Universidade Federal
do Rio de Janeiro
Escola Politécnica

ESTUDO NUMÉRICO DO COMPORTAMENTO MECÂNICO EM ENSAIO DE ANEL DE DUTOS COMPÓSITOS PRODUZIDOS POR ENROLAMENTO FILAMENTAR

Rafael de Azevedo Cidade

Projeto de Graduação apresentado ao Curso de Engenharia de Materiais, da Escola Politécnica, da Universidade Federal do Rio de Janeiro, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de Engenheiro de Materiais.

Orientadores: Fernando Luiz Bastian
Theorodo Antoun Netto

Rio de Janeiro
Agosto de 2010

ESTUDO NUMÉRICO DO COMPORTAMENTO MECÂNICO EM ENSAIO DE ANEL DE DUTOS COMPÓSITOS PRODUZIDOS POR ENROLAMENTO FILAMENTAR

Rafael de Azevedo Cidade

PROJETO DE GRADUAÇÃO SUBMETIDO AO CORPO DOCENTE DO CURSO DE ENGENHARIA DE MATERIAIS DA ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE ENGENHEIRO DE MATERIAIS.

Examinado por:

Prof. Fernando Luiz Bastian, Ph.D.

Prof. Theodoro Antoun Netto, D.Sc.

Prof. José da Rocha Miranda Pontes, D.Sc.

RIO DE JANEIRO, RJ – BRASIL
AGOSTO DE 2010

de Azevedo Cidade, Rafael

Estudo numérico do comportamento mecânico em ensaio de anel de dutos compósitos produzidos por enrolamento filamentar/Rafael de Azevedo Cidade. – Rio de Janeiro: UFRJ/Escola Politécnica, 2010.

XII, 61 p.: il.; 29, 7cm.

Orientadores: Fernando Luiz Bastian
Theorodo Antoun Netto

Projeto de Graduação– UFRJ/ Escola Politécnica/ Curso de Engenharia de Materiais, 2010.

Referências Bibliográficas: p. 59 – 61.

1. Enrolamento Filamentar. 2. Elementos Finitos. 3. Compósitos. 4. Risers. I. Bastian, Fernando Luiz *et al.*. II. Universidade Federal do Rio de Janeiro, Escola Politécnica, Curso de Engenharia de Materiais. III. Título.

Agradecimentos

Agradeço ao professor Fernando Luiz Bastian pelo apoio e orientação durante os anos de trabalho no Laboratório de Compósitos.

Ao professor Theodoro Antoun Netto, pela orientação e sugestões sem as quais não seria possível a realização deste trabalho.

Agradeço também a equipe do Laboratório de Compósitos da Coppe/UFRJ, em particular à Daniel Barboza, que me ajudou desde o início na construção dos modelos e à Luiz Antonio que sempre esteve a disposição para responder às minhas dúvidas.

Agradeço aos meus pais, Tânia e Milton, que me apoiaram desde o início mesmo nos momentos de maior dificuldade e foram fundamentais na conclusão deste curso.

Aos meus sócios, Bernardo, Gregório e Vitor, que estão do meu lado e sempre me deram o apoio necessário nas horas mais complicadas.

Resumo do Projeto de Graduação apresentado à Escola Politécnica/UFRJ como parte dos requisitos necessários para a obtenção do grau de Engenheiro de Materiais.

ESTUDO NUMÉRICO DO COMPORTAMENTO MECÂNICO EM ENSAIO DE ANEL DE DUTOS COMPÓSITOS PRODUZIDOS POR ENROLAMENTO FILAMENTAR

Rafael de Azevedo Cidade

Agosto/2010

Orientadores: Fernando Luiz Bastian
Theorodo Antoun Netto

Programa: Engenharia de Materiais

A busca por materiais de menor peso específico e maior resistência a corrosão é um desafio atual da exploração *offshore* de petróleo e gás. Com base nestes requisitos os materiais compósitos apontam como uma alternativa ao uso tradicional dos materiais metálicos, já que além de cumprir tais exigências, suas propriedades podem ser projetadas nas direções efetivas de carregamento reduzindo ainda mais o peso das estruturas. Portanto a demanda por estes materiais traz consigo a necessidade de se caracterizar o comportamento em serviço e suas limitações. Este trabalho se propõe a avaliar o comportamento de diferentes configurações de dutos compósitos submetidos a tensões circunferenciais através da simulação do ensaio de tração de anéis, proposto na norma ASTM D-2290. Para isso foi utilizado o software de análise por elementos finitos ABAQUS/CAE na construção de modelos com diferentes ângulos, espessuras e sequências de empilhamento. Além da avaliação das tensões circunferenciais máximas, foi analisada também a evolução do dano para diferentes configurações de camadas.

Abstract of Project presented to POLI/UFRJ as a partial fulfillment of the requirements for the degree of Engineer.

NUMERICAL STUDY OF MECHANICAL BEHAVIOUR OF FILAMENT WOUND COMPOSITE PIPES ON SPLIT-DISK TEST

Rafael de Azevedo Cidade

August/2010

Advisors: Fernando Luiz Bastian
Theorodo Antoun Netto

Department: Materials Engineering

The search for materials with lower specific weight and greater corrosion resistance is a current challenge for the offshore oil and gas industry. Based on these requirements, composite materials emerge as an alternative to the traditional use of metals. Moreover, its properties can be designed to the effective loading directions, further reducing the weight of structures. So the demand for these materials brings the need to characterize its mechanical behavior and limitations. This study aims to evaluate the behavior of different configurations of composite pipes subjected to hoop stress by simulating the splitdisk test, proposed in ASTM D-2290. To achieve this, the finite element analysis software, ABAQUS/CAE, was used to build numerical models with different angles, thicknesses and stacking sequences. Besides the evaluation of maximum hoop stress was also analyzed the damage evolution for different composite layups.

Sumário

Lista de Figuras **ix**

Lista de Tabelas **xii**

1 Introdução **1**

2 Revisão Bibliográfica **2**

2.1 Materiais Compósitos 2

2.1.1 Compósitos de Matriz Polimérica 3

2.1.2 Métodos de Fabricação 4

2.1.3 Compósitos na Indústria do Petróleo 7

2.1.4 Ensaios para Dutos Compósitos 8

2.1.5 Micromecânica 10

2.1.6 Macromecânica 14

2.2 Falha em Materiais Compósitos 16

2.2.1 Modos de Falha 16

2.2.2 Critérios de Falha 19

2.2.3 Análise de Falha de Laminados 25

2.3 Modelagem Numérica 27

2.3.1 Método dos Elementos Finitos 27

3 Metodologia **33**

3.1 Construção do Modelo 33

3.1.1 Geometria 33

3.1.2 Material 35

3.1.3 Configurações 40

3.2 Discretização do Domínio 40

3.2.1 Elementos e Geração da Malha 40

3.2.2 Sensibilidade de Malha 41

3.3 Condições de Contorno 43

4 Resultados e Discussões **45**
4.1 Correlação Numérico-Experimental 45
4.2 Variação da Tensão Circunferencial Máxima com o Ângulo de Enrolamento 46
4.2.1 Quatro Camadas 46
4.2.2 Oito Camadas 47
4.3 Comparação Entre Diferentes Sequências de Empilhamento 48
4.3.1 Quatro Camadas 48
4.3.2 Oito Camadas 50
4.4 Comparação Entre os Anéis com 4 e 8 Camadas 51
4.5 Evolução dos Danos na Fibra e na Matriz 53

5 Conclusões **57**

Referências Bibliográficas **59**

Lista de Figuras

2.1 Classificação dos materiais compósitos 2
2.2 Desenho esquemático de um compósito de fibras contínuas 3
2.3 Desenho esquemático do processo RTM 5
2.4 Desenho esquemático do processo de enrolamento filamentar. [1] . . . 6
2.5 Numero de poços com uso de fibra de carbono em risers de produção no Golfo do México. 7
2.6 Densidade linear da quantidade de fibra de carbono utilizada em componentes de plataforma. 8
2.7 Modelo 3D do dispositivo do ensaio de tração de anéis 9
2.8 Foto do dispositivo do ensaio de tração de anéis 10
2.9 Corpo de prova fraturado após o ensaio 10
2.10 Carregamento transversal em compósito reforçado com fibras 12
2.11 Relação tensão-deformação com o significado físico da matriz de compliance 14
2.12 Microflambagem em fibras dúteis e frágeis 17
2.13 Imagem MEV da microflambagem ocorrida em um compósito de fibras frágeis 18
2.14 Falha por cisalhamento da fibra em compressão longitudinal 18
2.15 Falha por cisalhamento 19
2.16 Envelope de falha de máxima tensão 20
2.17 Envelope de falha de máxima deformação 22
2.18 Comparação entre envelopes de falha no espaço das tensões ($\sigma_{11} - \sigma_{22}$) [2] 23
2.19 Curva de carregamento uniaxial de laminados mostrando a falha das camadas 26
2.20 Matriz de rigidez com as variáveis de dano 27
2.21 Exemplo de geometria e seu modelo discreto mostrando, em preto, os elementos e, em vermelho, os nós 29

2.22 Viga idealizada discretizada em elementos lineares mostrando a função de forma $w_k(x)$ e a aproximação para o campo de deslocamentos. 30
2.23 Comparação entre uma funções de forma linear e quadrática. 30

3.1 Dimensões do corpo de prova 34
3.2 Planos de simetria do modelo 34
3.3 Geometria simplificada 35
3.4 Montagem do corpo de prova e do corpo rígido 35
3.5 Funcionamento da Sub-Rotina 38
3.6 Funcionamento do procedimento *Check Failure* 39
3.7 Sequências de empilhamento simétrico e anti-simétrico para as configurações (a) 1C 2H 1C, (b) 1H 2C 1H e (c) 4H. 40
3.8 Sequências de empilhamento simétrico e anti-simétrico para as configurações (a) 2C 4H 2C, (b) 2H 4C 2H e (c) 8H. 41
3.9 Malhas geradas com os recursos (a) *Medial Axis* e (b) *Advancing Front*. 42
3.10 Malha do corpo rígido. 42
3.11 Variação da tensào circunferencial máxima em relação ao número de elementos. 43
3.12 Malhas com (a) 960 elementos e (b) 6340 elementos. 43
3.13 Condições de contorno aplicadas ao modelo 44

4.1 Correlação entre os resultados numéricos e os dados experimentais . . 45
4.2 Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 1C 2H 1C. . . . 47
4.3 Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 1H 2C 1H. . . . 47
4.4 Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 4H. 48
4.5 Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 2C 4H 2C. . . . 48
4.6 Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 2H 4C 2H. . . . 49
4.7 Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 8H. 49
4.8 Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais das configurações com quatro camadas. 50

4.9 Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais das configurações com oito camadas. 50
4.10 Comparação da carga máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo camadas circunferenciais mais externas. 51
4.11 Comparação da carga máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo camadas circunferenciais mais internas. 51
4.12 Comparação da carga máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo apenas camadas helicoidais. 52
4.13 Comparação da tensão circunferencial máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo camadas circunferenciais mais externas. 52
4.14 Comparação da tensão circunferencial máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo camadas circunferenciais mais internas. 53
4.15 Comparação da tensão circunferencial máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo apenas camadas helicoidais. 53
4.16 Ovalização gerada pela imposição do deslocamento pelo corpo rígido. 54
4.17 Dano (a) nas fibras e (b) na matriz para a configuração 1C 2H 1C com ângulo de 30° para as camadas helicoidais. 54
4.18 Dano (a) nas fibras e (b) na matriz para a configuração 1C 2H 1C com ângulo de 75° para as camadas helicoidais. 55
4.19 Dano (a) nas fibras e (b) na matriz para a configuração 4H com ângulo de 30° para as camadas helicoidais. 55
4.20 Dano (a) nas fibras e (b) na matriz para a configuração 4H com ângulo de 75° para as camadas helicoidais. 56

Lista de Tabelas

2.1 Diferentes tipos de fibras de vidro e suas características 4

3.1 Dimensões utilizadas nos modelos 33
3.2 Propriedades da fibra e da matriz utilizadas 36
3.3 Frações volumétricas de fibras utilizadas 37
3.4 Propriedades dos laminados utilizadas nos modelos 37
3.5 Exemplo de empilhamento 1C 2H 1C 40
3.6 Diferença percentual da tensão máxima com o aumento do número de elementos 42
3.7 Condições de contorno referentes aos planos de simetria 44

4.1 Correlação entre os resultados numéricos e experimentais. 46

Capítulo 1

Introdução

O crescente interesse pelos materiais compósitos traz a necessidade pela caracterização de suas propriedades e limitações em serviço, em especial na exploração *offshore* de petróleo e gás.

Apesar dos materiais metálicos serem empregados de maneira mais tradicional nesta indústria, os compósitos aparecem como alternativas em situações de águas ultraprofundas, onde surgem problemas na aplicação dos materiais metálicos, como a corrosão e o peso excessivo das estruturas submarinas que pode comprometer a integridade da plataforma além de demandar sistemas mais eficientes de flutuação.

O uso de materiais compósitos como risers, por exemplo, permite que se atinja profundidades 30% maiores sem que a estrutura da plataforma seja modificada [1].

Além da resistência a corrosão e menor peso específico, outra vantagem dos materiais compósitos é a possibilidade de se projetar as propriedades nas direções específicas para cada tipo de carregamento, como no caso do enrolamento filamentar, a variação do ângulo das camadas de enrolamento helicoidal, de forma a atender de forma ótima os requisitos do projeto.

Para este trabalho, foi proposto a elaboração de modelos numéricos que caracterizam o comportamento mecânico dos dutos compósitos sub tensões circunferênciais. Para isto foi simulado o comportamento destes materiais em ensaios de anel, proposto pela norma ASTM D-2290, a partir do qual foi possível avaliar a variação da resistência mecânica dos tubos de diferentes configurações de camadas.

Os modelos foram construídos a partir do software de análise por elementos finitos ABAQUS/CAE, utilizando uma subrotina de análise de falha progressiva proposta por LINDE *et al.* [18] para a degradação das propriedades mecânicas e avaliação do carregamento final suportado pelo material.

Capítulo 2

Revisão Bibliográfica

2.1 Materiais Compósitos

Compósitos podem se definidos como materiais multifásicos formados por dois ou mais constituíntes separados por uma interface definida. Normalmente se apresentam com uma fase de reforço inserida numa fase matriz e suas propriedades resultam da combinação das propriedades dos seus componentes e suas proporções.

Em serviço, é esperado que os esforços mecânicos submetidos à estrutura sejam transferidos para o reforço através da matriz e que esta mantenha as fibras agrupadas, ancoradas e protegidas contra eventuais danos superficiais.

A eficácia do material depende, além das propriedades das fases matriz e reforço, da interface entre os constituíntes.

Ambas as fases (matriz e reforço) podem ser de materiais metálicos, poliméricos ou cerâmicos. A fase reforço pode se apresentar como fibras ou partículas além de diferentes formas e distribuições. A Figura 2.1 ([1]) mostra uma classificação para os materiais compositos em relação a seus constituíntes.

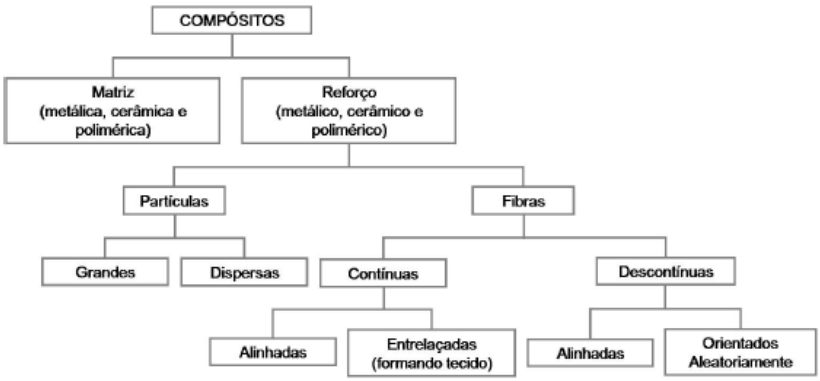

Figura 2.1: Classificação dos materiais compósitos

2.1.1 Compósitos de Matriz Polimérica

Compósitos de matriz polimérica, como indicado pelo nome, são aqueles em que a fase matriz é constituida por um material polimérico, denominado resina. Para estes materiais, também chamados plásticos reforçados, a fase de reforço pode ser constituída tanto por fibras (Figura 2.2) como por partículas. Porém materiais reforçados por partículas não estão no escopo deste trabalho.

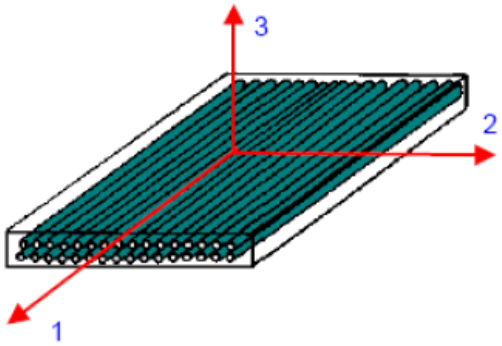

Figura 2.2: Desenho esquemático de um compósito de fibras contínuas

Fase Matriz

São formadas por materiais sintetizados a partir de uma reação de polimerização onde suas unidades básicas (meros) são unidas resultando numa macromolécula, chamada polímero. A classificação destes materiais pode ser feita com base em diversos aspectos como ocorrência, forma estrutural, modo de preparo e fusibilidade. Esta última agrupa os polímeros em dois grandes grupos: termoplásticos e termorrígidos.

Polímeros termoplásticos são aqueles em que as ligações secundárias entre as cadeias podem ser quebradas com o aumento da temperatura sem que haja degradação do material, então estas conseguem ser restauradas com o resfriamento.

Por outro lado, polímeros termorrígidos são materiais onde as ligações entre as cadeias são primárias. Como resultado do aumento da temperatura nao há fusão do material e sim a degradação do mesmo, portanto são ditos infusíveis. Tais resinas apresentam, geralmente, maior rigidez do que as termoplásticas.

Em compósitos estruturais, ou seja, submetidos à solicitações mecânicas, as resinas termorrígidas são as mais utilizadas. Entre elas estão presentes poliéster, vinil éster e epóxi, representando cerca de 90% das aplicações. [1]

Fibras

Em virtude das altas resistência mecânica e rigidez específica apresentadas por materiais reforçados por fibras, este tipo de reforço são ditos como os de maior im-

portância nas aplicações de engenharia.

Em compósitos reforçados por fibras a efetiva transferência de carregamento para a fase de reforço depende de vários fatores como a fração volumétrica das fases, o tamanho e arranjo do reforço, sua orientação e sua interface com a matriz.

As fibras mais comumente utilizadas na engenharia, em conjunto com matrizes poliméricas, são as fibras de vidro, de carbono e de aramida. Sendo a de vidro a de maior utilização devido a fatores como baixo custo e facilidade de processamento.

A inércia química apresentada pelas fibras de vidro em associação com diversas matrizes poliméricas as tornam ideais para ambientes corrosivos, como aplicações *off-shore*.

Fibras de Vidro são materiais obtidos através da fusão e fiberização de óxidos metálicos, em especial óxido de silício.

As principais características que tornam as fibras de vidro materiais de interesse para o uso como reforço são o baixo coeficiente de dilatação térmica, altas propriedades mecânicas e a não degradação destas em altas temperaturas além do seu baixo custo.

Podem ser divididas em três categorias: E (Eletrico), C (Químico) e S (Alta resistência) como visto na Tabela 2.1.

Fibra	Características
E	Alta resistência e alto módulo de elasticidade; Bom isolante elétrico.
C	Alta resistência à corrosão; Baixa resistência mecânica.
S	Alto módulo de elasticidade; Resistente a altas temperaturas.

Tabela 2.1: Diferentes tipos de fibras de vidro e suas características

2.1.2 Métodos de Fabricação

Diversos métodos são empregados na indústria para a fabricação de compósitos de matriz polimérica. Cada método possui um conjunto de vantagens e limitações em relação a geometria e as propriedades esperadas do componente. Nesta seção serão descritos os métodos de laminação manual (*Hand Lay-up*), de moldagem por transferência de resina (*Resin Transfer Moulding*) e de enrolamento filamentar (*Filament Winding*),seus principais objetivos e limitações. Sendo este último o de maior relevância para este trabalho.

Hand Lay up

O método de laminação manual consiste num processo onde o reforço é previamente colocado em um molde, aberto, e em seguida a resina é aplicada, de forma manual.

A preparação do molde conta com limpeza e aplicação de desmoldante, que pode ser cera de carnaúba ou álcool polivinílico. Esta etapa permite que a peça seja facilmente removida do molde ao final do processo.

