

**UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE MINAS,
METALÚRGICA E DE MATERIAIS – PPGE3M**

**COMPORTAMENTO MECÂNICO DE CILINDROS DE CARBONO/EPÓXI
PROCESSADOS POR ENROLAMENTO FILAMENTAR PARA SEMIEIXOS DE
TRANSMISSÃO**

Paulo Stedile Filho

Dissertação para a obtenção do título de Mestre em Engenharia.

Porto Alegre, RS, Brasil
Outubro/2016

**UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE MINAS,
METALÚRGICA E DE MATERIAIS – PPGE3M**

Paulo Stedile Filho

**COMPORTAMENTO MECÂNICO DE CILINDROS DE CARBONO/EPÓXI
PROCESSADOS POR ENROLAMENTO FILAMENTAR PARA SEMIEIXOS DE
TRANSMISSÃO**

Dissertação realizada como requisito parcial para obtenção do título de Mestre em Engenharia de Materiais junto ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Minas, Metalúrgica e de Materiais.

Orientador: Prof. Dr. Sandro Campos Amico

Porto Alegre, RS, Brasil

Outubro/2016

Esta dissertação foi julgada adequada como parte do cronograma da defesa de Mestrado, com área de concentração em Engenharia de Materiais. Foi aprovada pelos Orientadores e Banca Examinadora do Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Minas, Metalúrgica e Materiais.

Orientador: Prof. Dr. Sandro Campos Amico (UFRGS)

Banca Examinadora:

Prof^a. Dr^a. Branca Freitas de Oliveira (UFRGS)

Prof. Dr. Carlos Arthur Ferreira (UFRGS)

Prof. Dr. Heitor Luiz Ornaghi Júnior (UCS)

Prof. Dr. Carlos Perez Bergmann
Coordenador do PPGE3M

AGRADECIMENTOS

A Deus por ter me dado saúde e força para superar as dificuldades.

Ao meu orientador Sandro Amico, pelo paciente trabalho de orientação e revisão da redação.

Ao José Humberto S. Almeida Júnior pelo suporte, correções e incentivo.

E à minha esposa, pelo amor, incentivo e apoio incondicional.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS.....	VI
LISTA DE TABELA.....	VIII
LISTA DE SÍMBOLOS.....	IX
RESUMO.....	XI
ABSTRACT.....	XII
1 INTRODUÇÃO.....	1
2 OBJETIVOS.....	3
2.1 GERAL.....	3
2.2 ESPECÍFICOS.....	3
3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	4
3.1 EIXOS E SEMIEIXOS.....	4
3.2 COMPÓSITOS.....	6
3.3 MATERIAIS PRÉ-IMPREGNADOS.....	8
3.4 ENROLAMENTO FILAMENTAR (FW).....	9
3.5 MECÂNICA DE COMPÓSITOS.....	12
3.5.1 CRITÉRIOS DE FALHA.....	18
3.6 ANÁLISE DOS CARREGAMENTOS EM EIXOS DE TRANSMISSÃO.....	21
3.7 ANÁLISE DE EIXO DE TRANSMISSÃO EM MATERIAL COMPÓSITO.....	24
3.8 JUNTAS METAL-COMPÓSITO.....	29
4 EXPERIMENTAL.....	31
4.1 MATERIAIS E EQUIPAMENTOS.....	31
4.2 PROGRAMAÇÃO DE ENROLAMENTO.....	33
4.3 PRODUÇÃO DOS TUBOS.....	34
5 ANÁLISE ESTRUTURAL E CARACTERIZAÇÃO DOS TUBOS.....	38
5.1 TORQUE CRÍTICO DE FLAMBAGEM.....	40
5.2 TORQUE MÁXIMO DE TRANSMISSÃO.....	41
5.3 EXPERIMENTAL.....	41
6 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	44
6.1 TORÇÃO.....	44
6.1.1 CAPACIDADE DE TRANSMISSÃO DE TORQUE.....	44
6.1.2 FLAMBAGEM.....	49
6.2 FREQUÊNCIA NATURAL.....	51
6.3 COMPRESSÃO RADIAL.....	52
6.4 COMPRESSÃO LONGITUDINAL.....	55
7 CONCLUSÕES.....	59
8 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	61
9 REFERÊNCIAS.....	62

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1 - SEMIEIXO COMERCIAL (PARK, 2015).....	2
FIGURA 2 - IUSTRAÇÃO DE UM SEMIEIXO TRADICIONAL (CROLLA, 2009).....	4
FIGURA 3 - EIXO CARDÃ OU <i>DRIVE SHAFT</i> (LEE ET AL., 2004).....	5
FIGURA 4 - EIXO EM AÇO (A) E EIXO EM COMPÓSITO (B) (KHOSHRAVAN E PAYKANI, 2012).....	5
FIGURA 5 – DIAGRAMA ESQUEMÁTICO FW (EDIE, 1998).....	10
FIGURA 6 - DIFERENTES PADRÕES DE ENROLAMENTO (2004).	11
FIGURA 7 - SISTEMA DE COORDENADAS (MALLICK, 2007).....	16
FIGURA 8 - GEOMETRIA DO LAMINADO E LOCALIZAÇÃO DE CADA LÂMINA (KAW, 2006).....	17
FIGURA 9 - CARREGAMENTOS NO PLANO (A), FLEXÃO E TORÇÃO (B) EM UM LAMINDADO (KAW, 2006).....	18
FIGURA 10 - APLICAÇÃO DE UM TORQUE EM UM EIXO DEFORMÁVEL (A) ANTES DA DEFORMAÇÃO; (B) APÓS A DEFORMAÇÃO (HIBBELER, 2009).....	22
FIGURA 11 - ANGULO DE TORÇÃO ϕ AUMENTA COM O AUMENTO DA DISTANCIA X (HIBBELER, 2009).....	23
FIGURA 12 – ESFORÇOS CISALHANTES ATUANDO NO ELEMENTO DO EIXO CARREGADO SOB TORÇÃO (GERE, 2003).....	23
FIGURA 13 - CÍRCULO DE MOHR PARA O CASO DE TORÇÃO PURA (RILEY ET AL., 2003).....	23
FIGURA 14 - EFEITO DA VARIAÇÃO DE ORIENTAÇÃO DOS ANGULOS DAS FIBRAS NA FREQUÊNCIA NATURAL (BADIE ET AL., 2011).....	25
FIGURA 15 – EFEITO DO COMPRIMENTO DE EIXOS METÁLICOS E COMPÓSITO NA VELOCIDADE DE TRABALHO (KHOSHRAVAN, 2012).	25
FIGURA 16 - EIXO DE ALUMÍNIO/COMPÓSITO COM FALHA POR FLAMBAGEM OU <i>BUCKLING</i> (LEE ET AL., 2004).....	26
FIGURA 17 - EFEITO DA ORIENTAÇÃO DAS CAMADAS NO TORQUE CRÍTICO (TALIB ET AL., 2009).	27
FIGURA 18 - COMPONENTE DE CARREGAMENTO PARA UM EIXO EM COMPÓSITO.	28
FIGURA 19 - CAPACIDADE DE TORQUE DE UM EIXO HÍBRIDO DE ALUMÍNIO/CABONO-EPÓXI VARIANDO AS CAMADAS DO LAMINADO (MUSTACHER, 2009).....	29
FIGURA 20 – PROJETO DO MANDRIL UTILIZADO PARA FABRICAÇÃO DOS CILINDROS.	32
FIGURA 21 - EQUIPAMENTO DE <i>FW MF TECH</i> (A) ALIMENTADORES DA FIBRA (B) E SISTEMA DE TENSIONAMENTO (C).....	32
FIGURA 22 – SIMULAÇÃO DO ENROLAMENTO PARA OS ÂNGULOS DE 22°(A), 45°(B) E 89°(C).....	33
FIGURA 23 – SIMULAÇÕES CAM NO SOFTWARE CADWIND PARA PROGRAMAÇÃO DOS ENROLAMENTOS: (A) SIMULAÇÃO DE ENROLAMENTO, (B) SIMULAÇÃO DA VARIAÇÃO DE ESPESSURA, (C) SIMULAÇÃO DE VARIAÇÃO DE ÂNGULO DE ENROLAMENTO.	34

