

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA CELSO  
SUCKOW DA FONSECA – CEFET/RJ**

**Estudo Numérico-Experimental de Materiais  
Compósitos Utilizados no Reparo de Estruturas  
Navais**

Marcio Moreira Arouche

Prof. Orientador: Silvio Romero de Barros

**Rio de Janeiro**

**Junho de 2015**

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA CELSO  
SUCKOW DA FONSECA – CEFET/RJ**

**Estudo Numérico-Experimental de Materiais  
Compósitos Utilizados no Reparo de Estruturas  
Navais**

Marcio Moreira Arouche

Projeto Final apresentado em cumprimento às  
normas do Departamento de Educação Superior do  
CEFET/RJ, como parte dos requisitos para obtenção  
do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Prof. Orientador: Silvio Romero de Barros

**Rio de Janeiro  
Junho de 2015**

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Central do CEFET/RJ

A771 Arouche, Marcio Moreira

Estudo numérico-experimental de materiais compósitos utilizados no reparo de estruturas navais / Marcio Moreira Arouche.—2015.

ix, 49f. : il. (algumas color.) , graf. , tabs. ; enc.

Projeto Final (Graduação) Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca , 2015.

Bibliografia : f.49

Orientador : Silvio Romero de Barros

1. Engenharia mecânica. 2. Materiais compostos. 3. Navios – Manutenção e reparos. 4. Análise numérica. I. Barros, Silvio Romero de (Orient.). II. Título.

CDD 621

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço a todos os meus professores de CEFET/RJ, fundamentais para minha formação ao longo do curso de Engenharia Mecânica. Ao professor orientador Silvio Romero de Barros pela dedicação e paciência ao longo da realização do projeto. E agradeço ao engenheiro mecânico Carlos Eduardo Reuther de Siqueira pelo auxílio no desenvolvimento do trabalho.

## RESUMO

As exigências de economia, qualidade e segurança na indústria naval tem incentivado novas pesquisas e progressos para aplicações inovadoras. A deterioração de navios e plataformas petrolíferas, submetidos ao agressivo ambiente marinho, estimula o surgimento de novas tecnologias para manutenção da integridade estrutural destas unidades. Por este motivo, diversos estudos sobre a utilização de materiais compósitos para se renovar, reparar e reabilitar estruturas deterioradas vêm sendo realizados. Neste trabalho foram realizados ensaios de um compósito laminado de matriz polimérica reforçado com fibra de carbono, utilizado no reparo de estruturas navais. Em seguida, foi feito o estudo numérico do comportamento das propriedades mecânicas do material nas mesmas condições dos ensaios. Com os dados obtidos, foi feita a parametrização das constantes elásticas do material, de forma a se obter resultados numéricos similares aos ensaios. Os resultados produzidos neste trabalho mostram que a segurança de resultados experimentais aliado a agilidade da análise numérica produzem resultados confiáveis no estudo de materiais compósitos em aplicações estruturais.

Palavras-chave: Compósitos, Reparos estruturais, Análise numérica.

## **ABSTRACT**

The needs of economy, quality and safety at the Naval Industry are motivations for new researches and new innovative application processes. The deterioration of platforms and ships in the hostile marine environment stimulates new technologies for the structural integrity maintenance of these units. Hence, many studies about the usage of composite materials to renew, repair and restore deteriorated structures were made. Through this work was performed tensile tests of an epoxy-carbon fibres laminate composite, material that is used on naval structures repair. Then, a numerical study of the material mechanical properties behaviour at the same tests conditions. Lastly, a parametrization of the material elastic modulus in order to get numerical results close to the test results. The results produced in this study show that the certainty of experimental tests combined with the agility of numerical analysis produce reliable results in the study of composite materials in structural applications.

Keywords: Composites, Structural repairs, Numerical analysis.

# Sumário

1. Introdução .....	1
1.1 Motivação .....	2
1.2 Justificativa .....	2
1.3 Objetivos .....	3
1.4 Metodologia e Trabalho Realizado .....	3
1.5 Organização do Trabalho .....	3
2. Materiais compósitos .....	5
2.1 Matrizes .....	5
2.2 Reforços .....	6
2.3 Processamento .....	9
2.4 Comportamento Mecânico da Camada .....	11
2.5 Critérios de Falha da Camada .....	19
2.6 Análise dos Laminados .....	21
3. Estudo do Compósito .....	26
3.1 Ensaio Mecânicos .....	26
3.1.1 Material Utilizado .....	27
3.1.2 Ensaio de Tração .....	28
3.2 Estudo Numérico do Comportamento das Constantes Elásticas .....	31
3.2.1 Modelagem do Material .....	31
3.2.2 Análise Estrutural .....	34
3.2.3 Resultados e Discussão .....	36
3.3 Determinação das Constantes Elásticas .....	44
4. Conclusão .....	48
5. Referências Bibliográficas .....	49

## Lista de Figuras

FIGURA 1: Classificação dos materiais compósitos pelo tipo de reforço.....	7
FIGURA 2: Representação de compósitos reforçados com fibras (a) contínuas e alinhadas, (b) descontínuas e alinhadas e (c) descontínuas e orientadas aleatoriamente .....	8
FIGURA 3: Aplicação de um reparo estrutural com compósito .....	11
FIGURA 4: Eixos principais da camada .....	12
FIGURA 5: Mudança de referencial .....	15
FIGURA 6: Representação da deformação da camada sob uma tensão desviada dos eixos principais .....	16
FIGURA 7: Modos básicos de sollicitação da camada .....	16
FIGURA 8: Modos de ruptura à tração: a) decoesão interfacial; b) fissuração da matriz .....	18
FIGURA 9: Bandas de cisalhamento sob compressão em compósitos unidirecionais .....	18
FIGURA 10: Placa retangular com indicações das dimensões e do referencial utilizado .....	22
FIGURA 11: Representação esquemática do laminado (a) 0/90, e (b) $\pm 45$ .....	27
FIGURA 12: Ensaio de tração.....	28
FIGURA 13: Resultado dos ensaios de tração para o laminado 0/90 .....	29
FIGURA 14: Resultado dos ensaios de tração para o laminado 0/90 .....	30
FIGURA 15: Geometria da camada .....	32
FIGURA 16: Geometria do laminado. ....	33
FIGURA 17: Condições de contorno para simulação dos ensaios de tração. ....	34
FIGURA 18: Malha de elementos finitos.....	35
FIGURA 19: Resultado de deslocamento gerado na simulação de tração.....	35
FIGURA 20: Comportamento de $E_1$ do laminado 0/90 na simulação de tração. ....	37
FIGURA 21: Comportamento de $E_2$ e $E_3$ do laminado 0/90 na simulação de tração.....	37
FIGURA 22: Comportamento de $G_{12}$ e $G_{13}$ do laminado 0/90 na simulação de tração.....	38
FIGURA 23: Comportamento de $G_{23}$ do laminado 0/90 na simulação de tração. ....	38
FIGURA 24: Comportamento de $\nu_{12}$ e $\nu_{13}$ do laminado 0/90 na simulação de tração. ....	39
FIGURA 25: Comportamento de $\nu_{23}$ do laminado 0/90 na simulação de tração. ....	39
FIGURA 26: Comportamento de $E_1$ do laminado $\pm 45$ na simulação de tração. ....	41
FIGURA 27: Comportamento de $E_2$ e $E_3$ do laminado $\pm 45$ na simulação de tração.....	41
FIGURA 28: Comportamento de $G_{12}$ e $G_{13}$ do laminado $\pm 45$ na simulação de tração.....	42
FIGURA 29: Comportamento de $G_{23}$ do laminado $\pm 45$ na simulação de tração. ....	42

FIGURA 30: Comportamento de  $v_{12}$  e  $v_{13}$  do laminado  $\pm 45$  na simulação de tração. ....43

FIGURA 31: Comportamento de  $v_{23}$  do laminado  $\pm 45$  na simulação de tração.....43

## Lista de Tabelas

TABELA 1: Tensões de ruptura de alguns compósitos unidirecionais .....	17
TABELA 2: Comparação do modelo de previsão de $\sigma_{uc1}$ com resultados experimentais .....	19
TABELA 3: Valores iniciais utilizados nas constantes elásticas .....	34
TABELA 4: Resultados de força nas simulações de tração com laminado 0/90 .....	36
TABELA 5: Resultados de força nas simulações de tração com laminado $\pm 45$ .....	40
TABELA 6: Diferença percentual dos resultados de deslocamento das simulações .....	44
TABELA 7: Valores das constantes elásticas determinados .....	45

# Capítulo 1

## Introdução

A tecnologia dos compósitos surgiu em meados do século XX, a partir da exigência de materiais com combinações de propriedades e facilidade de processamento que não podem ser atendidas pelos materiais usuais, nomeadamente metais, cerâmicos e polímeros. Um material compósito, neste contexto, é um material multifásico, feito artificialmente, que exibe uma proporção significativa das propriedades das fases que o constituem. Essas fases devem ser quimicamente diferentes e estar separadas por uma interface distinta [1].

As excelentes propriedades dos materiais compósitos resultam do fato de que as fibras apresentam propriedades mecânicas muito superiores às dos materiais idênticos em forma maciça. Porém, devido a pequena seção resistente, as fibras não são diretamente usadas em aplicações de engenharia, cabendo à matriz as funções de dar forma estável ao compósito, assegurar a distribuição eficiente de cargas entre as fibras e proteger a sua superfície.

As aplicações de materiais compósitos são evidentes em diferentes atividades, que incluem indústrias aeronáutica, aeroespacial, militar, automobilística, civil e naval, além de artigos esportivos e componentes elétricos e eletrônicos. Essa generalização das aplicações tem contribuído para a expansão do uso desta tecnologia.

Os primeiros registros de uso comercial de materiais compósitos no reparo de estruturas ocorreram no Japão na década de 80, sendo esta técnica posteriormente empreendida em diversos tipos de estruturas por todo o mundo. A utilização de materiais compósitos na indústria encontra-se em larga expansão, destacando-se a necessidade de se renovar, reparar e reabilitar estruturas deterioradas, que são alvo de muitas pesquisas na área dos materiais compósitos, tendo sido obtido avanços significativos neste campo.

A reparação da estrutura metálica de navios para prolongar o ciclo de vida e manter a integridade estrutural é uma preocupação sempre presente. Em comparação com outros métodos de reparo, o reforço com compósitos apresenta ótimas propriedades mecânicas aliadas ao baixo peso, elevada resistência à corrosão, facilidade de aplicação e reduzido custo de fabricação, fatores que justificam a aplicação deste tipo de material. As exigências de economia, qualidade e segurança na indústria naval estão incentivando novas pesquisas e progressos para aplicações inovadoras.

MCGEORGE, et al (2009) [2] demonstraram através de dois grandes reparos realizados em plataformas a viabilidade do uso de reparos com compósitos nas condições ambientais severas de operação. O primeiro reparo foi realizado para evitar uma trinca de fadiga desenvolvida no canto de uma porta e o segundo reparo foi realizado para restaurar uma perda de material por corrosão no convés do navio.

MENICONE, et al (2010) [3] realizaram estudos experimentais e teóricos em apoio ao projeto e execução do reparo do tanque de lastro da plataforma semissubmersível P-20, e o sucesso do procedimento demonstrou a utilidade dos reparos com materiais compósitos na manutenção da integridade estrutural das plataformas.

MENICONE, et al (2014) [4] descreveram a análise de fadiga de um reparo com compósito que foi aplicado ao casco de um navio do tipo FSO (Floating, Storage and Offloading) com o objetivo de estimar a vida operacional do reparo, com ênfase na ligação adesiva entre metal e compósito. Os dados obtidos pela instrumentação do reparo somados a curva específica de fadiga definida experimentalmente contribuíram para elaboração de um modelo de elementos finitos da estrutura do reparo e produziram resultados esperados de vida em fadiga do reparo.

Deste modo, acredita-se que o futuro da área de reparos estruturais será, portanto, o uso de materiais compósitos.

## **1.1 Motivação**

A crescente utilização dos materiais compósitos na indústria naval e do petróleo motivou o desenvolvimento deste trabalho. A deterioração de estruturas submetidas ao ambiente marinho, extremamente agressivo, estimula o surgimento de novas tecnologias para manutenção da integridade em plataformas de exploração de petróleo. Diversos estudos vêm sendo realizados sobre o desenvolvimento de reparos em estruturas em embarcações com o uso de materiais compósitos, de modo a evitar os serviços de soldagem a bordo, garantindo as atuais exigências de segurança, qualidade e economia no reparo de estruturas.

## **1.2 Justificativa**

A escolha do tema tem por base o interesse na tecnologia dos materiais compósitos e o seu avanço exponencial em aplicações estruturais nos últimos anos. Esta tecnologia está

disseminada em diferentes áreas de atividade, como as indústrias aeroespacial, de defesa, de transportes, construção civil, eletroeletrônica, em artigos esportivos, além da sua recente na indústria naval e do petróleo. O vasto leque de possibilidades imprime desafios tecnológicos permanentes.

### **1.3 Objetivos**

O presente trabalho tem como objetivo a ampliação do conhecimento sobre a tecnologia dos materiais compósitos e o seu potencial de aplicação na reabilitação de estruturas deterioradas, através do estudo numérico-experimental das propriedades mecânicas de um compósito de matriz epóxi reforçado com fibra de carbono, utilizado em reparos de estruturas navais.

### **1.4 Metodologia e Trabalho Realizado**

No presente trabalho é feito o estudo das propriedades elásticas do compósito através da avaliação experimental do seu comportamento mecânico seguido de um estudo numérico das alterações de cada parâmetro elástico do material. Com isso, pôde-se adequar as constantes elásticas de forma que os resultados de simulações dos ensaios coincidam com os resultados obtidos experimentalmente.

### **1.5 Organização do Trabalho**

Uma abordagem teórica sobre materiais compósitos se faz necessária para melhor compreensão do trabalho. No Capítulo 2, é inicialmente abordada a composição física deste tipo de material, com ênfase em aplicações estruturais. Em seguida, é descrito o método de processamento do material. Com isso, é estabelecido o método de análise do comportamento mecânico de uma camada unidirecional de material compósito. Então, são descritos os principais critérios de falha da camada, e finalmente são descritas as teorias existentes para análise de compósitos laminados.

Com base nos conceitos estabelecidos sobre os compósitos de aplicação estrutural, no Capítulo 3 é feito o estudo de um compósito laminado de matriz epóxi reforçado com fibra de carbono. São descritos os ensaios de tração realizados. Em seguida, é feito um estudo numérico

das constantes elásticas da camada através método de elementos finitos, utilizando o programa computacional ANSYS, com o objetivo de estabelecer a influência de cada um destes parâmetros nos resultados experimentais. Os resultados obtidos são analisados à luz da teoria. Finalmente, são determinadas as constantes elásticas do material, de forma que os resultados numéricos coincidam com os experimentais.

No Capítulo 4 são expostos comentários e observações sobre os pontos de destaque no trabalho. Ao final, são comentadas possíveis evoluções do trabalho desenvolvido e feitas sugestões para trabalhos futuros.

## Capítulo 2

### Materiais compósitos

Neste capítulo são abordados os aspectos teóricos relevantes sobre os materiais compósitos. Primeiramente são determinadas as características dos compósitos e seus constituintes, nomeadamente reforço e matriz. Em seguida, é exposto o que existe na literatura relativo a análise do comportamento mecânico dos compósitos. É abordado o comportamento mecânico de uma camada de compósito unidirecional e as principais teorias de falha existentes para este tipo de material. Então, são apresentados os principais modelos para análise do comportamento mecânico dos laminados a partir do comportamento da camada. Os compósitos laminados são os materiais de interesse em aplicações estruturais.

#### 2.1 Matrizes

Os materiais compósitos podem ser classificados segundo diferentes critérios, sendo o tipo de matriz um dos mais relevantes. São distinguidos os compósitos de matriz polimérica, metálica e cerâmica. Devido a facilidade de processamento e a baixa densidade dos polímeros, os compósitos de matriz polimérica possuem o melhor desempenho e são os mais utilizados, por isso, apenas estes são abordados no presente trabalho. Estes materiais são divididos em termoplásticos e termofixos ou termorrígidos.

As matrizes termoplásticas são formadas a partir de macromoléculas individuais lineares unidas por ligações atômicas secundárias, como as forças de van der Waals e ligações de hidrogênio. Quando aquecidos, essas ligações são quebradas permitindo a reconformação e com o resfriamento posterior as moléculas reestabelecem as ligações atômicas. Os termoplásticos apresentam maior resistência ao impacto, maior tenacidade e menor capacidade de absorver água em relação aos termorrígidos, e são facilmente processados por injeção ou por termoformação, além da sua capacidade de reciclagem. As matrizes termoplásticas mais utilizadas em aplicações estruturais são o PEEK (poli-éter-éter-cetona), as poliimidas e o PPS (polisulfureto de fenileno).