Após o posicionamento do reforço no molde e a aplicação da resina, a remoção de bolhas de ar tal como o assentamento das fibras é realizado com o auxílio de pinceis ou roletes.

Este método se aplica, geralmente, na produção de chapas, lisas ou onduladas, tais como peças automotivas e náuticas. Não se aplicando na produção de peças com geometria mais complexa.

RTM

O processo de moldagem por transferência de resina (*Resin Transfer Moulding*) é baseado no princípio onde o reforço é colocado em um molde, fechado, e então a resina é injetada através de pressão e/ou vácuo até o completo preenchimento do molde. Então a peça é retirada do molde depois da cura.

Neste processo a fração volumétrica de fibras pode ser controlada, baseada no nível de compressão exercida na pré-forma, do reforço, pelo molde.

O molde deve apresentar pelo menos uma entrada, para a resina, e uma saída, para o ar existente no interior do molde. Uma variação chamada VARTM (*Vacuum Assisted Resin Transfer Moulding*) conta com uma bomba de vácuo na saída de ar do molde para aumentar o gradiente de pressões.

Um desenho esquemático do processo RTM é encontrado na Figura 2.3.

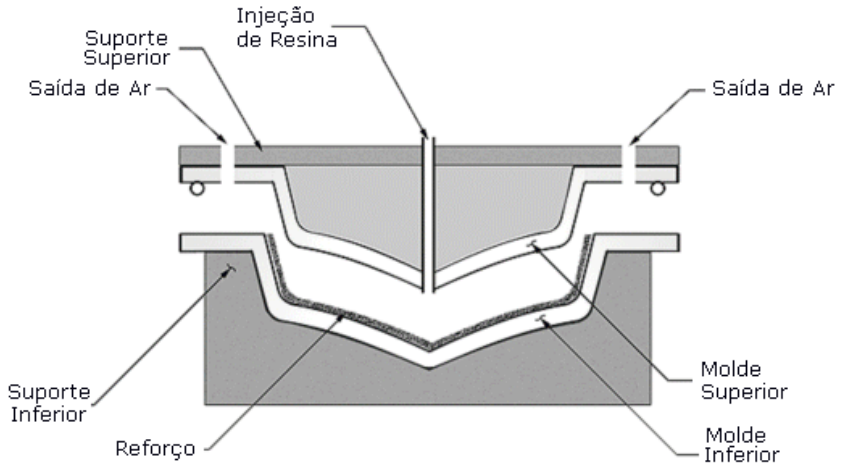

Figura 2.3: Desenho esquemático do processo RTM

Enrolamento Filamentar

O processo de enrolamento filamentar é um método de fabricação de estruturas com simetria radial como tubos.

Neste processo fibras contínuas, impregnadas ou pré-impregnadas são arranjadas sobre um mandril formando padrões com ângulos pre estabelecidos de forma a suportar certos estados de carregamento.

Desde seu surgimento, ao final da década de 40, este processo é o mais utilizado na fabricação de dutos compósitos e tem evoluído de forma a ser o processo típico para a fabricação de dutos compósitos, de matriz polimérica, de alto desempenho.

No enrolamento molhado, as fibras armazenadas na forma de rovings são desenroladas e passam por um banho de resina, onde são impregnadas, e então são enroladas no mandril através de um alimentador que se movimenta paralelamente ao eixo do tubo.

Na Figura 2.4 é mostrado um esquema do processo de enrolamento filamentar e as principais variáveis envolvidas no processo.

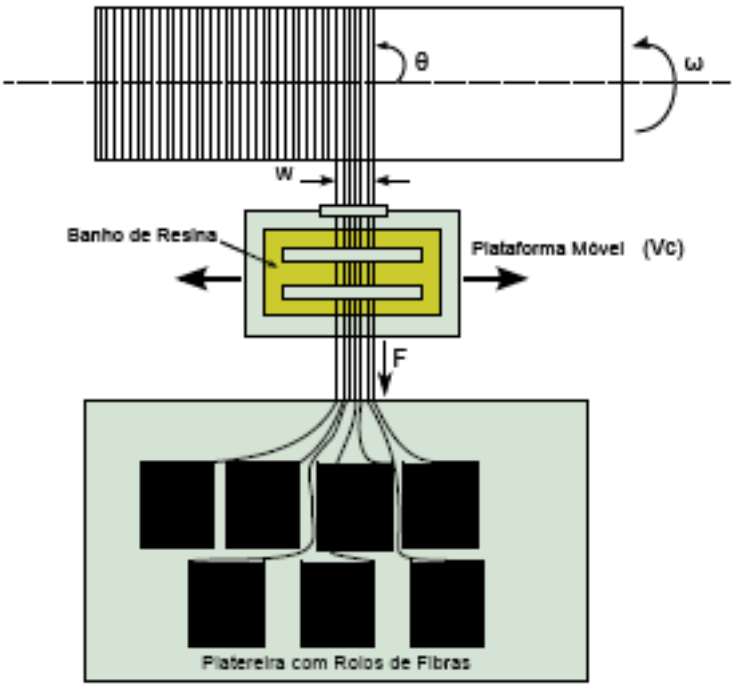

Figura 2.4: Desenho esquemático do processo de enrolamento filamentar. [1]

O ângulo de enrolamento é função da relação entre a velocidade angular (ω) do mandril e a velocidade do alimentador (V_c), na direção do eixo do tubo.

$$\theta = \tan^{-1}\left(2\pi r \frac{\omega}{V_c}\right). \tag{2.1}$$

A quantidade de passadas do alimentador para que se complete uma camada de

um determinado angulo é determinada pela largura W de faixa, que esta diretamente ligada a quantidade de *rovings* utilizados pelo alimentador.

2.1.3 Compósitos na Indústria do Petróleo

A exploração do petróleo em águas profundas (de 500m até 2000m), predominante no Brasil, demanda tecnologias e materiais compatíveis com as complexidades apresentadas pela atividade. Dentro dessas complexidades podem ser citados os diferentes carregamentos impostos a estrutura, tanto hidrostáticos como dinâmicos [4].

A aplicação dos materiais compósitos em estruturas *off-shore* cresce a medida que aumentam estas complexidades. Na Figura 2.5([5]) é mostrada a previsão da utilização de materiais compósitos na indústria do petróleo.

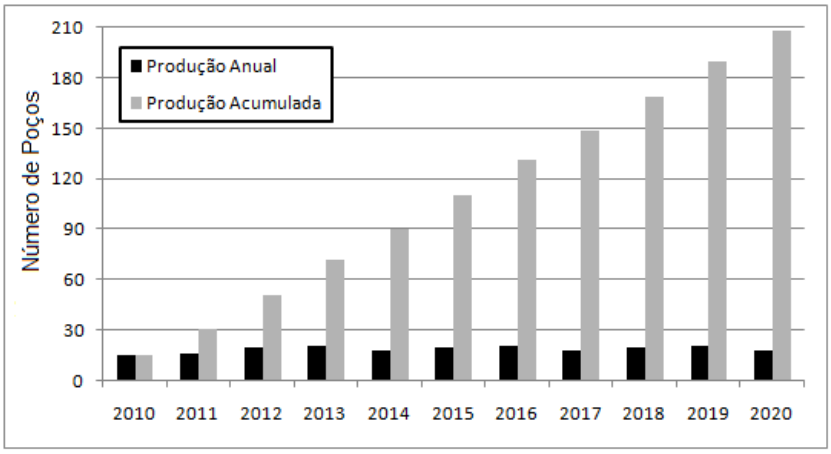

Figura 2.5: Numero de poços com uso de fibra de carbono em risers de produção no Golfo do México.

Tais materiais são empregados em componentes como *risers* de perfuração e produção, umbilicais, *theters* e linhas *kill* e *choke*. A Figura 2.6([6]) mostra a quantidade de material compósito (refoçado com fibra de carbono) utilizada em componentes de plataformas.

Aplicação Dutos Compósitos

Inicialmente, o estudo da aplicação de dutos compósitos como risers foi realizado em 1950 por parte da empresa *Koch Exploration & Development Company*. Esta iniciou o desenvolvimento de materiais reforçados com fibras de vidro com o objetivo de produzir o petróleo a partir de poços altamente corrosivos [5].

TARNOPOLSKII *et al.* [7], em seu estudo, mostraram a importância dos materiais compósitos na indústria *offshore* e avaliaram a aplicação de risers hibridos metal-compósito submetidos a pressões interna e externa, gravidade e forças aplicadas no topo.

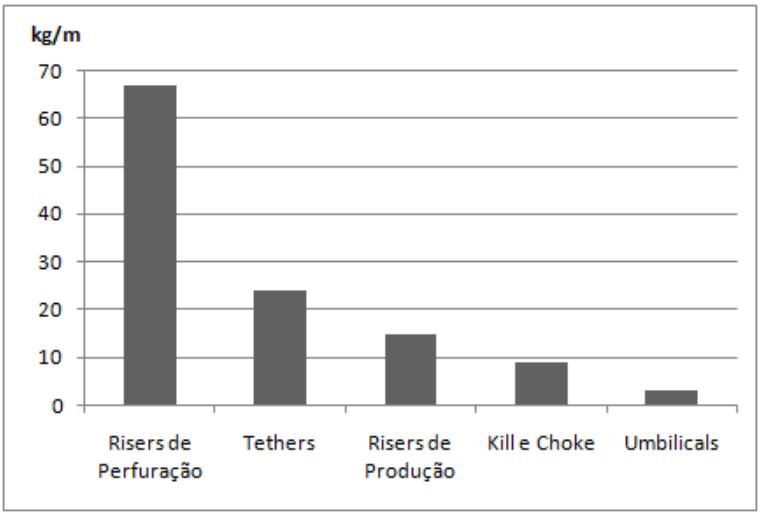

Figura 2.6: Densidade linear da quantidade de fibra de carbono utilizada em componentes de plataforma.

Para eles o riser deve apresentar uma camada interna metálica, servindo como mandril para o enrolamento filamentar e também para a estanqueidade, camadas circunferenciais de material compósito, assegurando resistencia às pressões interna e externa e camadas helicoidais para suportar as tensões axiais.

Como resultado, os autores concluíram que os risers compósitos são a melhor escolha para aplicações em profundidades maiores que 1500m.

2.1.4 Ensaios para Dutos Compósitos

Risers são estruturas submetidas a diferentes carregamentos. Além do peso próprio, devem suportar as pressões internas e externas, eventuais forças trativas ou compressivas exercidas no topo, além dos carregamentos hidrodinâmicos. Devido a estes carregamentos, a caracterização mecânica de um duto compósito, em sua aplicação como riser, conta com ensaios hidrostáticos de colapso e explosão, ensaio de flexão e o ensaio de tração em anéis.

Ensaios hidrostáticos são realizados com o auxilio de bombas que aumentam a pressão interna (explosão) ou externa (colapso) de modo a verificar as pressões máximas suportadas pelo riser. No ensaio de explosão, o fluido é bombeado para dentro do duto (vedado) até que este nao suporte a pressão exercida e apresente sinais de vazamento, a esta situação chama-se falha funcional, ou seja, estruturalmente o material não foi completamente degradado porém a ocorrência de vazamentos impede o correto funcionamento deste. Enquanto no ensaio de pressão externa, o duto, com as extremidades fechadas, é colocado numa câmara hiperbárica e então o fluido de trabalho é bombeado para dentro da câmara até que as paredes do duto sofram

colapso.

Ensaios de Flexão são realizados afim de se obter o comportamento em flexão, ou dobramento, e podem ser realizados a três ou quatro pontos dependendo da distribuição de momento ao longo do duto. Este ensaio é comumente utilizado em risers por conta do seu tipo de lançamento. Os lançamentos mais comuns (Reel-Lay, S-Lay e J-Lay) envolvem grandes deformações por flexão tornando fundamental a caracterização mecânica dos dutos nesta situação [8].

Ensaio de Tração em Anéis (ASTM D-2290)

O ensaio de tração em anéis compósitos, segundo KAYNAK *et al.* [9], é uma metodologia experimental eficiente na determinação da performance de estruturas tubulares sob pressão interna onde se apresentam elevadas tensões circunferenciais.

Este ensaio é realizado segundo a norma ASTM D-2290 e consiste num dispositivo composto por duas semi-circunferências que são colocadas no interior do corpo de prova, de forma concêntrica, como mostrado nas figuras 2.7 e 2.8 [1].

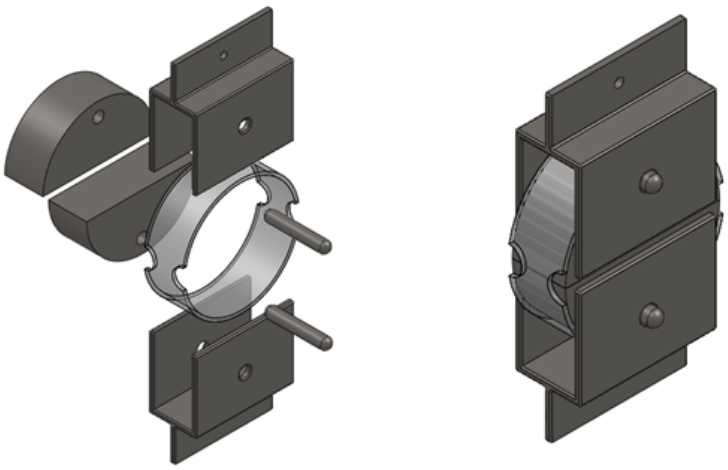

Figura 2.7: Modelo 3D do dispositivo do ensaio de tração de anéis

O corpo de prova contém duas regiões com afilamento, agindo como concentradores de tensões, de forma a induzir a falha material preferencialmente em um destes locais.

O sistema é então tracionado até a ruptura do corpo de prova, possibilitando a aquisição da rigidez e da resistência mecânica do material. Na figura 2.9 é mostrado um corpo de prova fraturado, após o ensaio.

Figura 2.8: Foto do dispositivo do ensaio de tração de anéis

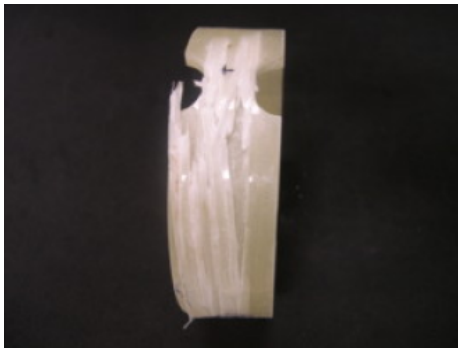

Figura 2.9: Corpo de prova fraturado após o ensaio

2.1.5 Micromecânica

A micromecânica tem por objetivo estudar as propriedades mecânicas e higrotérmicas dos compósitos a partir das propriedades e proporções dos seus constituíntes.

Nesta seção serão mostradas as expressões utilizadas na determinação das propriedades mecânicas dos compósitos, advindas do modelo das regras das misturas.

Modulo de Young Longidudinal (E_1)

Em carregamento longitudinal, num compósito de fibras contínuas onde a adesão entre matriz e reforço é ideal, pode se assumir a igualdade de deformações de fibra e matriz.

$$\epsilon_c = \epsilon_f = \epsilon_m \tag{2.2}$$

Então, utilizando a lei de hooke, as tensões na fibra e na matriz são dadas por:

$$\sigma_f = E_f \epsilon_f = E_f \epsilon_c \tag{2.3}$$

$$\sigma_m = E_m \epsilon_m = E_m \epsilon_c \tag{2.4}$$

O carregamento L_c no compósito é então dividido em duas parcelas, uma suportada pela fibra e outra pela matriz.

$$L_c = L_f + L_m \tag{2.5}$$

Considerando que $L = \sigma A$ e utilizando as equações das tensões, a expressão do carregamento pode ser expressa por

$$\sigma_c A_c = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \tag{2.6}$$

ou

$$\sigma_c = \sigma_f \frac{A_f}{A_c} + \sigma_m \frac{A_m}{A_c} \tag{2.7}$$

A fração volumétrica de fibras pode ser escrita como

$$v_f = \frac{V_f}{V_c} = \frac{A_f}{A_c} \tag{2.8}$$

E considerando que o compósito é formado somente por reforço e matriz

$$v_m = 1 - v_f \tag{2.9}$$

Então, aplicando estas relações na expressão das tensões atuantes no material compósito

$$\sigma_c = \sigma_f v_f + \sigma_m (1 - v_f) \tag{2.10}$$

Dividindo toda a equação pela deformação do compósito

$$E_1 = E_f v_f + E_m (1 - v_f) \tag{2.11}$$

Esta expressão é chamada de regra das misturas direta.

Modulo de Young Transversal (E_2)

Em carregamento transversal, as fibras atuam como partículas já estão alinhadas perpendicularmente à direção de carregamento. Desta forma assume-se que a igualdade de tensões, onde a tensão no compósito é igual a tensão na fibra que por sua vez é igual à tensão na matriz.

$$\sigma_c = \sigma_f = \sigma_m \tag{2.12}$$

E a deformação do material compósito é a soma das deformações da fibra e da matriz. A Figura 2.10 mostra um compósito reforçado por fibras sendo carregado

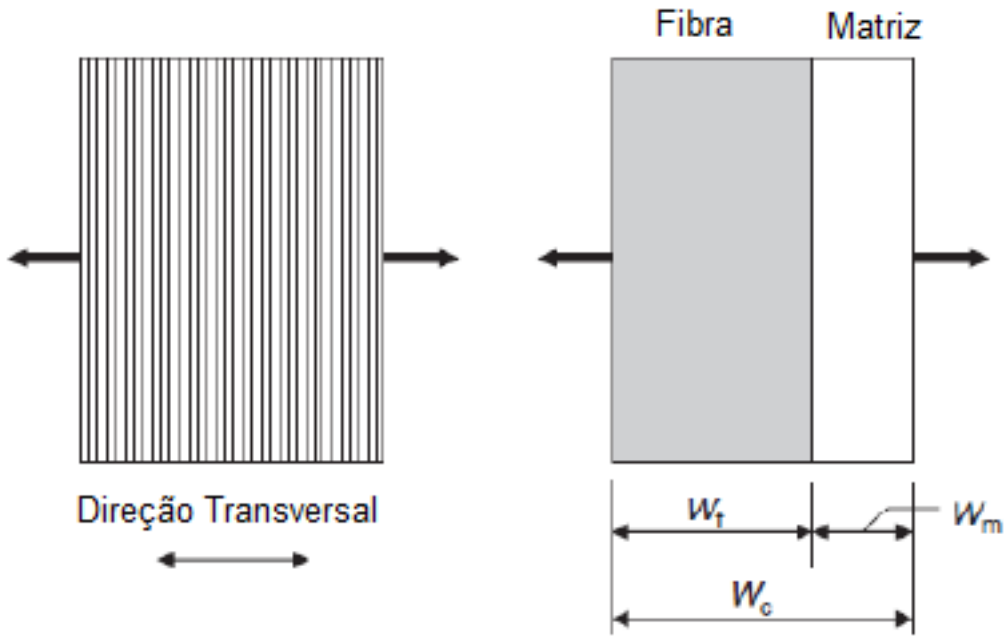

Figura 2.10: Carregamento transversal em compósito reforçado com fibras

transversalmente, considerando que $\Delta W_c = \Delta W_f + \Delta W_m$, e como $\epsilon = \frac{\Delta W}{W}$, a equação pode ser reescrita como

$$\epsilon_c W_c = \epsilon_f W_f + \epsilon_m W_m \tag{2.13}$$

ou

$$\epsilon_c = \epsilon_f \frac{W_f}{W_c} + \epsilon_m \frac{W_m}{W_c} \tag{2.14}$$

Como a fração volumétrica de fibras é dada por

$$v_f = \frac{V_f}{V_c} = \frac{W_f}{W_c} \tag{2.15}$$

A expressão pode ser reescrita, utilizando-se da lei de hooke, como

$$\frac{\sigma_c}{E_c} = \frac{\sigma_f}{E_f} v_f + \frac{\sigma_m}{E_m} v_m \tag{2.16}$$

Aplicando, então, a igualdade de tensões, a expressão para o modulo de young transversal tem a forma

$$\frac{1}{E_2} = \frac{1}{E_f} v_f + \frac{1}{E_m}(1 - v_f) \tag{2.17}$$

ou

$$E_2 = \left[\frac{v_f}{E_f} + \frac{1 - v_f}{E_m}\right]^{-1} \tag{2.18}$$

Esta expressão é chamada de regra das misturas inversa e é utilizada para a deteminação das propriedades com maior dependência da matriz.