FIGURA 24 - MICROGRAFIAS ÓPTICAS DAS CAMADAS DAS AMOSTRAS, CAMADA ± 22 NO LAMINADO $[\pm 22/\pm 45]$ (A), CAMADA ± 89 NO LAMINADO $[\pm 89/\pm 45]$ (B) E ± 45 NO LAMINADO $[\pm 45]_2$ (C).	35
FIGURA 25 -MICROGRAFIAS ÓPTICAS DAS AMOSTRAS PARA DOS GRUPOS $[\pm 22/\pm 45]$ (A), $[\pm 89/\pm 45]$ (B) E $[\pm 45]_2$ (C).	36
FIGURA 26 – ESQUEMA DAS ANÁLISES E ENSAIOS REALIZADOS.....	38
FIGURA 27 - ANÁLISE DE FLAMBAGEM PARA O LAMINADO $[\pm 22/\pm 45]$	39
FIGURA 28 – ANÁLISE DE CAPACIDADE DE TRANSMISSÃO DE TORQUE PARA O LAMINADO $[\pm 22/\pm 45]$	39
FIGURA 29 – MALHA TÍPICA DOS CILINDROS EM TORÇÃO.....	40
FIGURA 30 – CILINDRO EM COMPÓSITO $[\pm 45]_5$ (A), INSERTO METÁLICO (B) E UNIÃO ADESIVADA (C).....	41
FIGURA 31 – AMOSTRAS PREPARADAS PARA ENSAIOS DE COMPRESSÃO RADIAL (A) E COMPRESSÃO LONGITUDINAL (B).	42
FIGURA 32 – CURVA TORQUE VS DESLOCAMENTO DO CILINDRO ENSAIADO $[\pm 45]_5$	44
FIGURA 33 – FRATURA DO CILINDRO $[\pm 45]_5$ ENSAIADO.	45
FIGURA 34 – CONVERGÊNCIA DA MALHA PARA O TORQUE DE FLAMBAGEM.	46
FIGURA 35 - CONVERGÊNCIA DE MALHA PARA O PARÂMETRO CAPACIDADE DE TORQUE.	47
FIGURA 36 – RESISTÊNCIA AO TORQUE PARA OS LAMINADOS $[\pm 22/\pm 45]$ (A), $[\pm 89/\pm 45]$ (B) E $[\pm 45]_2$ (C).....	48
FIGURA 37 – ANÁLISE NUMÉRICA DE FLAMBAGEM PARA AS AMOSTRAS $[\pm 22/\pm 45]$ (A), $[\pm 89/\pm 45]$ (B) E $[\pm 45]_2$ (C).	50
FIGURA 38 - CURVAS CARGA VS. DESLOCAMENTO PARA OS GRUPOS $[\pm 22/\pm 45]$ (A), $[\pm 89/\pm 45]$ (B) E $[\pm 45]_2$ (C) SOB COMPRESSÃO RADIAL.	52
FIGURA 39 – CURVAS CARGA x DESLOCAMENTO TÍPICAS PARA CADA GRUPO DE CILINDROS..	53
FIGURA 40 – MICROGRAFIAS ÓPTICAS DAS AMOSTRAS FRATURADAS PARA OS GRUPOS $[\pm 22/\pm 45]$ (A), $[\pm 89/\pm 45]$ (B) E $[\pm 45]_2$ (C) SOB COMPRESSÃO RADIAL.....	54
FIGURA 41 - CURVAS CARGA VS. DESLOCAMENTO PARA OS GRUPOS $[\pm 22/\pm 45]$ (A), $[\pm 89/\pm 45]$ (B) E $[\pm 45]_2$ (C) SOB COMPRESSÃO LONGITUDINAL.	56
FIGURA 42 - CURVAS TÍPICAS DE CARGA x DESLOCAMENTO SELECIONADAS PARA CADA GRUPO DE CILINDROS SOB COMPRESSÃO LONGITUDINAL.....	57
FIGURA 43 - MICROGRAFIAS DAS AMOSTRAS FRATURADAS PARA OS GRUPOS $[\pm 22/\pm 45]$ (A), $[\pm 89/\pm 45]$ (B) E $[\pm 45]_2$ (C) FRATURAS SOB COMPRESSÃO LONGITUDINAL.	58

LISTA DE TABELA

TABELA 1 - PROPRIEDADES DAS FIBRAS (MALLICK, 2007).....	8
TABELA 2 - PROPRIEDADES ELÁSTICAS E DE RESISTÊNCIA DOS COMPÓSITOS EM ESTUDO (ALMEIDA JR. ET AL., 2016).....	31
TABELA 3 – MEDIDAS DE ESPESSURA DOS LAMINADOS REALIZADAS ATRAVÉS DE UM PAQUÍMETRO E MICROSCOPIA ÓTICA.	37
TABELA 4 – RESULTADOS NUMÉRICO, ANALÍTICO E EXPERIMENTAL PARA O CILINDRO SOB TORÇÃO	45
TABELA 5 - RIGIDEZ À TORÇÃO E DESLOCAMENTO ANGULAR NOS CILINDROS.	46
TABELA 6 – ÍNDICE DE FALHA CALCULADOS PARA PREVER A RESISTÊNCIA Á TORÇÃO DOS CILINDROS UTILIZANDO O CRITÉRIO DE FALHA DE TSAI-WU.	47
TABELA 7 - MOMENTOS DE FLAMBAGEM CALCULADOS ANALITICAMENTE E NUMERICAMENTE.	51
TABELA 8 – FREQUÊNCIA NATURAL EM FLEXÃO.....	51
TABELA 9 – RIGIDEZ DO TUBO CALCULADA PARA UMA DEFLEXÃO DE 5%.	54
TABELA 10 - FORÇA MÁXIMA SUPORTADA PELAS AMOSTRAS SOB COMPRESSÃO LONGITUDINAL.	55
TABELA 11 – COMPILAÇÃO DOS RESULTADOS OBTIDOS.	58

LISTA DE SÍMBOLOS

$\overline{[Q]}$: matrizes de rigidez considerando a lâmina fora do eixo

I_m : inércia mássica

M_x : momento fletor em x

M_{xy} : momento torção

M_y : momento fletor em y

N_x : força normal em x

N_{xy} : força cisalhante

N_y : força normal em y

$[A]$: matriz de rigidez extensional

$[B]$: matriz de acoplamento

$[C]$: matriz de rigidez de flexão

$[Q]$: matriz de rigidez

$[S]$: matriz de flexibilidade

$[T]$: matriz de transformação

Δy : variação de diâmetro interno

c : raio externo do eixo

E : módulo de elasticidade

F_n : frequência natural

g : gravidade

G : módulo de cisalhamento

h : altura

I : momento de inércia

J : momento polar de inércia

K : camadas da laminação

L : comprimento longitudinal

PS : rigidez do tubo

T : Torque

T_{cr} : Torque critico

V_f : fração volumétrica de fibra

W : massa

Z : distancia do plano médio na direção da espessura

F : força

r : raio de curvatura

t : espessura do laminado

Símbolos gregos:

β : Estágio de polimerização

ε : deformação

κ : Constante de rigidez

ν : coeficiente de Poisson

ρ : densidade

σ_1 : tensão longitudinal

σ_2 : tensão transversal

σ_{1u} : resistência longitudinal

σ_{2u} : resistência transversal

τ : tensão de cisalhamento

τ_u : resistência ao cisalhamento

ϕ : diâmetro

$\varphi(x)$: ângulo de torção

ω : velocidade angular

RESUMO

O semieixo automotivo é um componente usualmente metálico pelo qual o torque é transmitido do diferencial para as rodas do veículo. Diferentemente dos semieixos convencionais, os fabricados em materiais compósitos possuem algumas variáveis de projeto que devem ser levadas em consideração, como a orientação das fibras, a sequência de empilhamento, a espessura e o número de camadas. Neste trabalho, cilindros compósitos para aplicação em semieixos de transmissão foram processados por enrolamento filamental com o objetivo de substituir peças em aço convencional por compósito laminado em fibra de carbono com matriz epóxi. Para tal, os parâmetros da aplicação do semieixo em compósito, como frequência natural, torque crítico de flambagem e capacidade de transmissão de torque foram considerados. Foi realizado um ensaio preliminar de torção e foram selecionados três laminados: $[\pm 22/\pm 45]$, $[\pm 89/\pm 45]$ e $[\pm 45]_2$. Cilindros de carbono/epóxi foram fabricados pelo processo de enrolamento filamental e ensaios de compressão radial e longitudinal dos cilindros foram realizados. Análises mecânicas foram realizadas por meio de abordagens analíticas e numéricas, sendo que a última foi baseada no método dos elementos finitos. Os resultados analíticos foram comparados com os numéricos e experimentais, apresentando uma boa correlação entre eles. O cilindro com o laminado $[\pm 45]_2$ apresentou o melhor desempenho de resistência sob torção. Para torque crítico de flambagem, assim como em compressão radial e longitudinal, o laminado $[\pm 45]_2$ apresentou um desempenho satisfatório para a aplicação, apesar de não ser o melhor desempenho dentre os laminados. Conclui-se que o laminado $[\pm 45]_2$ é o que apresenta melhor desempenho, em geral e que a redução de massa do semieixo desenvolvido em compósito utilizando este laminado, em relação ao de aço é de 47%.

Palavras-chave: *semieixo, compósito, torção, flambagem, enrolamento filamental.*

ABSTRACT

The automotive half shaft is usually a metallic-based component in which the torque is transmitted from the differential to the wheels. Unlike conventional half shafts, in composite half shafts there are several parameters to be improved, namely fiber orientation, stacking sequence, thickness and number of layers. In this study, composite cylinders for application in half shafts have been processed by filament winding in order to replace conventional steel parts by laminated composites with carbon fiber reinforced epoxy composites. For that, it must satisfy several parameters of the composite half shaft, such as critical speed, critical buckling torque and load carrying ability. A preliminary torsional test has been performed and three laminates were selected: $[\pm 22/\pm 45]$, $[\pm 89/\pm 45]$ and $[\pm 45]_2$. Carbon/epoxy cylinders were manufactured by filament winding process and radial and longitudinal compression tests were performed. Mechanical analysis has been accomplished by using analytical and numerical approaches, since the last one is based on the finite element method. Analytical results were compared with the numerical and experimental ones, presenting a good correlation between them. The cylinder $[\pm 45]_2$ has the best performance under torsional loading. For critical buckling torque, as well as radial and longitudinal compression, the laminate $[\pm 45]_2$ presented a satisfactory performance for the application, but not the best performance within the laminates. The main conclusion is that the laminate $[\pm 45]_2$ has the best performance and the weight reduction of the composite half shaft developed using this laminate is of 47%, when compared to a steel-based shaft.

Keywords: Half shaft, composite, torque, buckling, filament winding.

1 INTRODUÇÃO

Com as mudanças na oferta energética mundial devido ao aumento do consumo combinado com a limitada capacidade de produção de petróleo, e principalmente por questões ecológicas, empresas do setor de mobilidade buscam alternativas que demandem menor consumo energético. Uma solução apontada é a redução da massa dos meios de transporte. Nos campos automotivo e aeroespacial a preocupação com massa sobrepõe buscas incessantes relacionadas a custo mínimo, uma vez que o desempenho estrutural está em primeiro plano. Uma das soluções encontradas para redução de massa é a utilização de materiais compósitos ao invés de materiais convencionais (essencialmente metálicos), como em componentes estruturais de carros da Formula 1 e em aeronaves. Soluções aplicadas a estruturas de alto desempenho, no decorrer do tempo acabam migrando para aplicações de maior volume, como o ocorrido com a injeção eletrônica, freios ABS (*anti-lock breaking system*), sistemas de tração, entre outras aplicações.

A partir do avanço dos estudos de sua vida útil e de métodos de processamento, os materiais compósitos avançados deixaram o status de materiais excessivamente caros e de utilização restrita, e vêm competindo com estruturas convencionais e conquistando novos espaços. De fato, diversas conquistas tecnológicas recentes em áreas como aeronáutica, espacial, naval e automobilística tornaram-se viáveis somente após o advento de compósitos estruturais.

Para fabricação desses compósitos, pultrusão, moldagem por transferência de resina, enrolamento filamentar, entre outros, são utilizados. O processo de enrolamento filamentar se diferencia na fabricação de estruturas cilíndricas por diversos fatores, tais como: baixo custo, alto teor de fibra, alta precisão na deposição das fibras e flexibilidade de orientação das fibras. Os cilindros em compósito processados por enrolamento filamentar encontram diversas aplicações que requerem alto desempenho como: mastros, componentes robóticos, máquinas operatrizes, tubulações para transporte de fluidos, entre outros. A utilização desse processo é particularmente recomendada para fabricação de eixos e semieixos aplicados no setor automotivo.

No setor automobilístico de alta performance, os compósitos são largamente empregados, desde carenagens até itens estruturais, como capas de caixas de câmbio, eixos, semieixos, braços de suspensão, absorvedores de energia, entre outros. Eixos e semieixos são componentes mecânicos, amplamente utilizados na indústria automotiva para transmitirem torque e rotação da unidade de potência para

as rodas. Esses componentes são cilíndricos maciços e usualmente feitos em aço. Um exemplo de semieixos em aço pode ser observado na Figura 1.



Figura 1 - Semieixo comercial (Park, 2015).

No Brasil, a aplicação de materiais compósitos está mais restrita a aplicações que não possuam grande responsabilidade estrutural, apesar de se ter o conhecimento de que este material tem potencial para melhorar largamente o desempenho dos carros. O pequeno volume de aplicações no mercado automobilístico nacional abre uma lacuna de mercado, mas principalmente reflete um cenário de baixo nível de aplicação de materiais compósitos no Brasil.

A aplicação de materiais compósitos em semieixos implica em uma redução de massa global e suspensão do veículo. Isso reflete em uma redução de massa de outros componentes do subsistema, como molas, amortecedores, terminais e uniões, resultando assim em um automóvel mais leve.

Os cilindros utilizados em eixos e semieixos atuam, predominantemente, sob carregamento torsional. Além disso, a estrutura também submete-se a esforços compressivos, que são naturalmente aplicados durante o serviço. Para uma operação segura da estrutura, a determinação das propriedades mecânicas desses materiais é crucial. Existem trabalhos na literatura que ressaltam métodos analíticos, numéricos e experimentais para predição dessas propriedades, porém o estado da arte apresenta uma deficiência em trabalhos mais completos, empregando essas três técnicas, que é o foco do presente trabalho.

Visando substituir o semieixo automotivo convencional, em material metálico, este trabalho avalia o comportamento mecânico de cilindros em material compósito de carbono/epóxi nos parâmetros exigidos na aplicação. Com o objetivo de reduzir a massa global e suspensão nos veículos e conseqüentemente melhorar o desempenho do veículo.

2 OBJETIVOS

2.1 Geral

Avaliar o desempenho de cilindros estruturais utilizando compósitos de carbono/epóxi produzidos por enrolamento filamentar para aplicação em eixos automotivos, com a principal finalidade de reduzir massa global e massa suspensa nos veículos.