As matrizes termorrígidas são constituídas por moléculas que formam estruturas tridimensionais bastante rígidas. Ao contrário dos termoplásticos, assumem uma forma

permanente após o aquecimento. Estes polímeros são processados a partir da mistura adequada de resina, acelerador e catalizador, ocorrendo a polimerização e a constituição de estrutura tridimensional, num processo chamado de cura. Algumas resinas necessitam da aplicação de calor e pressão para efetuar a cura. Uma das principais vantagens das matrizes termorrígidas está relacionada a maior facilidade de impregnação do reforço, pois antes da cura apresentam viscosidade muito inferior às dos termoplásticos. As resinas mais utilizadas em aplicações estruturais são os epóxidos, as bismaleimidas e as poliimidas.

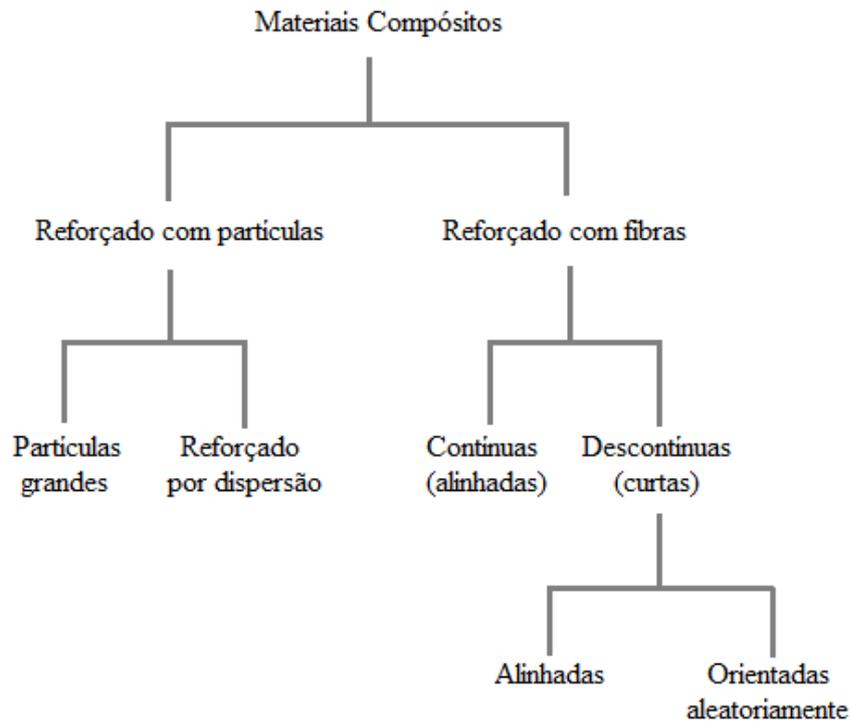
Uma característica importante dos polímeros se dá pelas temperaturas de transição. Os polímeros termoplásticos total ou parcialmente amorfos são caracterizados pela sua temperatura de transição vítrea, que marca a mudança de um comportamento rígido para um comportamento dúctil e facilmente deformável. Continuando a aumentar a temperatura atinge-se a temperatura de fusão, quando se torna um líquido viscoso. No caso dos polímeros totalmente cristalinos, não há temperatura de transição vítrea, e quando se aproxima da temperatura de fusão, a sua estrutura sofre um colapso consequente do aumento brusco de seu volume específico, passando ao estado de líquido viscoso.

Nos polímeros termorrígidos a temperatura de transição vítrea é controlada pelo grau de reticulação da estrutura, possuindo alterações muito menos acentuadas que os termoplásticos. Estes polímeros não apresentam fusão, degradando-se de forma irreversível a altas temperaturas.

Quando comparados aos metais, com compósitos poliméricos são resistentes ao ataque químico, são não-magnéticos, não-condutores, apresentam uma excepcional relação resistência/peso e permitem a eliminação de elementos de fixação. As aplicações estruturais com polímeros são projetadas para uma temperatura máxima de trabalho inferior a temperatura de transição vítrea do material, que para a maioria das matrizes poliméricas é abaixo de 200°C. A versatilidade que os compósitos poliméricos oferecem permite a fabricação de uma grande quantidade de produtos [5].

## **2.2 Reforços**

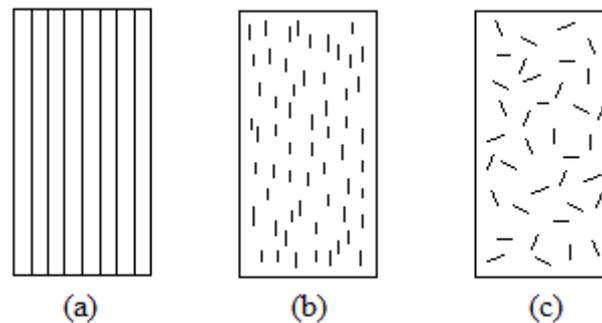
Com relação ao tipo de reforço, a classificação desses materiais é dividida em compósitos reforçados com fibras, compósitos reforçados com partículas e compósitos estruturais, como mostrado com mais detalhes na Figura 1.



**Figura 1:** Classificação dos materiais compósitos pelo tipo de reforço.

Como observado na Figura 1, os compósitos reforçados com partículas grandes e os compósitos reforçados por dispersão distinguem pelo mecanismo de aumento de resistência, ou seja, pela fase particulada mais dura e rígida que a fase matriz. No primeiro, as partículas são grandes o suficiente para que não possam ser tratadas a nível atômico, e no segundo as partículas são muito pequenas tal que as interações ocorrem a nível molecular. Um exemplo comum de compósito reforçado com partículas grandes é o concreto, que apresenta areia e brita dispersas no cimento (fase matriz).

Os compósitos reforçados com fibras são mais importantes para aplicações em estruturas mecânicas pois possuem alta resistência e alta rigidez em relação ao peso. Esses materiais são classificados de acordo com o comprimento das fibras. As propriedades mecânicas do compósito reforçado com fibras não dependem apenas das propriedades da fibra, mas também da transmissão da carga aplicada da matriz para as fibras, o que demanda que as fibras sejam suficientemente grandes e, por isso fibras curtas não produzem uma melhoria significativa na resistência do material. A orientação das fibras também influencia nas propriedades mecânicas do compósito, podendo estas serem alinhadas ou orientadas aleatoriamente. Normalmente, as fibras contínuas são alinhadas e as descontínuas podem ser alinhadas ou aleatórias, como mostra a Figura 2.



**Figura 2:** Representação de compósitos reforçados com fibras (a) contínuas e alinhadas, (b) descontínuas e alinhadas e (c) descontínuas e orientadas aleatoriamente [6].

As respostas mecânicas de um compósito reforçado com fibras contínuas dependem de diversos fatores, entre eles os comportamentos mecânicos das fases fibra e matriz, as frações volumétricas das fases e a direção na qual a carga é aplicada. A resistência à tração nesse material é muito alta na direção longitudinal às fibras e muito baixa na direção transversal. Dentre estes compósitos, destacam-se na indústria aqueles com fibra de vidro (GFRP – Glass Fiber-Reinforced Polymer), com fibra de carbono (CFRP – Carbon Fiber-Reinforced Polymer) e os com fibras aramidas.

As fibras de vidro constituem o tipo de reforço mais utilizado. São fabricadas através do estiramento de vidro fundido, a aproximadamente 1260°C, através de uma fieira com orifícios de dimensões muito precisas.

As fibras de carbono são usadas para aplicações de maior desempenho mecânico. São fabricadas a partir da decomposição térmica de um precursor orgânico, sendo mais utilizado o poliacrilonitrilo (PAN). As fibras são aquecidas até 300°C em atmosfera rica em oxigênio, para suprimir artificialmente o ponto de fusão das fibras. Em seguida é aquecida progressivamente até 1100°C em atmosfera neutra permitindo que apenas átomos de carbono permaneçam no final, obtendo-se fibras com boas propriedades mecânicas. Depois é feita a pirólise das fibras em atmosfera neutra, obtendo-se um elevado grau de orientação da estrutura, e um tratamento superficial com ácido nítrico ou ácido sulfúrico para que a superfície da fibra possua elevada adesão a matriz.

As fibras aramidas são produzidas a partir de poliamidas aromáticas mantidas a baixa temperatura (entre -50°C e -80°C) e depois extrudadas a aproximadamente 200°C. Estas fibras apresentam excelente resistência química, ao impacto e à fadiga, além de boa capacidade de amortecimento de vibrações, porém possuem baixa resistência à compressão e à flexão e

elevada sensibilidade ao cisalhamento interlaminar. Entre suas aplicações estão cabos, equipamentos de proteção e estruturas de barcos, aviões e automóveis.

Os reforços fibrosos podem apresentar diferentes formas. Estes podem ser um cordão de filamentos contínuos enrolados em bobinas ou mantas em que as fibras são distribuídas aleatoriamente e agregadas com um ligante especial. Também podem ser obtidos em forma de tecidos com diversos tipos de orientação das fibras ou em malhas obtidas pela ligação sucessiva de camadas de fibras alinhadas. Utilizando diferentes orientações das fibras consegue-se obter uma malha com propriedades aproximadamente isotrópicas. Exista ainda diversas outras formas de reforços produzidas, visando características específicas para sua finalidade.

## **2.3 Processamento**

O desenvolvimento das técnicas de fabricação de materiais compósitos tem sido um dos fatores principais na contínua expansão das suas aplicações. Os diferentes processos podem ser genericamente classificados em processos em molde aberto ou processos em molde fechado. No primeiro, apenas uma das superfícies tem bom acabamento, porém é possível a obtenção de peças de grandes dimensões e de geometria complexa, pois a pressão exercida é reduzida ou inexistente. No caso dos processos em molde fechado obtém-se excelente acabamento nas duas superfícies, ótima reprodutibilidade e menor emissão de substâncias nocivas à saúde.

Outro fator que diferencia os processos de fabricação é o tipo de matriz. Em matrizes termoplásticas, o aquecimento inicial provoca a fusão e a combinação com o reforço é feita sob pressões elevadas, seguido do resfriamento do molde. No caso de matrizes termorrígidas os ciclos térmicos são usados para iniciar e controlar o processo de cura, de modo a garantir o preenchimento do molde. A elevada fluidez das resinas permite a utilização de pressões baixas.

O método mais comum e mais econômico de fabricação de compósitos é a moldação por contato. Neste processo, o empilhamento e a impregnação de sucessivas camadas de reforço é feita manualmente em molde aberto, e pode ser automatizado para pequenas produções. Deve ser realizado em locais com boa ventilação devido à liberação de voláteis e não necessita de mão-de-obra especializada, porém a qualidade depende muito da habilidade e cuidado do operador. Este processo é habitualmente usado em reparos ou reforços estruturais em embarcações [6].

Quando um compósito é submetido a solicitações multidirecionais, é de grande interesse posicionar as diversas camadas de reforço em orientações diferentes, de modo que a orientação

de maior resistência varie em cada camada. Este tipo de compósito é chamado de laminado. Os laminados podem apresentar as mais diversas orientações das camadas, gerando maior flexibilidade em relação as características que se deseja obter. Os compósitos laminados são, de fato, os materiais utilizados em aplicações estruturais.

A Det Norske Veritas (DNV), sociedade classificadora de navios e plataformas de petróleo estabelece, através da DNV-RP-C301 [7], práticas recomendadas para o reparo de uma estrutura metálica existente com a utilização de materiais compósitos. Esta diretriz considera dois métodos principais para fabricação do reparo. Os reparos pré-fabricados, que são produzidos on-shore ou em oficina off-shore, permitindo um bom controle dos parâmetros de produção. E os reparos por laminação direta, que requerem controle de parâmetros chave para obter resistência suficiente no reparo.

Os reparos pré-fabricados são produzidos em moldes com a geometria do substrato, de modo a se evitar tensões residuais após a aplicação do reparo. A escolha do método de fabricação é governada principalmente por requisitos de geometria, qualidade, tempo e ferramentas disponíveis e repetitividade do processo. Os métodos principais de fabricação são: laminação manual, em que o operador impregna manualmente as camadas do reforço sobre o molde, de modo que a qualidade do laminado depende diretamente da habilidade e cuidado do operador durante o processamento; laminação pré-impregnada, que usa camadas de reforço pré-impregnadas no processo de laminação, eliminando a necessidade de manuseio da resina durante o processo de fabricação e garantindo melhor controle sobre o processo; técnicas de infusão de resina, que requerem experiência e controle do processo, gerando laminados de excelente qualidade; extrusão ou pultrusão, usados para produzir elementos prismáticos como placas e barras planas ou curvas.

O processo de laminação direta requer maior controle para se obter resistência suficiente no reparo. Os parâmetros de processo mais importantes são: preparação da superfície do substrato; manuseio e preparo dos constituintes do material; controle da laminação; controle da quantidade de material da matriz; controle da temperatura e tempo de cura. A Figura 3 mostra a aplicação de um reparo estrutural com compósito no casco de um navio.



**Figura 3:** Aplicação de um reparo estrutural com compósito [4].

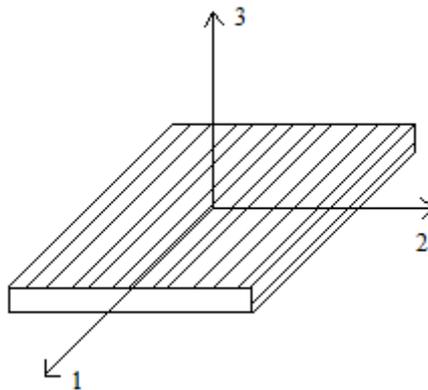
## 2.4 Comportamento Mecânico da Camada

Os materiais compósitos de fibras contínuas são os que apresentam melhores características mecânicas para aplicações estruturais, sendo geralmente utilizados em forma de uma estrutura laminada, ou seja, com diversas camadas nas quais as fibras são unidirecionais. Por isso, é importante entender o comportamento mecânico e as tensões atuantes em uma única camada.

Para estabelecer a análise de uma camada se faz necessário algumas hipóteses simplificadoras. Primeiro, é conveniente trata-la como um sólido homogêneo para descrever seu comportamento mecânico, ou seja, as tensões e deformações consideradas são quantidades médias de um volume representativo, de grandeza superior à do diâmetro da fibra. Ainda assim, o comportamento de uma camada é complexo, pois esta é anisotrópica, ou seja, a rigidez na

direção das fibras é muito superior à rigidez na direção perpendicular. Outra hipótese então admitida é a camada ter comportamento linear elástico, que é adequada na grande maioria dos casos de projetos de estruturas de materiais compósitos.

A camada de um laminado é ortotrópica, ou seja, possui três planos de simetria mutuamente perpendiculares. Os eixos de ortotropia são mostrados na Figura 4, estabelecidos de modo que o eixo 1 possui a direção das fibras e o eixo 3 é perpendicular ao plano da camada.



**Figura 4:** Eixos principais da camada [6].

Nota-se que as fibras estão distribuídas aleatoriamente no plano transversal  $\langle 23 \rangle$ , e por isso a camada apresenta isotropia transversal, ou seja, suas constantes elásticas são independentes da orientação dos eixos no plano  $\langle 23 \rangle$ . Desta forma, possui então seis constantes elásticas independentes apresentando, portanto, um comportamento muito mais complexo do que os materiais isotrópicos, como o aço [6].

As constantes elásticas necessárias para caracterizar o comportamento tensão-deformação de uma camada são:  $E_1$  (módulo de elasticidade longitudinal),  $E_2$  (módulo de elasticidade transversal),  $G_{12}$  (módulo de cisalhamento longitudinal),  $G_{23}$  (módulo de cisalhamento transversal),  $\nu_{12}$  (coeficiente de Poisson longitudinal),  $\nu_{23}$  (coeficiente de Poisson transversal).

O módulo de elasticidade representa a relação linear entre tensão e deformação dentro da região elástica do material. O coeficiente de Poisson determina a razão entre as deformações lateral e longitudinal de um material dentro da faixa elástica. O módulo de cisalhamento representa a relação linear entre tensão de cisalhamento e deformação angular do material dentro da região elástica [8].

Para prever as constantes da camada de materiais compósitos unidirecionais de fibras contínuas, os modelos teóricos utilizados são produzidos por análises ao nível dos constituintes,

ou micromecânica, que busca prever as propriedades da camada a partir do teor e propriedades dos constituintes. Este tipo de análise utiliza o modelo de “célula elementar”, cujo comportamento represente toda a camada, de maneira que conduza a expressões analíticas mais simples, compreendidas a seguir.

A Equação 1, também conhecida por Lei das Misturas ou Modelo de Voigt, prevê a constante  $E_1$ .

$$E_1 = V_f E_{f1} + (1 - V_f) E_m \quad (1)$$

$V_f$  - fração volúmetrica de fibra;

$E_{f1}$  - módulo de elasticidade da fibra na direção longitudinal;

$E_m$  - módulo de elasticidade da matriz.