Coeficiente de Poisson Longitudinal (ν_{12})

De forma análoga ao modulo de young longitudinal (E_1), o coeficiente de Poisson longitudinal (ν_{12}) é dado pela regra das misturas direta. [10]

$$\nu_{c12} = \nu_{f12}(v_f) + \nu_{m12}(1 - v_f) \tag{2.19}$$

Coeficiente de Poisson Transversal (ν_{23})

Em materiais transversalmente isotrópicos, é possível relacionar o coeficiente de poisson transversal com o módulo de cisalhamento transversal através da expressão

$$G_{23} = \frac{E_2}{2(1 + \nu_{23})} \tag{2.20}$$

Reorganizando, obtem-se a equação para o coeficiente de poisson transversal do material. [10]

$$\nu_{23} = \frac{E_2}{2G_{23}} - 1 \tag{2.21}$$

Módulo de Cisalhamento

Os módulos de cisalhamento, tanto longitudinal (G_{12}) quanto transversal (G_{23}) de um material compósito reforçado por fibras contínuas, por conta da maior dependência das características da matriz, são obtidos através da regra das misturas inversa. [10]

Módulo de Cisalhamento Longitudinal:

$$G_{c12} = \left[\frac{v_f}{G_{f12}} + \frac{1 - v_f}{G_{m12}}\right]^{-1} \tag{2.22}$$

Módulo de Cisalhamento Transversal:

$$G_{c23} = \left[\frac{v_f}{G_{f23}} + \frac{1 - v_f}{G_{m23}}\right]^{-1} \tag{2.23}$$

2.1.6 Macromecânica

Depois de determinadas as constantes elásticas do material compósito, este então não é mais tratado do ponto de vista de seus constituintes. Seu comportamento mecânico dependerá da orientação do reforço e da existência de planos de simetria. Portanto um material compósito, dependendo do alinhamento das fibras em relação ao carregamento poderá ser caracterizado como anisotrópico, monoclínico, ortotrópico, transversalmente isotrópico ou isotrópico. [10]

Nesta seção serão mostradas matrizes de rigidez para cada um destes tipos de material a partir de simplificações da lei de Hooke (Equação 2.24).

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \tag{2.24}$$

Onde C_{ij} são os elementos da matriz de rigidez, nas coordenadas x, y e z. E segundo a relação $C_{ij} = C_{ji}$, o material passa a ser caracterizado, na forma generalizada, de 36 para 21 constantes independentes [10].

A relação também pode ser expressa através da matriz de compliance $[S]$, como mostrado na figura 2.11 [11]. Sendo $[S] = [C]^{-1}$.

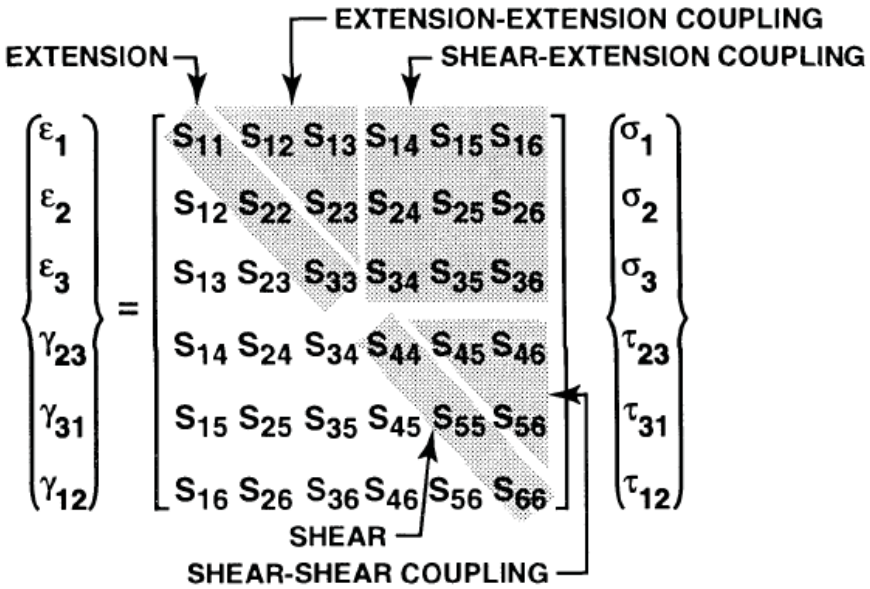

Figura 2.11: Relação tensão-deformação com o significado físico da matriz de compliance

Materiais Anisotrópicos

O material compósito é dito anisotrópico quando a orientação das fibras não apresenta nenhum plano de simetria. Portanto sua matriz de rigidez não apresenta simplificações referentes a simetria como mostrado na equação 2.25.

$$[C] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \tag{2.25}$$

Materiais Monoclínicos

Materiais monoclínicos são ditos aqueles que apresentam apenas um plano de simetria [11]. No caso de materiais reforçados por fibras, quando há um plano de simetria referente ao alinhamento das fibras, estes são chamados de monoclínicos [10], e a matriz de rigidez se simplifica a 13 elementos independentes, como mostra a equação 2.26.

$$[C] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{45} & C_{55} & 0 \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \tag{2.26}$$

Materiais Ortotrópicos

Quando um material apresenta simetria relativa a dois planos ortogonais, um terceiro plano, mutuamente ortogonal, também apresentará simetria. Como resultado da simetria entre esses planos, tais materiais não apresentam acoplamento extensão-cisalhamento nem cisalhamento-cisalhamento [11] mostrados na figura 2.11, o que reduz a matriz de rigidez a 9 elementos independentes, como na equação 2.27.

$$[C] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \tag{2.27}$$

Materiais Transversalmente Isotrópicos

Os materiais transversalmente isotrópicos podem ser ditos como um caso particular dos materiais ortotrópicos. Estes materiais, como ja visto, apresentam três planos de simetria mutuamente ortogonais, porém em um desses planos o material apresenta isotropia. Este é o caso de compósitos reforçados por fibras contínuas unidirecionais onde no plano transversal à direção das fibras o compósito é tratado como isotrópico [10].

Em virtude da isotropia de um dos planos $E_2 = E_3$, $G_{12} = G_{13}$ e $G_{23} = \frac{E_2}{2(1+\nu_{23})}$. Desta forma a matriz de rigidez se resume a 5 elementos independentes, como visto na equação 2.28

$$[C] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{23} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{22}-C_{23}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \tag{2.28}$$

Materiais Isotrópicos

Materiais isotrópicos são aqueles onde todos os planos são planos de simetria, ou seja, não há direção preferencial. Este comportamento é visto em materiais compósitos reforçados com grande quantidade de fibras orientadas aleatoriamente [10].

Neste caso $E_1 = E_2 = E_3 = E$, $G_{12} = G_{13} = G_{23} = G$ e $G = \frac{E}{2(1+\nu)}$. Portanto a matriz de rigidez apresenta apenas 2 constantes independentes, mostrada na equação 2.29.

$$[C] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{11}-C_{12}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{C_{11}-C_{12}}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{C_{11}-C_{12}}{2} \end{bmatrix} \tag{2.29}$$

2.2 Falha em Materiais Compósitos

2.2.1 Modos de Falha

Modos de falha, para laminados compositos, podem ser ditos como situações em que o material é incapaz de suportar os requisitos estruturais propostos, afetando assim

a integridade da estrutura. Segundo SUN *et al.* [2] os modos de falha podem ser separados em tres grupos:

- Falha em Carregamento Longitudinal (Modo I)
- Falha em Carregamento Transversal (Modo II)
- Falha por Cisalhamento (Modo III)

Modo I

Em compósitos reforçados com fibras sob carregamento longitudinal, o comportamento é geralmente regido pela fase de reforço. Desta forma, quando solicitado em tração, o material apresentará tendência a falhar a partir dos pontos mais fracos desta fase como regiões com maior densidade de defeitos ou seções reduzidas. Então após a falha da primeira fibra, as tensões são redistribuídas entre as fibras remanescentes através da matriz, levando a progressão da falha.

Quando carregado longitudinalmente por compressão, o modo de falha do reforço terá dois tipos de mecanismos: microflambagem e cisalhamento da fibra. O mecanismo de microflambagem causa redução de rigidez do laminado mas não necessariamente a falha imediata já que as fibras são suportadas pela matriz. A fratura da fibra dependerá se esta apresenta comportamento dútil ou fragil. Fibras com comportamento dútil podem sofrer o fenômeno de microflambagem sem fraturar enquanto as de comportamento frágil dificilmente suportam as excessivas deformações. Estes fenômenos estão ilustrados nas Figuras 2.12 e 2.13

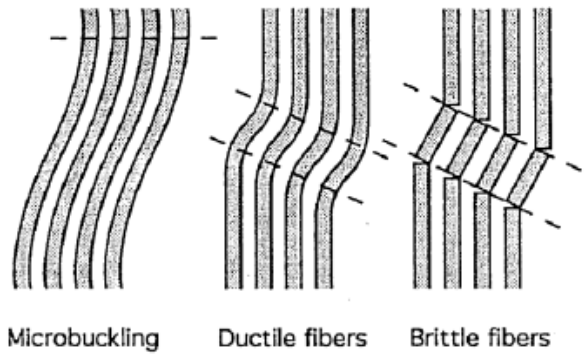

Figura 2.12: Microflambagem em fibras dúteis e frágeis

Quando carregado em compressão, o material também pode apresentar a falha das fibras por cisalhamento, como mostra a Figura 2.14;

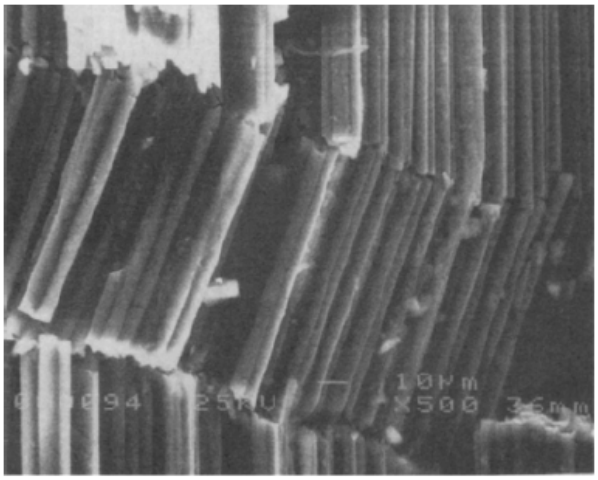

Figura 2.13: Imagem MEV da microflambagem ocorrida em um compósito de fibras frágeis

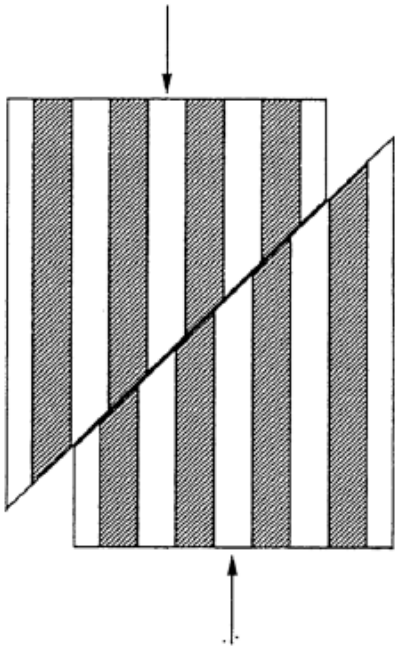

Figura 2.14: Falha por cisalhamento da fibra em compressão longitudinal

Modo II

Quando solicitado transversalmente o compósito apresentará diferentes mecanismos de falha. Sob tração a falha do material pode apresentar três diferentes aspectos: falha de adesão, falha coesiva e falha na fibra. A primeira ocorre por falha no mecanismo de adesão na interface fibra-matriz, a falha coesiva consiste na perda de coesão da matriz, ou seja, controlado pela resistencia exclusivamente da matriz. No último a falha ocorre quando a fibra nao suporta o carregamento transferido a ela pela matriz, e pode ocorrer por grande concentração de defeitos no material. Sob carregamento compressivo a falha pode resultar de um esmagamento das fibras e

falha na matriz. Um segundo mecanismo é a ocorrencia de cisalhamento na interface fibra-matriz o que acarreta numa falha adesiva.

Modo III

Quando submetido a tensões cisalhantes, a interface reforço-matriz sofre grandes tensões que podem resultar em falha adesiva ou mesmo a falha da propria matriz, exemplificada na Figura 2.15

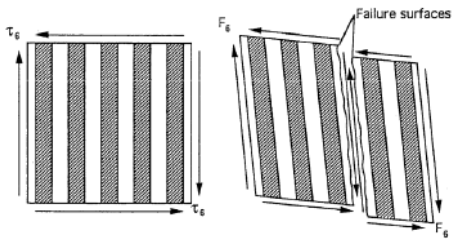

Figura 2.15: Falha por cisalhamento

2.2.2 Critérios de Falha

Os critérios de falha são ferramentas necessárias ao projeto de estrutural no ambito de avaliar as tensões ou deormações máximas supotadas pela estrutura a que está submetida. Tais critérios se apresentam na forma de curvas ajustadas aos valores experimentais obtidos através de ensaios uniaxiais. O critério de falha mais simples é o critério de máxima tensão normal, ou critério de Rankine, onde a tensão é comparada ao valor do limite de escoamento do material, ou normalizada. E a falha se dá quando esta razão atinge a unidade.

$$\frac{\sigma}{\sigma_{LE}} \geq 1$$

Neste trabalho serão apresentados os critérios de falha, desenvolvidos para laminados compósitos, de máxima tensão, máxima deformação, Tsai-Hill, Tsai-Wu e Hashin.

$$\text{Independentes} \begin{cases} \text{Máxima Tensão} \\ \text{Máxima Deformação} \end{cases}$$

$$\text{Interativos} \begin{cases} \text{Tsai-Hill} \\ \text{Tsai-Wu} \end{cases}$$

$$\text{Parcialmente Interativos} \begin{cases} \text{Hashin} \end{cases}$$

Independentes

Critérios de falha independentes podem ser ditos como aqueles que predizem a carga pela comparação direta entre os valores limites de tensão, ou deformação, do material sem julgar as interações entre estes valores. Como critérios independentes é possível citar o de máxima tensão e de máxima deformação.

Máxima Tensão Este critério pode ser entendido como uma extensão do critério de Rankine (máxima tensão normal), aplicado aos materiais ortotrópicos. Proposto por JENKINS [12], assume-se que a falha é alcançada quando um dos componentes da tensão atinge valor igual ou superior a tensão de falha na respectiva direção. O envelope de falha deste critério é mostrado na Figura 2.16.

$$\sigma_1 = \begin{cases} X_t & \text{se } \sigma_1 > 0 \\ X_c & \text{se } \sigma_1 < 0 \end{cases} \quad \boxed{\text{Modo I}} \tag{2.30}$$

$$\sigma_2 = \begin{cases} Y_t & \text{se } \sigma_2 > 0 \\ Y_c & \text{se } \sigma_2 < 0 \end{cases} \quad \boxed{\text{Modo II}} \tag{2.31}$$

$$\tau_{12} = S \quad \boxed{\text{Modo III}} \tag{2.32}$$

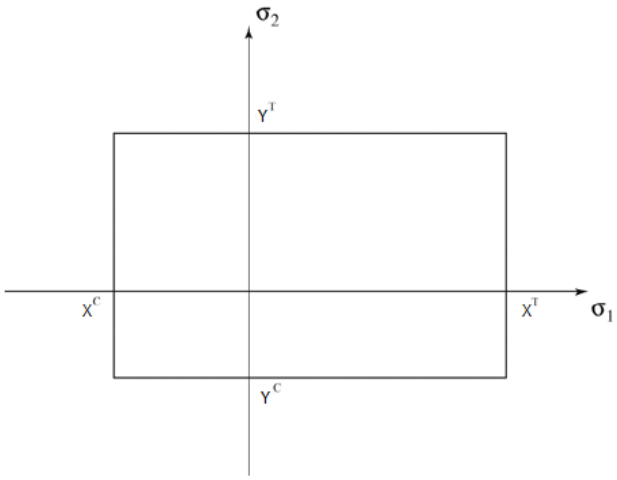

Figura 2.16: Envelope de falha de máxima tensão

Máxima Deformação Assim como o critério de máxima tensão, este pode ser dito como uma extensão aplicada aos materiais ortotrópicos (critério de máxima deformação principal, ou critério de Saint Venant). Proposto em 1967 por Waddoups,

assume que a falha ocorre quando pelo menos uma componente da deformação atinge o valor limite para a respectiva direção.

$$\epsilon_1 = \begin{cases} \epsilon_1^t & \text{se } \sigma_1 > 0 \\ \epsilon_1^c & \text{se } \sigma_1 < 0 \end{cases} \quad \boxed{\text{Modo I}} \tag{2.33}$$

$$\epsilon_2 = \begin{cases} \epsilon_2^t & \text{se } \sigma_2 > 0 \\ \epsilon_2^c & \text{se } \sigma_2 < 0 \end{cases} \quad \boxed{\text{Modo II}} \tag{2.34}$$

$$\gamma_{12} = 2|\epsilon_{12}| = \gamma_{12} \quad \boxed{\text{Modo III}} \tag{2.35}$$

O envelope de falha em termos de tensões, para um estado plano mostrado na Figura 2.17, pode ser obtido através da transformação das tensões e conseguinte aplicação das relações tensão-deformação.

$$\epsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_1} - \nu_{21}\frac{\sigma_2}{E_2} = \frac{1}{E_1}(\sigma_1 - \nu_{12}\sigma_2) \tag{2.36}$$

$$\epsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} - \nu_{12}\frac{\sigma_1}{E_1} = \frac{2}{E_2}(\sigma_2 - \nu_{21}\sigma_1) \tag{2.37}$$

$$\gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G_{12}} \tag{2.38}$$

Levando em conta que as deformações limite podem ser expressas como:

$$\epsilon_1^t = \frac{X^t}{E_1} \qquad \epsilon_1^c = \frac{X^c}{E_1} \qquad \epsilon_2^t = \frac{Y^t}{E_2} \qquad \epsilon_2^c = \frac{Y^c}{E_2} \qquad \gamma_{12} = \frac{S^L}{G_{12}} \tag{2.39}$$

Portanto, os três modos de falha podem ser representados a partir das seguintes expressões:

$$\sigma_1 - \nu_{12}\sigma_2 = \begin{cases} X^t & \text{se } \epsilon_1 > 0 \\ X^c & \text{se } \epsilon_1 < 0 \end{cases} \quad \boxed{\text{Modo I}} \tag{2.40}$$

$$\sigma_2 - \nu_{21}\sigma_1 = \begin{cases} Y^t & \text{se } \epsilon_1 > 0 \\ Y^c & \text{se } \epsilon_1 < 0 \end{cases} \quad \boxed{\text{Modo II}} \tag{2.41}$$

$$|\tau_{12}| = S \quad \boxed{\text{Modo III}} \tag{2.42}$$

Interativos

Diferentemente dos criterios independentes, estes fazem uso de uma equação polinomial quadrática, ou de maior ordem, envolvendo todos os componentes das tensões.

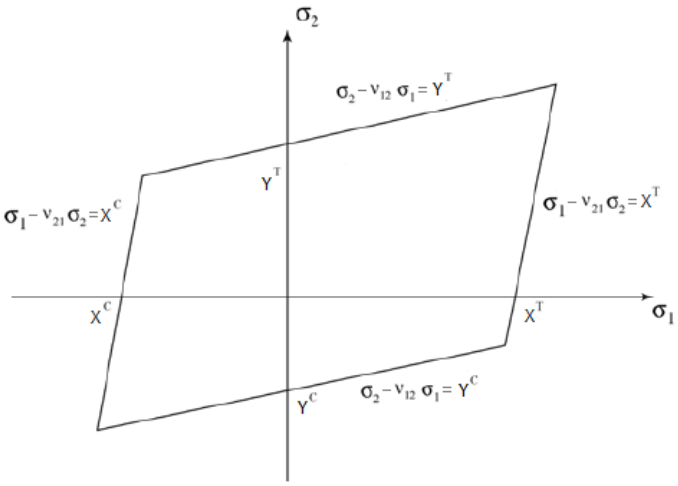

Figura 2.17: Envelope de falha de máxima deformação

Tal equação descreve o envelope de falha na forma de uma curva fechada e contínua, no espaço das tensões. Fazem parte deste grupo os critérios de Tsai-Hill e Tsai-Wu.

