H = \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2} \quad (2.18)$$

As tensões limites de escoamento em cisalhamento nos planos principais (1,3; 1,2; 2,3) são S_{13} , S_{12} , S_{23} e tem-se os outros índices (L, M e N):

$$2L = \frac{1}{S_{23}^2} \quad (2.19)$$

$$2M = \frac{1}{S_{13}^2} \quad (2.20)$$

$$2N = \frac{1}{S_{12}^2} \quad (2.21)$$

Os coeficientes do critério de Hill (F, G, H, L, M, N) são determinados a partir das resistências normais e de cisalhamento, e assim o critério pode analisar a magnitude de tensões atuantes que causam a falha do material, para qualquer estado de tensões aplicado. Reescrevendo as equações e considerando o estado plano de tensões, tem-se:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 - \left(\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2}\right) \sigma_1 \sigma_2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad (2.22)$$

Em materiais isotrópicos os valores de X, Y e Z são iguais, e portanto, o critério remete a Von Mises. No caso de compósitos reforçados unidirecionalmente, $G = H$ e $M = N$. Embora não seja comum a aplicação do critério de Hill na análise de materiais compósitos seu conceito é base de vários critérios de resistência para estes materiais. Porém, como muitos dos critérios de falhas interativos, ele não identifica o modo de falha.

2.6.4 Critério de Tsai Hill

Como no critério anisotrópico de escoamento de Hill, de acordo com Azzi e Tsai (1965) um critério de falha, para materiais especificamente ortotrópicos transversalmente isotrópicos, foi criado. Considerando o critério de Hill resultante para estado plano de tensões, foi simplificado para o caso de compósitos reforçados com fibras, onde o material é considerado transversalmente isotrópico, tendo $Y = Z$,

com este critério denominado de Tsai Hill:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2}\right) + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad (2.23)$$

onde σ_1 e σ_2 são tensões de tração. Percebe-se que o critério de Tsai Hill quantifica a desigualdade entre tração e compressão do material, ou seja, quando as tensões normais σ_1 e/ou σ_2 são de compressão, as tensões de resistência correspondentes à compressão devem ser utilizadas. Rearranjando as equações do critério de Tsai Hill, pode ser representado:

Para σ_1 e $\sigma_2 > 0$ (primeiro quadrante)

$$\frac{\sigma_1^2}{X_T^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_T^2} = 1 - \frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2} \quad (2.24)$$

Para $\sigma_1 < 0$, $\sigma_2 > 0$ (segundo quadrante)

$$\frac{\sigma_1^2}{X_C^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_C^2} = 1 - \frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2} \quad (2.25)$$

Para σ_1 e $\sigma_2 < 0$ (terceiro quadrante)

$$\frac{\sigma_1^2}{X_C^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_C^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_C^2} = 1 - \frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2} \quad (2.26)$$

Para $\sigma_1 > 0$, $\sigma_2 < 0$ (quarto quadrante)

$$\frac{\sigma_1^2}{X_T^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y_C^2} + \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_T^2} = 1 - \frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2} \quad (2.27)$$

Combinando as equações 2.24 a 2.27 obtêm-se os envelopes de falha para diferentes valores de σ_{12}/S_{12} , como mostrado na Figura a seguir:

Figura 2.18 - Envelopes de falhas segundo Tsai-Hill (JANG, 1994)

Pelo gráfico vê-se um aumento da tensão de cisalhamento resultando numa contração do envelope de falha e fazendo com que a falha ocorra sob combinações de tensões normais inferiores. Tsai-Hill considera as interações entre os componentes de tensão, mas é variante ao sistema de coordenadas. Assim, quando as tensões atuantes estão em direções diferentes das principais, utiliza-se a transformação dada pela equação da lei generalizada de Hooke para possibilitar a utilização do critério.

2.6.5 Critério de Tsai Wu

Alguns critérios de falha são formulados utilizando “tensores de resistência”, que permitem transformações do sistema de coordenadas. Dois dos primeiros autores a usar esses tensores são Gol’denblat e Kopnov (1965), que propuseram:

$$\left(F_i \sigma_i\right)^{\alpha} + \left(F_{ij} \sigma_i \sigma_j\right)^{\beta} + \left(F_{ijk} \sigma_i \sigma_j \sigma_k\right)^{\gamma} + \dots = 1 \quad (2.28)$$

Os coeficientes F_i , F_{ij} e F_{ijk} são componentes do tensor de 2ª, 4ª e 6ª ordem respectivamente e são calculados a partir das tensões de falha uniaxiais e biaxiais, e os parâmetros α , β e γ são obtidos de resultados experimentais. A forma quadrática desta equação muito utilizada é a do critério de Tsai e Wu para materiais anisotrópicos. A hipótese básica deste critério de resistência é a existência de uma superfície de falha no espaço de tensões, dada pela seguinte equação:

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad \text{onde } i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (2.29)$$

Os termos lineares das tensões ponderam as diferenças entre as resistências de tração e compressão. A equação 2.29 descreve um elipsóide no espaço de tensões. Além disso, F_{ij} (com $i \neq j$) são constantes de interação entre os componentes de tensões, e a magnitude de seus valores indica o grau dessa interação. Os termos de ordem superior ($F_{ijk} \sigma_i \sigma_j \sigma_k$) são ignorados no critério Tsai Wu por não serem práticos, pois o número de componentes em um tensor de 6ª ordem é muito elevado.

As magnitudes dos termos de interação devem satisfazer:

$$F_{ii} F_{jj} - F_{ij}^2 \geq 0 \quad \text{onde } i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (2.30)$$

Geometricamente, esta condição impõe que a superfície de falha intercepte cada eixo no espaço de tensões, e que a superfície de falha seja “fechada” (elipsóide) e não “aberta” (hiperbólica ou parabólica) de acordo com TSAI e WU (1971).

A figura 2.19 apresenta uma superfície típica de falha estimada pelo critério de Tsai Wu para um compósito unidirecional, e por isso, é representado por um elipsóide longo e delgado, indicando a superioridade da resistência do material na direção das fibras e a resistência inferior da matriz.

Figura 2.19 - Superfície de falha pelo critério Tsai Wu para estado plano de tensões (HYER, 1998)

A resistência de um material ortotrópico, submetido a tensões de

cisalhamento puro com relação ao sistema de coordenadas principais, é independente do sinal da tensão de cisalhamento (HYER, 1998). Portanto, todos os coeficientes dos termos lineares da equação para i ou j igual a 6 sejam nulos, ou seja, $F_6, F_{16}, F_{26} = 0$. Os outros coeficientes, exceto F_{12} , são obtidos aplicando-se condições de carregamento nas lâminas unidirecionais.

Teoricamente, um único par de valores σ_1 e σ_2 seria suficiente para a determinação de F_{12} , porém, na prática, uma série de valores de tensões normais combinadas devem ser estudados, incluindo tensões de tração e de compressão. Um dos métodos mais simples para a determinação do coeficiente de interação normal F_{12} , é a utilização de corpos de prova uniaxiais, cujas fibras sejam orientadas com ângulos pré-determinados com relação à direção da carga aplicada. Dessa forma, uma tensão uniaxial σ_x aplicada, tem-se os componentes de tensões no sistema principal do material e $\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_6$, são obtidos pelas relações de transformação. Nesse caso, vários testes devem ser conduzidos com diferentes ângulos, a fim de se determinar um valor consistente de F_{12} . Em muitos casos a utilização desta expressão para estimar o valor de F_{12} oferece bons resultados.