É importante salientar que o módulo de elasticidade da fibra possui um valor muito maior que o da matriz, de forma que a segunda parcela da Lei das Misturas pode ser descartada. Também é possível visualizar o interesse de se garantir uma boa impregnação das fibras por parte da matriz, de modo a se obter um compósito mais rígido. A fração volúmetrica de fibra é tipicamente entre 50% e 70% [6].

A Equação 2 prevê o valor da constante  $E_2$ .

$$E_2 = \frac{\sqrt{V_f}}{\sqrt{V_f} + (1 - \sqrt{V_f}) \frac{1 - \nu_m}{E_m}} + (1 - \sqrt{V_f}) \frac{E_m}{1 - \nu_m^2} \quad (2)$$

$\nu_m$  - coeficiente de Poisson da matriz.

A Equação 3 estabelece o valor de  $\nu_{12}$ .

$$\nu_{12} = V_f \nu_{f12} + (1 - V_f) \nu_m \quad (3)$$

$\nu_{f12}$  - coeficiente de Poisson das fibras na direção longitudinal.

A partir da Equação 4 pode-se determinar o valor de  $G_{12}$ .

$$G_{12} = G_m \frac{G_{f12} + G_m + V_f(G_{f12} - G_m)}{G_{f12} + G_m - V_f(G_{f12} - G_m)} \quad (4)$$

$G_m$  - módulo de cisalhamento da matriz;

$G_{f12}$  - módulo de cisalhamento das fibras na direção longitudinal.

Caso seja necessário, o valor de  $v_{23}$  pode ser obtido através das Equações 5 e 6.

$$v_{23} = 1 - 2v_{12}^2 \frac{E_2}{E_1} - \frac{E_2}{2k_2} \quad (5)$$

$$k_2 = \frac{k_m(k_{f2} + G_m) + V_f G_m (k_{f2} - k_m)}{k_{f2} + G_m - V_f (k_{f2} - k_m)} \quad (6)$$

$k_2$  – módulo de compressibilidade na direção transversal;

$k_m$  - módulo de compressibilidade da matriz;

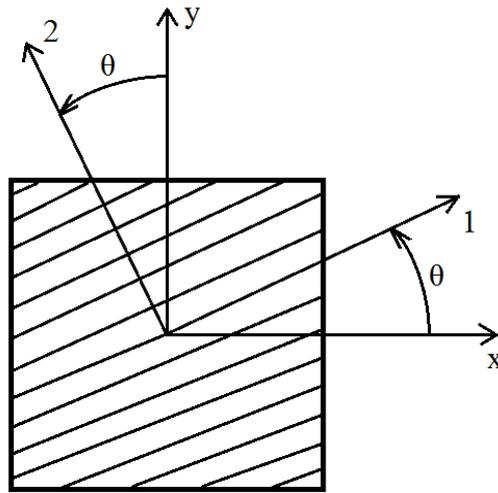
$k_{f2}$  - módulo de compressibilidade da fibra na direção transversal.

Entretanto, uma das principais dificuldades na aplicação dos modelos é a incerteza nos valores de algumas propriedades das fibras anisotrópicas. Em relação às matrizes, têm-se habitualmente  $E_m = 2$  a  $5$  GPa e  $v_m = 0,35$  a  $0,42$ . Deve-se ter consciência que os modelos micromecânicos não substituem a realização de alguns ensaios de comprovação para efeitos de projeto.

Devido às excelentes propriedades mecânicas da camada, os laminados são produzidos geralmente sob a forma de placas relativamente finas. É legítimo admitir então que as camadas estão sob um estado plano de tensões, ou seja, que as tensões na direção da espessura têm valores desprezáveis em relação às tensões no plano da camada [6]. Nestas circunstâncias, a lei constitutiva da camada no referencial principal é dada pelas Equação 7. Os termos  $\varepsilon_1$ ,  $\varepsilon_2$  e  $\gamma_{12}$  representam as deformações e os termos  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  e  $\tau_{12}$  representam as tensões no plano da camada para o referencial principal.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & \frac{\nu_{12}}{E_1} & 0 \\ \frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

Na maioria das aplicações usa-se laminados multidirecionais, ou seja, constituídos por camada com diferentes orientações. Desta forma, é necessário obter a lei constitutiva para um referencial genérico  $\{xyz\}$ , em que  $x$  e  $y$  estão deslocados a um ângulo  $\theta$  dos eixos principais no plano da camada (Figura 5). Neste caso, as tensões e deformações principais podem ser obtidas através das transformações de referencial, expressadas pelas Equações 8 e 9. Os termos  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  e  $\tau_{xy}$  representam as tensões e os termos  $\varepsilon_x$ ,  $\varepsilon_y$  e  $\gamma_{xy}$  representam as deformações no plano da camada para um referencial genérico.

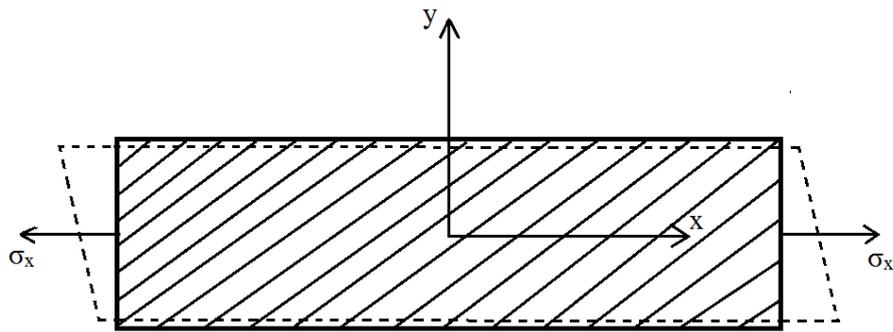


**Figura 5:** Mudança de referencial [6].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \cos \theta \sin \theta \\ -\cos \theta \sin \theta & \cos \theta \sin \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (8)$$

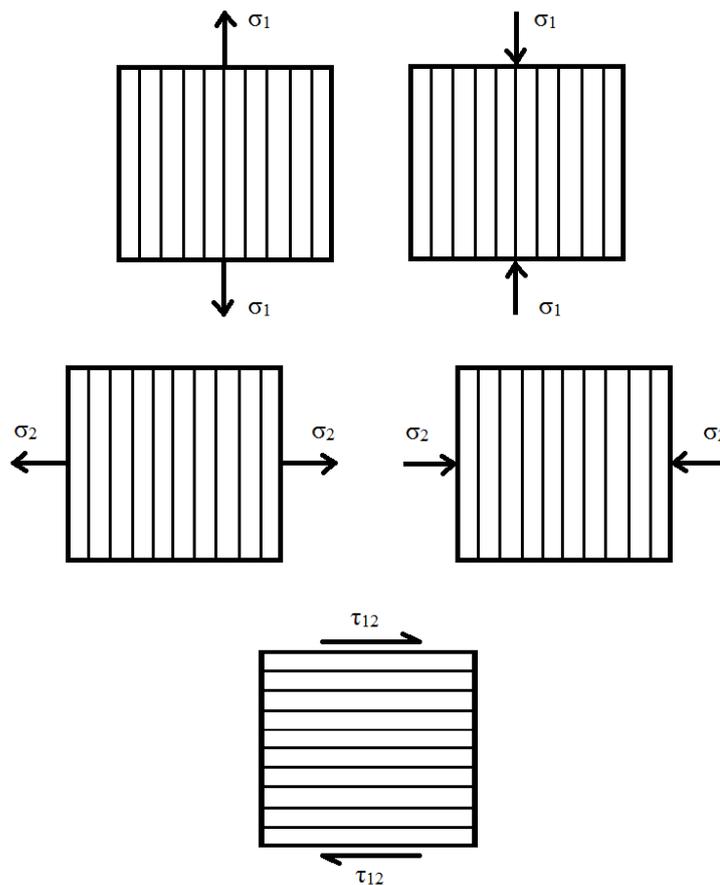
$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -\cos \theta \sin \theta \\ -2 \cos \theta \sin \theta & 2 \cos \theta \sin \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (9)$$

É importante notar que em um referencial genérico surge uma relação entre tração e cisalhamento, descrita pela Figura 6 para o caso de uma única tensão de tração. Isto ilustra bem as particularidades do comportamento dos compósitos.



**Figura 6:** Representação da deformação da camada sob uma tensão desviada dos eixos principais [6].

A análise micromecânica também permite tirar conclusões úteis acerca dos mecanismos de ruptura da camada. Os modos básicos de sollicitação da camada, mostrados na Figura 7, correspondem à tensão de ruptura longitudinal à tração ( $\sigma_{ut1}$ ), tensão de ruptura longitudinal à compressão ( $\sigma_{uc1}$ ), tensão de ruptura transversal à tração ( $\sigma_{ut2}$ ), tensão de ruptura transversal à compressão ( $\sigma_{uc2}$ ) e tensão de ruptura ao cisalhamento ( $\tau_{u12}$ ), respectivamente.



**Figura 7:** Modos básicos de sollicitação da camada [6].

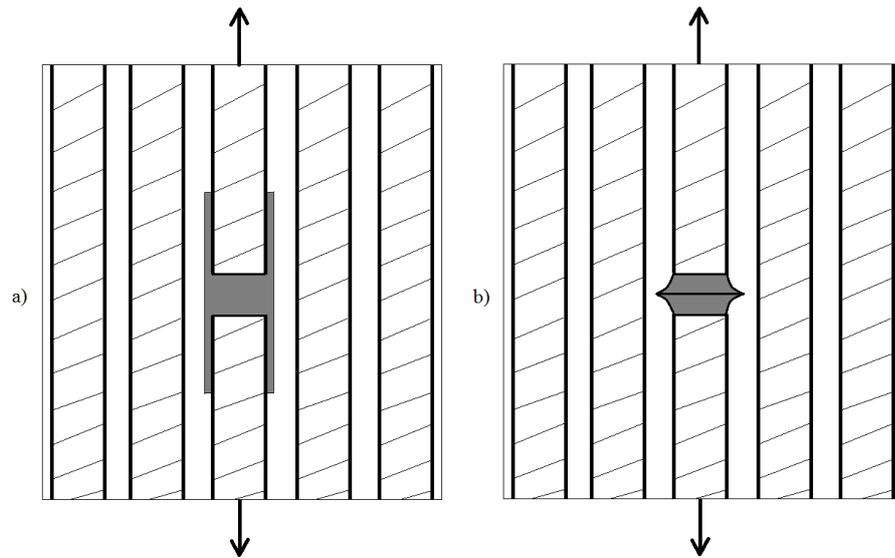
A Tabela 1 apresenta alguns valores típicos de tensões de ruptura da camada em compósitos unidirecionais. Pode-se constatar a grande diferença entre as resistências longitudinais e transversais. Além disso, os valores de  $\sigma_{ut2}$  e  $\sigma_{uc2}$  de compósitos de fibras e vidro e de fibra de carbono são frequentemente semelhantes aos de suas matrizes, e o fato de  $\sigma_{uc2}$  ser superior a  $\sigma_{ut2}$  mostra a maior resistência à compressão das resinas poliméricas. Em relação a  $\tau_{u12}$ , os seus valores são geralmente superiores aos de  $\sigma_{ut2}$ , pelo fato da tensão de ruptura ao cisalhamento da matriz ( $\tau_{um}$ ) ser próxima de sua tensão de ruptura à tração ( $\sigma_{utm}$ ), e também devido a maior eficácia do reforço na rigidez ao cisalhamento do que à tração [6].

**Tabela 1:** Tensões de ruptura de alguns compósitos unidirecionais [6].

Compósito	$V_f$	$\sigma_{ut1}$ (MPa)	$\sigma_{uc1}$ (MPa)	$\sigma_{ut2}$ (MPa)	$\sigma_{uc2}$ (MPa)	$\tau_{u12}$ (MPa)
C(T300)/Epóxi(934)	0.60	1314	1280	43	168	48
C(T800H)/Epóxi(3900-2)	0.65	2840	1550	52	165	58
C(AS4)/Epóxi(3501-6)	0.63	2280	1440	57	228	71
C(AS4)/PEEK(APC2)	0.66	2130	1100	80	200	160
C(IM6)/Epóxi(SC1081)	0.65	1500	1500	40	246	68
C(IM7)/Epóxi(977-2)	0.65	2818	1612	75	161	109
E-G/Epóxi	0.55	1080	620	39	128	69
K49/Epóxi	0.60	1280	335	30	158	49

Por se tratarem das mais elevadas, existe o interesse de que as resistências longitudinais de tração e de compressão estejam orientadas nas direções das cargas principais e conseqüentemente suportem a maior parte do esforço. Portanto, a análise destas resistências são as mais importantes.

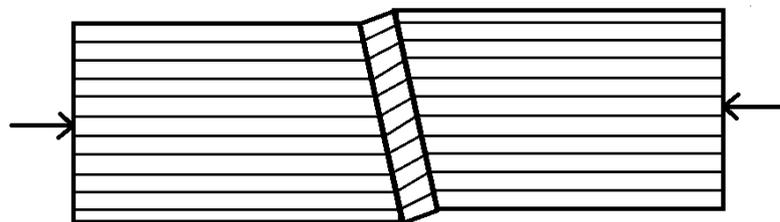
Como as matrizes poliméricas são mais dúcteis do que as fibras, a ruptura do compósito se inicia quando for atingida a deformação máxima da fibra. No caso de um compósito unidirecional, a medida em que as tensões de tração crescem vão ocorrendo rupturas sucessivas em pontos menos resistentes das fibras. Em seguida, as superfícies de fratura da fibra separam-se, gerando tensões de cisalhamento elevadas nas interface fibra-matriz e na região da matriz próxima as superfícies fraturadas. Então, se a interface for menos resistente ao cisalhamento do que a matriz, ocorrerá a decoesão interfacial, e, caso contrário, se formará uma zona de cedência plástica na matriz, conforme ilustradas na Figura 8.



**Figura 8:** Modos de ruptura à tração: a) decoção interfacial; b) fissuração da matriz [6].

A partir deste momento, as tensões são redistribuídas através da transferência gradual de carga para a fibra que partiu, até que se recupere o valor da tensão que atua nas outras fibras afastadas do ponto de ruptura. Este efeito condiciona um “comprimento ineficiente” ( $l_i$ ), que será menor a medida que a transferência de carga for mais eficiente e, portanto, maior será o número de rupturas que cada fibra pode sofrer. A previsão micromecânica de  $\sigma_{utl}$  ainda é difícil, porém já se mostra clara a importância da boa adesão superficial para minimizar  $l_i$ , permitindo uma maior resistência à tração longitudinal do compósito.

A previsão da resistência longitudinal à compressão é de grande interesse, devido à dificuldade na sua medição experimental. O mecanismo de ruptura está associado a microflambagem das fibras, que dão origem a bandas de cisalhamento (Figura 9).



**Figura 9:** Bandas de cisalhamento sob compressão em compósitos unidirecionais [6].

Modelos de previsão de  $\sigma_{uc1}$ , que tratam diretamente da flambagem das fibras em escala micromecânica, chegaram a Equação 10.

$$\sigma_{uc1} = \frac{\tau_{um}}{\theta_0 + \frac{1-V_f\tau_{um}}{1+V_fG_{em}}} \quad (10)$$

Para estes modelos, existe de dificuldade em encontrar disponíveis os valores do ângulo de ondulação ( $\theta_0$ ) e do módulo de cisalhamento médio ( $G_{em}$ ). Os valores de  $\theta_0$  podem ser obtidos através da análise da elipticidade das seções das fibras em cortes transversais do compósito ou por reconstituição das trajetórias dos centros das fibras ao longo de cortes transversais sucessivos. A Tabela 2 compara os valores previstos com resultados experimentais em compósitos carbono/epóxico, revelando geralmente boa concordância.

**Tabela 2:** Comparação do modelo de previsão de  $\sigma_{uc1}$  com resultados experimentais [6].

Dados				$\sigma_{uc1}$ (MPa)		
$V_f$	$\theta_0$ (graus)	$G_{em}$ (GPa)	$\tau_{um}$ (MPa)	Prevista	Medida	Erro (%)
0,546	0,76	1,24	72,7	2385	2200	8,4
0,672	0,9	1,24	72,7	2670	2330	14,6
0,639	0,91	1,05	59,7	2102	2025	3,8
0,605	0,75	0,88	64,4	2065	1991	3,7
0,598	0,83	0,89	63,4	1958	2066	-5,2

Outros modelos, que consideram a propagação das bandas de cisalhamento que surgem em consequência da micro-flambagem das fibras, chegaram a uma equação notoriamente semelhante (Equação 11), em que  $\phi_0$  é o ângulo de desalinhamento inicial das fibras.

$$\sigma_{uc1} = \frac{\tau_{u12}}{\phi_0 + \frac{\tau_{u12}}{G_{12}}} \quad (11)$$

As limitações da previsão da resistência à compressão poderão ser ultrapassadas com o progresso das técnicas experimentais, que permitirão aplicar modelos micromecânicos com maior nível de confiança.