2.2 Específicos

- Avaliar o comportamento em torção por métodos numérico e experimental;
- Avaliar o comportamento em compressão radial e axial por métodos: experimental, numérico e analítico;
- Determinar a frequência natural, torque crítico de flambagem e capacidade de transmissão de torque analítica e numericamente.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1 Eixos e Semieixos

Os semieixos são peças que transferem a potência do diferencial à roda. Para cada roda motriz existe um semieixo. Os semieixos usualmente são barras de aço, cilíndricas, que são unidas em suas extremidades, geralmente, por meio de juntas homocinéticas, as quais articulam os movimentos decorrentes da suspensão. Pode-se visualizar na Figura 2 um conjunto de suspensão/transmissão onde um semieixo é localizado.

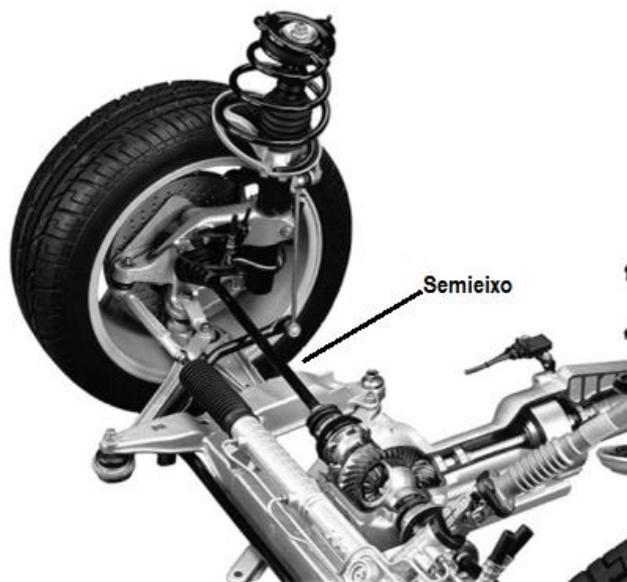


Figura 2 - Ilustração de um semieixo tradicional (Crolla, 2009).

Há uma crescente demanda por peças com maior capacidade de transmissão na área automotiva, as quais requerem alta resistência estática e à fadiga (Barsoum et al., 2014). Os eixos fabricados em materiais compósitos já fazem parte do cenário automotivo, um exemplo disso são os eixos cardã, os quais transmitem a força do motor para o diferencial de um veículo de tração traseira, conforme mostra a Figura 3 (Lee et al., 2004).

Os eixos cardã em compósito de carbono/epoxi possuem maior potencial de utilização que outras peças devido a possibilidade de substituir o eixo convencional, feito em duas peças de aço, pelo eixo único feito em material compósito, conforme pode-se visualizar na Figura 4. Esta substituição é possível devido a frequência natural

do componente que será explicada na sequencia deste trabalho. Estudos apontam que essa substituição pelo eixo único em compósito pode resultar em uma redução de massa de até 72% em relação ao convencional (Khoshravan e Paykani, 2012).

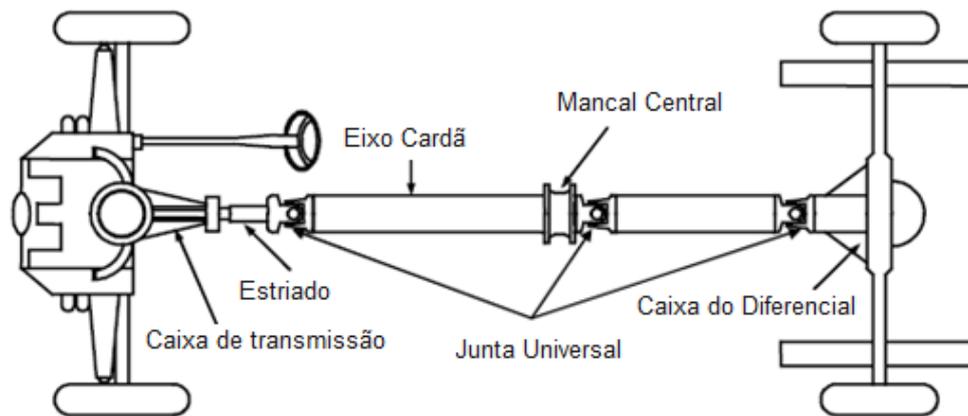


Figura 3 - Eixo cardã ou *drive shaft* (Lee et al., 2004).

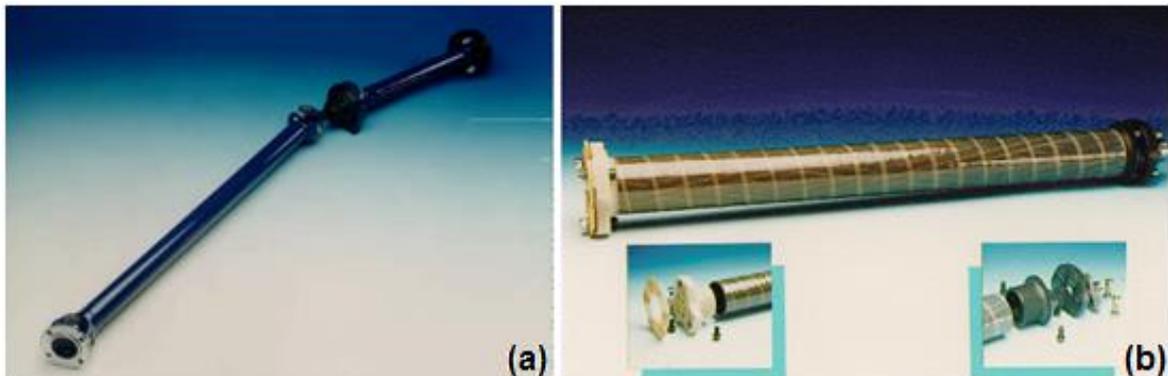


Figura 4 - Eixo em aço (a) e eixo em compósito (b) (Khoshravan e Paykani, 2012).

Apesar de já existirem trabalhos na literatura e aplicações na industria sobre eixos cardã em material compósito, com os semieixos em compósito a situação é um pouco diferente. Além de raros modelos comerciais de semieixos em compósito, não foram encontrados estudos relacionados a semieixos feitos em material compósito.

3.2 Compósitos

Existem diversas definições para materiais compósitos, por exemplo, Mallick (2007) define os compósitos reforçados com fibras como: material constituído por fibras de elevada resistência e módulo de elasticidade, embebido em uma matriz com interface definida entre ela. Essencialmente, pode-se dizer que os compósitos são materiais formados por dois ou mais materiais, insolúveis entre eles e que resultam um material de propriedades notadamente distintas de seus constituintes. Os compósitos avançados são geralmente constituídos por matrizes poliméricas reforçadas com fibras sintéticas.

Em geral, as fibras suportam a maior parte da carga aplicada em um material compósito. Enquanto a matriz tem outras responsabilidades, como manter as fibras nos locais e orientações desejadas, atuar como meio de transferência de carga entre as fibras, e ainda, proteger as fibras do ambiente externo.

Apesar da maior parte dos carregamentos serem efetuados sobre as fibras, as propriedades mecânicas das matrizes têm grande influência no comportamento do compósito, principalmente quando o compósito encontra-se sob tração transversal, compressão transversal, cisalhamento interlaminar e cisalhamento no plano. Além disso, as matrizes influenciam no processamento (ex. matrizes de alta viscosidade não permitem infusão) e na quantidade de defeitos resultante deste. A maioria dos componentes aeronáuticos e automotivos de aplicações de alto desempenho utilizam resinas epóxis (Astron, 2002).

Esse material é altamente atrativo para a área de compósitos devido à sua excelente adesão a uma grande variedade de fibras, cargas e outros substratos. Além disso, as resinas epóxis têm boa resistência mecânica e química. Normalmente, têm baixa contração na cura e apresentam grande faixa de temperatura de operação, de $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ (Kanchanomai, 2009). Apresentam ainda a possibilidade de obter uma gama de propriedades devido ao grande número de materiais de partida, endurecedores e modificadores, possibilitando obter polímeros com propriedades particulares para cada aplicação. Além disto há a possibilidade de utilização em materiais pré-impregnados (conhecidos como *prepregs*), onde a polimerização é mantida no chamado estágio de cura β , através da redução da temperatura. No entanto, as resinas epóxis também apresentam algumas desvantagens, em relação as outras matrizes termofixas comerciais, como alto custo e longo tempo de cura (Levy Neto e Pardini 2006).