Tsai-Hill O criterio proposto por Tsai-Hill é baseado na teoria de energia de distorção, presente no criterio de escoamento de Von Mises para materiais isotrópicos. Primeiramente aplicado por Hill a materiais anisotropicos, foi adaptado por Tsai para uma lamina unidirecional. O envelope de falha deste critério combina as tensões principais, e suas interações, atraves da expressão:

$$\frac{\sigma_2^2}{F_2^2} + \frac{\sigma_2^2}{F_2^2} + \frac{\tau_{12}^2}{F_{12}^2} - \frac{\sigma_2\sigma_2}{F_1^2} = 1 \tag{2.43}$$

Onde os valores de F_1 e F_2 são os limites de resistência nas direções longitudinal e transversal respectivamente, que podem ser diferenciados entre tração e compressão segundo o sinal apresentado pelas tensões normais. E F_{12} é referente ao valor da resistencia ao cisalhamento.

$$F_1 = \begin{cases} X_t & \text{quando } \sigma_1 > 0 \\ X_c & \text{quando } \sigma_1 < 0 \end{cases} \tag{2.44}$$

$$F_2 = \begin{cases} Y_t & \text{quando } \sigma_2 > 0 \\ Y_c & \text{quando } \sigma_2 < 0 \end{cases} \tag{2.45}$$

$$F_{12} = S \tag{2.46}$$

Tsai-Wu O criterio proposto por Tsai e Wu [13] se baseia na tentativa de Goldenblat e Kopnov [14] de predizer a resistencia de mateiais anisotropicos sem

que existam dados experimentais disponiveis. Tsai-Wu assumiram a existência de uma superficie de falha, baseada num tensor polinomial, no espaço das tensões.

$$f_i\sigma_i + f_{ij}\sigma_i\sigma_j = 1 \tag{2.47}$$

Para um estado plano de tensões a falha ocorrerá quando a condição

$$F_{11}\sigma_1^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12} + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 \geq 1 \tag{2.48}$$

for satisfeita. Onde:

$$F_{11} = \frac{1}{X_tX_c}, \quad F_{22} = \frac{1}{Y_tY_c}, \quad F_{66} = \frac{1}{S^2}, \quad F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \text{ e } F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}$$

E o termo F_{12} é obtido a partir de ensaio biaxial do laminado. Porém NARAYANASWAMI eADELMAN [15] concluíram que este termo é geralmente insignificante para aplicações na engenharia e sugeriram assumi-lo como zero.

Na Figura 2.18 é mostrada uma comparação entre critérios de falha no espaço das tensões.

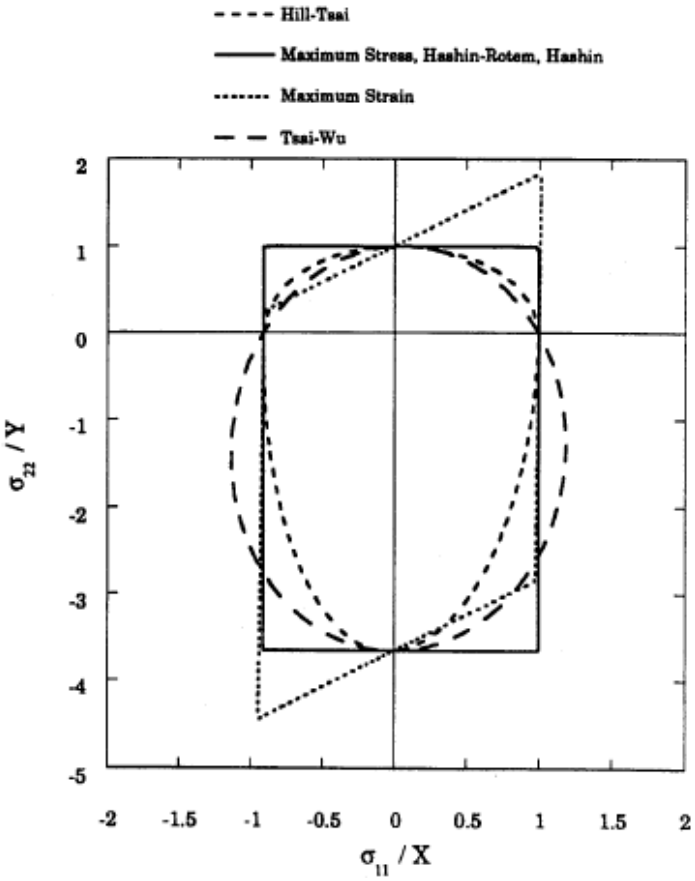

Figura 2.18: Comparação entre envelopes de falha no espaço das tensões ($\sigma_{11} - \sigma_{22}$) [2]

Parcialmente Interativos

São chamados parcialmente interativos critérios de falha que separam a falha da fibra e da matriz em dois critérios distintos. Dentro deste grupo de critérios as equações podem depender de um ou mais componentes de tensão e as interações não seguem uma regra geral, ou seja, podem variar de critério para critério. Nota-se, portanto, que estes critérios apresentam expressões de comparação direta com os limites de resistência, como nos criterios independentes, e também envelopes contínuos de falha, como nos critérios interativos. Pode ser citado como exemplo o critério de Hashin.

Hashin São encontrados na literatura dois critérios referentes a Hashin. O primeiro deles, apresentado em 1973, conhecido como Hashin-Rotem, assume a falha do material quando as seguintes equações são satiseitas:

Falha da fibra em tração

$$\sigma_1 = X_t \tag{2.49}$$

Falha da fibra em compressão

$$-\sigma_1 = X_c \qquad (\sigma_1 < 0 \text{ e } X_c > 0) \tag{2.50}$$

Falha da matriz em tração

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \tag{2.51}$$

Falha da matriz em compressão

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \tag{2.52}$$

Este critério foi reformulado em 1980 por Hashin, onde foram estabelecidas algumas modificações e ficou conhecido como critério de Hashin [16].

Falha da fibra em tração

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \tag{2.53}$$

Falha da fibra em compressão

$$-\sigma_1 = X_c \qquad (\sigma_1 < 0 \text{ e } X_c > 0) \tag{2.54}$$

Falha da matriz em tração

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \tag{2.55}$$

Falha da matriz em compressão

$$\left(\frac{\sigma_2}{2S_T}\right)^2 + \left[\frac{Y_c}{2S_T} - 1\right]\frac{\sigma_2}{Y_c} + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \tag{2.56}$$

Onde S_T é a resistência ao cisalhamento transversal.

2.2.3 Análise de Falha de Laminados

Em análise de falha de laminados é possível citar duas principais metodologias. A primeira delas é a falha repentina, ou seja, a rigidez do material é degradada instantaneamente a partir da falha da lamina dominante. Este critério é utilizado em situações onde o efeito da redução de rigidez na resistência final é desprezível. A segunda metodologia é a falha progressiva. Os métodos de falha progressiva são modelos desenvolvidos para análise da falha de materiais laminados onde a degradação rigidez é função dos níveis de tensões ou deformações atingidos por estes. E esta degradação é imprescindível para a obtenção da resistância final do laminado.

Falha Progressiva

Método de desconto camada por camada Neste método, é usada a teoria clássica dos laminados para o cálculo das tensões e deformações em cada lamina. Posteriormente é verificado através de um critério de falha, se em alguma lamina este valor atingiu a unidade. Se os niveis de tensões e deformações levaram o material a um estado fora do envelope de falha um modelo de degradação de rigidez é utilizado, para o desconto desta lamina. Em seguida são calculadas as tensões e deformações para o material com a rigidez reduzida. Este procedimento é repetido sucessivamente até que todas as camadas do material tenham falhado. A representação da redução de rigidez do material pode ser vista na Figura 2.19. Esta metodolologia foi proposta por ZAHARI *et al.* [17] e é o método mais comum para análise de laminados.

Método proposto por Linde LINDE *et al.* [18] propuseram um método para análise de falha progressiva utilizando um critério de falha baseado em deformações onde a falha na matriz e fibra são modeladas por dois critérios distintos, mostrados

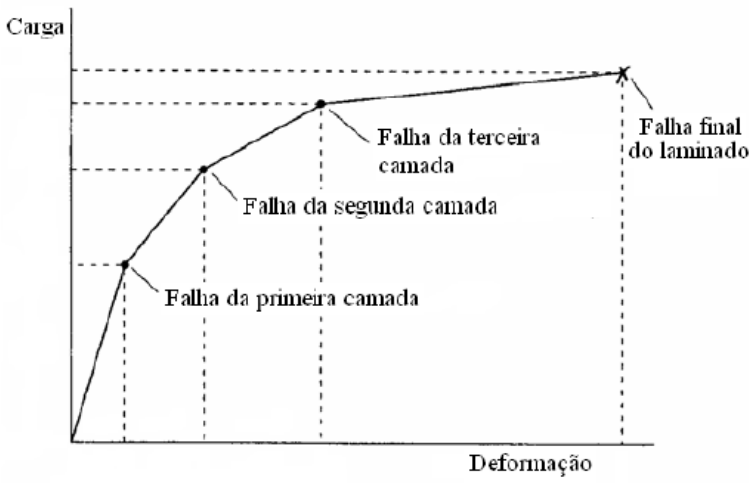

Figura 2.19: Curva de carregamento uniaxial de laminados mostrando a falha das camadas

nas equações 2.57 e 2.58.

$$f_m = \sqrt{\frac{\epsilon_{22}^t}{\epsilon_{22}^c}(\epsilon_{22})^2 + \left(\epsilon_{22}^t - \frac{(\epsilon_{22}^t)^2}{\epsilon_{22}^c}\right)\epsilon_{22} + \left(\frac{\epsilon_{22}^t}{\epsilon_{12}^s}\right)^2(\epsilon_{12})^2} \tag{2.57}$$

Onde ϵ_{22}^t e ϵ_{22}^c representam as deformações de falha transversal em tração e compressão, respectivamente, e ϵ_{12}^s a deformação de falha em cisalhamento.

$$f_f = \sqrt{\frac{\epsilon_{11}^t}{\epsilon_{11}^c}(\epsilon_{11})^2 + \left(\epsilon_{11}^t - \frac{(\epsilon_{11}^t)^2}{\epsilon_{11}^c}\right)\epsilon_{11}} \tag{2.58}$$

Onde ϵ_{11}^t e ϵ_{11}^c representam as deformações de falha sob tração e compressão longitudinal.

Assume-se a falha do material quando os valores de f_m e f_f atingem os valores limite de deformação, ϵ_{22}^t e ϵ_{11}^t respectivamente. E então é iniciado o processo de degradação da rigidez do material através de duas variáveis de dano, d_m e d_f, mostradas nas equações 2.59 e 2.60, que são controladas individualmente pelas energias de fratura da matriz (G_m) e da fibra (G_f).

$$d_m = 1 - \frac{\epsilon_{22}^t}{f_m}\exp\left[\frac{-C_{22}\epsilon_{22}^t(f_m - \epsilon_{22}^t)}{G_m}\right] \tag{2.59}$$

$$d_f = 1 - \frac{\epsilon_{11}^t}{f_f}\exp\left[\frac{-C_{11}\epsilon_{11}^t(f_f - \epsilon_{11}^t)}{G_f}\right] \tag{2.60}$$

As variáveis de dano são então utilizadas como multiplicadores dos elementos da matriz de rigidez do material, como mostrado na figura 2.20, representando a falha progressiva.

$$
C = \begin{bmatrix}
(1-d_f)C_{11} & (1-d_f)(1-d_m)C_{12} & (1-d_f)C_{13} & 0 & 0 & 0 \\
 & (1-d_m)C_{22} & (1-d_f)(1-d_m)C_{23} & 0 & 0 & 0 \\
 & & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\
 & & & (1-d_f)(1-d_m)C_{44} & 0 & 0 \\
 & \text{sim} & & & C_{55} & 0 \\
 & & & & 0 & C_{66}
\end{bmatrix}
$$

Figura 2.20: Matriz de rigidez com as variáveis de dano

Este foi o método escolhido para a obtenção dos resultados deste trabalho pois mostrou-se satisfatório na modelagem da falha em dutos compósitos em trabalhos anteriores [19] [8]. Sua implementação será mostrada na seção 3.1.

2.3 Modelagem Numérica

2.3.1 Método dos Elementos Finitos

Atualmente é bastante comum o uso de ferramentas computacionais na resolução de problemas de engenharia. Estes englobam otimização, seleção de materiais e análise estrutural.

Na formulação de grande parte destes problemas são utilizadas as considerações da mecânica do contínuo [20]. Por conta disso, as incógnitas destes problemas podem assumir valores independentes em cada ponto do domínio, o que resulta num número infinito de incógnitas. Portanto, tais situações são geralmente modeladas através de equações diferenciais parciais.

Para a resolução destas equações diferenciais procura-se estabelecer uma solução analítica fechada que descreva o comportamento das incógnitas, ou variáveis de campo, como funções das coordenadas espaciais, válidas para todo o domínio. Porém muitas vezes a complexidade das situações, tanto geometrica quanto em relação às condições de contorno, torna a busca por uma solução analítica inviável. Para tais situações são empregadas aproximações numéricas através de métodos como os de diferenças finitas, volumes finitos e elementos finitos (MEF).

Dentro deste trabalho foi adotado o método dos elementos finitos por conta de sua ampla utilização em problemas semelhantes e sucesso em relação aos estudos comparativos com resultados experimentais.

A formulação do MEF se baseia na substituição de uma equação integral válida para o domínio proposto, pelo somatório de integrais em subdomínios simples. Tais subdomínios são chamados de elementos, e possuem um certo número de pontos nodais, ou nós. Para o conjunto de elementos, que resultam num domínio discreto, se da o nome de malha. A partir da definição dos pontos nodais são definidas funções de interpolação que tem como objetivo aproximar soluções para as incógnitas no interior dos elementos com base nos valores destas em cada nó. A formulação

mais intuitiva do MEF, segundo AZEVEDO [21] é através do princípio do trabalho virtual, mostrado nas equações 2.61 e 2.62.

$$\int_V \epsilon\sigma \mathrm{d}V = \int_S u f^S \mathrm{d}V + \int_V u f^B \mathrm{d}V \tag{2.61}$$

Onde f^S é referente aos carregamentos de superfície e f^B às forças de corpo. Esta equação pode ser escrita na forma dos somatórios das integrias para os subdomínios resultando em:

$$\sum_i \int_{V_i} \epsilon_i \sigma_i \mathrm{d}V_i = \sum_i \int_{S_i} u_i f_i^S \mathrm{d}V_i + \sum_i \int_{V_i} u_i f_i^B \mathrm{d}V_i \tag{2.62}$$

A implementação do MEF, a nível conceitual, pode ser realizada em etapas, como descrito abaixo [22].

Discretização do Domínio Esta primeira etapa é normalmente tratada como a geração da malha. Ou seja, consiste na divisão da geometria em subdomínios constituídos pelos elementos e pontos nodais. A exemplo, é possível observar na Figura 2.21 uma geometria proposta e seu modelo discretizado em 87 nós e 65 elementos. A convergência, assim como o tempo de processamento e a acurácia dos resultados são intimamente ligados à malha. Tanto ao número de elementos quanto ao seu tipo.

Funções Interpoladoras, ou de Forma Tais funções representam os valores das variáveis de campo interpoladas a partir dos nós, no interior dos elementos. Numa viga idealizada com elementos lineares, unidimensionais, temos os deslocamentos descritos por $u(x)$, tal que:

$$u(x) = \sum_{k=1}^{n} u_k w_k(x), \text{ Onde } w_k(x_j) = \begin{cases} 1 & \text{se } j = k \\ 0 & \text{se } j \neq k \end{cases} \tag{2.63}$$

Onde $w_k(x)$ é uma função de interpolação linear, com valor 1 para nó em questão, variando linearmente até 0, para os nós vizinhos. Este compotamento pode ser melhor observado na Figura 2.22 onde é mostrada a função de interpolação para um elemento em uma viga.

A função de forma não será necessariamente linear. Sua escolha depende do tipo de elemento utilizado na análise e das variáveis de campo em questão. A utilização de um polinômio, por exemplo, terá de levar em conta o número de incógnitas em cada nó para a escolha de seu grau.

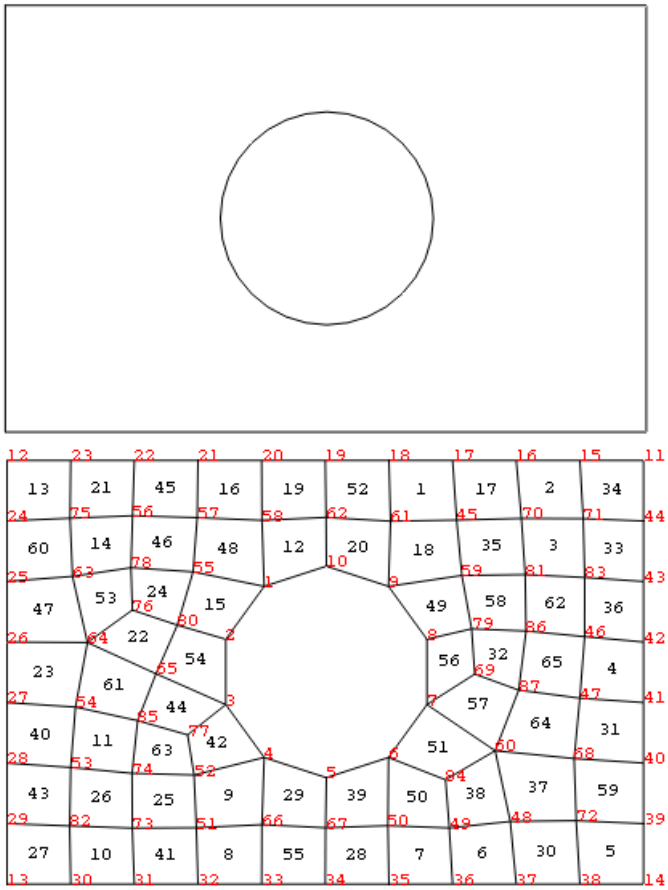

Figura 2.21: Exemplo de geometria e seu modelo discreto mostrando, em preto, os elementos e, em vermelho, os nós

Construção da Matriz de Rigidez do Elemento A construção das matrizes de rigidez pode ser derivada do princípio dos trabalhos virtuais, onde o trabalho realizado pelas forças externas deve ser igual ao trabalho interno realizado pelo corpo (Equação 2.61).

Considerando um elemento de barra constituído de material isotrópico, a dedução de matriz de rigidez é mostrada abaixo.

Sendo a deformação

$$[\epsilon] = [B][u] \tag{2.64}$$

Onde B é a matriz deformação-deslocamento. E a tensão

$$[\sigma] = [D][\epsilon] \tag{2.65}$$

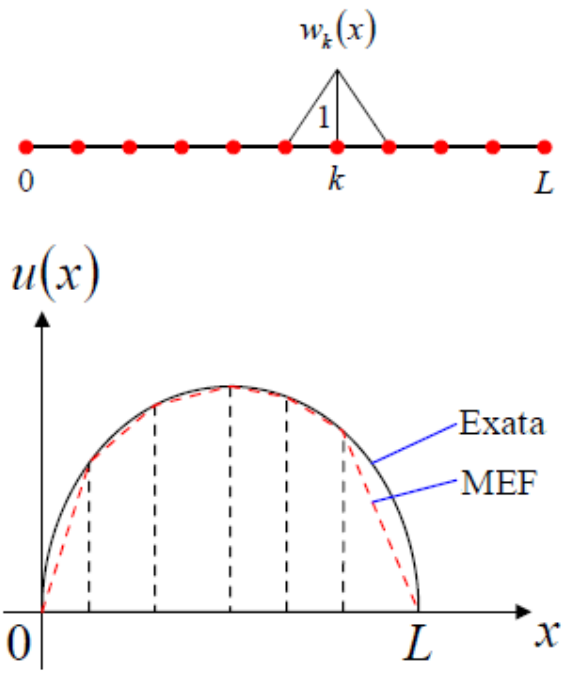

Figura 2.22: Viga idealizada discretizada em elementos lineares mostrando a função de forma $w_k(x)$ e a aproximação para o campo de deslocamentos.

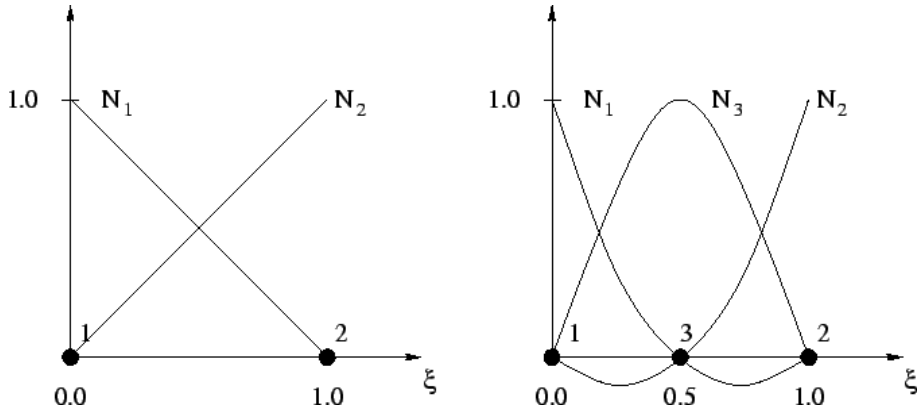

Figura 2.23: Comparação entre uma funções de forma linear e quadrática.