## 2.5 Critérios de Falha da Camada

Apresentados os modos básicos de solicitação da camada e os modelos para previsão das tensões de ruptura, torna-se necessário estabelecer os critérios de falha em situações gerais,

em que uma camada integra um compósito multidirecional, sujeito a solicitações multiaxiais. O primeiro passo para obtenção das tensões críticas, estabelecidas no referencial principal, é admitir um estado plano de tensão na direção da espessura da camada, e com isso utiliza-se um dos critérios de falha existentes na literatura. Os que têm demonstrado ser mais rigorosos são: o critério da tensão máxima; o critério de Tsai-Hill; o critério de Tsai-Wu; e o critério de Hashin-Rotem [6].

O critério da tensão máxima é um critério não interativo, ou seja, não considera os efeitos combinados das diversas componentes do tensor de tensões. Este critério prevê a ruptura quando uma das componentes do tensor de tensões atinge a tensão de ruptura correspondente. Deste modo, para evitar a falha do material deve-se garantir as desigualdades mostradas na Equação 12, para valores numéricos das resistências à compressão positivos.

$$-\sigma_{uc1} < \sigma_1 < \sigma_{ut1} \ ; \ -\sigma_{uc2} < \sigma_2 < \sigma_{ut2} \ ; \ |\tau_{12}| < \tau_{u12} \quad (12)$$

O critério de Tsai-Hill é um critério de falha interativo que admite que prevê a ruptura através da Equação 13. Este método apresenta diversas deficiências em sua base teórica.

$$\frac{\sigma_1^2}{\sigma_{u1}^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_{u1}^2} + \frac{\sigma_2^2}{\sigma_{u2}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{\tau_{u12}^2} = 1 \quad (13)$$

O critério de Tsai-Wu é outro critério iterativo, considerado um dos melhores critérios atualmente disponíveis, sendo descrito pela Equação 14. Os parâmetros  $F_{11}$ ,  $F_{22}$ ,  $F_{66}$ ,  $F_1$ ,  $F_2$  e  $F_{12}$  são obtidos a partir das Equações 15, 16, 17, 18, 19 e 20, respectivamente. Assume-se valores positivos para as resistências à compressão.

$$F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (14)$$

$$F_{11} = \frac{1}{\sigma_{ut1}\sigma_{uc1}} \quad (15)$$

$$F_{22} = \frac{1}{\sigma_{ut2}\sigma_{uc2}} \quad (16)$$

$$F_{66} = \frac{1}{\tau_{u12}^2} \quad (17)$$

$$F_1 = \frac{1}{\sigma_{ut1}} - \frac{1}{\sigma_{uc1}} \quad (18)$$

$$F_2 = \frac{1}{\sigma_{ut2}} - \frac{1}{\sigma_{uc2}} \quad (19)$$

$$F_{12} = -\frac{\sqrt{F_{11}F_{22}}}{2} \quad (20)$$

O critério de Hashin-Rotem é idêntico ao critério da tensão máxima em relação à tensão de ruptura das fibras ( $\sigma_1$ ), porém a ruptura da matriz é prevista pela Equação 21, sendo  $\sigma_{u2} = \sigma_{ut2}$ , se  $\sigma_2 > 0$ , ou  $\sigma_{u2} = \sigma_{uc2}$ , se  $\sigma_2 < 0$ . Este critério tem apresentado bons níveis de concordância com resultados experimentais.

$$\left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{u2}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{u12}}\right)^2 = 1 \quad (21)$$

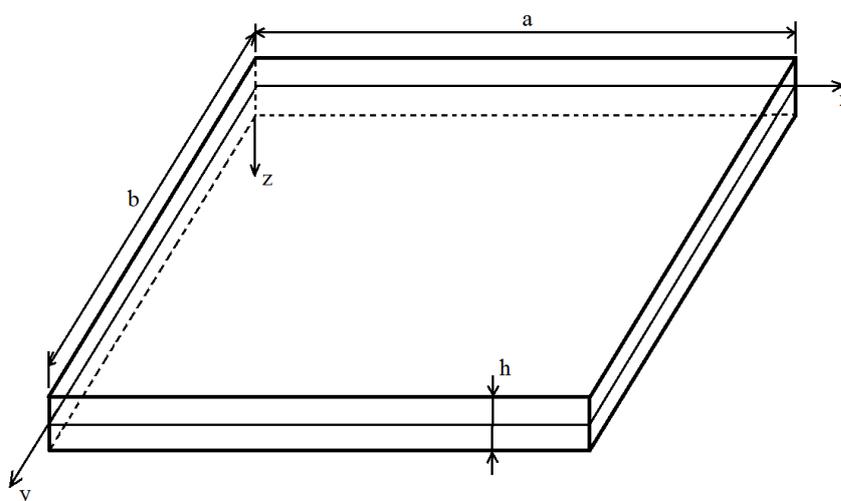
Os critérios de falha da camada apresentados, ainda que sejam os mais utilizados, apresentam muitas dificuldades no que diz respeito ao rigor dos resultados. Os modos de falha indesejados, as deformações plásticas e não-linearidade geométrica, o efeito das tensões residuais da fabricação e as dispersões nos resultados experimentais devido à natureza heterogênea dos compósitos são algumas das dificuldades impostas à validação dos resultados tanto a nível de formulação como experimental.

## 2.6 Análise dos Laminados

Até aqui, foi abordado o comportamento mecânico da camada de um compósito de fibras contínuas. No entanto, devido as suas propriedades mecânicas transversais relativamente baixas, utilizam-se laminados multidirecionais na maioria das aplicações estruturais. Estes laminados são constituídos por camadas com diferentes orientações dispostas em sequencias diversas, de forma que estas orientações e sequências de empilhamento das camadas constituem variáveis adicionais ao projeto, e conferem a estes materiais uma enorme flexibilidade quanto à aplicação. O comportamento mecânico dos laminados multidirecionais pode ser então determinado a partir do comportamento da camada.

O modelo mais difundido para análise dos laminados chama-se Teoria Clássica dos Laminados, que também é referência para algumas teorias mais avançadas. Trata-se de um

modelo aplicado a placas compósitas relativamente finas, com base na Teoria das Placas de Kirchhoff para materiais isotrópicos. Admite-se que o laminado é uma placa retangular relativamente fina, ou seja, de espessura ( $h$ ) muito inferior as outras dimensões ( $a$  e  $b$ ). Os valores limites de  $a/h$  e  $b/h$  dependem do tipo de compósito e da sequência de empilhamento do laminado, e são geralmente superiores aos dos materiais isotrópicos devido à sua menor rigidez ao cisalhamento transversal. Para efeito de análise, posiciona-se o referencial de modo que o plano  $\langle xy \rangle$  coincida com o plano médio da placa, como na Figura 10.



**Figura 10:** Placa retangular com indicações das dimensões e do referencial utilizado [6].

A Teoria das Placas de Kirchhoff estabelece relações entre as deflexões da placa e os momentos fletores e torsões internos, que são normalmente gerados por cargas transversais concentradas ou distribuídas. Utilizando-se a hipótese de  $h \ll a, b$ , pode-se afirmar que os deslocamentos variam linearmente ao longo da espessura da placa. Portanto, qualquer seção reta da placa, inicialmente paralela a  $z$ , permanece reta após a aplicação dos esforços, sofrendo rotações. Vale lembrar que a aplicação dessas hipóteses às placas laminadas pressupõe que existe uma adesão perfeita entre camadas e que se despreza a contribuição da fina camada interlaminar, rica em resina.

Em geral, além dos esforços de flexão, as placas também estão sujeitas aos esforços de membrana, que são provocados por cargas normais e de cisalhamento paralelas ao plano médio. Estes esforços dão origem a deslocamentos independentes de  $z$ . Portanto, quando atuam simultaneamente esforços de flexão e esforços de membrana, o campo de deslocamentos, em regime de pequenos deslocamentos, resulta na equação de base da Teoria Clássica dos Laminados (Equação 22).

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}_0 + z\boldsymbol{\kappa} \quad (22)$$

$\boldsymbol{\varepsilon}$  é o campo de deformações (Equação 23),  $\boldsymbol{\varepsilon}_0$  é o vetor de deformações da membrana (Equação 24) e  $\boldsymbol{\kappa}$  é o vetor de deformações de flexão (Equação 25).

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial y} \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (23)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_0 = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{0x} \\ \varepsilon_{0y} \\ \gamma_{0xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (24)$$

$$\boldsymbol{\kappa} = \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ -2 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (25)$$

Recorre-se agora a lei constitutiva da camada para estado plano de tensão, fazendo nela intervir o campo de deformações, gerando a Equação 26. É importante dizer que, sendo os campos de deformações contínuos, a diferença de propriedades elásticas das camadas ( $\mathbf{Q}'_k$ ) faz com que as tensões da camada ( $\boldsymbol{\sigma}'_k$ ) sejam descontínuas nas interfaces.

$$\boldsymbol{\sigma}'_k = \mathbf{Q}'_k \{\boldsymbol{\varepsilon}_0 + z\boldsymbol{\kappa}\} \quad (26)$$

Tendo definido as relações cinemáticas, introduz-se a natureza laminada do material nos esforços de membrana e de flexão e assim chega-se as equações fundamentais da Teoria Clássica dos Laminados, que são normalmente condensadas na forma matricial (Equação 27), onde  $\mathbf{N}$  é a matriz de esforços de membrana e  $\mathbf{M}$  é a matriz de esforços de flexão.

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}_0 \\ \boldsymbol{\kappa} \end{Bmatrix} \quad (27)$$

Designando-se  $z_{k-1}$  e  $z_k$  as coordenadas das superfícies superior e inferior da camada  $k$  de um laminado com  $n$  camadas, tem-se que  $\mathbf{A}$  é a matriz de rigidez de membrana (Equação 28),  $\mathbf{B}$  é a matriz de acoplamento membrana-flexão (Equação 29) e  $\mathbf{D}$  é a matriz de rigidez de flexão (Equação 30). É relevante dizer que o comportamento da membrana é independente da sequência de empilhamento das camadas de um laminado.

$$\mathbf{A} = \sum_{k=1}^n \mathbf{Q}'_k (z_k - z_{k-1}) \quad (28)$$

$$\mathbf{B} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n \mathbf{Q}'_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (29)$$

$$\mathbf{D} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n \mathbf{Q}'_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (30)$$

Nota-se a existência de um acoplamento membrana-flexão, isto é, esforços de membrana podem provocar deformações de flexão assim como esforços de flexão podem gerar deformações de membrana.

No caso dos laminados anti-simétricos, isto é, do tipo  $\pm\theta$  sem que nenhuma camada seja orientada a  $0^\circ$  ou  $90^\circ$ , apresentam ainda baixos níveis de acoplamento membrana-flexão. Além disso, não possuem acoplamentos cisalhamento-tração nem flexão-torção, o que é muito favorável em situações que envolvam esforços consideráveis de cisalhamento e/ou torção [6].

Agora, ao se tratar do caso específico de laminados simétricos, isto é, laminados que apresentam simetria de orientações, materiais e espessuras das camadas em relação ao plano  $\langle xy \rangle$ , existem algumas particularidades na relação esforços-deformações. Pode-se constatar a ausência do acoplamento membrana-flexão, ou seja,  $\mathbf{B} = \mathbf{0}$ . Assim como ocorre em placas de materiais isotrópicos, pode-se considerar separadamente o comportamento da membrana e o comportamento à flexão. Além disso, os laminados simétricos têm a vantagem de não sofrer empenos associados às deformações residuais, oriundas de processos de fabricação ou causadas por efeitos térmicos e umidade [6].

Na concepção de uma placa composta, devem ser escolhidos materiais, número e orientações de camadas de maneira a obter a rigidez e resistência necessárias para suportar os valores pretendidos dos esforços  $\mathbf{N}$  e  $\mathbf{M}$ . Através da Teoria Clássica dos Laminados, a avaliação da resistência é feita calculando as deformações  $\boldsymbol{\varepsilon}_0$  e as deflexões  $\boldsymbol{\kappa}$ , obtendo as tensões em cada camada no referencial global  $\boldsymbol{\sigma}'_k$ , calculando as tensões em cada camada no respectivo referencial principal  $\boldsymbol{\sigma}_k$ , e aplicando um dos critérios de falha da camada.

Na análise de resistência do laminado, deve-se distinguir duas diferentes situações de falha: a primeira ruptura de camada e a ruptura global do laminado. É sabido que a previsão da primeira ruptura de camada é simples, porém muito conservativa em relação à ruptura global, que por sua vez inclui uma difícil previsão do processo de danificação progressiva.

O progresso na tecnologia dos compósitos e a generalização das suas aplicações têm conduzido à utilização de laminados de maior espessura, aos quais a Teoria Clássica dos Laminados não apresenta resultados satisfatórios. Nestas condições, torna-se importante recorrer a teorias mais elaboradas, que se diferenciam principalmente pelas hipóteses admitidas em relação à variação dos deslocamentos na direção da espessura do laminado.

As teorias de deformações globais descrevem os deslocamentos por funções de  $z$  aplicáveis a toda a espessura do laminado. A Teoria Clássica dos Laminados é na verdade uma teoria de deformação global de 1ª ordem, cuja principal limitação consiste em não considerar as deformações de cisalhamento transversal. Com a eliminação dessa deficiência tem-se a Teoria de Deformação Cisalhante de Primeira Ordem, que fornece geralmente resultados satisfatórios, sendo usada na maioria dos códigos de elementos finitos. Como é evidente, qualquer modelo baseado numa teoria de placas não permite obter resultados rigorosos para as tensões fora do plano na camada. Para contornar essa limitação, posteriormente são usadas equações de equilíbrio tridimensionais usando as tensões no plano previamente obtidas [6].

Já nas teorias de deformações locais, os deslocamentos são aproximados por funções definidas em cada camada do laminado. Estas teorias têm a vantagem de assegurar simultaneamente as condições de continuidade dos deslocamentos e das tensões nas interfaces. Todavia, possuem um custo computacional elevado que geralmente limita a sua aplicação [6].

Por fim, nas teorias globais-locais o campo de deslocamentos é obtido sobrepondo funções globais e funções locais. Estas teorias visam atingir um compromisso entre a eficiência computacional das teorias globais e o rigor das teorias locais. A utilização destas teorias na solução de problemas de interesse prático requer a sua aplicação em programas de elementos finitos [6].

De fato, a resolução de problemas de análise estrutural utilizando compósitos laminados quase sempre exige métodos numéricos.

## Capítulo 3

### Estudo do Compósito

No presente capítulo, é evidenciada a análise numérico-experimental de um compósito epóxi/fibra de carbono, utilizado em reparos estruturais de navios. Ensaios mecânicos de tração foram realizados e então, pelo método dos elementos finitos, foram modelados materiais e condições similares. Desta forma, foi realizado o estudo numérico da influência das constantes elásticas no resultado dos ensaios, utilizando-se o programa ANSYS. Finalmente, foi possível determinar as constantes elásticas do compósito em estudo, ao fazer os resultados numéricos convergirem com os experimentais.

#### 3.1 Ensaio Mecânicos

É sabido na engenharia que a validação mais rigorosa do desempenho de um material consiste na análise experimental do material que se pretende aplicar. Isto é ainda mais importante ao tratar-se de compósitos de fibras contínuas, que apresentam comportamento substancialmente mais complexo do que os materiais usados comumente em análises estruturais. Os corpos de prova usados nos ensaios devem de fato representar o componente estrutural em estudo, de forma que os parâmetros de fabricação de ambos sejam mais semelhantes possível.

Os maiores problemas decorrentes dos ensaios em materiais compósitos unidirecionais dizem respeito a anisotropia do material, que provocam efeitos de transmissão de carga (princípio de Saint-Venant) muito mais acentuados do que nos materiais isotrópicos. Esses efeitos contribuem para causar modos de falha indesejados, que invalidam os resultados dos ensaios. Além disso, a natureza heterogênea dos compósitos aumenta as dispersões nos resultados, tornando necessário ensaiar um maior número de amostras para se obter resultados confiáveis.

### 3.1.1 Material Utilizado

Neste trabalho foi estudado um compósito laminado com matriz polimérica de material termorrígido tipo epóxi reforçado com camadas de fibras de carbono contínuas unidirecionais posicionadas perpendicularmente. Foram utilizados quatro corpos de prova com as dimensões de 250x26x6,35mm e que apresentam 20 camadas de reforço. Dois corpos de prova processados com as camadas na orientação 0/90 e dois na orientação  $\pm 45$ .

De acordo com o Standard Laminate Code (SLC), os corpo de prova utilizados possuem a denominação  $[(0_C/90_C)_{10}]_T^{Ep}$ , como mostrado na Figura 11, e  $[(\pm 45_C)_{10}]_T^{Ep}$ , como mostrado na Figura 10b. Desta forma, a orientação das fibras em cada camada segue o ângulo de valor indicado em relação ao eixo de referência longitudinal ao corpo de prova.