As vantagens apresentadas pelo critério de Tsai Wu são, segundo os próprios autores (TSAI e WU, 1971):

- No critério de Tsai Wu, as interações entre as componentes de tensão são independentes das propriedades do material, diferente do critério quadrático de Hill, onde as interações são fixas (dependem das propriedades do material) e muito mais precisos que os critérios da tensão e deformação máxima, que não consideram interações entre as tensões;
- As componentes de resistência são expressas na forma tensorial, e portanto, rege-se pelas propriedades de tensores como as transformações que são similares às desenvolvidas para a flexibilidade elástica;
- Conhecendo as transformações, aplica-se aos tensores de resistência e encontra-se a resposta do critério em qualquer direção, não somente para os eixos de ortotropia do material, assim o critério de Tsai Wu é

invariante ao sistema de coordenadas;

- Outros critérios existentes são aplicáveis somente a materiais ortotrópicos e somente podem ser utilizados transformando-se as tensões atuantes para os eixos do material. Como as transformações nesses critérios de resistência não são conhecidas, a rotação dos eixos do material não é possível.

As desvantagens do critério de Tsai Wu citadas por ECHAABI et. al (1996) são:

- A impossibilidade de se prever diretamente o modo causador da falha.
- A dificuldade na determinação experimental do coeficiente F_{12} , sendo que em alguns casos uma pequena diferença neste valor pode trazer alterações drásticas no envelope de falha, mudando a orientação da elipse e até mesmo alterando as amplitudes em relação aos eixos de tensão.

2.6.6 Critério de Hashin

A forma quadrática utilizada pelo critério de Tsai Wu devido aos vários modos de falha existentes está limitada para representar todos os modos simultaneamente e não os identificando diretamente. Há também a dificuldade na determinação dos termos de interação entre as tensões normais. Hashin (1980) propôs um critério de falha dividido em subcritérios com um conjunto de formas suaves que pudessem representar os diferentes modos de falha do material. Esse critério de falha é tridimensional para compósitos com fibras unidirecionais transversalmente isotrópicos com base em um polinômio quadrático de tensões. Ele não avalia todos os possíveis modos de falha desses materiais, mas aborda quatro modos principais: tração e compressão das fibras e tração e compressão da matriz, resultando em partes suaves de superfícies de falha do material. O coeficiente F_{12} não consta neste critério, devido aos modos de falha das fibras dependerem da tensão σ_2 e dos modos de falha da matriz dependerem de σ_1 .

O dano no material é anisotrópico. O comportamento do material não danificado é considerado linearmente elástico. O modelo numérico deve usar

elementos em estado plano de tensões e por isso no modelo apresentado neste estudo os elementos do corpo de provas poderiam ser de casca se não fosse a variação na seção do corpo de provas na região do furo devido ao chanfro do parafuso escareado. A resposta de localização pós danos é regularizada pelo modelo de propagação de fissuras. Os modos de falhas no estado plano de tensões são descritos pelas equações 2.31 a 2.34.

- Modo 1: Tração na Fibra ($\sigma_{11} > 0$)

$$f_I = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \cdot \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2, \quad \text{onde } 0 \leq \alpha \leq 1 \quad (2.31)$$

- Modo 2: Compressão na Fibra ($\sigma_{11} < 0$)

$$f_{II} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C} \right)^2 \quad (2.32)$$

- Modo 3: Tração na Matriz ($\sigma_{22} > 0$)

$$f_{III} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (2.33)$$

- Modo 4: Compressão na Matriz ($\sigma_{22} < 0$)

$$f_{IV} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (2.34)$$

Na falha da matriz por compressão, o critério inclui a tensão de cisalhamento transversal admissível S^T , o que não é aceitável do ponto de vista físico, tendo assim um critério de falha que não envolve um componente de tensão, mas envolve seu valor admissível. σ_{11}, σ_{22} são componentes do tensor de tensões efetivo, que é usado para avaliar o critério de iniciação da fissura e é calculado a partir de:

$$\hat{\sigma} = M\sigma \quad (2.35)$$

onde σ é a tensão verdadeira e M é o operador de falha mostrado na equação 2.36:

$$M = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-d_f)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(1-d_m)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-d_s)} \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

A importância histórica deste critério deve-se ao fato que o autor primeiro identificou os modos de falha predominantes, posteriormente as variáveis associadas a estes modos e, a partir daí, propôs as interações entre as variáveis envolvidas em cada modo de falha (PARÍS, 2001). A identificação do modo de falha é um importante para que o critério possa ser utilizado em análises progressivas de falha (como o LPF) em componentes estruturais de materiais compósitos. O procedimento computacional é iniciado com uma análise de tensões via elementos finitos. Alguns elementos falharão quando as tensões atuantes satisfizerem o critério de falha, mas para continuidade da análise é essencial saber como o elemento falhou, por ruptura das fibras, falha da matriz ou por delaminações entre lâminas adjacentes. Com estas informações, é possível montar uma nova configuração dos elementos, modificando-se apropriadamente a rigidez da estrutura, e prosseguir a análise para identificação de novas falhas.

2.6.7 Critério de Falha Tridimensional

A previsão do mecanismo de falha na lâmina de um compósito reforçado com fibras unidirecionais é uma informação importante para o projeto de uma estrutura de compósito para definição das características dos materiais, matrizes e reforços, e também o desenho da estrutura como um todo. Como dito anteriormente, os mecanismos de falha podem ser divididos em transversais, que incluem a falha da matriz e a falha da interface matriz-reforço, e longitudinais, que incluem o dano (ruptura) do reforço e a falha da matriz.

O uso de compósitos poliméricos reforçados com fibras unidirecionais é possível se a previsão de falhas e propagação de falhas dentre seus diferentes mecanismos for confiável. O desenvolvimento de critérios, totalmente correlacionados e validados, de falhas nas lâminas e entre elas nos compósitos poliméricos reforçados com fibras (FRPs) são muito importantes (HINTON ET AL., 2004). De acordo com vários autores (PUCK, 1969; TSAI e WU, 1971; SODEN,

1998; DÁVILLA ET AL., 2005; CATALANOTTI ET AL., 2013), critérios de falhas são muito úteis ao fornecer envelopes de falhas a partir de testes experimentais, que por sua vez são usados em análises, cálculos e projetos de coeficientes de segurança para estruturas complexas sob carregamentos e condições de contorno variáveis. Critérios baseados na tensão global (LIU e TSAI, 1998; SUN e TAO, 1998; HART-SMITH, 1998b; KURAISHI ET AL., 2002) e na deformação (HART-SMITH, 1998a) são geralmente “apenas empíricos” (LIU e TSAI, 1998), e a substituição destes critérios por critérios de falhas fenomenológicos com bases teóricas fortes são cada vez mais comuns (PUCK e SCHÜRMANN, 2002).

Mesmo assim os critérios devem ser suficientemente simples para serem utilizados em aplicações de engenharia (Puck and Schürmann, 1998) e serem implementados em métodos numéricos, cada vez mais usados hoje em dia.

2.6.7.1 LaRC03

Um novo conjunto de 6 critérios de falhas fenomenológicos para polímeros reforçados com fibras chamado LaRC03 (da Nasa, *Langley Research Center criteria 03*) está sendo usado para prever com confiabilidade falhas na matriz e fibras, sem a necessidade dos parâmetros de ajuste de curvas dos outros critérios. Esses critérios são baseados nos conceitos propostos por HASHIN (1980) e no plano de fratura de PUCK (1998). Para a falha da matriz sob compressão transversal, o ângulo do plano de tensões é calculado maximizando as tensões efetivas de Mohr-Coulomb. Um critério para a instabilidade (flambagem) das fibras é obtido calculando o desalinhamento da fibra sob carregamento e aplicando critério de falha da matriz nas coordenadas do desalinhamento da matriz. Os modelos de mecânica da fratura para propagação de trincas na matriz são utilizados para desenvolver um critério de falha na matriz sob tração e assim calcular as resistências locais associadas.

3 PROCEDIMENTOS E TESTES

3.1 Materiais Utilizados

A escolha dos materiais para uma estrutura de compósito é essencial para um projeto de engenharia. Deve-se analisar os requisitos do projeto e então fazer uma pesquisa dos materiais disponíveis no mercado.