O termo referente ao trabalho interno pode ser reescrito na forma

$$u^T \int_V [B]^T [D][B] \mathrm{d}V u \tag{2.66}$$

Comparando esta equação com a relação de rigidez do método dos deslocamentos e simplificando para o caso de uma barra unidimensional, tal que:([21])

$$\mathrm{d}V = A\mathrm{d}x \tag{2.67}$$

Comparando esta equação com a relação de rigidez do método dos

deslocamentos.[21]:

$$f = ku \tag{2.68}$$

$$K_{\text{Elemento}} = \int_{x_1}^{x_2} [B]^T [D][B] A \mathrm{d}x \tag{2.69}$$

Onde A é a area da seção transversal da barra. E $[D]$, para o caso em questão, é o modulo de elasticidade

Na forma matricial, onde $x_2 - x_1 = l$

$$K_{\text{Elemento}} = \begin{bmatrix} \frac{AE}{l} & -\frac{AE}{l} \\ -\frac{AE}{l} & \frac{AE}{l} \end{bmatrix} \tag{2.70}$$

Construção da Matriz de Rigidez Global A soma das matrizes de rigidez elementares (2.69 e 2.70), transformadas para o sistema de coordenadas global, constitui a matriz de rigidez da estrutura, mostrada na equação 2.71.

$$K = K_1^G + K_2^G + \ldots + K_n^G \tag{2.71}$$

Numa barra discretizada em 3 elementos e 4 nós, as matrizes elementares no sistema de coordenadas global tem a forma

$$K_1^G = \begin{bmatrix} k_1 & -k_1 & 0 & 0 \\ -k_1 & k_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, K_2^G = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & -k_2 & 0 \\ 0 & -k_2 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ e } K_3^G = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 & -k_3 \\ 0 & 0 & -k_3 & k_3 \end{bmatrix}$$

Então, aplicando estas matrizes na equação 2.71:

$$K = \begin{bmatrix} k_1 & -k_1 & 0 & 0 \\ -k_1 & (k_1 + k_2) & -k_2 & 0 \\ 0 & -k_2 & (k_2 + k_3) & -k_3 \\ 0 & 0 & k_3 & k_3 \end{bmatrix} \tag{2.72}$$

Resolução do Sistema de Equações Após a montagem da matriz de rigidez, o sistema de equações lineares pode ser obtido através da relação de rigidez do método dos deslocamentos (Equação 2.68). Então as forças são transformadas em carregamentos nodais e as condições de contorno aplicadas (ex: $u_1 = 0 \longrightarrow u =$

$(0, u_2, u_3, u_4))$, resultando em:

$$\begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1 & -k_1 & 0 & 0 \\ -k_1 & (k_1 + k_2) & -k_2 & 0 \\ 0 & -k_2 & (k_2 + k_3) & -k_3 \\ 0 & 0 & k_3 & k_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} \tag{2.73}$$

Capítulo 3

Metodologia

3.1 Construção do Modelo

A modelagem do ensaio foi realizada através do software ABAQUS/CAE®, que utiliza o método de Newton-Raphson na resolução de problemas que apresentam comportamento não linear.

A construção do modelo contou com a determinação da geometria, a geração da malha, a definição do material e a determinação das condiçoes de contorno.

3.1.1 Geometria

A geometria do modelo foi baseada na norma ASTM D2290, com as dimensões referentes a trabalhos anteriores realizados no Laboratório de Compósitos - COPPE/UFRJ [23] [19], que serviram de base para a correlação entre os resultados numéricos e dados experimentais, discutida na seção 4.1.

Os corpos de prova considerados foram produzido a partir do enrolamento em um mandril de $4pol$ ($101.6mm$) de diâmetro, com quatro e oito camadas compósitas de fibra de vidro em matriz epóxi. Para a espessura de cada camada foi adotado o valor de $0.707mm$ [19] resultando em $2,83mm$ e $5,66mm$ de espessura.

As dimensões utilizadas são mostradas na tabela 3.1 e estão ilustradas, para a configuração com quatro camadas na figura 3.1.

	4 Camadas	8 Camadas
Diametro Interno(mm)	101,60	101,60
Espessura das Camadas(mm)	0,707	0,707
Espessura Total(mm)	2,83	5,66
Largura (mm)	35,0	35,0
Raio do Furo Radial(mm)	9,00	9,00

Tabela 3.1: Dimensões utilizadas nos modelos

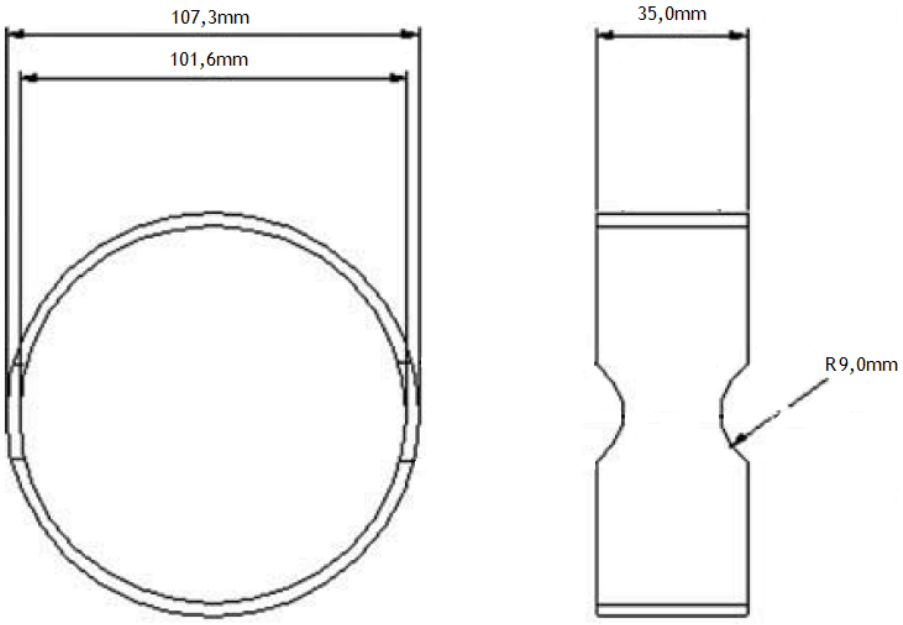

Figura 3.1: Dimensões do corpo de prova

Após a determinação das dimensões do modelo foram identificados planos de simetria, mostrados na figura 3.2, no intuito de reduzir o número de elementos diminuíndo o esforço computacional. Estes planos de simetria foram então utilizados na determinação das condições de contorno (Seção 3.3).

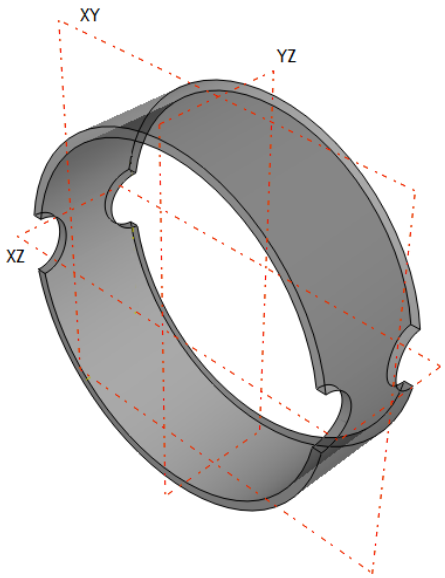

Figura 3.2: Planos de simetria do modelo

Na figura 3.3 é mostrada a geometria final do modelo simplificada em 1/8.

Para a modelagem do corpo rígido utilizado na tração do anél foi utilizada uma semi-circunferência com diâmetro igual ao diâmetro interno do corpo de prova e de igual espessura. E considerando a geometria inicial de uma semi-circunferência,

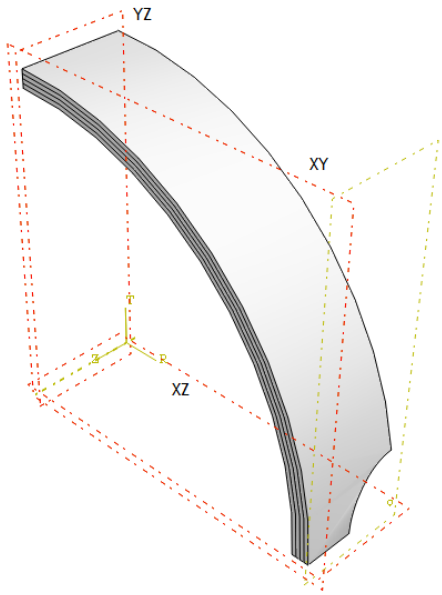

Figura 3.3: Geometria simplificada

foi utilizada uma simplificação de 1/4, de forma a corresponder à simplificação do modelo do corpo de prova.

Na figura 3.4 é mostrada a montagem final da geometria do modelo com o corpo de prova e o corpo rígido, ambos na posição referente ao ensaio.

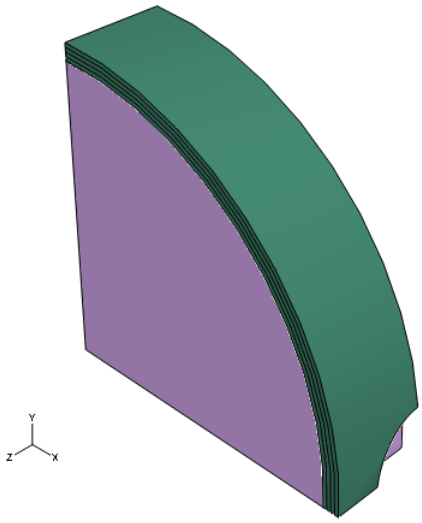

Figura 3.4: Montagem do corpo de prova e do corpo rígido

3.1.2 Material

O material foi modelado utilizando as propriedades de um compósito de matriz polimérica reforçado por fibras de vidro tipo E retiradas do trabalho de SODEN *et al.* [24] em seu estudo para o *World-Wide Failure Exercise* [25] , uma coletânia

de trabalhos sobre critérios de falha para compósitos de matriz polimérica.

A utilização de tais propriedades se justifica por se tratar de um material muito semelhante ao utilizado no Laboratório de Compósitos (Coppe/UFRJ), diferindo apenas no acelerador do sistema polimérico.

Todas as propriedades foram obtidas a partir da regra das misturas com exceção das tensões de falha, que foram extrapoladas para a fração volumétrica em questão como sugerido pela DNV [26],através das expressões.

$$X_t = X_t^* \frac{v_f}{v_f^*} \tag{3.1}$$

$$X_c = X_c^* \frac{v_f}{v_f^*} \tag{3.2}$$

$$Y_t = Y_t^* \tag{3.3}$$

$$Y_c = Y_c^* \tag{3.4}$$

$$S_{12} = S_{12}^* \tag{3.5}$$

onde X_t^*, X_c^*, Y_t^*, Y_c^* e S_{12}^* são as propriedades do material de referência, com fração volumétrica v_f^*.

Na tabela 3.2 estão as propriedades da fibra e da matriz utilizadas no cálculo das propriedades do compósito.

Propriedade	Fibra	Matriz
Módulo de Elasticidade Longitudinal E_1 (GPa)	74,0	3,35
Módulo de Elasticidade Transversal E_2 (GPa)	74,0	3,35
Módulo de Cisalhamento No Plano 1-2 G_{12} (GPa)	30,8	1,24
Módulo de Cisalhamento No Plano 2-3 G_{12} (GPa)	30,8	1,24
Coeficiente de Poisson ν_{12}	0,20	0,35

Tabela 3.2: Propriedades da fibra e da matriz utilizadas

Foram utilizadas, neste trabalho, quatro diferentes frações volumétricas de fibras. Para a correlação entre os resultados numéricos e os dados experimentais foram utilizadas as frações obtidas para os tubos enrolados a 30°, 45° e 60°. E o valor médio destas frações foi utilizado na obtenção dos resultados numéricos. Na tabela 3.3 estão os valores das frações volumétricas (v_f) utilizadas.

A partir das propriedades das fibras e da matriz, juntamente com a fração volumétrica de fibras, foi possível obter as propriedades do laminado, utilizadas como dados de entrada do modelo numérico. As propriedades otbidas são mostradas

Ângulo	(v_f)
30°	40,69%
45°	45,32%
60°	37,58%
Média	41,20%

Tabela 3.3: Frações volumétricas de fibras utilizadas

na tabela 3.4.

Propriedade	30°	45°	60°	Média
E_1 (MPa)	34538,89	38087,78	32155,07	34927,25
E_2 (MPa)	5490,55	5921,05	5234,89	5534,59
G_{12} (MPa)	2038,68	2199,9	1943,02	2055,16
G_{23} (MPa)	2038,68	2199,9	1943,02	2055,16
ν_{12}	0,29	0,28	0,29	0,29
ν_{23}	0,35	0,35	0,35	0,35
X_t (MPa)	868,05	966,83	801,71	878,86
X_c (MPa)	542,53	604,27	501,07	549,29
Y_t (MPa)	40,00	40,00	40,00	40,00
Y_c (MPa)	145,00	145,00	145,00	145,00
S_{12} (MPa)	73,00	73,00	73,00	73,00

Tabela 3.4: Propriedades dos laminados utilizadas nos modelos

Sub-Rotina Externa (UMAT)

Foi utilizado neste trabalho o critério proposto por LINDE *et al.* [18] para a análise da falha progressiva do material. Esté critério foi implementado numa sub-rotina externa escrita em Fortran, encontrada na biblioteca de exemplos do ABAQUS.

Como dito na seção 2.2.2, este critério atua quando a deformação de um determinado elemento atinge o valor limite, degradando as constantes elásticas do material. E seu funcionamento está ilustrado nas figuras 3.5 e 3.6 [8].

Onde FMN é o fator de falha, Dm é o dano sem regularização, $DDmDE$ é a derivada do dano da matriz em relação à deformação e $DFMNDE$ é a derivada de FMN em relação à deformação. $DmOLD$ é o valor do dano no incremento anterior e $DDmDFMN$ é a derivada do dano em relação ao fator de falha. Nota-se no procedimento *Check Failure* que o dano nunca diminui. Os valores das variáveis de dano são comparadas com os valores referentes ao incremento anterior e é adotado o maior valor. Isso garante que o material não tenha suas propriedades regeneradas mesmo em uma situação de menor carregamento posterior à falha.

Além das propriedades do laminado, a sub-rotina utiliza, também, mais três parâmetros. O primeiro deles é a viscosidade de regularização do dano (η). Este

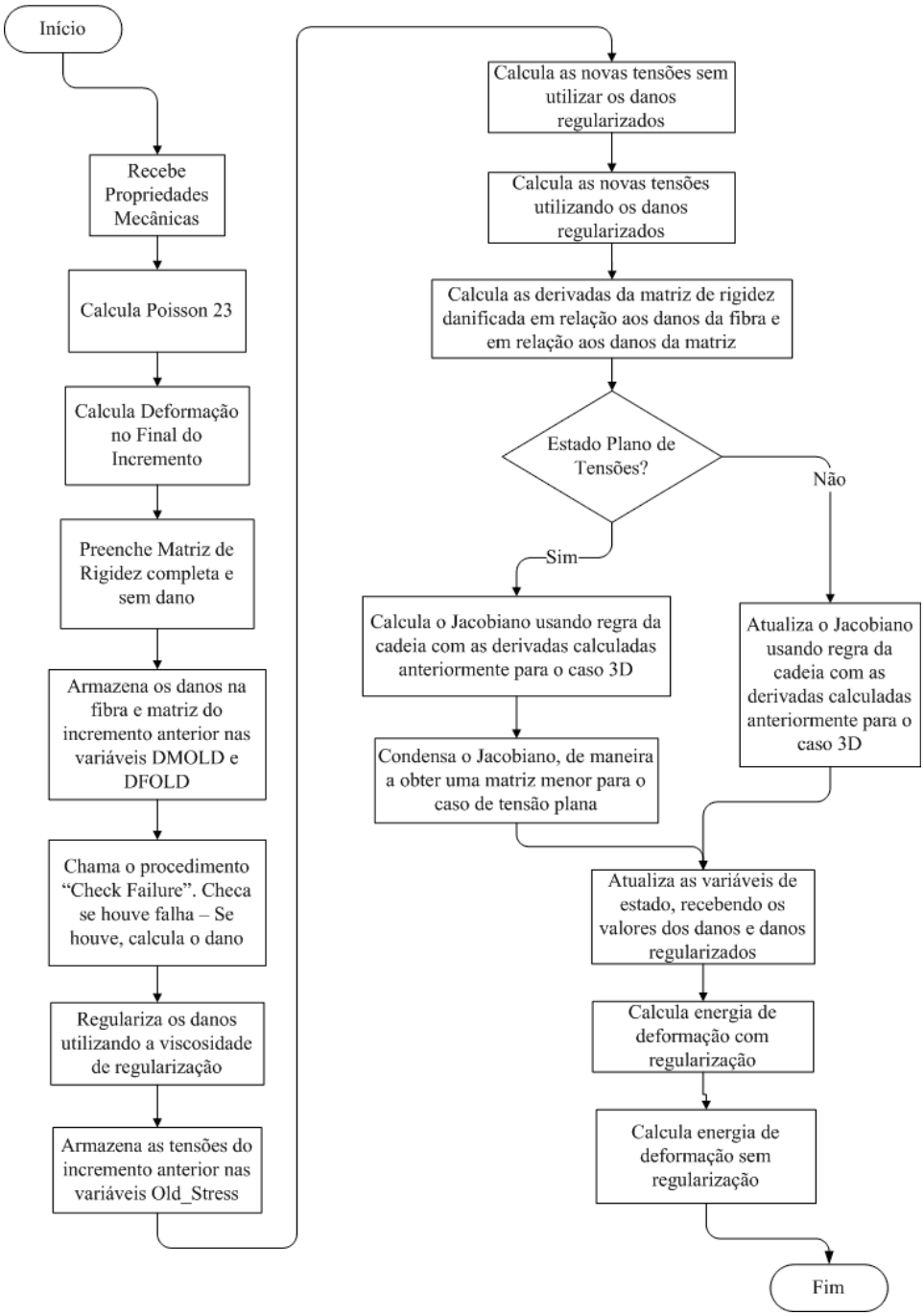

Figura 3.5: Funcionamento da Sub-Rotina

parâmetro controla a taxa com a qual o dano é repassado para a matriz de rigidez do material e sua atuação é mostrada nas equações abaixo.

$$\dot{d}_m^v = \frac{1}{\eta}(d_m - d_m^v) \tag{3.6}$$

$$\dot{d}_f^v = \frac{1}{\eta}(d_f - d_f^v) \tag{3.7}$$

Onde d_f e d_m são os valores obtidos através das deformações, mostrado na seção

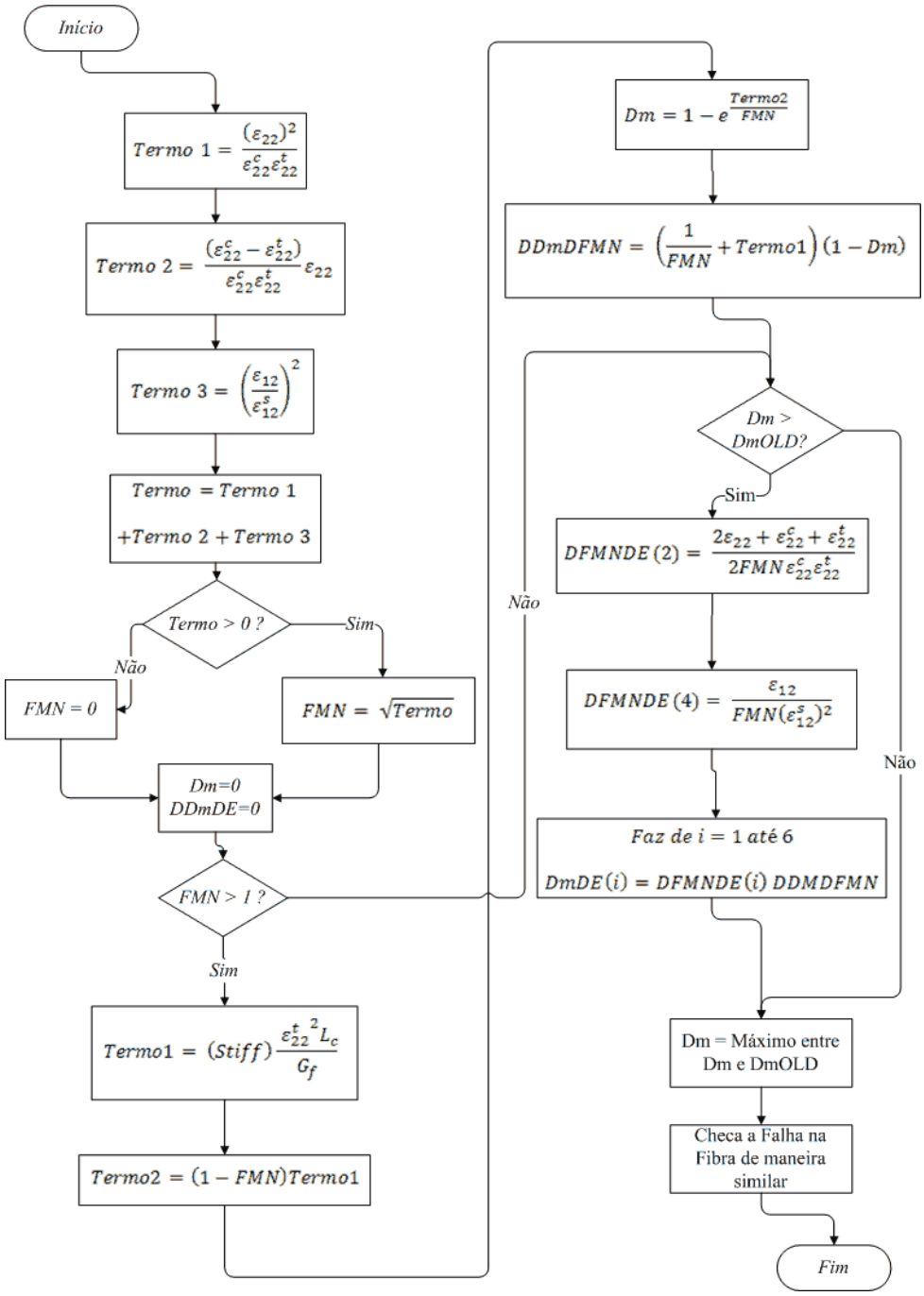

Figura 3.6: Funcionamento do procedimento *Check Failure*

2.2.2. d_f^v e d_m^v são os valores que efetivamente são utilizados na degradação da matriz de rigidez do material.