90°	C/Ep
0°	C/Ep
90°	C/Ep
0°	C/Ep
90°	C/Ep
0°	C/Ep
90°	C/Ep
0°	C/Ep
90°	C/Ep
0°	C/Ep
90°	C/Ep
0°	C/Ep
90°	C/Ep
0°	C/Ep
90°	C/Ep
0°	C/Ep
90°	C/Ep
0°	C/Ep
90°	C/Ep
0°	C/Ep
90°	C/Ep
0°	C/Ep

a)

-45°	C/Ep
45°	C/Ep
-45°	C/Ep
45°	C/Ep
-45°	C/Ep
45°	C/Ep
-45°	C/Ep
45°	C/Ep
-45°	C/Ep
45°	C/Ep
-45°	C/Ep
45°	C/Ep
-45°	C/Ep
45°	C/Ep
-45°	C/Ep
45°	C/Ep
-45°	C/Ep
45°	C/Ep
-45°	C/Ep
45°	C/Ep
-45°	C/Ep
45°	C/Ep

b)

**Figura 11:** Representação esquemática do laminado (a) 0/90, e (b)  $\pm 45$ .

As orientações foram escolhidas com o objetivo de determinar as situações extremas de carregamento do compósito laminado bidirecional.

### 3.1.2 Ensaio de Tração

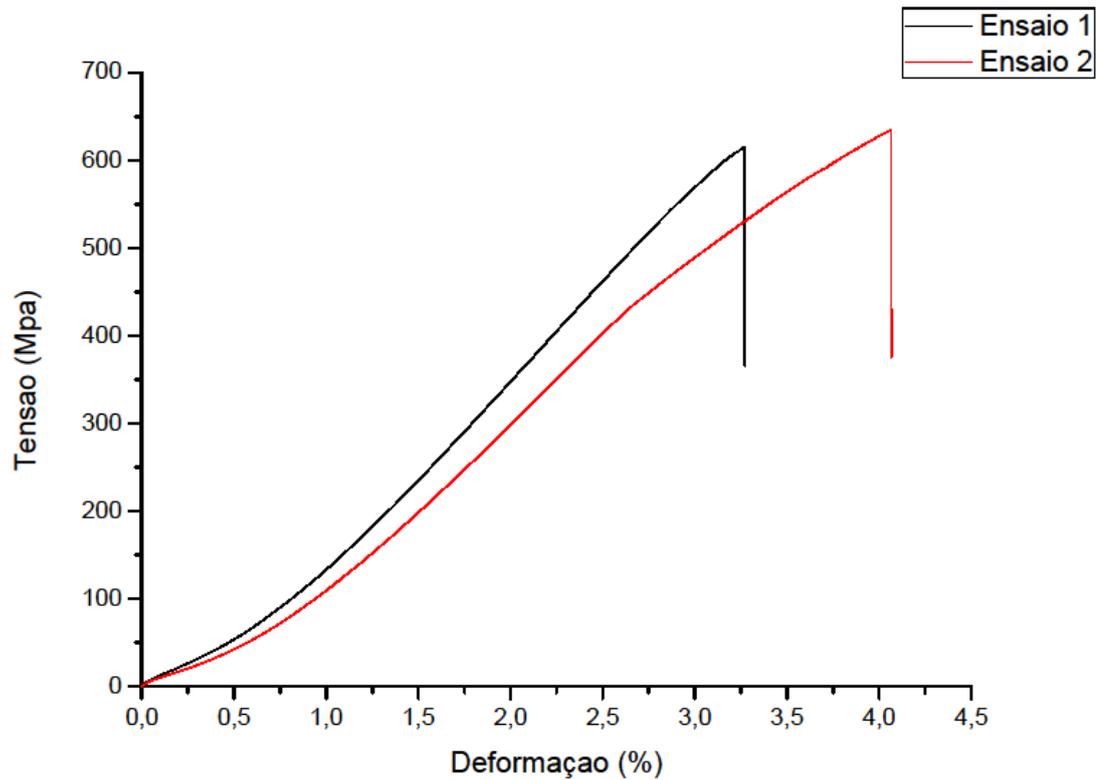
No ensaio de tração, o corpo de prova é fixado por garras em ambas as extremidades, permanecendo uma distância livre no centro do corpo de prova. Em uma das garras, o deslocamento do cabeçote da máquina produz um deslocamento na peça, aplicando o carregamento de tração no material, como mostra a Figura 12. Durante o procedimento, a força aplicada ao corpo de prova e seu alongamento são medidos.



**Figura 12:** Ensaio de tração.

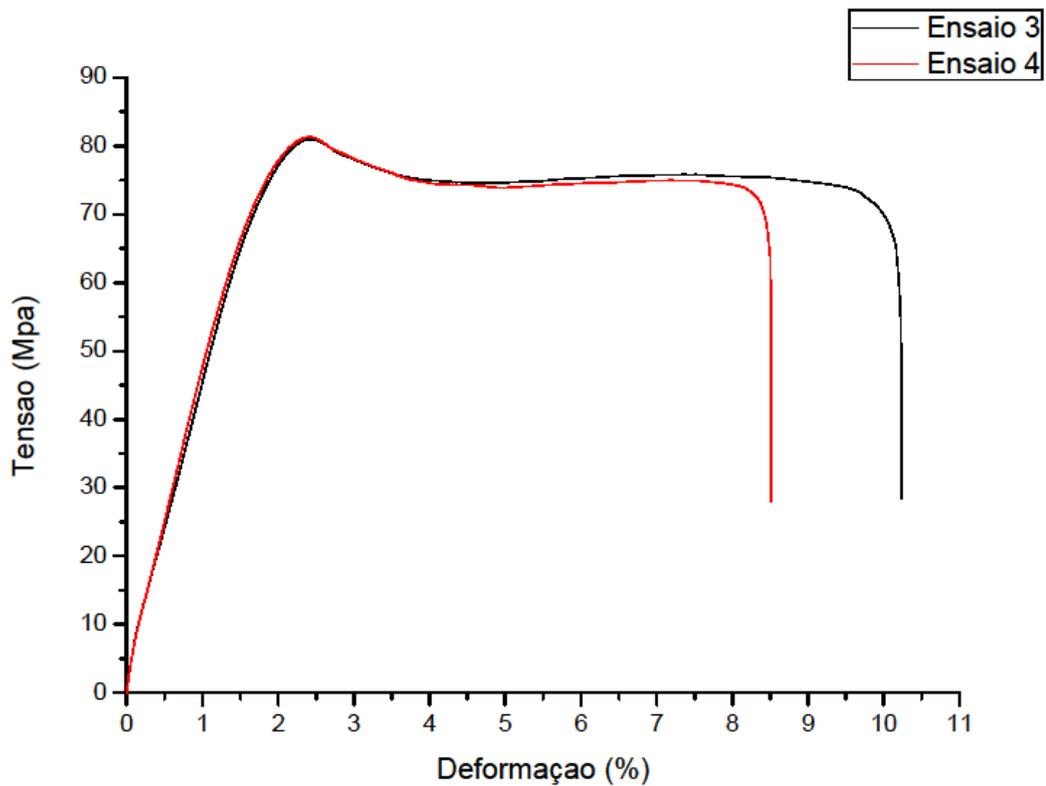
Estes ensaios foram realizados conforme a norma ISO 527 [9]. A distância entre as garras utilizada foi de 136mm para ambos os corpos de prova. Os valores da força e do deslocamento correspondente são armazenados automaticamente durante o ensaio. A Figura 13

mostra os resultados dos ensaios tração para os corpos de prova 0/90 e a Figura 14 mostra os resultados para os corpos de prova  $\pm 45$ . Todos os valores medidos foram transformados em tensão e deformação.



**Figura 13:** Resultado dos ensaios de tração para o laminado 0/90.

A curvatura inicial do gráfico dos ensaios de tração nos corpos de prova 0/90, no intervalo de deformação 0 a 0,5%, foram consideradas causadas pela acomodação inicial do corpo de prova, e por isto não serão considerados para efeito de resultados.



**Figura 14:** Resultado dos ensaios de tração para o laminado  $\pm 45$ .

Nota-se o comportamento frágil dos laminados 0/90 nos ensaios realizados. Isto é explicado pelo fato das tensões de tração estarem na mesma direção das fibras nas camadas a  $0^\circ$ , sendo estas as que resistem efetivamente aos esforços. As fibras de carbono são materiais cerâmicos e apresentam comportamento frágil.

O comportamento da curva dos ensaios com o laminado  $\pm 45$  se assemelha ao de um plástico. A deformação inicial é elástica, seguida pelo escoamento e uma região de deformação plástica. Isto ocorre porque a orientação do laminado  $\pm 45$  implica que a contribuição das fibras na resistência a deformação do material é mínima, e o fato do material polimérico da matriz ser dúctil resulta em um comportamento mais semelhante do laminado.

Como o material polimérico da matriz possui rigidez muito inferior a fibra, no caso do corpo de prova  $\pm 45$  a resistência do laminado é mínima, ao passo que no corpo de prova 0/90 este valor é máximo. Isto é evidenciado pelos resultados dos ensaios. Enquanto para a situação do laminado  $\pm 45$  o valor da tensão máxima aplicada não ultrapassa 90MPa, no caso do laminado 0/90 este valor de tensão máxima ultrapassa os 600MPa.

É importante ressaltar que a falha no laminado não é catastrófica. Isto se deve ao de que após a falha das fibras, a matriz impede a separação definitiva do material, de forma que o

material, mesmo com as fibras partidas, continue a apresentar uma resistência às solicitações impostas.

## **3.2 Estudo Numérico do Comportamento das Constantes Elásticas**

Com o conhecimento teórico e os resultados experimentais obtidos do compósito laminado, caminhou-se então para a simulação numérica dos ensaios realizados. No presente trabalho, foi utilizado o software ANSYS para análise numérica através do método dos elementos finitos. Para modelagem de materiais compósitos, foi utilizado o ACP (ANSYS Composite PrePost), uma ferramenta sofisticada para a definição de compósitos integrada ao ANSYS Workbench. O ACP fornece todas as funções necessárias para a análise de compósitos laminados, desde a concepção à produção final, permitindo construir e otimizar o projeto de compósitos.

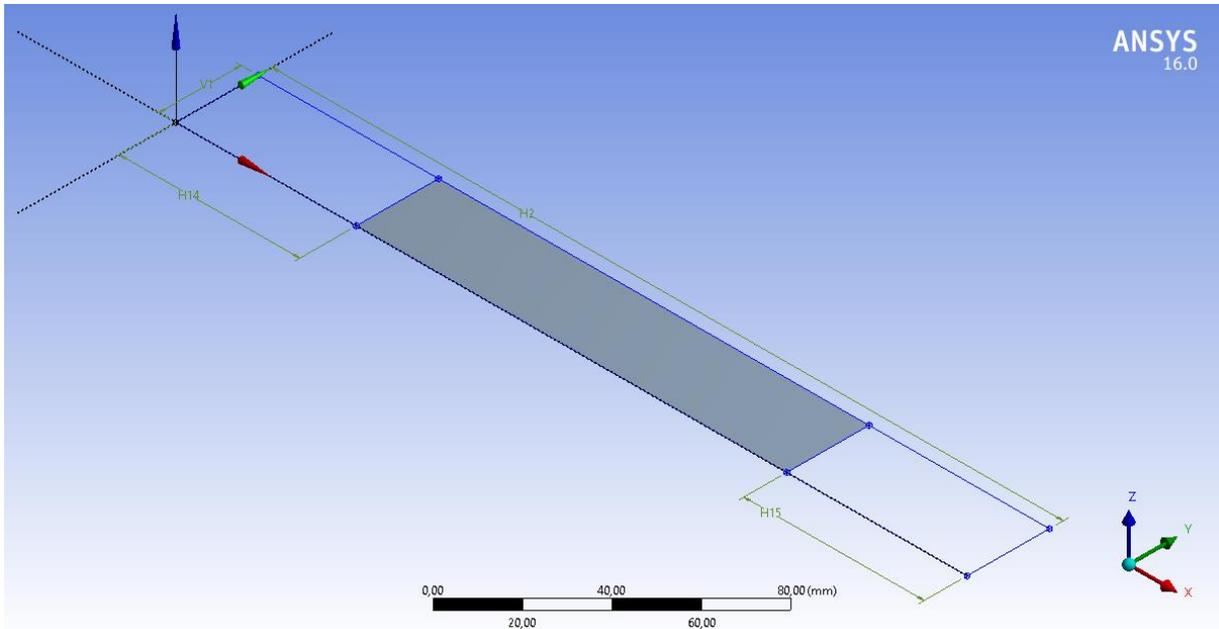
O processo de modelagem dos laminados é feito a partir da definição das propriedades das camadas, através dos módulos de elasticidade, cisalhamento e coeficientes de Poisson para as diferentes direções e planos. Com isso, cria-se a geometria da camada e a partir dela especifica-se as condições de processamento do laminado, determinando-se a sequência de empilhamento das camadas e a orientação das fibras em cada camada. Com o laminado definido, determina-se as condições de contorno e cargas desejadas, gera-se a malha e então realiza-se o processamento do modelo. As formulações usadas pelo ANSYS para modelamento de materiais compósitos são a Teoria Clássica dos Laminados e a Teoria de Deformação Cisalhante de 1ª Ordem. Após o processamento do modelo, pode-se fazer uma análise detalhada dos resultados, observando-se tensões, deslocamentos, deformações entre outros resultados [10].

### **3.2.1 Modelagem do Material**

Na etapa de pré-processamento é definida a geometria da camada do corpo de prova, são inseridas as informações relativas ao material da camada e o processamento do laminado, é feita a definição da malha de elementos finitos e das condições de contorno do ensaio.

Para determinar a geometria de materiais compósitos laminados, deve-se partir primeiramente da geometria da camada. Desta forma, utilizando-se a ferramenta DesignModeler, foi feita a geometria da superfície dos corpos de prova utilizados nos ensaios

de tração, a partir de um referencial global  $\{x,y,z\}$ , suprimindo as extremidades que permanecem fixadas durante o ensaio, como mostra a Figura 15.



**Figura 15:** Geometria da camada.

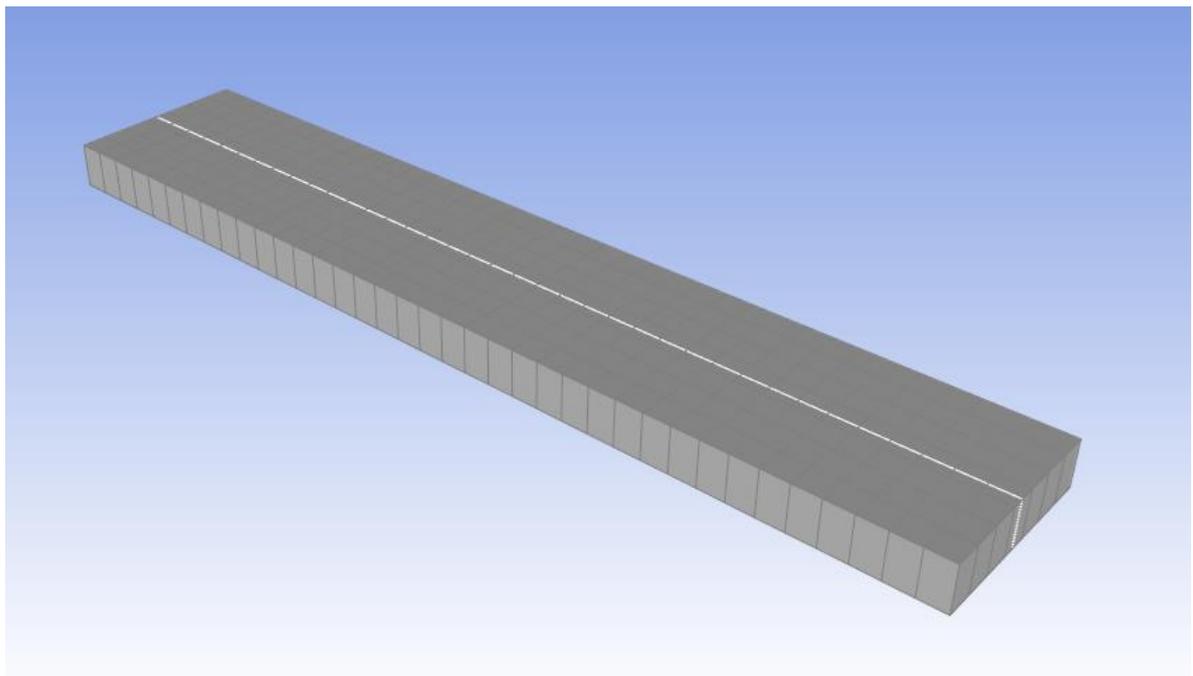
O comportamento elástico de um compósito laminado é determinado pelos módulos de elasticidade nas direções do eixo de ortotropia da camada 1, 2 e 3, os módulos de cisalhamento nos planos 12, 23 e 13 e o coeficiente de Poisson nos planos 12, 23 e 13. Estas constantes elásticas da camada são os valores que se deseja obter. Partiu-se então de valores pré-estabelecidos na biblioteca do ANSYS para um material de características similares (Tabela 3), ou seja, um compósito unidirecional epóxi/fibra de carbono com impregnação durante a fabricação.