A fibra de carbono possui uma razão entre resistência mecânica e densidade muito alta devido ao alinhamento dos átomos de carbono na estrutura cristalina. Milhares de filamentos são agrupados para formar um feixe e então trançados para formar fitas ou tecidos. O reforço usado no estudo foi um **tecido biaxial de fibras de carbono 12k** (12.000 filamentos por feixe) com a razão de massa por área de **350 g/m² e trama dupla**, agregando o dobro de feixes no tecido trançado. Ele foi escolhido visando a resistência mecânica, pois esse tecido possui uma resistência maior que duas camadas do tecido 3k (3.000 filamentos por feixe) de 195g/m², sendo recomendado para estruturas, porém possui um acabamento inferior, que pode ser solucionado com uma última camada de acabamento feita com fibras finas, sem propriedade estrutural. Por ser uma fibra biaxial, ou seja, fibras a 0° e 90° um empilhamento [45 / 0 / -45 / 90]_{ns} precisa apenas de duas orientações de fibras (0/90 e 45/-45) facilitando o processo de preparação das fibras.

A matriz polimérica deve ter afinidade com o reforço escolhido para não haver o descolamento, deve possuir resistência ao ambiente em que está exposta e deve distribuir os esforços da estrutura para as fibras de modo a aumentar a resistência final do compósito. A matriz utilizada neste estudo foi a **resina epóxi SQ-2001**, uma resina de aspecto líquido incolor obtida na reação de bisfenol-A com a epicloridrina de viscosidade média (11 a 14 Pa.s a 20 °C) e densidade de 1,16 g/cm³. O **endurecedor** desta resina é o **SQ-3154**, líquido âmbar a base de Amina Cicloalifática modificada de baixa viscosidade (0,2 a 0,4 Pa.s a 20 °C) e densidade 1,21 g/cm³, que reage com resinas epóxi para formar sistemas termofixos. Este endurecedor tem baixa exotermia, ou seja, libera pouco calor durante a reação, que

é crítico para grandes estruturas.

Outros materiais utilizados para o processo de fabricação, como filmes plásticos e desmoldantes, são descritos à frente no tópico de Fabricação.

3.2 Ensaaios

Testar e analisar as juntas de uma estrutura de compósito é essencial para a confiabilidade do projeto de estruturas. Os ensaios foram realizados seguindo a definição de teste em blocos, partindo de ensaios básicos para o projeto de estruturas de materiais compósitos.

3.2.1 *Handbook* - MIL-HDBK-17

Os passos realizados nesse estudo foram obtidos a partir do *Handbook "Polymer Matrix Composites"* do Departamento de Defesa Americano (revisão MIL-HDBK-17-1E, Volume 1, 1997) . O *Handbook* fornece guias de procedimentos e propriedades de materiais para compósitos com matrizes poliméricas, utilizadas nesse estudo. Os três primeiros volumes deste *Handbook* focam compósitos poliméricos utilizados na indústria aeroespacial. Compósitos de matriz metálica (MMC), matriz cerâmica (CMC) e matriz de carbono (C/C) fazem parte de outros volumes.

O principal propósito do *Handbook*, e por isso a escolha dele como referência, é a normatização dos dados de engenharia com métodos e caracterização de teste e procedimentos, redução de dados e relatórios de propriedades dos compósitos. O texto também indica como selecionar o material, quais as especificações dele, processamento e projeto correto, análise e controle de qualidade.

Na figura 3.1 vê-se o foco do *Handbook* com todas as seções tratadas por ele dentro do quadrado cinza e, marcado em vermelho, as seções utilizadas neste estudo. A caracterização da matriz e reforços não foi necessária pois o fabricante disponibiliza esses dados. A avaliação *Pre-Preg* também não foi necessária porque não foram utilizados reforços pré impregnados. E a avaliação de fraturas e trincas não é o foco deste estudo.

Figura 3.1 - Foco do Handbook (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997).

3.2.2 Corpos de provas (CP)

A análise da estrutura como um todo não é adequada para um projeto de uma estrutura de compósito. Ao invés de analisar a estrutura inteira de uma só vez, deve-se utilizar uma abordagem de blocos, primeiramente, onde se analisa elementos básicos e peças separadas, para depois construir montagens mais complexas até chegar na estrutura completa. Esse método é essencial para a qualificação e certificação das estruturas principalmente por causa da sensibilidade de esforços fora do plano em compósitos, e também por causa dos vários modos de falhas e a falta de um método analítico.

A abordagem de testes em blocos, vista na figura 3.2, é usada também para estabelecer compensações climáticas, como temperatura e umidade, em ambientes controlados, onde estruturas inteiras seria mais difícil e principalmente muito caro para fazer. Testes pequenos podem facilmente ser feitos em laboratórios com ambiente controlado compensando-se os valores posteriormente no ambiente real.

Neste estudo a temperatura da sala de ensaios se manteve em 25 °C e umidade relativa em 50%, porém o *Handbook* explora outros valores para parâmetros ambientais. Testes menores podem também estudar o comportamento do compósito em carga variável e analisar a resistência à fadiga e utilizar esses valores na estrutura completa sem ter que danificá-la em ensaios destrutivos.

Figura 3.2 - A pirâmide de testes (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997)

Devido à complexidade da interação entre as lâminas e a análise estrutural dos materiais compósitos, o foco desse estudo se encontra na base dessa pirâmide e serão apresentadas as distribuições de tensões presentes nas lâminas e as falhas do laminado.

3.2.2.1 Fabricação

Os materiais compósitos podem ser fabricados de diversas maneiras, como o processo de empilhamento manual de lâminas, enrolamento filamentar, pultrusão, RTM entre outros. Cada processo de fabricação tem suas peculiaridades e a escolha do processo adequado deve ser considerado uma etapa essencial para o desenvolvimento de uma estrutura de compósito.

No geral a fabricação de peças de compósito envolve impregnar, misturar ou

saturar os reforços com a matriz e depois curar essa matriz (com calor e/ou reação química) em uma estrutura rígida. Normalmente se faz uso de moldes, abertos ou fechados, mas os processos e materiais usados variam consideravelmente.

Figura 3.3 - Fibra biaxial utilizada (espessura 0,45 mm)

O processo de laminação e empilhamento manual das fibras é um processo artesanal, que possui uma baixa produtividade mas um bom controle da qualidade. Para a fabricação dos corpos de provas foram separados pedaços de uma manta (tecido biaxial) conforme a orientação necessária de cada corpo, e então pesadas em uma balança de precisão para poder descobrir a fração volumétrica da resina e das fibras. A fração volumétrica é importante para controlar a qualidade da impregnação da resina nas fibras, pois o excesso de resina pode causar uma diminuição significativa do módulo de elasticidade e resistência do material compósito.

Utilizando um molde é possível combinar os reforços e matriz em um formato pré determinado, mantendo esse formato durante a cura do material. A escolha do

molde é feita pensando na matriz utilizada, considerando a possível reação química, adesividade da matriz com o molde e também a temperatura de cura da matriz. Algumas peças podem ser fabricadas sob pressão e a resistência do molde também é um parâmetro importante. Os produtos moldados são normalmente chamados de painéis e para processos contínuos podem ser nomeados de perfis.

Figura 3.4 - Processo de fabricação manual (hand lay up)

Juntamente com o molde, pode-se utilizar sacos de vácuo para melhorar as características finais da estrutura de compósito. O saco é um filme flexível selado pelo qual será retirado o ar de dentro dele e assim a pressão externa ao saco (pode ser a atmosférica ou maior no caso de autoclaves) comprime a peça durante a cura, auxiliando a absorção do excesso de resina pelo absorvedor e forçando as fibras contra o molde e assim garantindo o formato da peça. A figura 3.5 mostra o molde

(chapa plana) com os corpos de provas laminados em cima dele, cobertos por um filme de *teflon* perfurado (*peel ply*) que permite a passagem de resina para o tecido absorvedor mas não permite que haja adesividade entre essas camadas, depois o tecido absorvedor com uma camada extra para uma melhor remoção do ar, todos dentro do saco de vácuo. Esse sistema foi então colocado em um forno para diminuir o tempo de endurecimento de 12 horas à temperatura ambiente para 1 hora a 80 °C. O tempo de cura completa a 80 °C é de 3 horas e nesta temperatura a resistência à tração da resina é máxima (80 MPa). A bomba de vácuo deve ser mantida ligada durante todo o processo de cura. O valor da pressão absoluta obtida com a bomba utilizada é de 8,25 mmHg ou 1,1 kPa (98,91% vácuo final).