Para a viscosidade de regularização foi adotado o valor de $0,04$, que se mostrou satisfatório quanto a proximidade entre os valores numéricos e experimentais.

Os outros dois parâmetros utilizados são as energias de fratura da fibra e da matriz, G_f e G_m. Para estes, foram utilizados os valores de 12,5 N/mm e 1,0 N/mm, retirados da documentação do ABAQUS.

3.1.3 Configurações

Com o intuito de avaliar os diferentes comportamentos em tração dos anéis, foram gerados modelos com diferentes configurações. Tais configurações contaram com a variação de parametros como a espessura do tubo, o angulo do reforço, a sequência de empilhamento e a simetria entre as camadas.

Foram gerados modelos com quatro e oito camadas e com a orientação do reforço (θ) a 15°, 30°, 45°, 60°, 75° e 88°. Para as sequências de empilhamento foram utilizadas configurações com camadas circunferenciais (C), a 88°, e camadas helicoidais (H), variando conformo a orientação do reforço. A nomeclatura das configurações está exemplificada na tabela 3.5.

Camada	Enrolamento	Ângulo
1	Circunferencial	±88
2	Helicoidal	$\pm\theta$
3	Helicoidal	$\pm\theta$
4	Circunferencial	±88

Tabela 3.5: Exemplo de empilhamento 1C 2H 1C

Além de diferentes sequências de empilhamento, foram utilizados modelos com empilhamento simétrico ou anti-simétrico. Esta classificação leva em conta a existência de um plano de simetria localizado a metade da espessura do laminado. As configurações utilizadas são mostradas nas figuras 3.7 e 3.8.

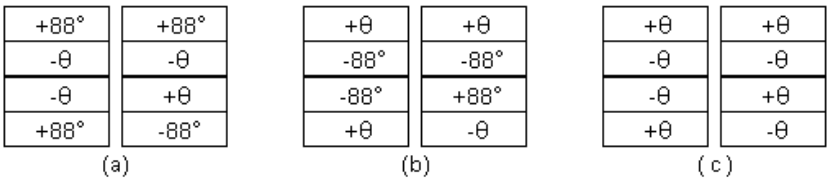

Figura 3.7: Sequências de empilhamento simétrico e anti-simétrico para as configurações (a) 1C 2H 1C, (b) 1H 2C 1H e (c) 4H.

3.2 Discretização do Domínio

3.2.1 Elementos e Geração da Malha

A malha foi discretizada em elementos de casca contínuos com oito nós e integração reduzida (SC8R). Este tipo de elemento é um sólido tridimensional específico para aplicação envolvendo materiais compósitos.

Elementos de primeira ordem, como o SC8, com integração completa, podem exibir uma rigidez maior do que a esperada por conta do fenômeno *Shear Locking*,

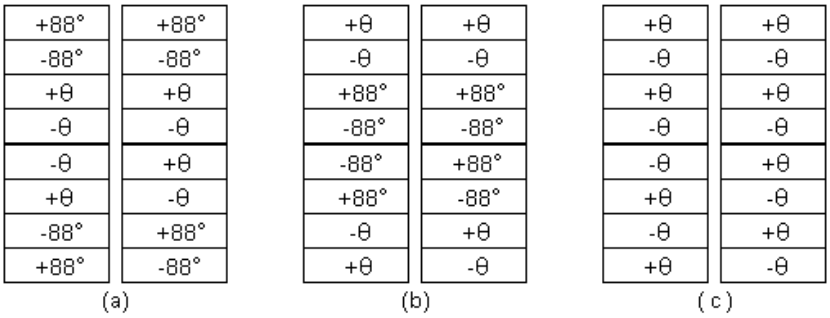

Figura 3.8: Sequências de empilhamento simétrico e anti-simétrico para as configurações (a) 2C 4H 2C, (b) 2H 4C 2H e (c) 8H.

especialmente quando os elementos possuem dimensões próximas à espessura do modelo. Entao o uso dos elementos SC8 com integração reduzida é uma alternativa para evitar este prblema, já que são adicionados mais graus de liberdade para o elemento [8].

Além da integração reduzida, foi utilizado um recurso, recomendado pela documentação do software, chamado *Enhanced Hourglass Control*, que permite a obtenção de resultados satisfatórios mesmo em malhas com elementos mais grosseiros [8].

Foi utilizado o algorítimo *Sweep* na construção da malha de elementos hexaédricos, pois foi necessária a obtenção de uma malha com a orientação adequada à orientação e empilhamento das camadas. E o uso do recurso *Medial Axis* permitiu a geração de uma malha mais regular pois este recurso divide o modelo em regiões mais simples. A diferença entre o uso deste recurso e o uso do recurso *Advancing Front* é mostrada na figura 3.9.

O corpo rígido que serviu para a imposição do deslocamento no anel, mostrado na figura 3.10 foi modelado com 640 elementos sólidos tridimensionais do tipo C3D8R.

3.2.2 Sensibilidade de Malha

A avaliação da sensibilidade do modelo em relação a quantidade e tamanho dos elementos foi realizada a partir de uma malha mais grosseira (960 elementos), indo até um valor onde a variação da tensão circunferencial máxima foi considerada desprezível.

Na figura 3.11 é mostrada a variação da tensão circunferencial máxima em relação ao número de elementos da malha.

Foi observado que a partir de 6430 elementos, a modelo não mostrou variação significativa de tensão circunferencial máxima em relação ao número anterior de elementos, como visto na tabela 3.6. Portanto este foi o número de elementos utilizados nos modelos.

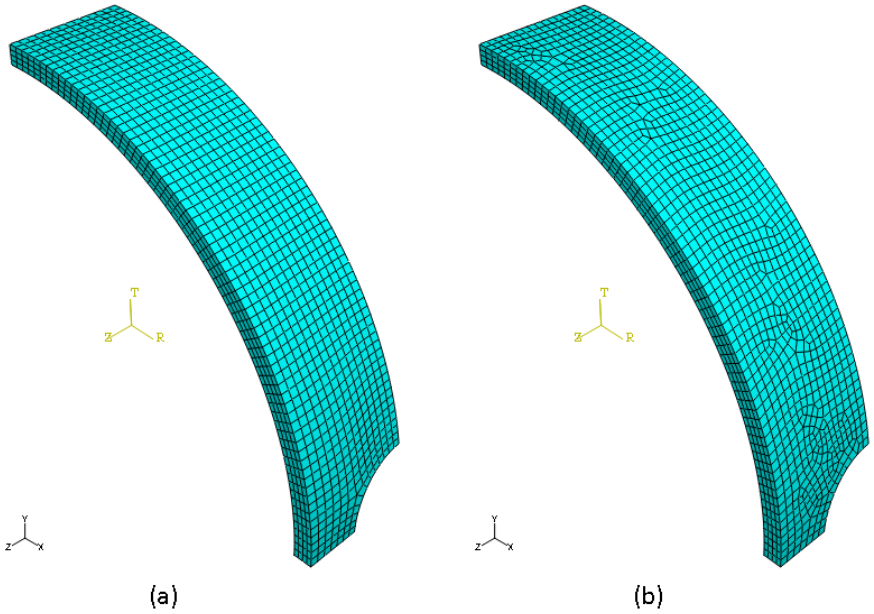

Figura 3.9: Malhas geradas com os recursos (a) *Medial Axis* e (b) *Advancing Front*.

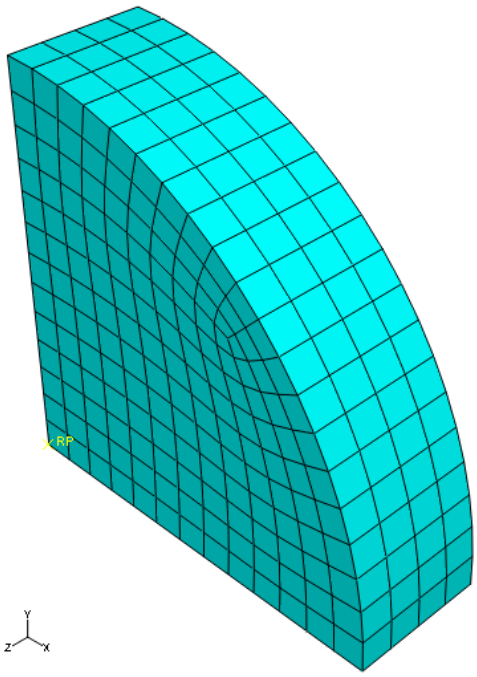

Figura 3.10: Malha do corpo rígido.

Elementos	Diferença
6340	$1,38\%$
7404	$0,06\%$
8256	$0,94\%$
9200	$0,04\%$

Tabela 3.6: Diferença percentual da tensão máxima com o aumento do número de elementos

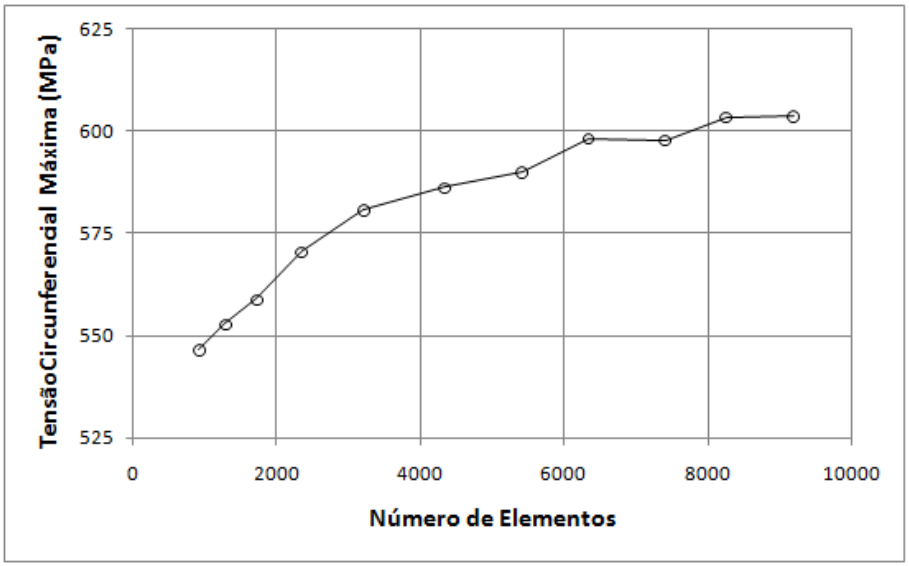

Figura 3.11: Variação da tensào circunferencial máxima em relação ao número de elementos.

Na figura 3.12 é mostrada a diferença entre as malhas com 960 e 6340 elementos, utilizada nos modelos.

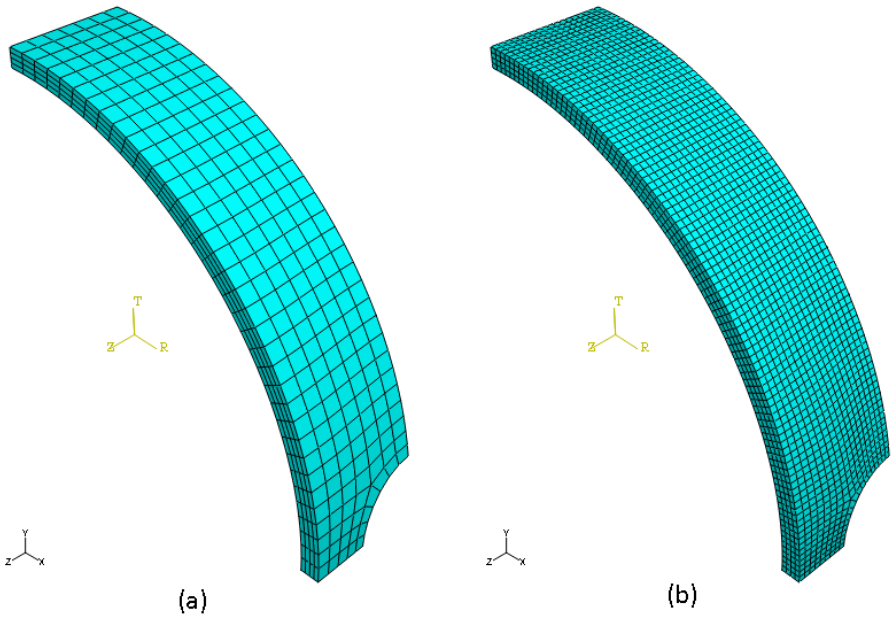

Figura 3.12: Malhas com (a) 960 elementos e (b) 6340 elementos.

3.3 Condições de Contorno

Foram aplicadas ao anel três condições de contorno referentes aos planos de simetria encontrados no corpo de prova. Tais condições estão mostradas na tabela 3.7, onde Un representa o deslocamento na direção n e URn a rotação em relação ao eixo n.

Simetria	Condição de Contorno
X	$U1 = UR2 = UR3 = 0$
Y	$U2 = UR1 = UR3 = 0$
Z	$U3 = UR1 = UR2 = 0$

Tabela 3.7: Condições de contorno referentes aos planos de simetria

O deslocamento imposto ao anel contou com mais duas condições de contorno aplicadas ao corpo rígido. A primeira delas foi o deslocamento em Y ($U2$) e a segunda a imposição de deslocamento e rotação nulos em todas as outras direções ($U1 = U3 = UR1 = UR2 = UR3 = 0$).

As condições de contorno são mostradas na figura 3.13.

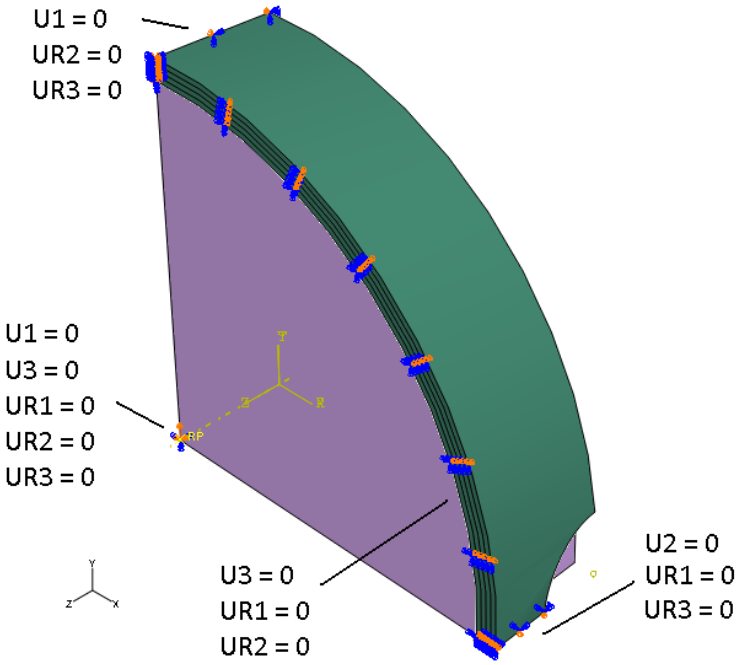

Figura 3.13: Condições de contorno aplicadas ao modelo

E o contado entre as superfícies do corpo rígido e do anel foi modelada na forma *Hard Contact* e sem fricção.

Capítulo 4

Resultados e Discussões

Neste capítulo serão mostrados e discutidos os resultados das simulações das diferentes configurações propostas tal como a correlação entre os resultado numéricos e dados experimentais obtidos em trabalho anterior realizado no Laboratório de Compósitos da Coppe/UFRJ [23]

Os resultados obtidos neste trabalho são referentes à variação da tensão circunferencial máxima suportada pelas diferentes espessuras e sequências de empilhamento e a comparação entre elas.

4.1 Correlação Numérico-Experimental

A correlação entre os resultados numéricos e experimentais foi realizada com base nas tensões máximas circunferenciais de três diferentes configurações de tubos compósitos com quatro camadas, sendo duas com enrolamento helicoidal a outras duas enroladas circunferencialmente (1C 2H 1C), a ±30°, ±45° e ±60°.

Os resultados estão mostrados na figura 4.1 e na tabela 4.1.

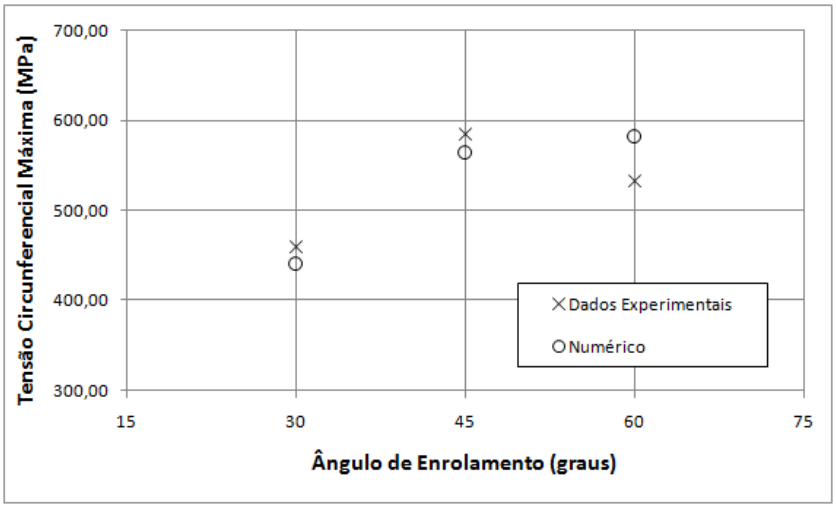

Figura 4.1: Correlação entre os resultados numéricos e os dados experimentais

Ângulo	Experimental(MPa)	S.D.(MPa)	Numérico(MPa)	Discrepância
±30°	460,4	66,34	440,0	4,4%
±45°	585,0	39,07	563,6	3,7%
±60°	533,2	58,63	582,2	8,4%

Tabela 4.1: Correlação entre os resultados numéricos e experimentais.

Foram encontrados resultado numéricos próximos aos valores experimentais, onde o maior discrepância encontrada foi referente ao ângulo de ±60°.

Uma possível razão para esta maior discrepância é o fato da fração volumétrica apresentada por este corpo de prova ser significativamente menor do que a dos laminados de onde foram obtidas as propriedades do material. Esta diferença está relativamente alta em relação ao valor sugerido pela DNV, para a correção de propriedades de laminados [26].

4.2 Variação da Tensão Circunferencial Máxima com o Ângulo de Enrolamento

Nesta seção serão mostrados os resultados para a variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento para os tubos com quatro e oito camadas, com empilhamento simétrico e anti-simétrico.