**Tabela 3:** Valores iniciais utilizados nas constantes elásticas.

Propriedade	Valor
Módulo de elasticidade na direção 1 ( $E_1$ )	43169MPa
Módulo de elasticidade na direção 2 ( $E_2$ )	2723MPa
Módulo de elasticidade na direção 3 ( $E_3$ )	2723MPa
Coefficiente de Poisson no plano 12 ( $\nu_{12}$ )	0,27
Coefficiente de Poisson no plano 23 ( $\nu_{23}$ )	0,42
Coefficiente de Poisson no plano 13 ( $\nu_{13}$ )	0,27
Módulo de cisalhamento no plano 12 ( $G_{12}$ )	1750MPa
Módulo de cisalhamento no plano 23 ( $G_{23}$ )	1078MPa
Módulo de cisalhamento no plano 13 ( $G_{13}$ )	1750MPa

Sabe-se que a camada de um laminado unidirecional é ortotrópica e apresenta isotropia transversal, portanto são necessárias apenas 6 constantes elásticas independentes para caracterizar o seu comportamento mecânico. Desta forma, tem-se que  $E_1 = E_2$ ,  $\nu_{12} = \nu_{13}$ ,  $G_{12} = G_{13}$ .

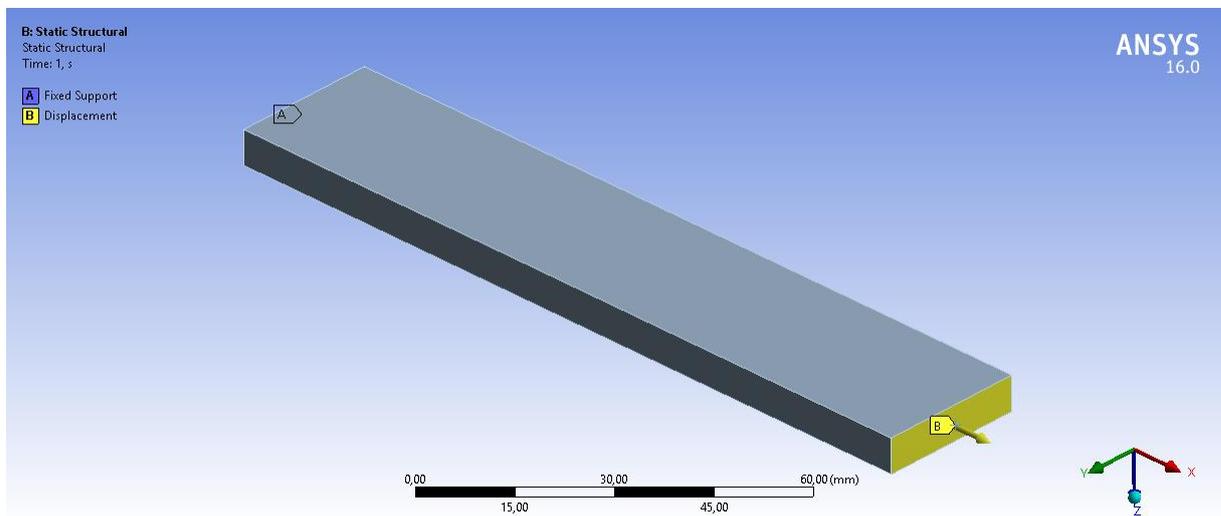
Após a determinação das propriedades da camada, é necessário estabelecer as características de processamento do laminado. Para isto foi utilizado o ACP. Determinou-se então a espessura da camada e a orientação de laminação. O valor da espessura da camada foi determinado dividindo-se a espessura total do corpo de prova pelo número de camadas, resultando numa espessura de camada de 0,3175mm. A laminação é aplicada em toda a superfície da região não suprimida da geometria, como mostra a Figura 16.

**Figura 16:** Geometria do laminado.

Ainda no ambiente do ACP, foi determinada a direção das fibras em cada camada, de forma que se obtenha um laminado com camadas intercaladas perpendiculares entre si. Para os laminados 0/90, a primeira camada corresponde a orientação das fibras a  $0^\circ$ , ou seja, paralela ao eixo x. A camada posterior possui orientação de  $90^\circ$ , ou seja, perpendicular ao eixo x, e assim sucessivamente até que as 20 camadas sejam determinadas. Para os laminados  $\pm 45$ , a primeira camada possui orientação de  $45^\circ$  e a segunda de  $-45^\circ$ , e assim sucessivamente. Desta forma, todas as fibras estão dispostas a  $45^\circ$  do eixo x.

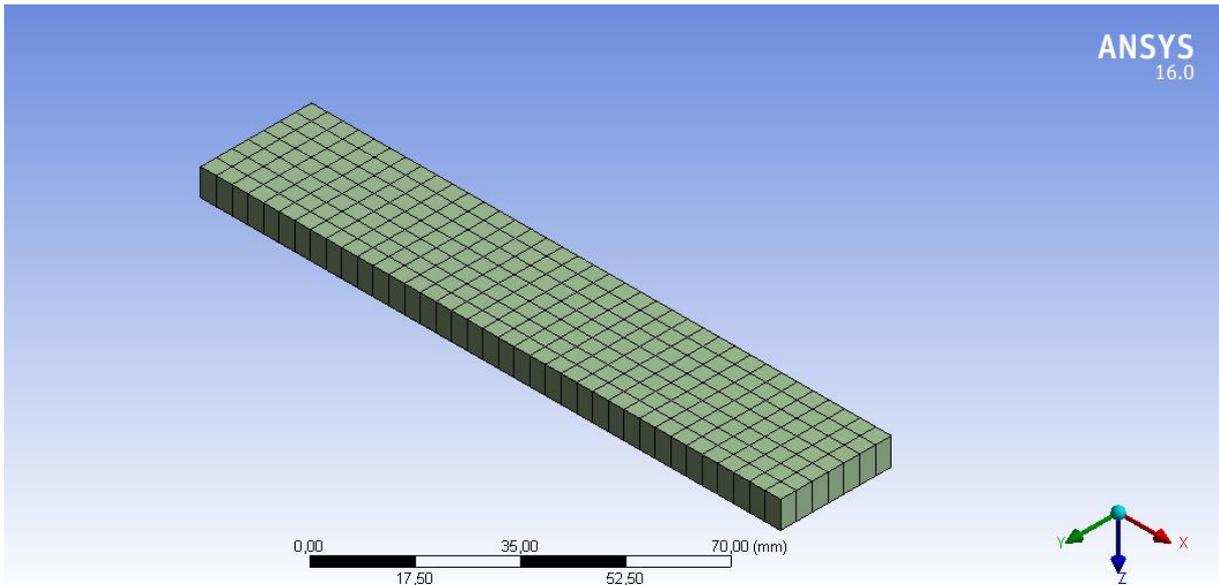
### 3.2.2 Análise Estrutural

Após a modelagem do laminado é feita a análise estrutural estática dos ensaios realizados. As condições de contorno da análise numérica devem simular as condições reais de contato e carregamento do ensaio de tração. Assim, utilizando uma análise estrutural estática, determinou-se as condições de contorno de suporte fixo na superfície de uma extremidade e determinou-se um deslocamento no sentido de x na extremidade oposta, causando a tração longitudinal, como mostra a Figura 17.



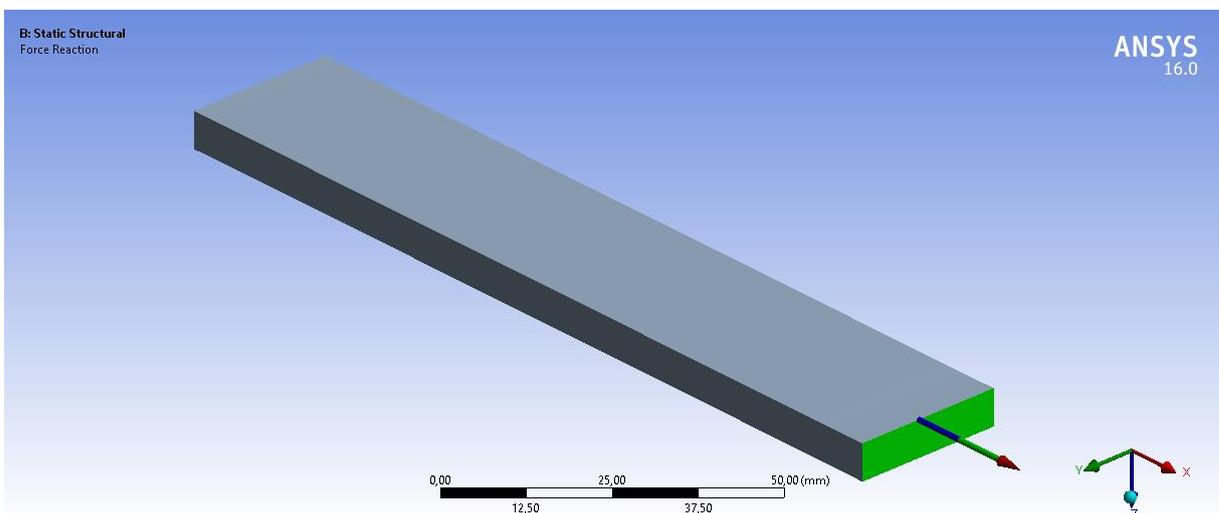
**Figura 17:** Condições de contorno para simulação dos ensaios de tração.

Em seguida, é determinada a malha de elementos finitos, de forma a produzir resultados satisfatórios para a simulação. Foi usada uma malha retangular com 259 elementos, como mostra a Figura 18. Nesta simulação não é necessário um maior refinamento da malha pois a geometria e as tensões impostas são simples.



**Figura 18:** Malha de elementos finitos.

Após a modelagem completa das simulações de flexão e tração, foram gerados os resultados desejados da análise estrutural estática. A Figura 19 mostra o resultado da força de reação para o deslocamento imposto numa simulação de tração, revelando um resultado coerente com o ensaio.



**Figura 19:** Resultado de deslocamento gerado na simulação de tração.

### 3.2.3 Resultados e Discussão

Foram então escolhidos pontos distintos dos resultados de força e deslocamento de cada situação de ensaio realizado. Utilizando como propriedades da camada os valores iniciais das constantes elásticas, foram realizadas simulações para cada valor de deslocamento escolhido. Em seguida, foram alterados isoladamente cada um dos valores das constantes elásticas da camada, de modo que sejam dez vezes maiores que o valor inicial, no caso dos módulos de elasticidade, e somados em 0,05 no caso dos coeficientes de Poisson. Desta forma, percebe-se a influência de cada parâmetro nos resultados das simulações dos ensaios.

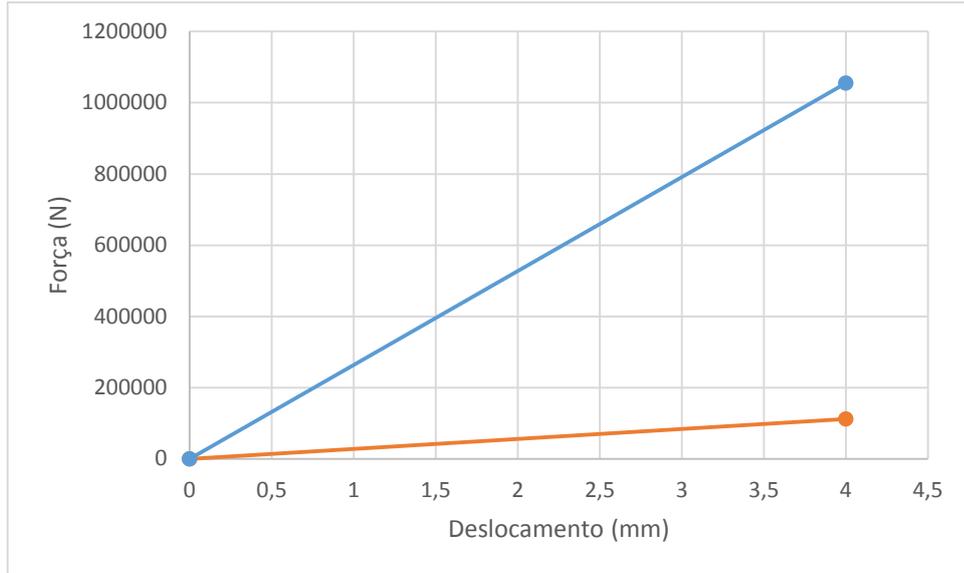
#### 3.2.3.1 Resultados da Simulação de Tração do Laminado 0/90

Os resultados da força correspondente aos deslocamentos previstos nas simulações dos ensaios de tração do laminado 0/90 são mostrados na Tabela 4.

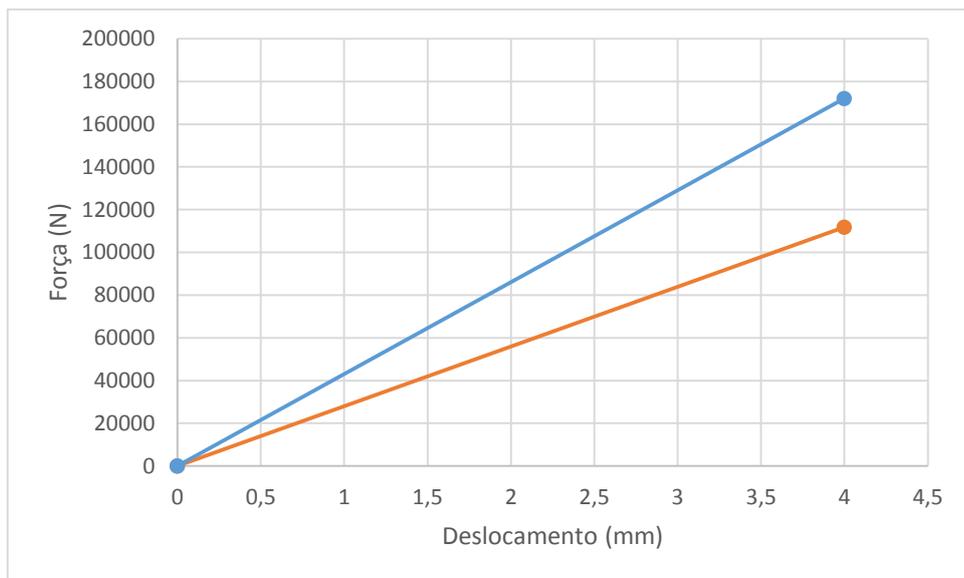
**Tabela 4:** Resultados de força nas simulações de tração com laminado 0/90.

Deslocamento (mm)	Força (N)						
	Constantes iniciais	$E_1$ (x10)	$E_2$ e $E_3$ (x10)	$G_{12}$ e $G_{13}$ (x10)	$G_{23}$ (x10)	$\nu_{12}$ e $\nu_{13}$ (+0,05)	$\nu_{23}$ (+0,05)
0	0	0	0	0	0	0	0
4	111880	1055258	171997	111894	111892	112054	111891

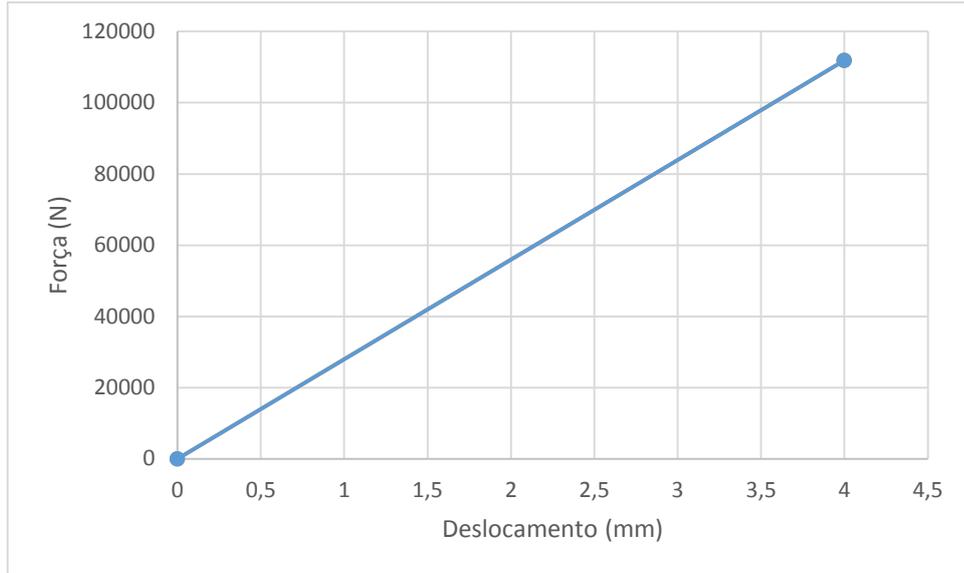
As Figuras 20 a 25 mostram os gráficos comparativos do comportamento da simulação de tração do laminado 0/90 com a alteração de cada uma das constantes elásticas da camada. A reta em vermelho mostra os resultados de força x deslocamento para a simulação com os valores iniciais utilizados para as constantes elásticas, sendo a mesma em todos os gráficos. A reta em azul mostra os resultados das simulações após a alteração do valor da constante elástica. Desta forma, tem-se a visualização da influência que cada constante provoca no resultado da simulação.