Figura 3.5 - Corpos de provas laminados no molde com saco de vácuo

Um desmoldante deve ser passado na superfície do molde para facilitar a retirada da peça e não comprometer sua integridade durante a remoção. O desmoldante utilizado foi o ChemLease 44 também da Redelease.

Figura 3.6 - Corpo de prova depois da laminação

Foram fabricados 3 tipos de corpos de prova de modo a definir as características do material usado, a resistência ao alargamento da junta e a resistência da junta parafusada com um parafuso escareado. Os corpos de provas 4 a 7 podem ser utilizados 3 vezes cada cortando a parte danificada no teste e fazendo um novo furo logo abaixo.

Figura 3.7 - Corpos de provas cortados e lixados (1 a 3 - Ensaio de Tração; 4 e 5 - Ensaio de alargamento; 6 e 7 - Ensaio de Junta Simples)

A fabricação de estruturas de compósito requer muito conhecimento e técnica, e mesmo os processos manuais são suscetíveis à falhas de fabricação, como por exemplo bolhas no meio do material. Esses corpos de provas defeituosos

foram rejeitados pois dariam resultados insatisfatórios.

Figura 3.8 - Problemas na manufatura dos corpos de provas

3.2.2.2 CP para Ensaio de Tração

Para adquirir dados dos materiais utilizado foram realizados 3 ensaios de tração seguindo a norma ASTM D3039, de fabricação de corpos de prova, que requer um corpo de prova com “abas” (*tabbed specimen* em inglês) com as medidas mostradas na figura 3.9 para uma laminação ortotrópica $[0/90]_{ns}$.

Em corpos de prova de material compósito devem ser adicionadas abas antes dos ensaios por dois motivos: para proteger a superfície de fixação do corpo de provas de danos causados pelas forças aplicadas pela garra durante o teste, e para aumentar a área de carregamento e assim distribuir melhor as cargas diminuindo concentrações de tensão. Normalmente em materiais altamente ortotrópicos e de alta rigidez o uso é das abas se faz necessário.

Figura 3.9 - Corpo de provas com abas (*tabbed specimen*) conforme ASTM D3039

Nos ensaios de tração, como os que foram realizados, as abas protegem o corpo de prova de danos causados pela garra da máquina. Esse tipo de carregamento axial introduzido através de cisalhamento entre a garra e a superfície da aba requer uma força normal alta, causando grande atrito, para que não haja escorregamento, porém essa força normal alta induz tensões compressivas interlaminares não desejadas no compósito.

Para a fabricação destes corpos de provas foram utilizadas 4 camadas do tecido de 0,45 mm de espessura de modo a se obter 2,0 mm de espessura final (depois de lixada a superfície).

Figura 3.10 - Abas de vidro colada no corpo de provas

As abas devem “combinar” com o material compósito utilizado, tanto nas dimensões como na interação entre o adesivo usado entre os dois. Para esse experimento foram utilizadas abas de espessura semelhante à do corpo de prova feitas de fibra de vidro por ser um material altamente resistente à compressão. O

corpo de prova e as abas têm matriz de resina epóxi e, portanto, foi utilizado a mesma resina como adesivo entre as peças. Essas variáveis não podem influenciar no resultado dos ensaios, mas algumas considerações (ADAMS, D. O. e ADAMS, D. F., 2002) devem ser levadas em conta:

- O material da aba e do adesivo deve ser mais macio (menor rigidez) que o material do corpo de prova, mas deve ser capaz de transferir as cargas da garra para o corpo de prova. Como a fibra de vidro possui uma rigidez menor que a fibra de carbono, o laminado dela também deve ser menos rígido.
- O chanfro da aba diminui descontinuidades entre a seção com a aba e a seção do corpo de prova, diminuindo assim a concentração de tensão nessa região. Porém, como esse chanfro não é suportado pelas garras, ele flexiona para fora quando um cisalhamento é aplicado, tracionando a superfície do corpo de prova onde está colado. A resistência à tração interlaminar não costuma ser alta por ser dependente principalmente da resistência da matriz, assim essas tensões podem ser significativas e causar a delaminação como vista anteriormente.

O tecido de vidro embutido em epóxi é um ótimo material para as abas devido a sua resistência elevada e rigidez menor do que a da fibra de carbono. A espessura de 1,5 mm e o ângulo de 20° a 30° (no chanfro da aba) são recomendados por alguns autores^[11, 12]. As tensões de delaminação diminuem com o aumento do ângulo, porém a concentração de tensão aumenta. O adesivo deve ter resistência alta (epóxis são suficientes) e uma espessura de 0,5 mm que pode ser controlada medindo a espessura final do corpo de provas com as abas. Espessuras maiores podem ser utilizadas para diminuir as concentrações de tensão na região de aplicação de carga quando são usados ângulos mais agudos nos chanfros das abas.

Se algum problema de aderência ou resistência das abas for encontrado o primeiro passo, se possível, é diminuir a espessura do corpo de provas, diminuindo assim o esforço necessário para rompê-lo.

3.2.2.3 CP para Ensaios de Alargamento (Bearing Test)

Segundo o *Handbook*, para adquirir a resistência ao alargamento de uma

junta parafusada, um teste de duplo cisalhamento deve ser realizado e o corpo de prova deve ter as seguintes dimensões (em milímetros) vistas na Figura 3.11.

Em estruturas reais, o carregamento de cisalhamento simples é mais comum, resultando em concentrações de tensão maiores na direção da espessura (entre lâminas) e diminuindo consideravelmente a resistência ao alargamento (*bearing*). Os valores obtidos destes testes não podem ser usados diretamente para juntas simples sem antes fazer uma correlação. Os testes de junta simples serão vistos a seguir.

Testes de alargamento são feitos apenas sob tração, uma vez que sob compressão, a grande distância da borda ($e \gg 3 \cdot D$) influencia as tensões na região do furo apenas se o laminado tiver muitas lâminas com fibras direcionadas a 0° , caso contrário o corpo de prova irá falhar por instabilidade (flambagem) devido a seu alto coeficiente de esbeltez.

Figura 3.11 - Desenho do corpo de prova para ensaio de alargamento (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997)

A recomendação das dimensões é feita de modo a obter-se um resultado uniforme, porém se for necessário o estudo de dimensões diferentes deve-se levar em consideração:

- Valores de b/D menores que 6 podem acarretar a falha por tração na seção do corpo de provas onde se localiza o furo (como visto na seção 2.5).

- Valores de e/D menores que 3 podem acarretar a falha por cisalhamento.
- O furo do parafuso deve ser feito com uma broca de dimensão menor e ajustado até a dimensão com um alargador, de modo a não danificar a região que receberá o parafuso e garantir um ajuste com uma pequena folga ($-0.000 \text{ mm} +0.050 \text{ mm}$).
- O parafuso deve ser feito de aço temperado (60 a 64 HRc) e caso seja utilizado um parafuso comercial, cujas dimensões tem uma tolerância aberta, o furo deve ser ajustado para esse parafuso em questão, visto que uma folga maior da junta com o parafuso tendem a dar valores menores de tensão máxima.
- O equipamento, parafuso e corpo de prova devem estar limpos para o teste, especialmente de lubrificantes.
- Para uma análise estatística válida pelo menos 5 (cinco) ensaios devem ser replicados. Como em cada corpo de prova pode ser feito até 3 ensaios, 2 corpos de prova (6 ensaios) são adequados.