Epóxis são polímeros termofixos cujos materiais de partida são resinas líquidas orgânicas de baixa massa molecular que contêm grupos epoxídicos sendo o grupo mais comum o éter diglicidílico de bisfenol (DGEBA). A reação de polimerização (cura) para transformar a resina líquida em um estado sólido é iniciada pela adição de um agente endurecedor reativo. Lentamente, as moléculas constituem ligações cruzadas umas com as outras, formando uma estrutura tridimensional rígida, resultando em um epóxi sólido (Faria et al., 2012).

Em um material compósito reforçado por fibras, as fibras sustentam a maior parte das cargas aplicadas no material, ocupam grande parte da fração volumétrica de um compósito avançado. Assim, a seleção adequada do tipo de fibra, fração volumétrica das fibras, comprimento, e orientação das fibras são parâmetros muito importantes que influenciam em praticamente todas as características de um laminado compósito (Mallick, 2007).

Dentre as fibras sintéticas utilizadas, três tipos se destacam: carbono, vidro e aramida. Isso ocorre devido à relação de propriedades por custo que elas oferecem, resultando em uma predominância no mercado. As fibras de carbono se destacam em relação a fibra de vidro e de aramida por suas elevadas propriedades mecânicas específicas. Resultando em peças mais rígidas e mais resistentes com menor massa.

As fibras de carbono são de grande importância para os compósitos avançados. Elas são manufaturadas pela pirólise controlada de precursores orgânicos em forma de fibras (Levy Neto e Pardini 2006). Dessa forma podem ser classificadas de acordo com os precursores. Os mais conhecidos são PAN (poliacrilonitrila), Rayon e Piche (Wazir e Kakakhel, 2009). Cerca de 90% das fibras de carbono são manufaturadas a partir do PAN (Yusof e Ismail, 2012). A Tabela 1 mostra as propriedades de alguns tipos de fibras de carbono e suas variações.

As propriedades das fibras de carbono podem variar de acordo com o processamento. Para aplicações de alta resistência, a temperatura de carbonização no intervalo 1500 - 1600 °C é preferida, porque em temperaturas superiores a 1600 °C, ocorre uma diminuição da resistência à tração. Por outro lado, um tratamento com calor adicional, acima 1600 - 1800 °C ou até temperaturas de 3000 °C, como a grafitação, geralmente, resulta em maior rigidez das fibras (Park, 2015). O aumento da temperatura possibilita aumento da cristalinidade e uniformidade da microestrutura da fibra, o que favorece o módulo de elasticidade (Huang e Young, 1995).

Tabela 1 - Propriedades das fibras (Mallick, 2007).

Fabricante (precursor)	Fibra	ϕ (μm)	ρ (g/cm^3)	E (GPa)	σ^* (GPa)	ε^* (%)
<i>Amoco (Pan)</i>	<i>T300</i>	7,0	1,76	231	3,65	1,40
<i>Hercules (Pan)</i>	<i>AS-1</i>	8,0	1,80	228	3,10	1,32
<i>Hercules (Pan)</i>	<i>AS-4</i>	7,0	1,80	248	4,07	1,65
<i>Amoco (Pan)</i>	<i>T-40</i>	5,1	1,81	290	5,65	1,80
<i>Hercules (Pan)</i>	<i>IM-7</i>	5,0	1,78	301	5,31	1,81
<i>Hercules (Pan)</i>	<i>HMS-4</i>	8,0	1,80	345	2,48	0,70
<i>Teijin (Pan)</i>	<i>GY-70</i>	8,4	1,96	483	1,52	0,38
<i>Amoco (Pitch)</i>	<i>P-55</i>	10	2,00	380	1,90	0,50
<i>Amoco (Pitch)</i>	<i>P-100</i>	10	2,15	758	2,41	0,32

* ϕ : diâmetro; ρ : densidade; E : módulo de elasticidade; σ^* : resistência a tração; e ε^* : deformação à ruptura.

3.3 Materiais pré-impregnados

Os pré-impregnados, mais conhecidos como *prepregs*, são produtos intermediários, onde já ocorreu a impregnação das fibras pela matriz. Após a impregnação essa resina inicia o processo de cura que é estancado, de maneira forçada, com a redução da temperatura. A resina é levada ao chamado estágio β de cura, que facilita a moldagem, manuseio e limpeza do local de trabalho durante o processamento. (Levy Neto e Pardini 2006).

Os *prepregs* foram desenvolvidos para atender uma demanda de alta qualidade do setor aeroespacial e, devido ao alto custo, são utilizados em aplicações que requeiram alto desempenho. Este produto intermediário oferece um controle preciso de fração volumétrica de reforço (V_f) e, geralmente, é constituído de matriz epoxídica com reforços de fibras de carbono ou vidro. Os *prepregs* de fibra de carbono encontraram sua gama de aplicações onde baixo peso é determinante e alta resistência mecânica é requerida (Stark et al., 2013).

Normalmente, esses materiais possuem 0,125 mm de espessura e densidade de 125 g/m^2 , e são lâminas fornecidas com alto V_f , entre 0,60 e 0,65. Isso permite que o componente final seja processado com uma grande exatidão de orientações de

fibras, que são projetadas de acordo com o carregamento crítico em que a peça irá atuar (Bader, 2002).

O processo de fabricação utilizando *prepregs* pode ser resumido em cinco etapas: (1) descongelamento do material; (2) corte do material de acordo com a necessidade; (3) laminação das peças sobre o molde; (4) cura em autoclave ou estufa; (5) pós-processamento (rebarbação, lixamento) (Philipp et al., 2013).

Os *towpregs* são uma variação dos *prepregs*, sendo que o primeiro é bobinado em formato de *rovings*. O processo de fabricação de *towpregs* foi descrito detalhadamente por Beck e Colton, 1998, que criaram um processo particular. Eles fabricaram peças e compararam as propriedades mecânicas dos compósitos utilizando *towpregs* de carbono/epóxi como recebido e os fabricados por eles. As propriedades mecânicas analisadas (resistência e módulo em flexão) foram similares para ambos, porém conseguiu-se maior controle de qualidade, menor grau de defeitos superficiais e maior controle da cura do compósito.

Os *towpregs* são materiais de alta performance e são utilizados no processo de enrolamento filamental para fabricação de peças de alto desempenho, elevado controle dimensional e volume de fibras. Seu processamento está basicamente relacionado ao processo de enrolamento filamental seco, que será descrito posteriormente.

3.4 Enrolamento filamental (FW)

Inicialmente, o processo de enrolamento filamental (FW) foi desenvolvido para a fabricação de estruturas cilíndricas e com o passar dos anos notou-se que esse processo confere bons parâmetros de controle, que são necessários para o desenvolvimento de peças alto desempenho como: vasos de pressão, fuselagens, rotores de helicóptero, corpos de mísseis e peças cônicas (Srikanth e Rao, 2011).

Nesse processo, as camadas de compósito são estabelecidas através do enrolamento de um ou mais *rovings* em torno de um mandril rotativo como pode ser visto na Figura 5. Esses *rovings* podem estar previamente impregnados com resina, formando os conhecidos *towpregs*, citados anteriormente. Ou ainda, serem impregnados no momento do enrolamento (Abdalla et al., 2007), típico da outra vertente do FW, o enrolamento molhado.

As duas variantes do processo de *FW*, seco e molhado, são conhecidas respectivamente por *dry-filament winding* e *wet-filament winding*. O primeiro é aplicado

a situações que requerem desempenho e responsabilidade mais alta já que o processo é mais controlado influenciando diretamente as propriedades do compósito (Banerjee et al., 1997). Já peças fabricadas pelo enrolamento molhado são aplicadas em setores com menor custo envolvido.