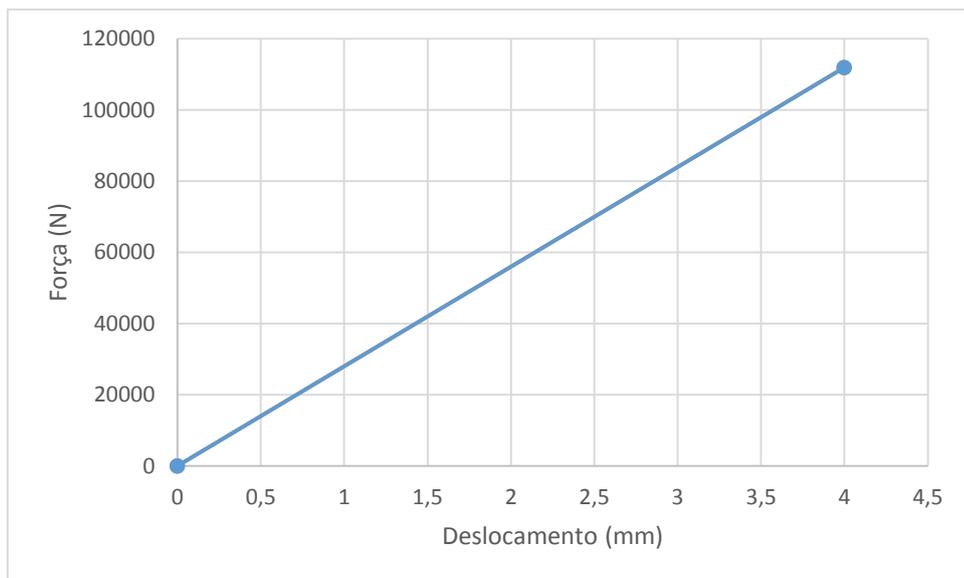
**Figura 20:** Comportamento de  $E_1$  do laminado 0/90 na simulação de tração.



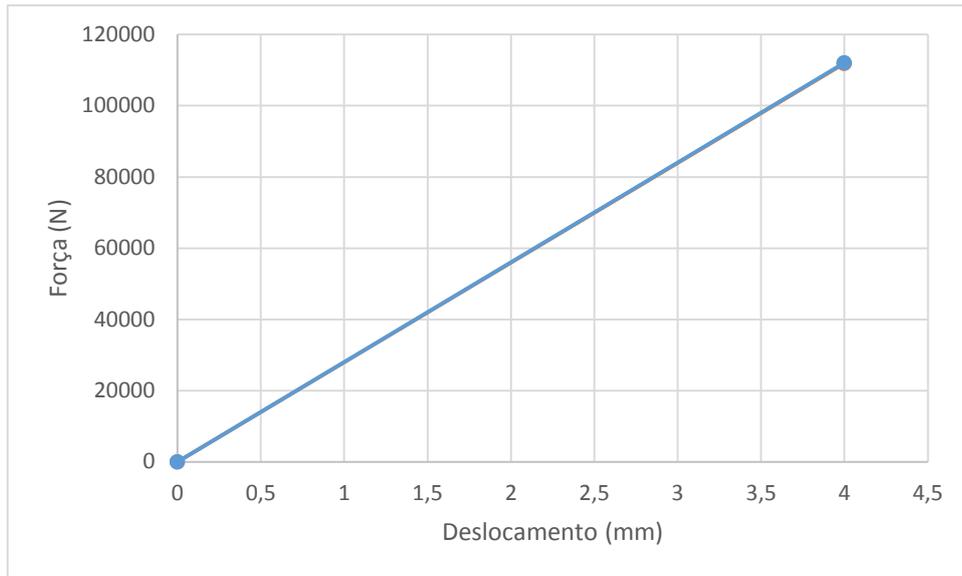
**Figura 21:** Comportamento de  $E_2$  e  $E_3$  do laminado 0/90 na simulação de tração.



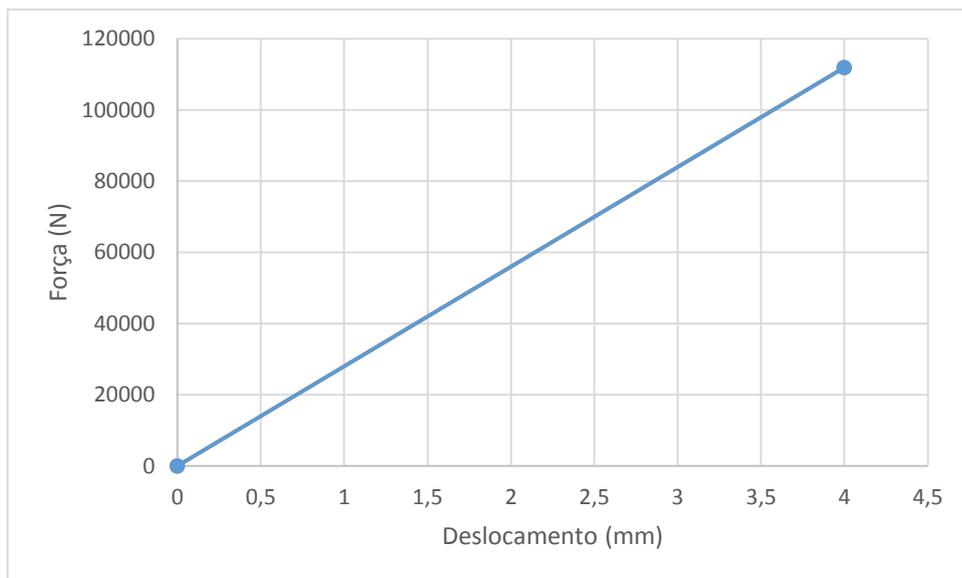
**Figura 22:** Comportamento de  $G_{12}$  e  $G_{13}$  do laminado 0/90 na simulação de tração.



**Figura 23:** Comportamento de  $G_{23}$  do laminado 0/90 na simulação de tração.



**Figura 24:** Comportamento de  $v_{12}$  e  $v_{13}$  do laminado 0/90 na simulação de tração.



**Figura 25:** Comportamento de  $v_{23}$  do laminado 0/90 na simulação de tração.

O estudo do comportamento das constantes elásticas na simulação do ensaio de tração do laminado na orientação 0/90 mostrou a influência significativa dos módulos de elasticidade nos resultados. Nesta situação de ensaio as fibras das camadas a  $0^\circ$  estão na direção das tensões de tração. Desta forma, estas camadas são responsáveis pela maior parte da resistência à deformação, o que justifica a maior influência de  $E_1$  nos resultados. As camadas a  $90^\circ$  resistem com uma intensidade menor à deformação do laminado, representado pela influência de  $E_2$  e  $E_3$ .

Os módulos de cisalhamento  $G_{12}$ ,  $G_{13}$  e  $G_{23}$  e os coeficientes de Poisson  $\nu_{12}$ ,  $\nu_{13}$  e  $\nu_{23}$  não mostraram influência significativa na resistência ao deslocamento do laminado na orientação 0/90. Isto se justifica pois nesta situação de carregamento não há mudança de referencial, evitando o surgimento de tensões de cisalhamento.

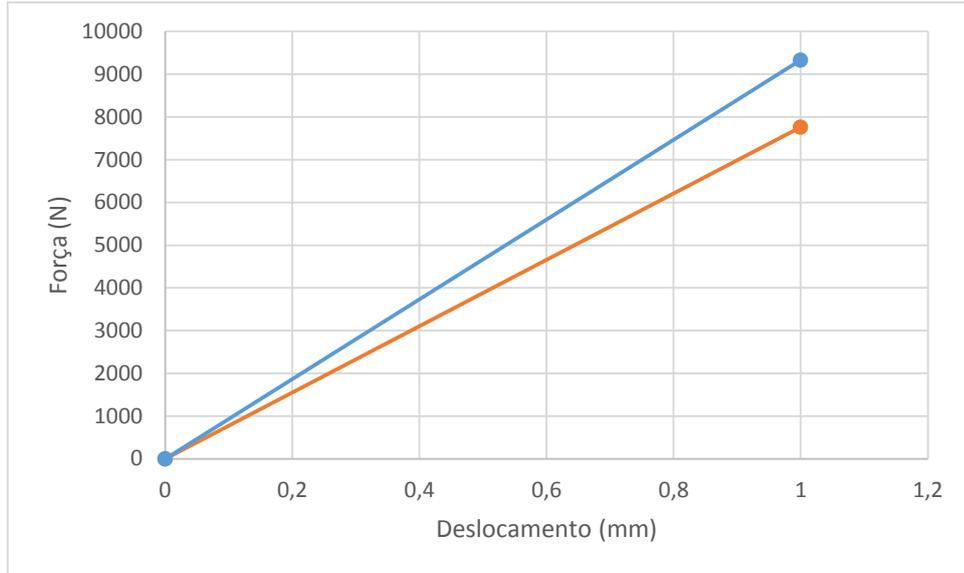
### 3.2.3.2 Resultados da Simulação de Tração do Laminado $\pm 45$

Os resultados da força correspondente aos deslocamentos previstos nas simulações dos ensaios de tração do laminado  $\pm 45$  são mostrados na Tabela 5.

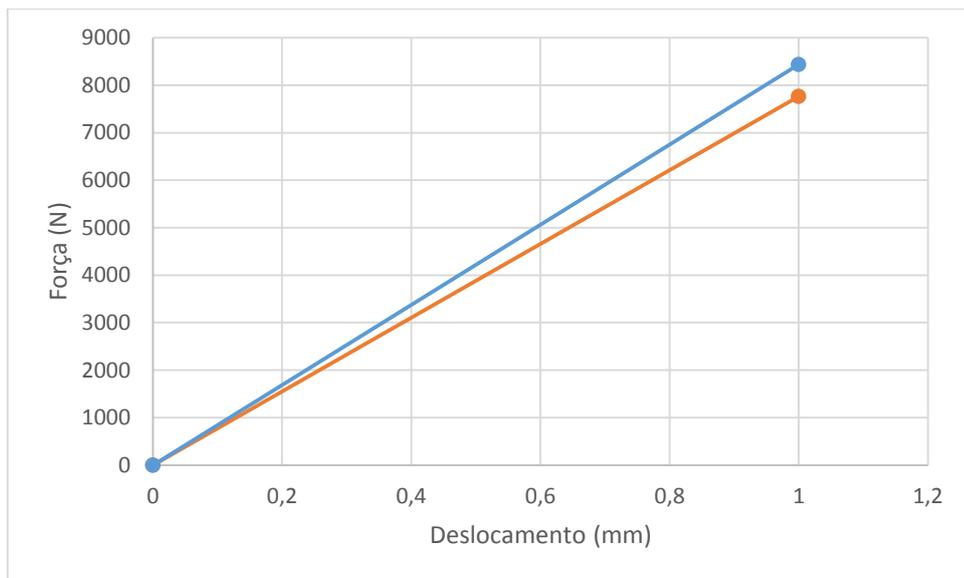
**Tabela 5:** Resultados de deslocamentos nas simulações de tração com laminado  $\pm 45$ .

Deslocamento (mm)	Força (N)						
	Constantes iniciais	$E_1$ (x10)	$E_2$ e $E_3$ (x10)	$G_{12}$ e $G_{13}$ (x10)	$G_{23}$ (x10)	$\nu_{12}$ e $\nu_{13}$ (+0,05)	$\nu_{23}$ (+0,05)
0	0	0	0	0	0	0	0
1	7762	9329	8437	34427	7763	7771	7763

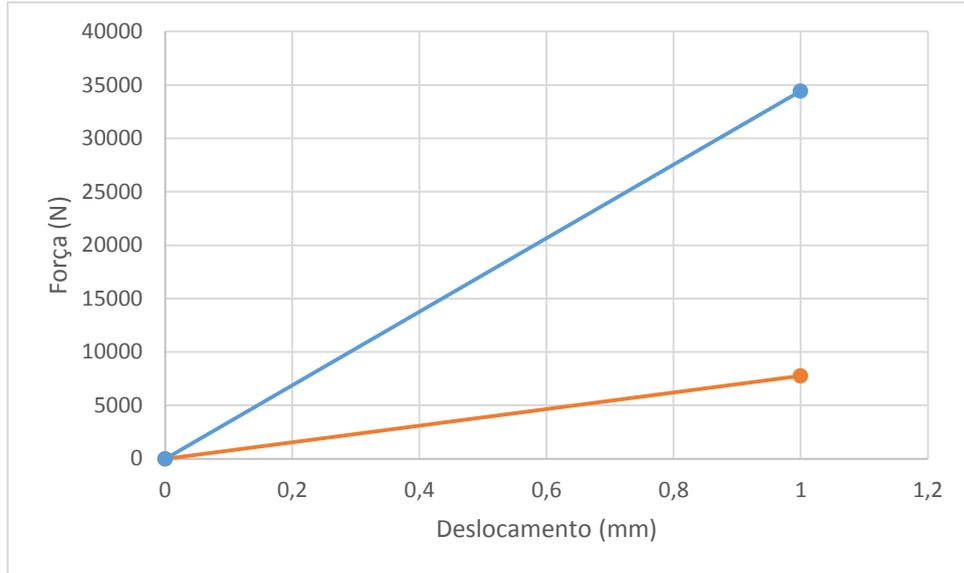
As Figuras 26 a 31 mostram os gráficos comparativos do comportamento da simulação de tração do laminado  $\pm 45$  com a alteração de cada uma das constantes elásticas da camada. A reta em vermelho mostra os resultados de força x deslocamento para a simulação com os valores iniciais utilizados para as constantes elásticas, sendo a mesma em todos os gráficos. A reta em azul mostra os resultados das simulações após a alteração do valor da constante elástica. Desta forma, tem-se a visualização da influência que cada constante provoca no resultado da simulação.



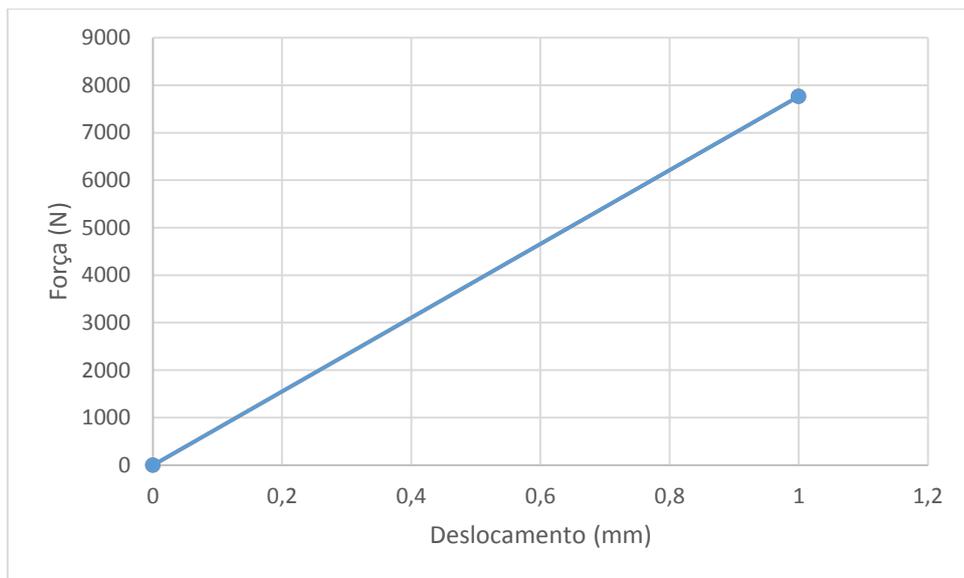
**Figura 26:** Comportamento de  $E_1$  do laminado  $\pm 45$  na simulação de tração.



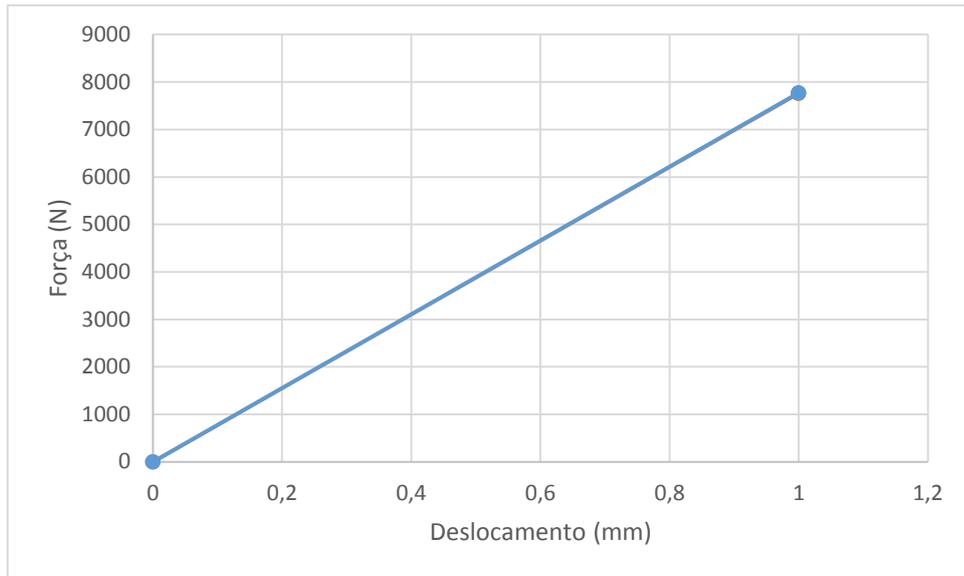
**Figura 27:** Comportamento de  $E_2$  e  $E_3$  do laminado  $\pm 45$  na simulação de tração.