Para a fabricação destes corpos de provas foram utilizadas 6 camadas do tecido de 0,45 mm de espessura de modo a se obter 3,0 mm de espessura final.

Figura 3.12 - Esquemático da montagem da máquina de tração para teste de alargamento

(Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997)

3.2.2.4 CP para Ensaio de Junta Simples

Para a fabricação dos corpos de prova para o ensaio de Junta Simples (Single Lap Test), novamente segundo o *Handbook*, tem-se as seguintes dimensões:

Figura 3.13 - Desenho de um corpo de provas para teste de Junta Simples (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997)

Assim como nos corpos de prova com abas para o ensaio de tração, esse modelo de corpo de prova possui uma aba, mas com uma função diferente. Por ser uma junta simples (cisalhamento único), um grande momento é criado pela distância entre a aplicação da força e a o centro da junta e pela força de tração aplicada. A aba, comumente chamada de *doubler* (dobrador em inglês), vista na figura 3.14, deve possuir a mesma espessura do corpo de provas e assim centralizar a força.

Mesmo utilizando a aba uma flexão secundária é percebida devido a deformação do corpo e também pequenos erros de fabricação já que a força de tração aplicada é alta.

No resultado da simulação assim como no ensaio experimental isto pode ser notado e influi fortemente na resistência da junta. Para que essa rotação da junta seja diminuída uma configuração com 2 ou mais parafusos pode ser usada.

Figura 3.14 - Corpo de prova com o dobrador

O parafuso utilizado segue a norma ISO 10642, como visto na figura 3.15, porém o furo do compósito segue o Handbook, e a folga entre parafuso e furo não pode ser maior que 0,05 mm como no ensaio para alargamento e o furo deve ser feito com uma broca menor (5,5 mm) e alargado até 6 mm no máximo, pois o parafuso M6 utilizado neste estudo possui 5,95 mm na haste (parte sem rosca) que é a região de contato com o compósito. Como dito anteriormente, se a parte rosçada do parafuso ficar em contato com o compósito a carga final resistida pela junta será menor devido às concentrações de tensão criadas.

Figura 3.15 - Dimensão recomendada pela ISO 10642 para parafusos escareados

3.3 Máquina de teste

Para realizar os ensaios de tração a máquina utilizada foi a EMIC modelo DL10000 equipada com uma célula de carga com 100 kN (10.000 kgf) de fundo de escala. Qualquer máquina de tração com pelo menos 50 kN de capacidade pode ser utilizada para realizar os ensaios descritos neste estudo.

Figura 3.16 - Máquina utilizada para realizar os ensaios

Um extensômetro foi utilizado nos corpos de prova para ensaio de tração para medir a deformação no centro do corpo. Para os outros ensaios foi utilizado apenas o deslocamento da máquina e então calculada a deformação em função do comprimento livre dos corpos de prova conforme estes foram sendo cortados para ensaios subsequentes.

Figura 3.17 - Extensômetro utilizado

3.4 Resultados

3.4.1 Ensaios de Tração

Após aplicado um deslocamento nos corpos de provas, os seguintes resultados foram observados. O ângulo da fratura é de 90° (transversal) com o carregamento. Isto porque o tecido usado para a fabricação dos corpos de provas são biaxiais e lâminas de 45° não foram usadas, portanto a resistência nos sentidos principais são similares mas o cisalhamento é bem menor. Nota-se também que algumas lâminas falharam em posições diferentes umas das outras (alguns milímetros de distância), podendo assim ser usado análise de falhas progressiva como LPF (*last ply failure*).

Figura 3.18 - CPs para teste de tração

Os resultados da tabela 3.1 mostram uma diferença considerável entre corpos de provas devido às variáveis de fabricação. A média foi usada no modelo computacional de modo a minimizar erros. As curvas da figura 3.19 mostram que o critério de deformação máxima não deve ser usado como critério de falha já que o desvio padrão é alto para esse tipo de material.

	CP1	CP2	CP3	Média	Desvio Padrão
Deformação Máxima	0,96%	0,79%	1,28%	1,01%	0,25%
Tensão de Ruptura (MPa)	482,6	408,9	443,8	445,1	36,9
Rigidez (GPa)	50,2	51,8	34,7	45,6	9,5

Tabela 3.1 - Resultados dos ensaios de tração

A tensão de ruptura não teve grandes variações (8,3% maior diferença) e por isso pode ser usada como critério de falha para estruturas, mas não para as juntas parafusadas. É possível ver também nas curvas o comportamento frágil deste material compósito com praticamente nada de deformação plástica e por essa razão o critério de Hashin demonstra com acuracidade o comportamento de materiais compósitos, em estruturas no estado plano de tensões.

Figura 3.19 - Ensaio de tração - Tensão x Deformação

3.4.2 Ensaio de Alargamento (Bearing Test)

Foi aplicado um deslocamento, com velocidade constante, nos corpos de provas para o ensaio de alargamento. Como dito anteriormente, este ensaio gera um esforço de cisalhamento na junta. Os corpos de provas danificados podem ser vistos na figura 3.20 e notado que a primeira falha é obviamente por alargamento (*bearing*) e próximo da borda ocorre a falha por cisalhamento (*shear-out*) devido a razão e/D ser pequena.

Figura 3.20 - CPs para teste de alargamento

Cada corpo de provas foi ensaiado 3 (três) vezes totalizando 6 ensaios. Uma curva típica de alargamento (*Handbook*, 1997), vista na figura 3.21, representada em carga por deslocamento demonstra 3 pontos principais: o limite proporcional, o escoamento e a ruptura.

Figura 3.21 - Curva típica de um ensaio de alargamento (Adaptado de MIL-17, Vol E, 1997)

A curva se parece com uma curva de um ensaio de tração para materiais metálicos, que possuem os mesmos pontos. Isto se deve ao fato da junta parafusada sofrer cisalhamento e o tipo de laminado ser quasi-isotrópico, ou seja, lâminas empilhadas a 0° , 45° , 90° , -45° da sua direção principal. Tem-se assim as resistências nas direções principais como as de um material isotrópico.

Este ensaio é muito importante para descobrir a resistência ao alargamento da junta, pois esse valor, muitas vezes, corresponde à falha da estrutura.

Nas curvas da figura 3.22 obtidas dos ensaios experimentais é possível ver esses pontos, porém a escala de deslocamento foi aumentada para ficarem mais visíveis. Outros corpos de provas tiveram curvas um pouco diferente devido à dimensão do furo que deve ser alargado e não furado com broca diretamente na medida. Mesmo a operação de alargamento pode sofrer variações de dimensões que mudam a curva da junta.

Figura 3.22 - Curvas do ensaio de alargamento - Carga x Deslocamento

Mesmo com furos mais folgados em relação ao parafuso houve poucas variações nos resultados. Nos ensaios de tração os corpos de provas aguentaram

mais do que 30 kN, enquanto no teste de alargamento não passou de 10 kN mesmo com uma espessura maior. Isso se deve porque a seção que está sendo tracionada não é mais a do corpo de provas e sim a seção do furo ($D \times t$).

Resultados								
	CP4a	CP4b	CP4c	CP5a	CP5b	CP5c	Média	Desv Padrão
Deslocamento Máximo (mm)	2,422	2,770	2,286	2,281	2,899	2,681	2,557	0,263
Força Máxima (N)	8.486,1	8.858,5	9.577,7	8.386,5	7.892,1	8.084,7	8.547,6	605,2
Deformação Máxima	0,97%	1,10%	0,91%	0,91%	1,16%	1,06%	1,02%	0,10%
Tensão Máxima (MPa)	390,7	407,9	441,0	386,2	363,4	372,3	393,6	27,9

Tabela 3.2 - Resultados dos ensaios de alargamento

A resistência da junta ao alargamento é muito baixa ($2,0 \text{ kN} \equiv 88 \text{ MPa}$), quando comparada à resistência do compósito, que demonstra a fraqueza do material compósito e a razão deste estudo ser importante.