Componentes comerciais são tradicionalmente fabricados por *wet winding*. Mas após a utilização de *towpregs*, avanços foram identificados, como maior controle no teor de resina, eliminação da necessidade de atenção na medição/mistura da resina, além da menor possibilidade de contaminação da resina. O *wet winding* gera muitos resíduos relacionados às perdas de resina, enquanto o rendimento com o uso de *towpregs* aumenta e o processo é limpo. Além disso, a velocidade de enrolamento não é limitada pela taxa de incorporação das fibras no banho de resina e o sistema de pré-impregnação protege as fibras contra o meio externo, aumentando a velocidade sem o risco de desgaste e danos. Também, o processo de cura é mais simples, pois peças fabricadas com *towpreg* não necessitam de recobrimento com *gel coat* e não necessitam de rotação do material durante a cura para prevenir flacidez ou escorrimento do excesso de resina (Nunes et al, 1997). A maior limitação do *towpreg* é sua necessidade de armazenamento a baixas temperaturas, c.a. $-18\text{ }^{\circ}\text{C}$.

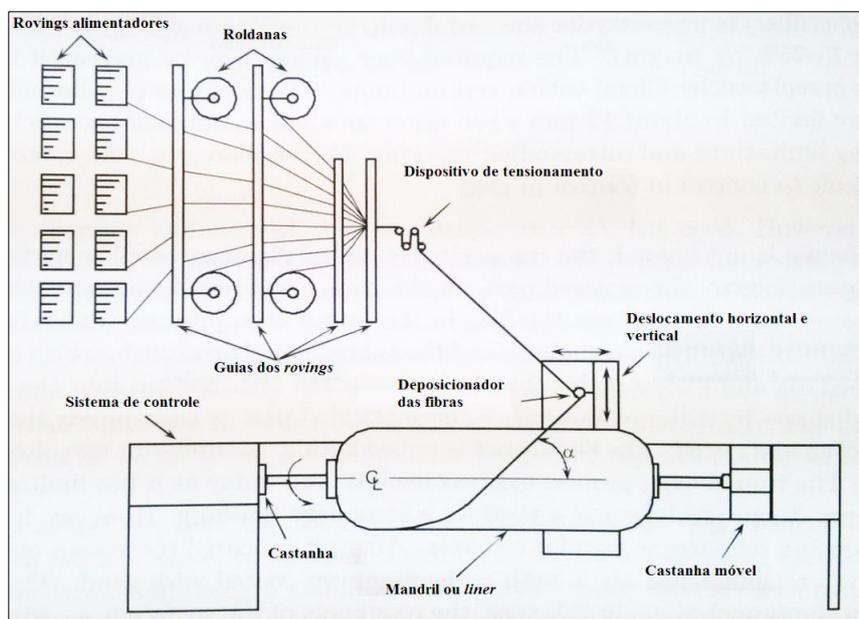


Figura 5 – Diagrama esquemático FW (Edie, 1998).

Dentro de cada variante, existem dois tipos básicos de máquinas de FW: helicoidal e polar. Uma FW baseada somente no padrão helicoidal é similar a um

torno. O mandril rotaciona continuamente enquanto o cabeçote de deposição das fibras move-se simetricamente. A velocidade rotacional do mandril e a velocidade linear do cabeçote podem ser ajustadas para produzir qualquer ângulo de deposição entre 5° e 90°, onde o último é chamado de enrolamento circunferencial (*hoop winding*). Várias “passadas”, ou simplesmente ciclos, de ida e volta na deposição das fibras são necessários para o recobrimento total de uma camada. Assim, compósitos fabricados por FW são sempre laminados balanceados ou simétricos, com ângulo de deposição $\pm\theta$ (Koussios, 2007). Adicionalmente, para sistemas mais avançados, a velocidade de rotação do mandril, o deslocamento transversal e o cabeçote de deposição das fibras pode mover-se em sincronia para contornar com eficiência partes críticas da peça (ex. extremidades do mandril).

Os padrões de enrolamento variam de acordo com a geometria do mandril e o ângulo desejado. O enrolamento helicoidal permite a deposição de *rovings* de maneira que haja um balanço entre a resistência circunferencial e a longitudinal da peça. Neste processo, as fibras não ficam adjacentes, sendo necessárias várias “passadas” para o total recobrimento da peça. No enrolamento circunferencial, as fibras são depositadas na posição normal em relação ao eixo de rotação do mandril, produzindo ângulos próximos a 90°. No enrolamento polar, utilizado quando se deseja alta resistência na direção axial, o mandril gira em baixa rotação, enquanto o alimentador gira em um ângulo pré-estabelecido. A Figura 6 apresenta os diferentes tipos de padrão de enrolamento.

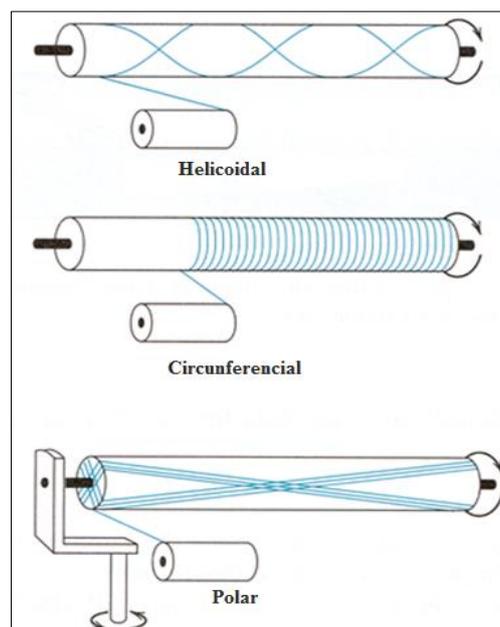


Figura 6 - Diferentes padrões de enrolamento (Koussios, 2004).

A velocidade transversal de transporte das fibras é sincronizada com a velocidade giratória do mandril, produzindo um ângulo de orientação das fibras pré-determinado na etapa de programação de enrolamento. Além destes, a largura do *roving* (*bandwidth*) e o posicionamento correto dos filamentos nas roldanas do alimentador são essenciais para uma alta precisão no ângulo de enrolamento.

Grande parte das máquinas de FW com padrão helicoidal possuem 3 diferentes direções de movimentos, ou simplesmente 3-eixos. Porém, existem máquinas com até 6-eixos, com controles independentes da velocidade de giro das castanhas, deslocamentos horizontal, vertical e radial, movimentação do cabeçote de deposição das fibras e da velocidade de puxamento das fibras (Astrom, 2002).

Ao projetar componentes processados por FW, tem de se lidar com as possibilidades e limitações inerentes à tecnologia deste processo. Uma de suas grandes vantagens é o fato desse material ser ortotrópico, possuindo maior resistência e rigidez na direção da fibra. Isso possibilita que se projetem peças com variação de fibras, matrizes, ângulos e sequência de laminas, buscando otimização da peça (Lossie e Brussel, 1994).

O processo de FW apresenta algumas limitações, a primeira delas é a incapacidade de fabricar peças com superfícies côncavas na área de laminação. Outro ponto crítico é o ângulo de enrolamento em cada camada. Esses ângulos devem ser projetados para que se tenha uma estrutura otimizada e ao mesmo tempo seja possível fabricá-la, ou seja, dentro dos limites físicos da máquina e da geometria desejada. O principal fator a ser levado em conta é o coeficiente de atrito, que representa a força de atrito entre o *roving* que está sendo aplicado e o mandril ou os *rovings* depositados anteriormente. Isso definirá as regiões possíveis de serem enroladas (Wang et al.,2010).