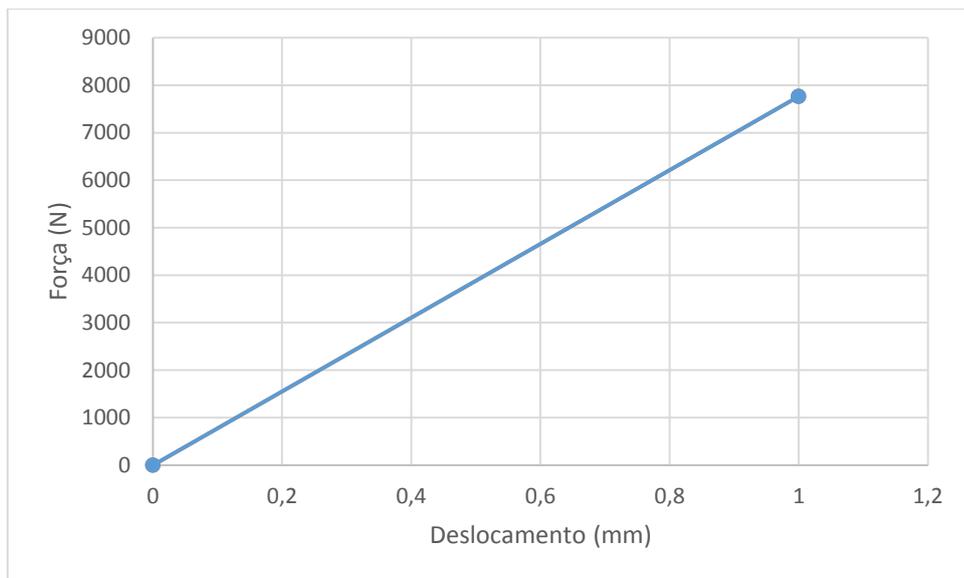
**Figura 28:** Comportamento de  $G_{12}$  e  $G_{13}$  do laminado  $\pm 45$  na simulação de tração.



**Figura 29:** Comportamento de  $G_{23}$  do laminado  $\pm 45$  na simulação de tração.



**Figura 30:** Comportamento de  $v_{12}$  e  $v_{13}$  do laminado  $\pm 45$  na simulação de tração.



**Figura 31:** Comportamento de  $v_{23}$  do laminado  $\pm 45$  na simulação de tração.

O estudo do comportamento das constantes elásticas na simulação do ensaio de tração do laminado na orientação  $\pm 45$  mostrou uma influência superior dos módulos de cisalhamento longitudinal  $G_{12}$  e  $G_{13}$  nos resultados. Nesta situação ocorre a mudança de referencial, pois o eixo  $x$  em que a tensão de tração é aplicada está deslocado em um ângulo de  $45^\circ$  dos eixos principais do plano das camadas. Isto promove a transformação de parte das tensões de tração.

### 3.3 Determinação das Constantes Elásticas

Com os valores simulados de deslocamento máximo em cada uma das situações de ensaio, foi determinada a diferença percentual dos resultados para cada constante alterada em cada uma das simulações, como mostra a Tabela 6. Desta forma, é fácil visualizar a intensidade com que o aumento de cada uma das constantes de elasticidade da camada influencia no desempenho do laminado.

**Tabela 6:** Diferença percentual que cada parâmetro causa nos resultados das simulações.

Parâmetro	Tração 0/90	Tração $\pm 45$
<b>E<sub>1</sub> (x10)</b>	89,4%	16,8%
<b>E<sub>2</sub> e E<sub>3</sub> (x10)</b>	35,0%	8,0%
<b>G<sub>12</sub> e G<sub>13</sub> (x10)</b>	0,01%	77,5%
<b>G<sub>23</sub> (x10)</b>	0,01%	0,02%
<b>v<sub>12</sub> e v<sub>13</sub> (+0,05)</b>	0,16%	0,13%
<b>v<sub>23</sub> (+0,05)</b>	0,01%	0,01%

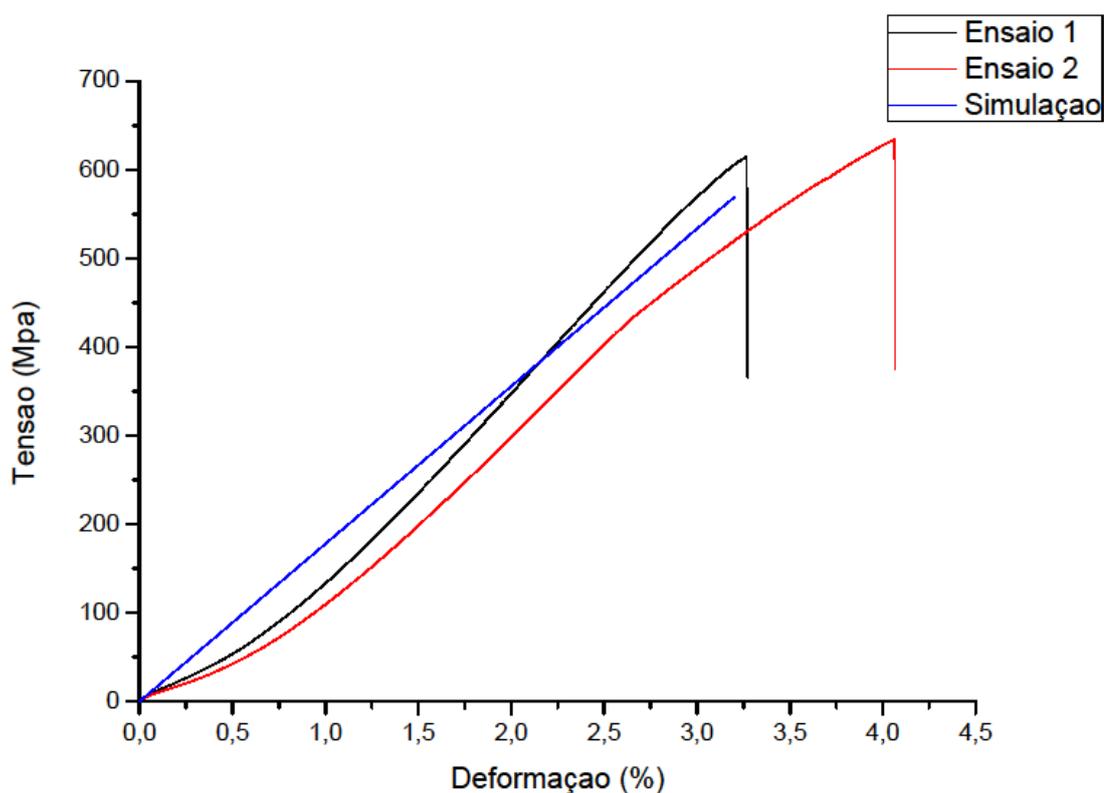
Após estudar a intensidade com que o aumento de cada uma das constantes de elasticidade da camada influencia no desempenho do laminado, nota-se que os resultados de tração no laminado 0/90 sofrem alteração significativa apenas das constantes E<sub>1</sub>, E<sub>2</sub> e E<sub>3</sub>. Entretanto, os resultados de tração no laminado  $\pm 45$  são alterados principalmente pelas constantes G<sub>12</sub> e G<sub>13</sub>. Estas foram, então, alteradas de forma que os resultados das análises numéricas se aproximem dos resultados experimentais obtidos pelos ensaios nos corpos de prova.

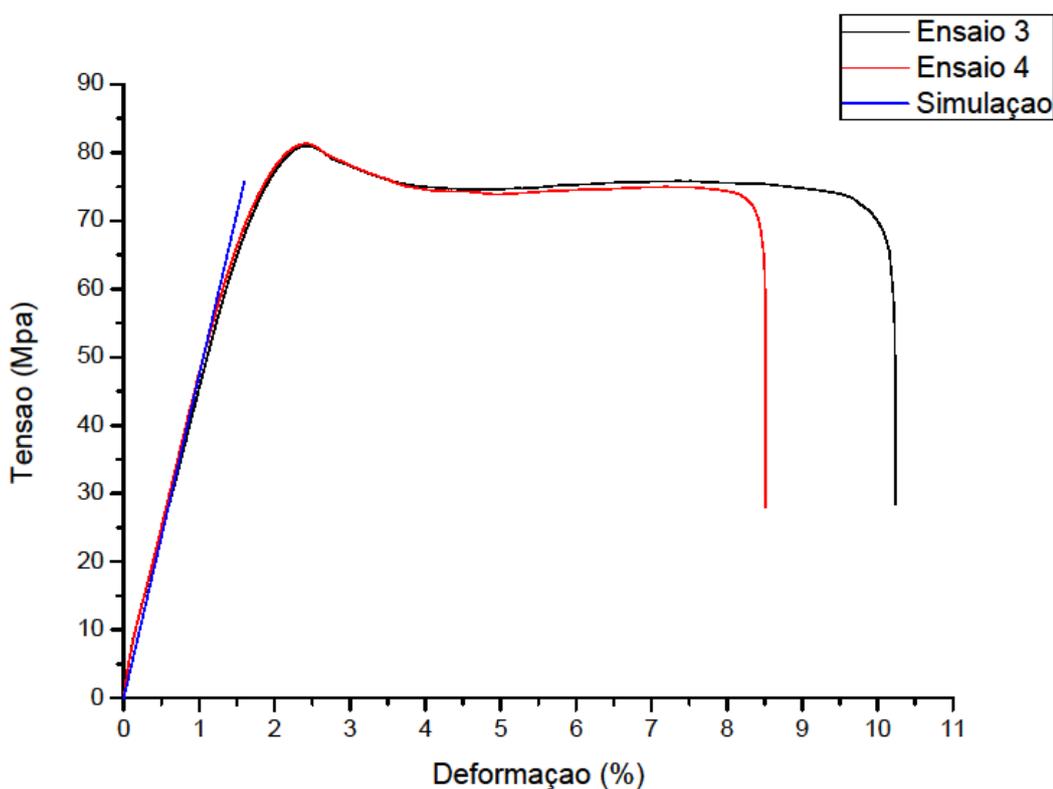
Após as sucessivas iterações das constantes elásticas da camada, chegou-se aos valores mostrados na Tabela 7.

**Tabela 7:** Valores das constantes elásticas determinados.

Propriedade	Valor
Módulo de elasticidade na direção 1 ( $E_1$ )	18130MPa
Módulo de elasticidade na direção 2 ( $E_2$ )	1144MPa
Módulo de elasticidade na direção 3 ( $E_3$ )	1144MPa
Coeficiente de Poisson no plano 12 ( $\nu_{12}$ )	0,27
Coeficiente de Poisson no plano 23 ( $\nu_{23}$ )	0,42
Coeficiente de Poisson no plano 13 ( $\nu_{13}$ )	0,27
Módulo de cisalhamento no plano 12 ( $G_{12}$ )	700MPa
Módulo de cisalhamento no plano 23 ( $G_{23}$ )	431MPa
Módulo de cisalhamento no plano 13 ( $G_{13}$ )	700MPa

As Figuras 32 e 33 mostram os resultados numéricos de tensão x deformação em comparação com os resultados experimentais obtidos para os corpos de prova 0/90 e  $\pm 45$ , respectivamente.

**Figura 32:** Resultados do laminado 0/90.



**Figura 33:** Resultados do laminado  $\pm 45$ .

Os valores obtidos para as constantes elásticas mostram resultados aproximados entre os ensaios e as simulações realizadas. Com isso, é possível prever o comportamento elástico do material em condições de serviço similares ao realizado nos ensaios, ou seja, sob carregamentos de tração. Para uma avaliação do comportamento mecânico do compósito laminado bidirecional de matriz polimérica reforçado com fibra de carbono em outras situações de serviço, é necessária a realização de ensaios que representem estas situações.

Com estes resultados, é possível então simular diferentes situações de solicitação do material compósito bidimensional sob cargas estáticas de tração, com diferentes geometrias, e obter resultados confiáveis para o regime elástico do material.

É válido lembrar que, apesar dos resultados confiáveis para o material compósito laminado bidimensional de matriz epóxi reforçado com fibras de carbono, nesta análise não foram consideradas as falhas inesperadas do material, como a delaminação. Estas situações são difíceis de serem previstas pois envolve a distribuição de tensões internas do material. Esta falha pode ocorrer ainda no regime elástico devido a um mal processamento do material, alterando as propriedades do material.

É possível ainda prever o comportamento mecânico do material através da análise experimental. Este trabalho demanda a produção de diversos corpos de prova diferentes e equipamento adequado para a realização dos ensaios e instrumentação.

## Capítulo 4

### Conclusão

Através da realização deste trabalho pôde-se concluir que a segurança dos resultados experimentais aliado a agilidade da simulação numérica produz resultados satisfatórios e menos custosos para o estudo de materiais compósitos laminados, que são cada vez mais utilizados em aplicações estruturais.

Os resultados produzidos neste trabalho permitem afirmar que a previsão do comportamento elástico de materiais compósitos através da modelagem numérica aliada a realização de ensaios mecânicos é válida. A parametrização das constantes elásticas na simulação permite a obtenção de resultados similares aos ensaios. Com os resultados obtidos, é possível realizar a análise do comportamento do reparo na situação de carregamento estático.

Uma possibilidade de continuação do desenvolvimento do tema é a modelagem numérica da propagação da falha do material vista nos ensaios. O que tem sido mais usado no estudo de reparos estruturais em embarcações é o critério de falha de Tsai-Wu. Pode-se ainda utilizar diversos critérios de falha para materiais compósitos disponíveis no ANSYS e amplamente disseminados na literatura. Deste modo é possível determinar as constantes de falha do material, empregando-se a mesma metodologia utilizada neste trabalho para a previsão das constantes elásticas.

Diversas outras possibilidades de trabalhos são reveladas ao se pensar na aplicação de materiais compósitos na indústria naval. A substituição de componentes de materiais metálicos por compósitos permite uma série de vantagens que proporcionam um grande interesse no estudo destas aplicações. A análise de fadiga em materiais compósitos, por exemplo, permite determinar o comportamento a longo prazo deste tipo de material. Estes estudos são de grande interesse para a aplicação de reparos em plataformas de exploração de petróleo, onde os custos de manutenção são extremamente elevados.

## Referências Bibliográficas

- [1] CALLISTER JR., W. D.: *Ciência e Engenharia de Materiais: Uma Introdução*, 7 ed., Rio de Janeiro, LTC, 2008.
- [2] MCGEORGE D.; ECHTERMEYER, A. T.; LEONG, K. H.; MELVE, B.; ROBINSON, M.; FISCHER, K. P.: “Repair of floating offshore units using bonded fibre composite materials”. Elsevier, Composites: Part A 40, pp. 1364-1380, Jan. 2009.
- [3] MENICONI, L. C. M.; PORCIÚNCULA, I. N.; MCGEORGE, D.; PEDERSEN, A.: “Structural Repair at a Production Platform by Means of a Composite Material Patch”. Offshore Technology Conference, OTC 20657, Houston, Texas, USA, 3-6 May 2010.
- [4] MENICONI, L. C. M.; LANA, L. D. M.; MORIKANA, S. R. K.: “Experimental Fatigue Evaluation of the Composite Repair of a Metallic Ship Hull”. 2nd Brazilian Conference on Composite Materials, São José dos Campos, São Paulo, Brasil, 15-18 September 2014.
- [5] MARINUCCI, G.: *Materiais Compósitos Poliméricos*, São Paulo, Artliber, 2011.
- [6] DE MOURA, M. S. F. S.; DE MORAIS, A. B.; DE MAGALHÃES, A. G.: *Materiais Compósitos – Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*, 2 ed, Porto, Publindústria, 2011.
- [7] DNV-RP-C301, “Design, Fabrication, Operation and Qualification of Bonded Repairs of Steel Structures” Det Norske Veritas (DNV), Apr. 2012.
- [8] HIBBELER, R. C.: *Resistência dos Materiais*, 7ed, São Paulo, Pearson, 2010.
- [9] ISO 527, “Plastics - Determination of tensile properties”, 2009.
- [10] ANSYS, “ANSYS Composite PrePost User’s Guide”, Release 15.0, Nov 2015.