3.4.3 Ensaio de Tração de Junta Simples (Single Lap Test)

Por último foram feitos os ensaios de tração de junta simples.

Figura 3.23 - Corpo de provas durante e após ensaio

Embora visualmente o resultado do corpo de prova após o dano seja parecido com o do ensaio de alargamento, os resultados são muito diferentes. Devido à flexão secundária uma parte da carga é aplicada no sentido normal ao corpo de provas e por isso o dano causado pela cabeça do parafuso, onde o diâmetro é maior que o do corpo, também é maior. Pode-se ver na figura 3.23 que o parafuso, em um dos casos, atravessa as fibras superiores e fica suportado pelas fibras inferiores.

A força máxima suportada pela junta foi 8% maior (na média) que no ensaio de alargamento, porém isso se deve à área de seção maior já que o furo agora possui um chanfro. Porém é por essa mesma razão que a resistência (tensão de ruptura) da junta diminui (-7,4%). Como discutido anteriormente, furos maiores podem causar uma falha por tração ao invés de falha por alargamento caso a razão b/D seja menor que 6.

Corpo de Provas	CP6a	CP6b	CP6c	CP7a	CP7b	CP7c	Média	Desv. Padrão
Deslocamento Máximo (mm)	4,9	5,4	5,5	4,8	5,8	5,6	5,3	0,4
Força Máxima (N)	8.829,6	9.619,5	9.654,8	8.938,8	9.616,3	8.742,9	9.233,7	439,0
Deformação Máxima	1,97%	2,14%	2,20%	1,93%	2,31%	2,23%	2,13%	0,15%
Tensão Máxima (MPa)	334,2	364,1	365,4	367,3	395,1	359,2	364,2	19,5
Velocidade (mm/min)	2	4	8	2	4	8		

Tabela 3.3 - Resultados dos ensaios de junta

O gráfico da figura 3.24 mostra os resultados obtidos nos ensaios de tração de junta simples com diferentes velocidades de deslocamento como mostrado na última linha da tabela 3.3. Foi verificado pequenas diferenças entre os ensaios mesmo com velocidades de deslocamento muito superiores. Estas velocidades serão posteriormente utilizadas no modelo computacional.

Figura 3.24 - Ensaio de junta simples (várias velocidades) - Carga x Tempo

Velocidades muito altas de deslocamento podem causar variações na resistência máxima atingida pelo compósito por não haver tempo suficiente para os esforços serem distribuídos entre as fibras de reforço que ainda não se romperam. Assim a velocidade recomendada para os ensaios em compósitos é de 4 mm/min e esta foi a velocidade usada também no modelo computacional.

Figura 3.25 - Flexão secundária no ensaio de tração de junta simples

Utilizando um parafuso de comprimento maior é possível ver a flexão secundária causada pelo momento atuante na união parafusada simples. Como dito anteriormente, é possível diminuir essa rotação excessiva com uma configuração de junta com dois ou mais parafusos.

4 SIMULAÇÕES

4.1 Software Utilizado

O software escolhido foi o ABAQUS/CAE Student Edition 6.13 da Dassault Systèmes por ser um software robusto que possui módulos de desenho, montagem, geração de malhas, simulação entre outros, integrados em uma interface única. O módulo mais importante para esse estudo é o de compósitos onde é possível gerar as seções de cada lamina em um ambiente muito fácil de usar.

O modelo de falha anisotrópico do ABAQUS é baseado nos modos de falha descritos por Matzenmiller et. al (1995), Hashin e Rotem (1973), Hashin (1980), e Camanho e Davila (2002). No software o aparecimento do dano é determinado pelo critério de iniciação proposto por Hashin e Rotem (1973) e Hashin (1980), no qual a superfície que falha é expressada através do estado triaxial de tensões, a tensão que age sobre uma área que efetivamente resiste à força.

De modo a diminuir a dependência de uma malha muito refinada durante o relaxamento do material (diminuindo rigidez com a deformação), o software introduz uma característica de comprimento na fórmula, fazendo com que as leis constitutivas sejam expressas em relação a tensão e deslocamento. A inclinação positiva da curva de tensão vs deslocamento antes do dano iniciar corresponde ao material se comportando elasticamente, e a inclinação negativa depois do início do dano se dá pela evolução das variáveis de danos.

4.1.1 Arquivos de saída (*Output*)

O software ABAQUS cria variáveis extras de saída para o critério de falha de Hashin, e são relacionados especificamente com o início do dano no material seguindo o modelo de fratura de compósitos. As variáveis criadas pelo software são:

- DMICRT - Todos os critérios de início de dano
- HSNFTCRT - Critério de iniciação com base no valor máximo de tração na fibra durante a análise.
- HSNFCCRT - Critério de iniciação com base no valor máximo de

compressão da fibra durante a análise.

- HSNMTCRT - Critério de iniciação com base no valor máximo de tração na matriz durante a análise.
- HSNMCCRT - Critério de iniciação com base no valor máximo de compressão da matriz durante a análise.

Para essas variáveis, o critério de falha é satisfeito quando o valor destas for igual ou maior que 1 (um). Se for definido um modelo de evolução do dano, o valor máximo destas variáveis não excede 1 (um), porém, se não for definido como a evolução do dano é dada, valores maiores que 1 mostram o quanto o critério foi excedido.

4.2 Modelo

4.2.1 Tipo de Elemento

Para cada tipo de problema existe um tipo de elemento que melhor satisfaz as condições daquele problema. Elementos bidimensionais que funcionam como membranas e possuem ação de flexão são chamados de elementos de casca (*shell*). Podem ser planos ou curvos, com formas triangulares ou quadrilaterais. Os nós (*nodes*) são colocados nos vértices de forma a ligar elementos com outros elementos. Para maior precisão dos resultados, alguns nós adicionais podem ser colocados nas arestas e até mesmo dentro do elemento.

Elementos do tipo casca costumam ser posicionados na camada central da espessura da peça, sendo então designada a ele uma espessura. Elementos genéricos, como o S4, geram soluções robustas e precisas para todos os tipos de carregamento em problemas de chapas de espessura fina e grossa. Variação de espessura devido à deformação é permitido em sua formulação. Eles não sofrem de travamento de cisalhamento transversal e nem de modos de “ampulheta” (*hourglass modes*).

A teoria discreta de Kirchhoff para placas é imposta em todos os elementos do tipo casca no ABAQUS. O comportamento dos elementos tipo casca S8R possui uma flexibilidade no cisalhamento e resulta em campos de deslocamento suaves por

ser de segunda ordem. São mais recomendados para problemas com malhas regulares e chapas espessas, além disso eles possuem o dobro de nós e tornam a simulação mais demorada.

Os elementos sólidos no ABAQUS permitem deformação e rotação finitas em análises de grandes deslocamentos. Eles são necessários para problemas que possuem esforços e tensões atuantes fora do plano principal além de permitir a inclusão de várias camadas de materiais diferentes e diferentes orientações, como no caso de compósitos laminados como neste estudo. Para análises lineares de cinemática a deformação é definida por:

$$\varepsilon = sym \left(\frac{\delta u}{\delta X} \right) \quad (4.1)$$

onde u é o deslocamento total e X é a posição no espaço do ponto considerado na configuração inicial. A medida de deformação é útil apenas para pequenos deslocamentos e rotações. Assim os tipos de elementos escolhidos para esse estudo foram:

S4R - Elemento casca (quadrilátero) linear com 4 nós, integração reduzida para o corpo do compósito e para o suporte de aço.

C3D8R - Elemento sólido (paralelepípedo) com 8 nós, integração reduzida para a “cabeça” do compósito onde fica localizada a junta parafusada.

4.2.2 Tamanho do Elemento

O refinamento da malha é um trabalho importante no método de elementos finitos, pois pode causar grandes variações na resposta de acordo com o método numérico utilizado pelo *Solver* do *software* utilizado.