3.5 Mecânica de compósitos

Na maior parte das aplicações de engenharia previstas em projeto, os materiais utilizados para fins estruturais são solicitados apenas no regime elástico. Sendo assim, as propriedades elásticas dos materiais são características mecânicas essenciais para a análise de tensões. Para um caso geral, de materiais isotrópicos e com comportamento linear elástico, em um estado tridimensional de tensões, a lei de Hooke relaciona 6 tensões e 6 deformações como mostra a Eq. (1) (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{zx} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E & -\nu/E & -\nu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\nu/E & 1/E & -\nu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\nu/E & -\nu/E & 1/E & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{zx} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (1)$$

onde G é o módulo de cisalhamento, E o módulo de elasticidade e ν o coeficiente de Poisson.

Materiais isotrópicos, que possuem as mesmas propriedades independentemente da direção do carregamento aplicado, relacionam suas constantes elásticas (apenas duas), como apresenta a Eq. (2): (Kaw, 2006).

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (2)$$

O material considerado anisotrópico tem 21 constantes elásticas independentes, e o material não simétrico em nenhuma direção. De maneira geral, os materiais compósitos apresentam simetria em algumas direções, o que diminui o número de constantes elásticas. Os materiais considerados ortotrópicos apresentam três planos de simétrica perpendiculares, o que resulta em três planos elásticos de simetria. Esses planos permitem algumas simplificações e resultam em uma redução para apenas nove constantes elásticas. Assim as matrizes de flexibilidade [S] e constitutiva [C] ficam, respectivamente, (Kaw, 2006):

$$[S] = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$[C] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (4)$$

Quando tensões normais são aplicadas em uma das direções principais do material, considera-se o comportamento mecânico do mesmo como ortotrópico especial. Ao considerar um plano do material isotrópico em um dos planos de um material ortotrópico, e se a direção 1 é normal a esse plano (2-3) de isotropia, as

matrizes de flexibilidade e rigidez são dadas pelas Eqs. (5) e (6). Essa característica resulta em algumas relações que diminuem as constantes elásticas para cinco, e define o material como sendo transversalmente isotrópico.

$$[S] = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{12} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{23} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2(S_{22} - S_{23}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$[C] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{22} - C_{23}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (6)$$

Os materiais compósitos em sua maioria não são isotrópicos, porém assumir que eles têm um comportamento linear elástico é admissível. Assim, uma lâmina de material compósito, diferentemente dos materiais isotrópicos, possui propriedades diferentes em suas direções, e são dependentes da orientação do reforço. No entanto, considerá-lo um material anisotrópico tornaria os cálculos muito complexos. Assim, para uma lâmina de compósito unidirecional, considerando que tensões normais aplicadas na direção 1-2 não resultam em qualquer tensão cisalhante no plano 1-2, e também que a tensão cisalhante aplicada no plano 1-2 não resulta em deformações normais nas direções 1 ou 2, pode-se considerar a lâmina ortotrópica. Sendo assim, uma estrutura bidimensional possui quatro constantes E_1, E_2, G_{12} e ν_{12} (Akiva et al., 1996).

Essas constantes elásticas podem ser obtidas através de predições da micromecânica. A micromecânica utiliza propriedades das fibras, da matriz e a fração volumétrica de fibras (V_f) de uma lâmina unidirecional para obter as constantes elásticas. Porém, hoje existem técnicas onde se considera fatores como forma, tamanho e distribuição dos reforços para se obter esses dados com maior precisão (Somer et al., 2013). Outra maneira de obter-se as constantes elásticas é através de ensaios experimentais. Os ensaios são relativamente simples, mas cada vez mais tem sido evitados, ou pelo menos busca-se meios de simplificá-los ainda mais devido aos custos associados (Furukawa et al., 2008).

Sabe-se que com as constantes elásticas do material, e considerando a lâmina ortotrópica especial, pode-se relacionar as tensões com as deformações da lâmina utilizando as matrizes constitutiva e de flexibilidade, como pode ser observado nas Eqs. 7 e 8 (Karakoç et al., 2012).

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = [S] \cdot \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = [Q] \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (8)$$

onde ε_1 é a deformação na direção 1, ε_2 é a deformação na direção 2 e γ_{12} é a deformação cisalhante, σ_1 é a tensão na direção 1, σ_2 é a tensão na direção 2, τ_{12} é a tensão de cisalhamento da direção 12 e a matriz $[S]$ é:

$$[S] = [Q]^{-1} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{12}/E_1 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \quad (9)$$

Conhecendo o comportamento da lâmina nos eixos principais, deseja-se conhecer o comportamento em qualquer direção no espaço. Para isso, desenvolveram-se relações tensão-deformação para outros sistemas de coordenadas, como mostra a Figura 7. Assim, se utiliza dois sistemas de coordenadas, o principal (x-y) que é conhecido como Global e o outro sistema associado ao ângulo da lâmina, conhecido como Local (1-2).

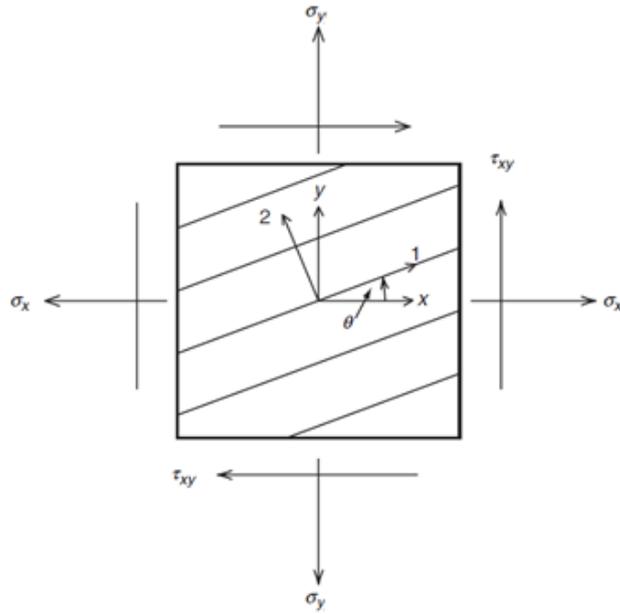


Figura 7 - Sistema de coordenadas (Mallick, 2007).

Estas relações entre os sistemas ocorrem através da chamada matriz de transformação $[T]$, que é descrita na Eq. (10). Estas relações resultam nas matrizes de rigidez e flexibilidade que levam em consideração o ângulo em relação à orientação das fibras, representado por θ . Essas matrizes são representadas por $[\bar{Q}]$ e $[\bar{S}]$ e relacionam tensões e deformações de lâminas angulares conforma as Eq. 11 e 12.

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2(\theta) & \sin^2(\theta) & 2 \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\theta) \\ \sin^2(\theta) & \cos^2(\theta) & -2 \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\theta) \\ -\cos(\theta) \cdot \sin(\theta) & \cos(\theta) \cdot \sin(\theta) & \cos^2(\theta) - \sin^2(\theta) \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [\bar{S}] \cdot \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (11)$$

Onde a matriz $[\bar{S}]$ é:

$$[\bar{S}] = [\bar{Q}]^{-1} = [T]^T \cdot [S] \cdot [T] \quad (12)$$

Usualmente, um compósito é constituído de várias laminas, formando um laminado. A macromecânica de laminados avalia as tensões e deformações em cada

lâmina em um laminado, que dependem dos módulos elásticos, espessuras, ângulos de orientação e sequência de empilhamento (Kaw, 2006).

A Figura 8 apresenta a geometria do laminado. Para calcular as tensões e deformações em um laminado, Mallick (2007) aponta uma sequência de passos que inicia com o cálculo da matriz de rigidez do laminado, cálculo do plano médio de deformação de curvatura do laminado baseado nas forças e momentos aplicados, cálculo das deformações no plano, e por último, cálculo das tensões no plano. Isto assumindo que a deformação ao longo da espessura da lâmina é uniforme. Assim, as deformações do laminado são relacionadas com as distâncias do plano médio, conforme apresenta a Eq. (13).