4.2.1 Quatro Camadas

Verificou-se que o valor encontrado para as tensões máximas foram crescentes com o aumento do ângulo de enrolamento das camadas helicoidais como descrito por KAYNAK *et al.* [9]. Nas figuras 4.2, 4.3 e 4.4, são mostradas as variações da tensão máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais para as configurações 1C 2H 1C, 1H 2C 1H e 4H.

A diferença entre os valores de tensão máxima encontrado para os ângulos de 15° e 88°, do enrolamento helicoidal foi mais evidente na configuração 4H, onde o aumento foi de cerca de 870%. Enquanto para as configurações contendo camadas circunferenciais (1C 2H 1C e 1H 2C 1H) o aumento da tensão máxima ficou em torno de 70%.

Em relação à diferença entre as configurações simétricas e anti-simétricas o modelo mostrou uma pequena discrepância, sendo mais evidente no ângulo de 75° da configuração 1H 2C 1H (cerca de 1%).

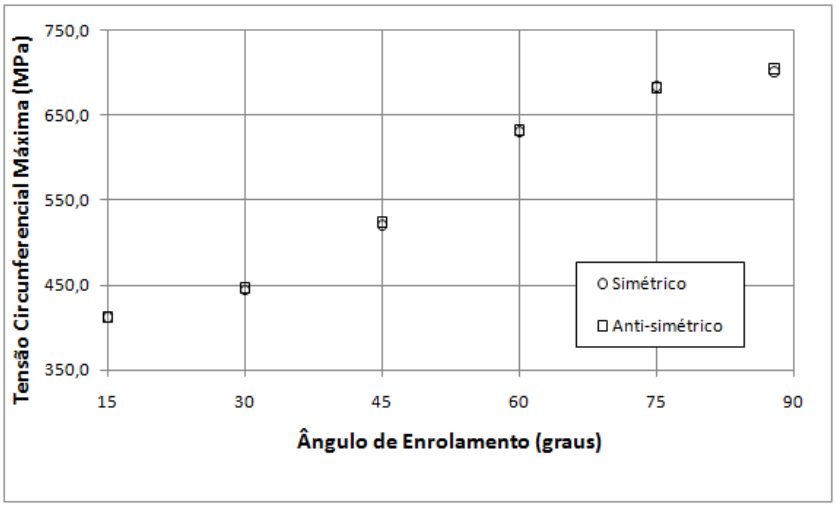

Figura 4.2: Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 1C 2H 1C.

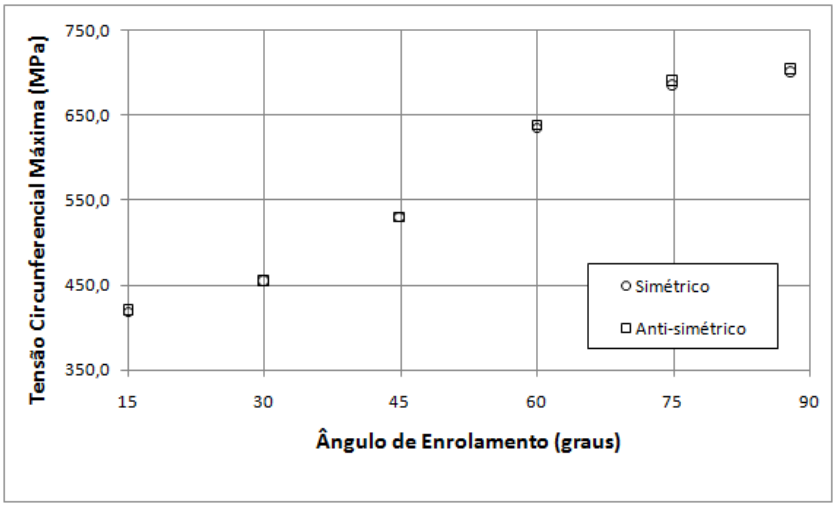

Figura 4.3: Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 1H 2C 1H.

4.2.2 Oito Camadas

Para os modelos com oito camadas, como nos de quatro camadas, também foi observado o aumento da tensão máxima com o ângulo de enrolamento das camadas helicoidais. Nas figuras 4.5, 4.6 e 4.7 são mostrados os gráficos de variação da tensão circunferencial máxima com o angulo de enrolamento.

O aumento entre as tensões máximas para os ângulos de 15° e 88° foi a mesma da encontrada nos modelos de quatro camadas. Cerca de 70% para a configuração 8H e 870% para as configurações 2C 4H 2C e 2H 4C 2H.

A diferença de resistência entre o empilhamento simétrico e o anti-simétrico se mostrou um pouco superior em relação ao modelo com quatro camadas (cerca de 2% para os angulos de 75° e 88°). Porém o valor ainda se mantém significativamente

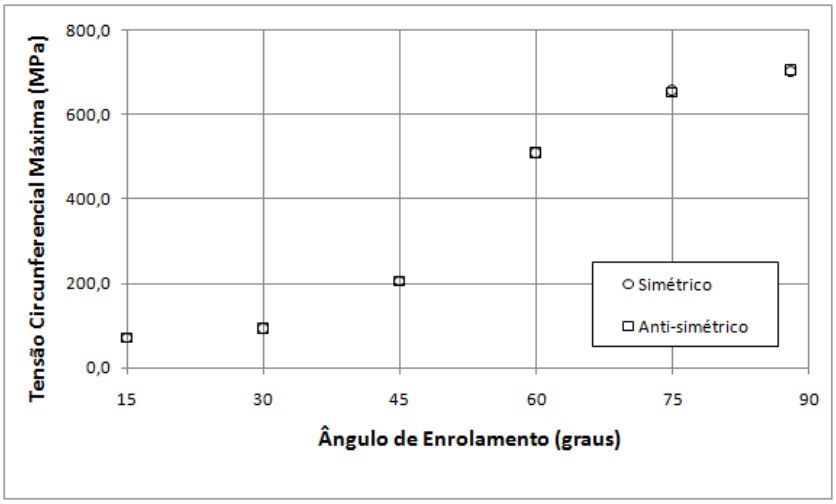

Figura 4.4: Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 4H.

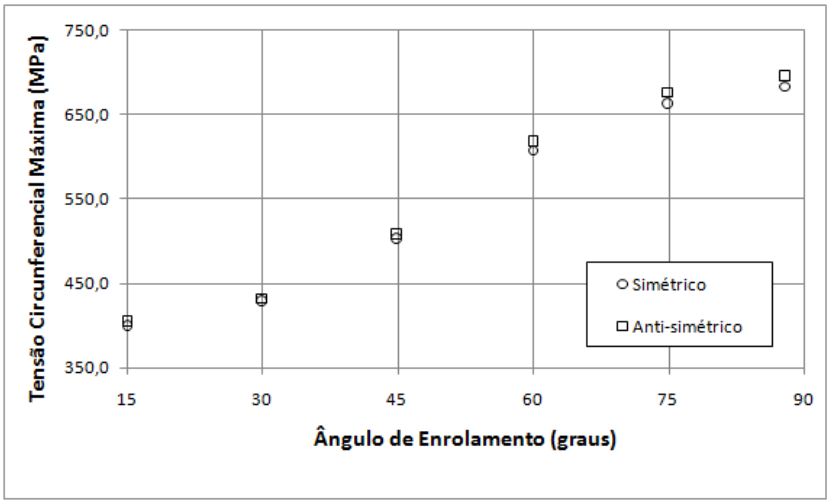

Figura 4.5: Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 2C 4H 2C.

mais baixo do que o valor encontrado por ONDER [27]. Portanto não é possível afirmar que o modelo preve tal diferença.

4.3 Comparação Entre Diferentes Sequências de Empilhamento

4.3.1 Quatro Camadas

Como dito anteriormente, os modelos contendo camadas circunferenciais apresentam menor diferença da evolução da tensão circunferencial máxima suportada em relação aos modelos contendo apenas camadas circunferenciais. Na figura 4.8 é mostrada a

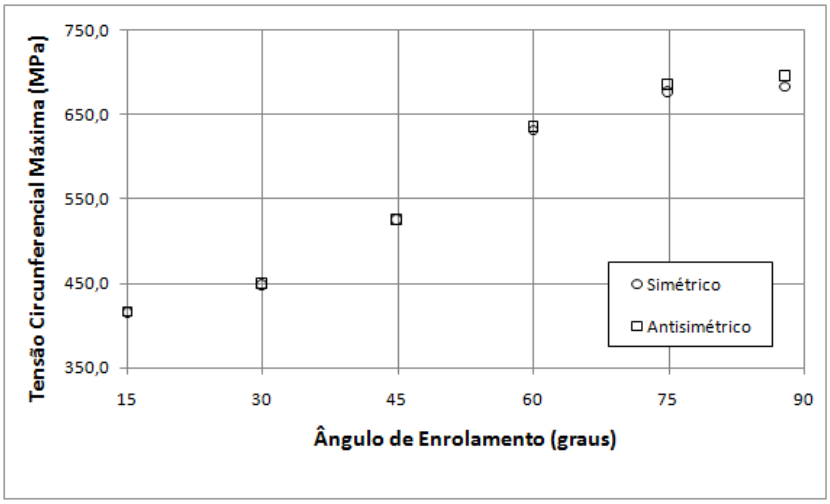

Figura 4.6: Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 2H 4C 2H.

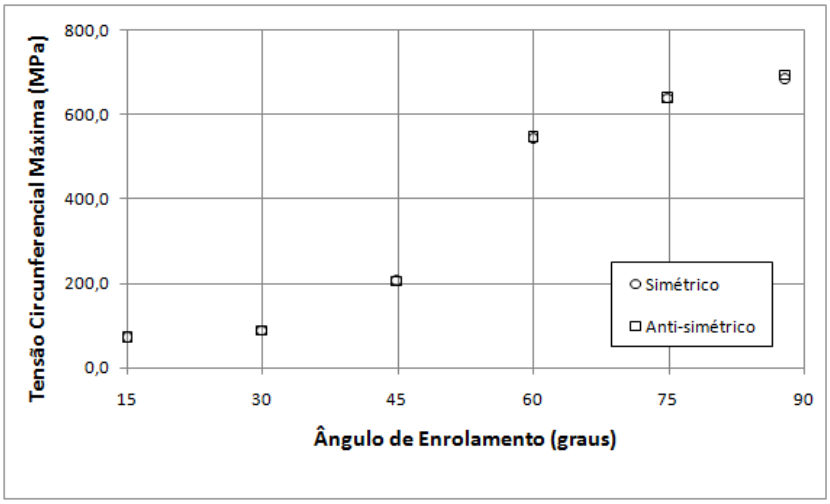

Figura 4.7: Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais da configuração 8H.

diferença da resistência mecânica entre os modelos com quatro camadas.

A diferença observada entre as configurações contendo camadas circunferenciais (1C 2H 1C e 1H 2C 1H) foi inferior a 1%, sendo considerada desprezível no modelo com quatro camadas. No entanto o modelo contendo apenas camadas helicoidais apresentou comportamento significativamente inferior aos demais para ângulos inferiores a 75°. Isso se deve ao fato de que mesmo em tubos com baixos ângulos de enrolamento helicoidal a presença de camadas circunferenciais eleva de forma significativa o desempenho em meio a tensões circunferenciais elevadas.

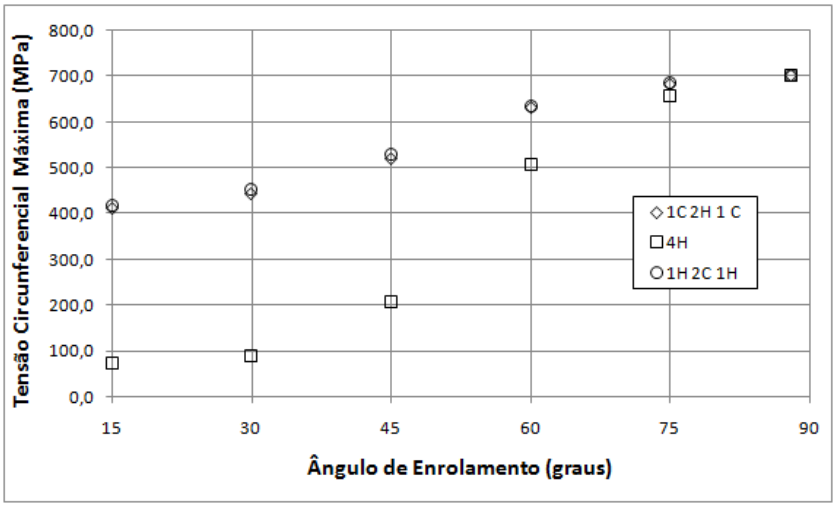

Figura 4.8: Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais das configurações com quatro camadas.

4.3.2 Oito Camadas

Para os modelos com oito camadas, foi observado o mesmo comportamento do que nos com quatro camadas. A presença das camadas circunferenciais conferiram maior resistência ao carregamento trativo do que nos modelos contendo apenas camadas helicoidais.

Na figura 4.9 é mostrada a diferença da variação da tensão circunferencial em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais.

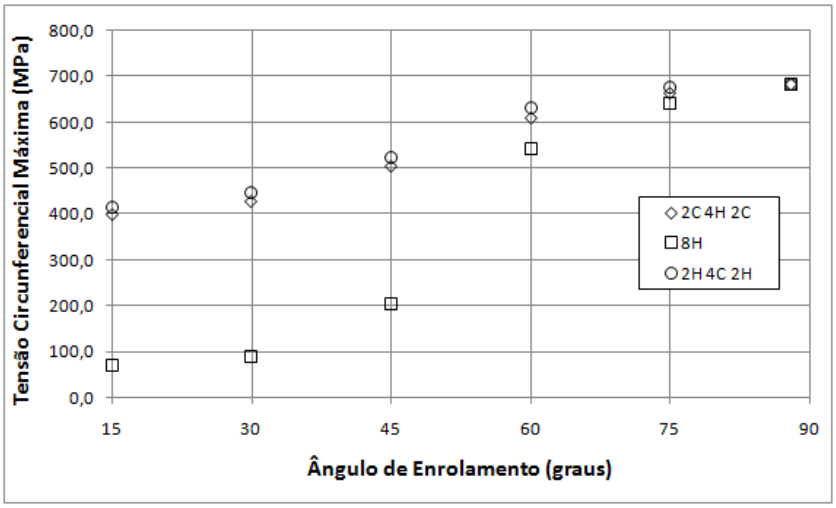

Figura 4.9: Variação da tensão circunferencial máxima em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais das configurações com oito camadas.

Novamente foi observada uma pequena diferença entre as configurações contendo camadas circunferenciais (2C 4H 2C e 2H 4C 2H), cerca de 1%. Mostrando, do ponto de vista conservador, que o modelo não permite a afirmação da vantagem de uma configuração em relação a outra para este tipo de carregamento.

4.4 Comparação Entre os Anéis com 4 e 8 Camadas

Em termos de carga máxima suportada pelos anéis, os modelos com oito camadas apresentaram desempenho significativamente maior do que os modelos com quatro camadas como mostrado nas figuras 4.10, 4.11 e 4.12.

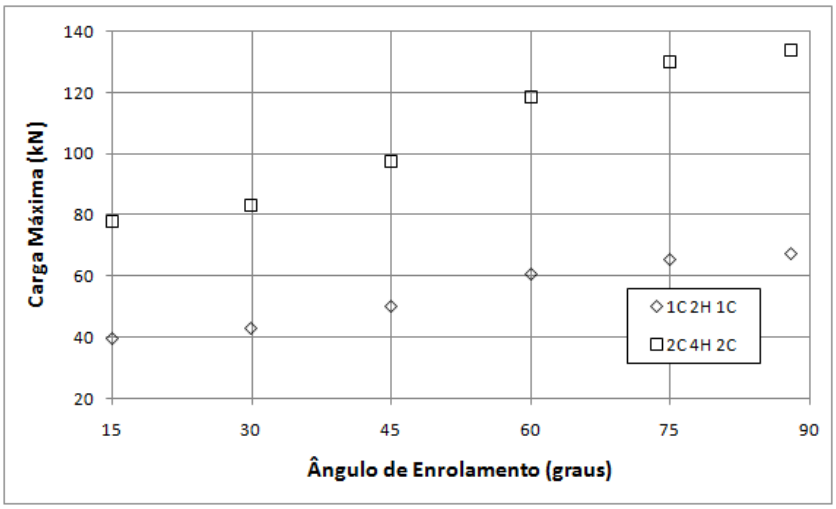

Figura 4.10: Comparação da carga máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo camadas circunferenciais mais externas.

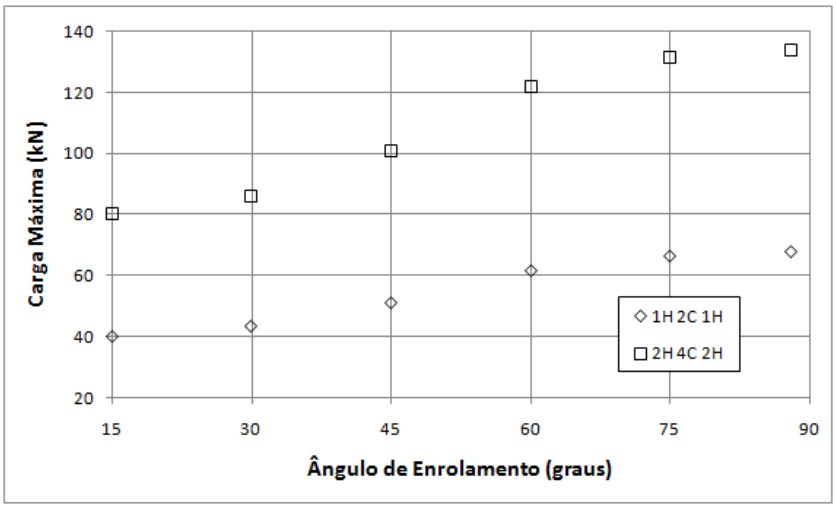

Figura 4.11: Comparação da carga máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo camadas circunferenciais mais internas.

Nas figuras4.13, 4.14 e 4.15 são mostradas comparações entre a tensões circunferenciais máximas suportadas para os modelos com quatro e oito camadas contendo camadas circunferenciais mais externas, camadas circunferenciais mais internas e somente camadas helicoidais respectivamente.

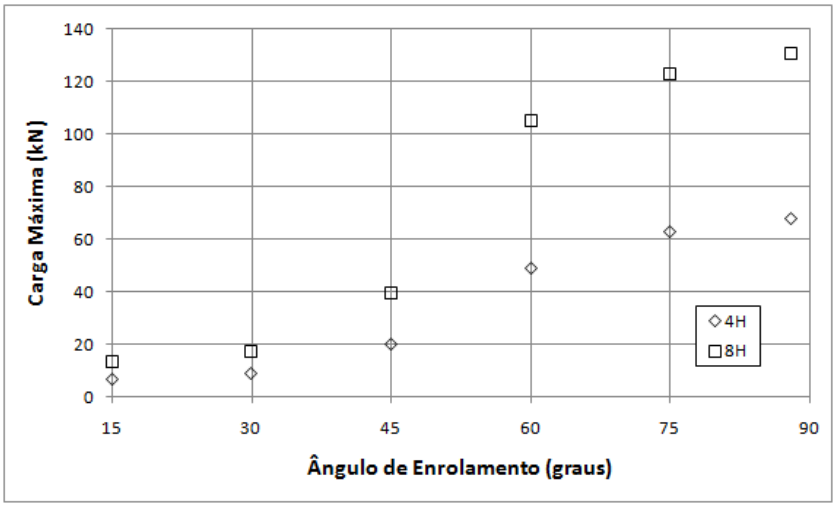

Figura 4.12: Comparação da carga máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo apenas camadas helicoidais.

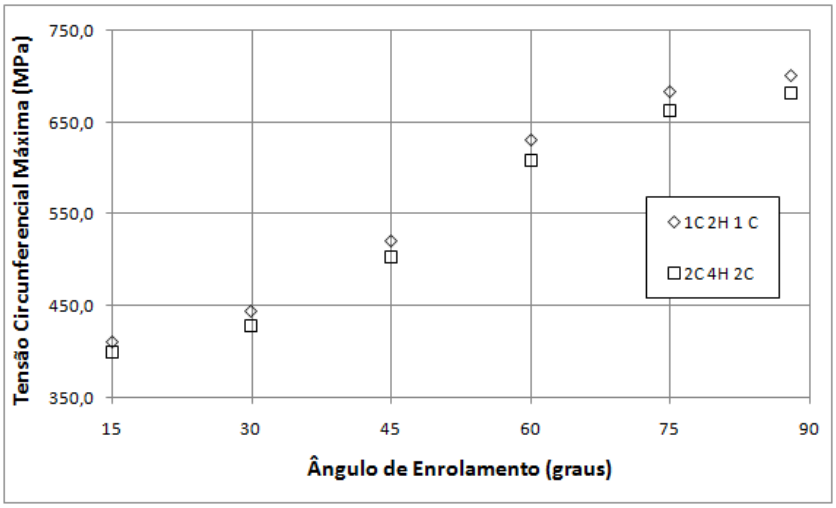

Figura 4.13: Comparação da tensão circunferencial máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo camadas circunferenciais mais externas.