É importante usar uma malha devidamente refinada para que a simulação do ABAQUS seja adequada. Malhas grosseiras podem resultar em análises ineficazes usando o método implícito e também o explícito. O resultado numérico vai tender para um valor conforme a densidade de elementos na malha aumente. Porém uma malha refinada demais pode utilizar recursos computacionais excessivos, tornando a análise ineficiente, portanto um compromisso entre tempo de simulação e resultado

da simulação deve ser levado em conta. O *ABAQUS Student* possui um limite de 1000 (mil) nós, o que limita bastante o refinamento da malha, porém uma comparação inicial foi feita para verificar qual é um valor aceitável para tamanho de elemento neste estudo. Uma malha é considerada convergente quando um refinamento maior produz resultados com diferenças insignificantes.

Conforme a complexidade do modelo aumenta, malhas menos refinadas podem ser usadas comparando o resultado delas pontualmente contra uma malha mais refinada. Um estudo de convergência deve ser feito como “boa prática” em partes do modelo que são consideradas críticas e em partes que simplesmente quase não sofrem efeitos. Soluções matematicamente eficazes são aquelas que, com malhas diferentes, convergem para resultados similares.

Um estudo do próprio software ABAQUS demonstra a diferença entre resultados de 4 malhas de densidades diferentes. O número de elementos é mostrado abaixo de cada malha (figura 4.1). Conforme os resultados, tabela 4.1, pode-se perceber que a malha grossa previu um deslocamento menos preciso, porém a diferença entre as malhas normal, fina e super fina foi muito pequena. A malha normal é, portanto, convergente quanto a deslocamentos.

Figura 4.1 - Diferentes densidades de malha (Adaptado de ABAQUS Doc)

Malha	Deslocamento máximo furo (mm)	Tensão máxima furo (Pa)	Tensão no engaste (Pa)	Tempo de CPU (s)
Grossa	3.07E-4	256.E6	312.E6	0.83
Normal	3.13E-4	311.E6	365.E6	1.0
Fina	3.14E-4	332.E6	426.E6	3.2
Super Fina	3.15E-4	345.E6	496.E6	13.3

Tabela 4.1 - Resultados das simulações com diferente densidades de malha (adaptado de ABAQUS Doc)

O pico de tensão no furo converge muito mais devagar que o deslocamento devido a tensão e a deformação serem calculadas a partir de gradientes (variações) de deslocamento, assim uma malha muita mais refinada é necessária para esses gradientes.

No engaste dessa fixação existe uma singularidade devido a um canto vivo que causa uma concentração de tensão nesse local. Teoricamente a tensão nesse ponto é infinita, assim, simplesmente aumentar a densidade de elementos não irá convergir mais rapidamente. O modelo deve então ser modificado para que haja um chanfro ou arredondamento nesse local para um resultado mais plausível, se essa informação for requerida. Idealizações assim devem ser utilizadas com cautela para que os resultados das simulações sejam próximos dos reais.

Para estruturas tridimensionais complexas um refinamento local é o mais indicado visto que uma estrutura dificilmente possui uma distribuição de tensões uniforme. Deve-se utilizar elementos menores perto das concentrações de tensão e elementos maiores onde a magnitude das tensões não interessam.

Assim como no exemplo do próprio ABAQUS, um estudo foi conduzido para definir um tamanho de elemento, e assim uma densidade de malha, para a parte da fixação do corpo de prova, outro tamanho para o centro do corpo de prova e outro mais refinado para a “cabeça” do corpo de prova, onde se encontra o furo, gerador de concentrações de tensão.

Para a região que possui o furo foi verificado a convergência de tensões entre elementos de 0,1 e 0,8 mm, usando assim a malha com elementos 3D (C3D8R) de

0,8 mm na parte de material compósito. Já na região com o furo do material metálico foi determinado um elemento 2D (S4R) devido ao material ser isotrópico e a tensão não ser distribuída em camadas como em um compósito. O ABAQUS calcula as diferentes tensões cisalhantes na espessura de um elemento do tipo casca, mas não os esforços normais, por isso no material compósito teve que ser usado um elemento do tipo sólido.

Figura 4.2 - Convergência entre malha de 0,8 mm (esquerda) e 0,1 mm (direita)

Como a deformação do parafuso é algo que deve ser considerado no estudo de juntas parafusadas, os elementos do parafuso também são do tipo sólido (C3D8R) com tamanho próximo a 0,5 mm.

Para as demais regiões que não possuem tensões altas como visto em um dos ensaios anteriores, elementos do tipo casca com 5 mm foram utilizados. Isso resultou em um modelo leve com resultados de deslocamentos e tensões muito próximos do real. A maior limitação da versão acadêmica são os 1000 nós tornando muito difícil fazer uma malha de bom refinamento com elementos 3D. O modelo final possui 573 elementos e 830 nós contra 28777 elementos e 57214 nós caso todo modelo fosse gerado com elementos sólidos de 0,1 mm.

Figura 4.3 - Diferença entre malha refinada e malha refinada localmente

A redução de elementos além de ser uma restrição da versão de estudante do ABAQUS, também ajuda a reduzir o tempo de processamento (CPU). Como a malha localmente refinada o tempo de CPU caiu de 8 minutos para 30 segundos. Isso para uma uma estrutura complexa representa muito tempo de simulação com um custo elevado.

4.2.3 Empilhamento das lâminas

O software possui um módulo dedicado a materiais compósitos. Para inserir as definições do material o software conta com uma tabela onde é possível inserir lâmina por lâmina podendo ser elas de materiais diferentes, combinando por exemplos camadas de fibra de carbono com camadas de aramida ou vidro. A representação das lâminas com suas respectivas espessuras e orientações das fibras, além do plano de referência, pode ser vista na figura 4.4. A figura com 12

lâminas representa a parte do dobrador (*doubler*) e a figura com 6 lâminas o resto do corpo de provas, inclusive nos elementos sólidos do corpo.

Figura 4.4 - Modo de empilhamento das lâminas

4.3 Condições de contorno

Utilizando dados do problema real as condições de contorno foram definidas. A peça de compósito foi engastada no dobrador em toda a largura do corpo de provas e até 50 mm de comprimento em todos os graus de liberdade resultante das garras que seguram a peça na máquina.

Entre o corpo de provas de compósito e a peça de aço que vai tracionar o conjunto, foi colocado um parafuso escareado modelado juntamente com a porca (peça única) visto que a tensão de cisalhamento causado no ensaio é bem menor que a tensão admissível do parafuso. Porém uma malha bem refinada no parafuso é útil para calcular com melhor precisão os esforços atuantes na junta e ainda mais importante caso a falha no ensaio experimental ocorra no parafuso.

Relações de contato foram criadas entre o parafuso e as peças de compósito e aço, levando em consideração que devido à flexão secundária, a cabeça (escareada) do parafuso tende a tocar no compósito do lado oposto à tração e portanto deve ser modelado também. Um coeficiente de atrito foi atribuído segundo Eliezer Z. et al. (1978) de 0,25 e tem grande influência devido as grandes rotações e deslocamentos da junta.

Para a peça de metal foi utilizado uma malha grossa e elementos do tipo

casca já que os resultados de tensão dela não são levado em consideração neste estudo. O carregamento foi aplicado nessa peça também na largura inteira e 50 mm de comprimento da borda para representar o efeito da garra. Ao invés de aplicar cargas trativas (força concentrada ou distribuída), foi aplicado um deslocamento de 10 mm na direção X com a mesma velocidade da máquina (4 mm/min) utilizando a função rampa do software. As condições de contorno podem ser vistas na figura 4.5.

Figura 4.5 - Condições de contorno utilizadas na simulação

Os esforços compressivos causados pela garra não foram modelados pois não foi encontrado qualquer efeito destes nos ensaios experimentais.

4.4 Resultados da Simulação

Com o modelo computacional bem próximo do modelo real e as condições de contorno mencionadas anteriormente, a análise por elementos finitos teve um resultado satisfatório. O corpo de provas de carbono se comportou como no teste experimental mesmo em grandes deformações e rotações até mesmo no modelo padrão (implícito). A flexão secundária do parafuso e a falha final por alargamento (*bearing*) e arrancamento parcial (*fastener partial pull-through*) podem ser vistas na figura 4.6 e correspondem às falhas vistas nos testes experimentais.

Os valores de deformação e tensão máximas também foram muito próximos,

comparando com a média dos resultados experimentais, comprovando a eficácia do critério de Hashin e de máxima tensão para um material quasi-isotrópico.

Figura 4.6 - Resultado da falha de uma junta parafusada no software ABAQUS

Com erros nos resultados menores que 7%, mostrou-se que identificando os principais pontos de tensões pode-se reduzir o tamanho do modelo e assim seu tempo de solução numérica, viabilizando o método de elementos finitos diminuindo a necessidade dos ensaios de tração tradicionais, acelerando assim o processo e diminuindo custos de desenvolvimento do produto.

Deslocamento Final (mm)	5,1
Força no parafuso (N)	9152,7
Deformação máxima compósito (%)	1,98
Tensão de Ruptura compósito (MPa)	350,0

Tabela 4.2 - Resultados da simulação de elementos finitos

Figura 4.7 - Comparação entre ensaios e simulação (velocidade 4mm/min) - Carga x Tempo

A simulação foi executada até um dos critérios de falha de Hashin ser atingido (valor igual a um), e o critério atingido foi o de falha por tração da fibra. Neste instante a carga no parafuso era máxima, com valor (9552,7 N) próximo dos resultados dos ensaios (9233,7 N). A tensão resultante (350,0 MPa) no compósito, também no instante da falha por tração da fibra, teve um resultado próximo, porém não é conservador visto que um dos corpos de provas falhou com tensão menor.

Como discutido anteriormente, a tensão admissível é muito menor quando considerada a falha por alargamento da junta (88 MPa nos testes experimentais) visto que a estrutura não vai se comportar da mesma forma após essa falha.

5 CONCLUSÕES

O escopo deste estudo era gerar um modelo computacional simples e leve para estruturas fabricadas em material compósito que pudesse ser usada para diminuir custos de desenvolvimento, além de demonstrar que a resistência das uniões parafusadas é muito menor que a resistência das outras partes da estrutura. Os ensaios experimentais de tração permitiram a aquisição de dados do material laminado, que alguns fornecedores possuem mas devido a variações de fabricação, podem ter valores diferentes. Os valores de rigidez e resistência do material são de extrema importância pois são dados de entrada para a simulação.

No software, o critério de Hashin é implementado para elementos planos (casca), porém é possível implementá-lo a elementos tridimensionais com rotinas de programação através de algoritmos e procedimentos específicos, as quais poderiam ser desenvolvidas em trabalhos futuros.

O modelo computacional proposto, seguindo as condições de contorno reais do problema estudado, foi correlacionado com os testes experimentais (que seguiram as normas presentes no *Handbook* do Departamento de Defesa americano).

Para futuros estudos estruturas maiores e casos reais podem ser simuladas para verificação deste modelo, ou ainda um modelo com evolução do dano pode ser implementado para verificar o comportamento do material compósito após o dano inicial, pois para algumas aplicações a falha final é com a ruptura completa dos reforços.

6 REFERÊNCIAS

- [1] AGARWAL, B. D.; BROUTMAN, L. J. (1990). Analysis and performance of fiber composites. 2. ed. New York, John Wiley & Sons.
- [2] BEER & JOHNSTON. - Resistência dos Materiais. McGraw-Hill, 1982.
- [3] CAMANHO PP. Application of numerical methods to the strength prediction of mechanically fastened joints in composite laminates, PhD thesis, Centre for Composite Materials, Department of Aeronautics, Imperial College London, UK; 1999.
- [4] EKH JOHAN, SCHÖN JOAKIM. Finite element modeling and optimization of load transfer in multi-fastener joints using structural elements. Composite Structures; 2008.
- [5] HART-SMITH, L. J. Design and analysis of bolted and riveted joints in fibrous composite structures, Douglas Paper 7739, 1–15, McDonnell Douglas Corporation; 1986.
- [6] MATTEWS, F.L.; RAWLINGS, R.D. (1994). Composite materials: engineering and science. 1. ed. New York, Chapman-Hall.
- [7] ROUSSEAU, J.; PERREUX, D.; VERDIÈRE, N. The Influence of Winding Patterns on the Damage Behaviour of Filament Wound Pipes. N° 59. pp. 1439-1449. In: Journal of Composites Science and Technology, ELSEVIER, 1998.
- [8] JONES, ROBERT M., Mechanics of Composite Materials, Taylor and Francis, Philadelphia, Pa, USA, 2nd edition, 1999.
- [9] HASHIN, ROTEM Z., ROTEM A., "A Fatigue Criterion for Fiber-Reinforced Materials," Journal of Composite Materials, vol. 7, pp. 448–464, 1973.
- [10] ASTM Standard D3410-03 (2008), "Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading," ASTM International (W. Conshohocken, Pa.)

- [11] ADAMS D.O., ADAMS D.F., “Tabbing Guide for Composite Test Specimens,” Federal Aviation Admin. Report No. DOT/FAA/AR-02/106, 2002, online no site: http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/_techrpt/ar02-106.pdf
- [12] Materiais utilizados: <http://www.redelease.com.br/>
- [13] Fornecedor alternativo: <http://www.easycomposites.co.uk/>
- [14] CAMANHO P.P., ARTEIRO A., MELRO A.R., CANTALANOTTI G., VOGLER M., “Three-dimensional invariant-based failure criteria for fibre-reinforced composites”, International Journal of Solids and Structures, 2014.
- [15] CATALANOTTI G., CAMANHO P.P., MARQUES A.T., “Three-dimensional failure criteria for fiber-reinforced laminates”, Composite Structures, 2012.
- [16] HASHIN Z., “Failure criteria for uni-directional fibre composites,” Journal of Applied Mechanics, vol. 47, no. 1, pp. 329–334, 1980.
- [17] TSAI S. W., WU E., “A general theory of strength for anisotropic materials,” Journal of Composite Materials, vol. 5, pp. 58–72, 1971.
- [18] SOUZA G. P, “Avaliação de critérios de falhas de compósitos poliméricos reforçados aplicados a vigas sob carregamento de flexão”, 2003.
- [19] ABAQUS V6.13 User Guide, Dassault Systèmes, 2014.
- [20] MATZENMILLER A., LUBLINER J., TAYLOR R. L., “A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composite.” Mechanics of materials, pp. 125-152, 1995.
- [21] Tabela de parafusos Allen Fibam, Norma ISO 10642-97. Online no site: http://www.fibam.com.br/tabelas/allen_tab06_pag10.pdf
- [22] ELIEZER Z., SCHULZ C. J., BARLOW J. W., “Friction and wear properties of an epoxy-steel system”, Wear, vol. 46, pp. 397–403, 1978.
- [23] DEPARTMENT OF DEFENSE, “Composite Materials Handbook, Polymer Matrix Composite Guidelines for Characterization of Structural Materials”, MIL-HDBK-17-1E, 1997.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **KIM MARTINELI SOUZA GONÇALVES.**

Título da dissertação: "Análise numérica e experimental de falhas em juntas de materiais compósitos tipo *single-lap* fixadas por parafusos escareados".

Data da defesa: 03/06/2015

Comissão Julgadora:

Prof. Associado **Jonas de Carvalho**
(Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

Resultado:

Aprovado!

Prof. Dr. **Sergio Henrique Evangelista**
(Universidade Federal de São Carlos/UFSCar)

APROVADO

Prof. Dr. **Marcelo Aparecido Chinelatto**
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

APROVADO

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica:
Prof. Associado **Gherhardt Ribatski**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:
Prof. Associado **Paulo César Lima Segantine**