Nas configurações contendo camadas circunferenciais mais externas, observa-se uma pequena redução na tensão circunferencial máxima suportada para os modelos com oito camadas. Isto se deve ao fato de que o aumento na espessura da parede do anél induz um maior caráter de flexão, devido a ovalização gerada no corpo de prova, ilustrada na figura 4.16. Tal carregamento se torna mais preponderante nos modelos com camadas circunferenciais externas por conta da maior parcela de carregamento suportada por estas camadas. Portanto é esperado que nesta configuração (2C 4H 2C) a tensão circunferencial máxima seja menor do que na configuração com quatro camadas (1C 2H 1C).

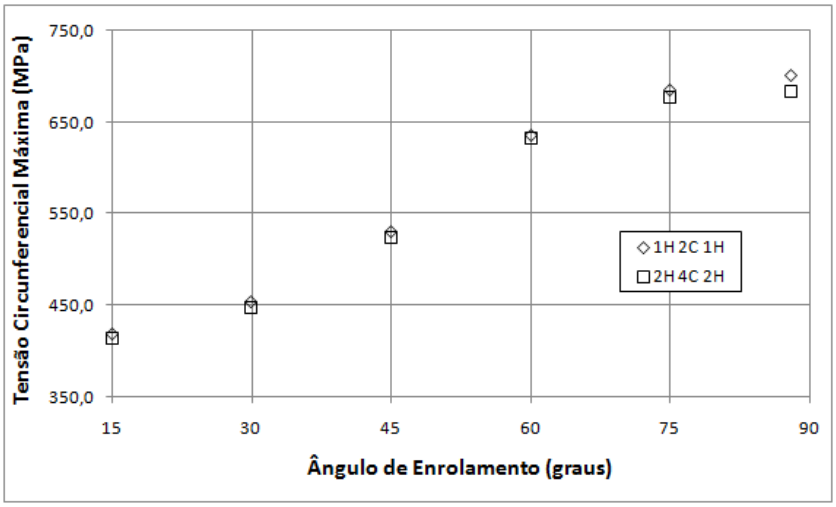

Figura 4.14: Comparação da tensão circunferencial máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo camadas circunferenciais mais internas.

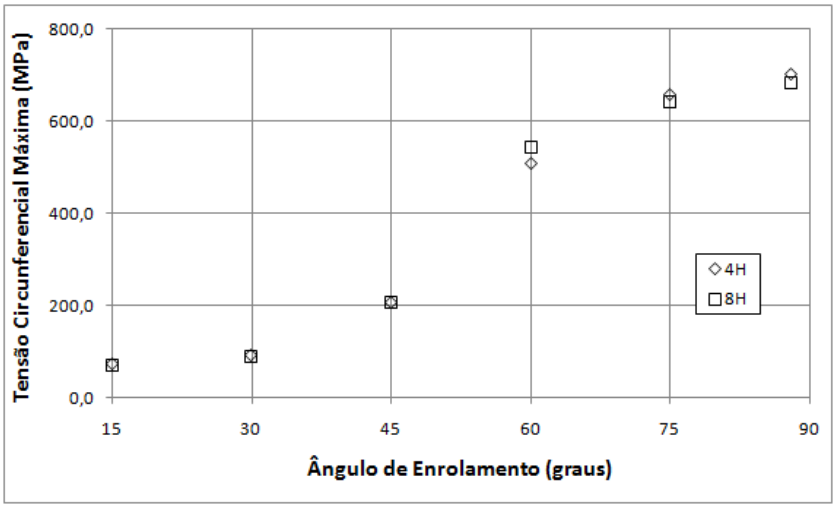

Figura 4.15: Comparação da tensão circunferencial máxima suportada em relação ao ângulo de enrolamento das camadas helicoidais entre as configurações contendo apenas camadas helicoidais.

4.5 Evolução dos Danos na Fibra e na Matriz

Observou-se que para os modelos contendo camadas circunferenciais, para ângulos inferiores a 60°, o dano nas fibras é predominante nas camadas circunferenciais enquanto o dano na matriz é predominante nas camadas com enrolamento helicoidal. Tal comportamento está mostrado na 4.17.

Para ângulos superiores a 60°, nos modelos com camadas circunferenciais apresentam danos nas fibras e na matriz distribuídos mais homogeneamente ao longo das camadas, como mostrado na figura 4.18.

Nos modelos contendo apenas camadas helicoidais não se observou falha nas

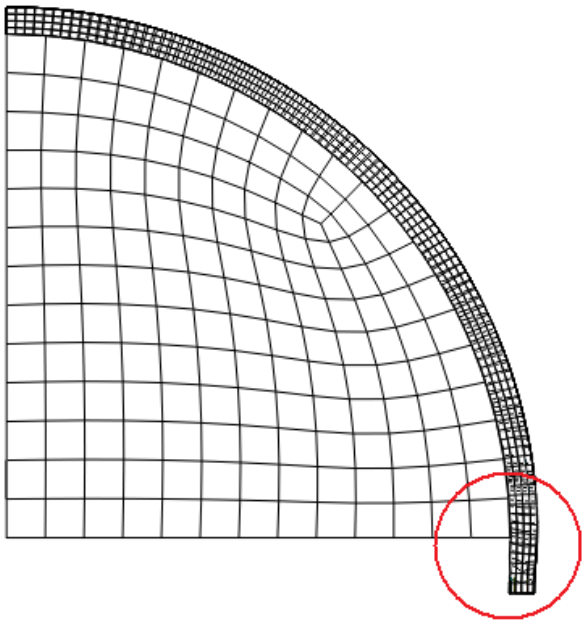

Figura 4.16: Ovalização gerada pela imposição do deslocamento pelo corpo rígido.

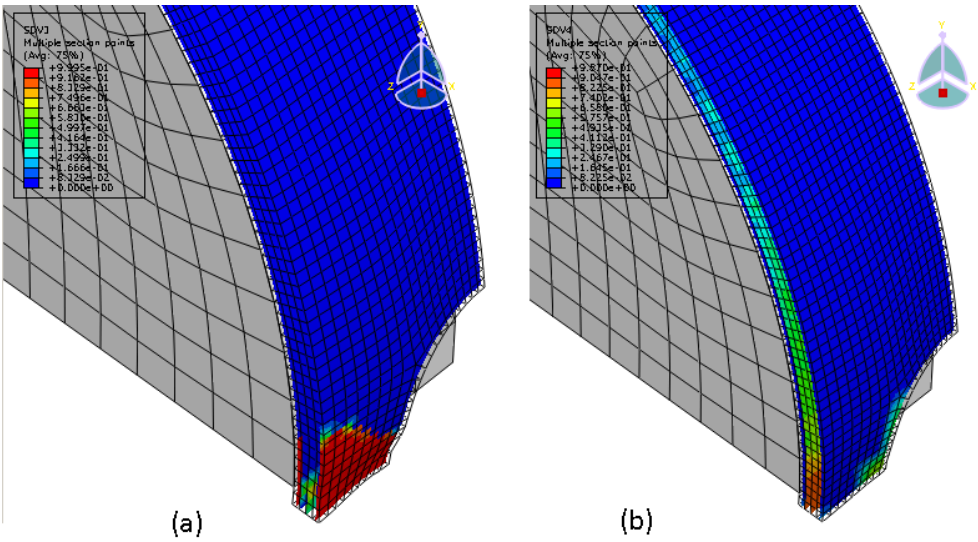

Figura 4.17: Dano (a) nas fibras e (b) na matriz para a configuração 1C 2H 1C com ângulo de 30° para as camadas helicoidais.

fibras para ângulos inferiores a 60°. Enquanto para ângulos superiores o dano se distribui de forma mais homogenea entre as camadas, como mostra as figuras 4.19 e 4.20.

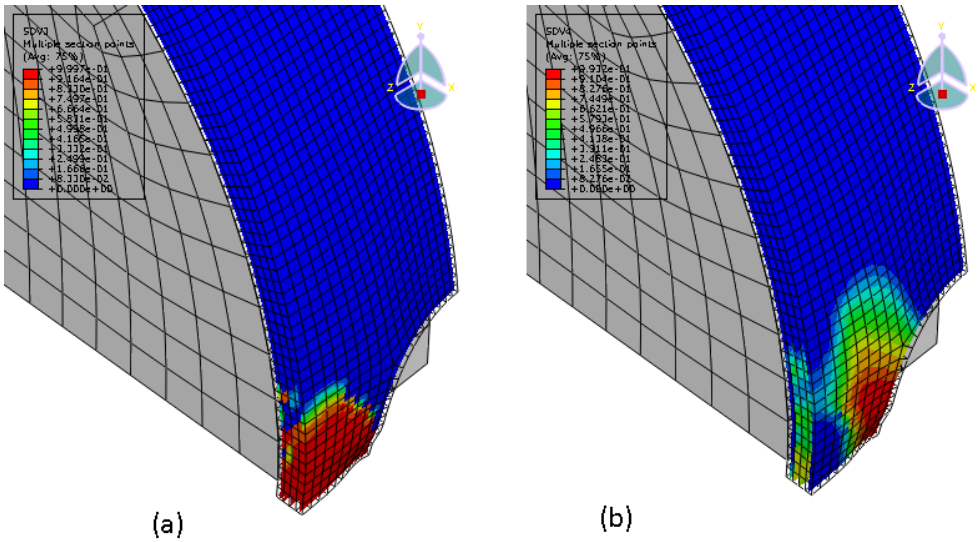

Figura 4.18: Dano (a) nas fibras e (b) na matriz para a configuração 1C 2H 1C com ângulo de 75° para as camadas helicoidais.

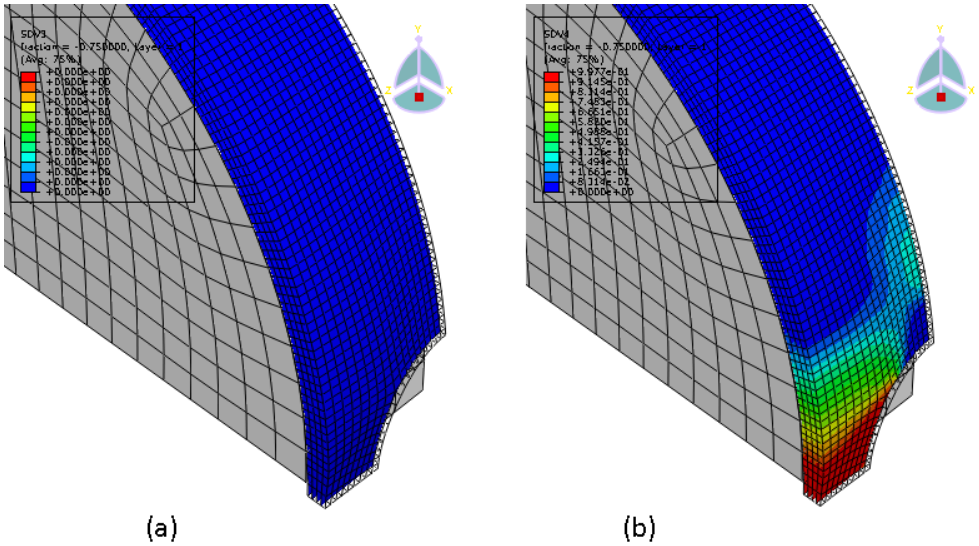

Figura 4.19: Dano (a) nas fibras e (b) na matriz para a configuração 4H com ângulo de 30° para as camadas helicoidais.

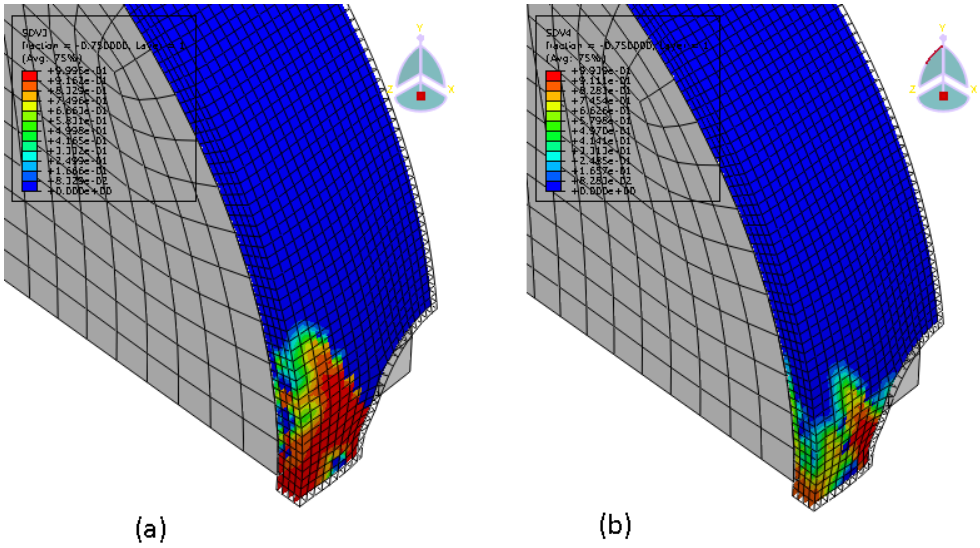

Figura 4.20: Dano (a) nas fibras e (b) na matriz para a configuração 4H com ângulo de 75° para as camadas helicoidais.

Capítulo 5

Conclusões

O uso de modelos numéricos se mostrou bastante eficiente na caracterização do comportamento mecânico de anéis compósitos submetidos a tensão circunferencial.

A correlação com os resultados experimentais mostra que o modelo é válido para descrever a resistência dos tubos compósitos submetidos ao ensaio de anél (ASTM D-2290).

Os modelos gerados mostraram a evolução da resistência dos anéis com o aumento do ângulo de enrolamento das camadas helicoidais como sugerido por KAYNAK *et al.* [9].

Também foi observado que a utilização das camadas circunferenciais aumenta sifnificativamente o desempenho em tração dos anéis em relação aqueles com apenas camadas helicoidais.

Modelos com maior espessura apresentaram maior resistência em termos de carga suportada. Porém ficou evidente que o aumento da espessura na configuração com camadas circunferenciais mais externas trouxe ligeira perda de resistência quanto a tensão circunferencial máxima, por conta da maior influência do carregamento em flexão gerado pela ovalização do anel.

O modelo apresentou duas limitações , a primeira foi em relação a diferença do comportamento mecânico dos empilhamentos simétricos e anti-simétricos. Não foi possível afirmar um ganho de performance por parte de um dos carregamentos como descrito por ONDER [27].

Outra limitação observada foi a diferença entre os empilhamentos contendo camadas circunferenciais mais externas e mais internas, que não foi evidenciada pelo modelo.

Em relação a evolução dos danos nas fibras e na matriz, pode se dizer que o modelo apresentou os resultados esperados em relação a predominância destes nas camadas helicoidais e circunferenciais.

Foram gerados 72 modelos envolvendo diferentes ângulos, empilhamentos e espessuras que serviram para descrever satisfatóriamente o comportamento de tubos

compósitos no ensaio de tração de anéis.

Referências Bibliográficas

[1] SOBRINHO, L. L. *Desenvolvimento de Tubos Compósitos Visando Aplicação como Risers.* Tese de D.Sc., COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil, 2009.

[2] SUN, C. T., QUINN, B. G., TAO, J., et al. *Comparative Evaluation of Failure Analysis Methods for Composite Laminates.* Relatório Técnico AR-95/109, U.S. Department of Transportation, Springfield, Virginia, USA, 1996.

[3] BOTKER, S., JOHANNESSEN, T. *Composite Risers and Tethers: The Future for Deep Water TLPs.* Relatório Técnico OTC 14176, Offshore Technology Conference, Houston, Texas, USA, 2002.

[4] Site Petrobras `http://www.petrobras.com.br/pt/quem-somos/perfil/atividades/exploracao-producao-petroleo-gas/`, 10 de Janeiro de 2010.

[5] PELSOCI, T. M. *Composites Manufacturing Technologies: Applications in Automotive, Petroleum, and Civil Infrastructure Industries.* Relatório Técnico GCR 04-863, NIST, Gaithersburg, Maryland, USA, 2004.

[6] Site Composites World `http://www.compositesworld.com/news/carbon-fiber-use-in-offshore-oil-and-gas-applications`, Acesso em 16 de Dezembro de 2009.

[7] TARNOPOLSKII, Y. M., KULAKOV, V. L., MUNGALOV, D. D. "Composites in Offshore Technology in the Next Century", *Mechanics of Composite Materials*, v. 35, n. 5, pp. 365–372, 1999.

[8] FERREIRA, D. B. *Estudo numérico do comportamento em flexão de tubos fabricados em material compósitos através da técnica de enrolamento filamentar.* Projeto de graduação, EP/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil, 2010.

[9] KAYNAK, C., ERDILLER, E. S., PARNAS, L., et al. "Use of split-disk tests for the process parameters of filament wound epoxy composite tubes", *Polymer Testing*, v. 24, n. 5, pp. 648–655, Agosto 2005.

[10] KOLLÁR, L. P., SPRINGER, G. S. *Mechanics of Composite Structures; electronic version.* Cambridge, Cambridge Univ. Press, 2003.

[11] JONES, R. M. *Mechanics Of Composite Materials.* 2 ed. USA, CRC Press, 1998.

[12] JENKINS, C. F. "Report. on Materials of Construction Used in Aircraft and Aircraft Engines", *illus. H. M. Stationary Off.*, 1920.

[13] TSAI, S. W., WU, E. M. "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials", *Journal of Composite Materials*, v. 5, n. 1, pp. 58–80, 1971.

[14] GOLDENBLAT, I., KOPNOV, V. A. "Strength of glass reinforced plastic in the complex stress state." *Polymer Mechanics*, v. 1, pp. 70–78, 1965.

[15] NARAYANASWAMI, R., ADELMAN, H. M. "Evaluation of the Tensor Polynomial and Hoffman Strength Theories for Composite Materials." *Journal of Composite Materials*, v. 11, pp. 366–377, 1977.

[16] PARIS, F. *A study of failure criteria of fibrous composite materials.* Relatório Técnico NASA/CR-2001-210661, National Aeronautics and Space Administration, USA, 2001.

[17] ZAHARI, R., AZMEE, A. H., MUSTAPHA, F., et al. "Prediction of progressive failure in woven glass/epoxy composite laminated panels", *Jurnal mekanikal*, v. 25, pp. 80–91, 2008.

[18] LINDE, P., PLEITNER, J., DE BOER, H., et al. "Modelling and Simulation of Fibre Metal Laminates", *ABAQUS Users Conference*, 2004.

[19] DE FIGUEIREDO, R. A. *Estudo Numérico e Experimental Visando o desenvolvimento de Dutos Compósitos Submarinos pela Técnica de Enrolamento Filamentar.* Dissertação de M.Sc., COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil, 2008.

[20] RIBEIRO, F. L. B. "Introdução ao Método dos Elementos Finitos". . COPPE/UFRJ, 03 2004.

[21] AZEVEDO, A. *Método dos Elementos Finitos.* Porto, Portugal, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 2003.

[22] MOAVENI, S. *Finite Element Analysis: Theory and Applications with ANSYS*. Prentice Hall, 2003.

[23] LEITE, C. L. *Fabricação de risers rígidos de materiais compósitos pelo processo de enrolamento filamentar*. Projeto de graduação, EP/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil, 2009.

[24] SODEN, P., HINTON, M., KADDOUR, A. "Lamina properties, lay-up configurations and loading conditions for a range of fibre reinforced composite laminates". In: Hinton, M., Kaddour, A., Soden, P. (Eds.), *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, Elsevier, pp. 30 – 51, Oxford, 2004.

[25] HINTON, M., KADDOUR, A., SODEN, P. *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*. Oxford, Inglaterra, Elsevier, 2004.

[26] DNV. *Composite Components*. Relatório Técnico DNV-OS-C501, Det Norske Veritas, Hovik, Norway, 2003.

[27] ONDER, A. *First Failure Pressure of Composite Pressure Vessels*. Tese de M.Sc., Dokyz Eylul University, Izmir, 2007.