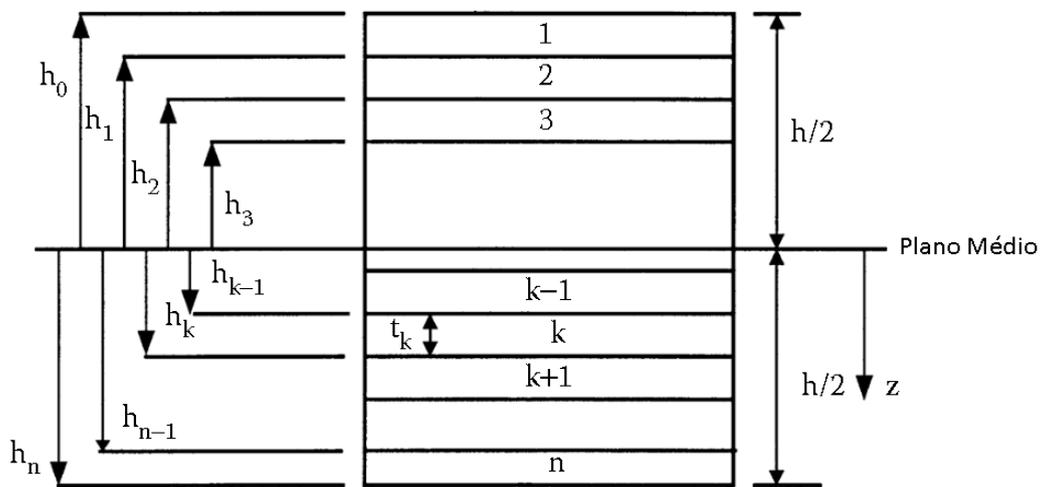


Figura 8 - Geometria do laminado e localização de cada lâmina (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + z \cdot \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Com as matrizes de rigidez de cada lâmina $[Q]$, considerando uma lâmina fora do eixo $[\bar{Q}]$, pode-se relacionar as tensões e deformações de uma lâmina no laminado conforme descrito na Eq. (14).

$$[\sigma]_{x,y}^k = [\bar{Q}]_{x,y}^k \cdot [\varepsilon^o]_{xy} + z \cdot [\bar{Q}]_{x,y}^k \cdot [k]_{xy} \quad (14)$$

As forças e momentos aplicados em um laminado podem ser divididos em carregamentos no plano, flexões e torções, conforme mostra a Figura 9. Para relacionar essas forças e momentos resultantes com as deformações e curvaturas do plano médio podemos integrar tensões e momentos globais de cada lâmina, resultando em forças e momentos por unidade de comprimento no plano x-y ao longo

da espessura do laminado. Resultando assim na Eq. (15), onde a matriz [A] é a matriz de rigidez extensional, [B] é a matriz de acoplamento e [C] é a matriz de rigidez de flexão.

Com essas equações, obtém-se o estado de tensões e deformações ao longo do laminado quando se aplicam carregamentos externos. Sabe-se ainda que a distribuição de deformações ao longo da espessura do laminado é uniforme e que as tensões variam ao longo da espessura. Sendo essas variações de tensões entre uma camada e outra a principal responsável pela delaminação, especialmente quando há uma grande diferença nas propriedades ou na orientação dessas laminas (Kaw, 2006).

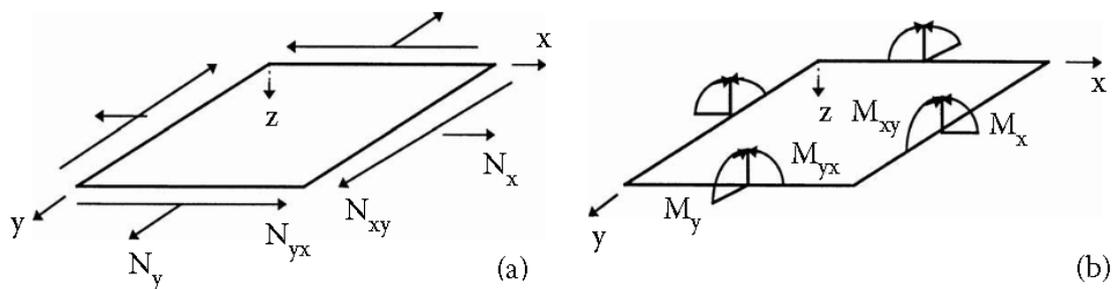


Figura 9 - Carregamentos no plano (a), flexão e torção (b) em um laminado (Kaw, 2006).

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \quad (15)$$

onde: N_x e N_y são forças normais, N_{xy} força cisalhante. M_x e M_y são momentos fletores e M_{xy} é o momento torsor, todos por unidade de comprimento.

3.5.1 Critérios de falha

Com os dados de tensão e deformação nas direções principais e as propriedades das lâminas, pode-se utilizar critérios de falha para projetar e dimensionar um laminado. Hoje em dia, critérios de falha são comumente utilizados

(Zhigang et al., 2011). Alguns dos critérios de falha mais utilizados são: máxima tensão, máxima deformação, Tsai-Hill e Tsai-Wu.

a) Tensão máxima:

De acordo com o critério de falha por máxima tensão, a falha do material compósito ocorre quando qualquer tensão nas direções principais for igual ou maior que a tensão admissível pela lâmina. Assim a lâmina irá falhar quando qualquer das situações da Eq. (16) ocorrer (Naik et al., 2005).

$$\begin{aligned} \sigma_1 &\geq \sigma_{1u}^t \text{ ou } \sigma_1 \geq \sigma_{1u}^c \\ \sigma_2 &\geq \sigma_{2u}^t \text{ ou } \sigma_2 \geq \sigma_{2u}^c \\ \tau_{12} &\geq +\tau_{12} \text{ ou } \tau_{12} \geq -\tau_{12} \end{aligned} \quad (16)$$

onde: σ_1 , σ_2 , τ_{12} , σ_{1u}^t , σ_{2u}^t , σ_{1u}^c , σ_{2u}^c e τ_{12u} , tensão longitudinal, tensão transversal, tensão de cisalhamento, resistência longitudinal à tração, resistência transversal à tração, resistência longitudinal à compressão, resistência transversal à compressão e resistência ao cisalhamento respectivamente.

b) Máxima deformação:

Muito semelhante ao critério de máxima tensão, o critério de máxima deformação descreve que haverá falha no material compósito se quaisquer das deformações, normais ou de cisalhamento, nos eixos principais da lâmina igualar ou exceder as deformações máximas correspondentes. Assim, para que não ocorra falha, as deformações devem obedecer às inequações (18) (Naik et al., 1999).

$$\begin{aligned} -\varepsilon_{1u}^c &< \varepsilon_1 < \varepsilon_{1u}^t \\ -\varepsilon_{2u}^c &< \varepsilon_2 < \varepsilon_{2u}^t \\ -\gamma_{12u} &< \gamma_{12} < \gamma_{12u} \end{aligned} \quad (17)$$

onde: ε_1 , ε_2 , γ_{12} , ε_{1u}^c , ε_{1u}^t , ε_{2u}^c , ε_{2u}^t e γ_{12u} , deformação longitudinal, deformação transversal, deformação de cisalhamento, deformação longitudinal última em compressão, deformação longitudinal última em tração, deformação transversal última em compressão, deformação transversal última em tração e deformação última em cisalhamento respectivamente.

c) Tsai-Hill:

Baseado no critério de falha de energia distorsional de von Mises para materiais isotrópicos, o critério de falha de Tsai-Hill assume, assim como von Mises, que a falha do material ocorre quando a energia distorsional é maior que a energia distorsional de falha do material. Assumindo um estado plano de tensões, a inequação (19) determina se a lâmina irá falhar.

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{1u}^t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{2u}^t}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{(\sigma_{1u}^t)^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12u}}\right)^2 = 1 \quad (18)$$

Diferentemente dos dois critérios iniciais, que eram critérios independentes, este critério estabelece uma interação entre as tensões que estão sendo aplicadas no material.

d) Tsai-Wu:

O critério de Tsai-Wu, também conhecido como iteração quadrática, também estabelece iteração entre as tensões aplicadas no material. A condição para o material não falhar está expressa na inequação (19):

$$A_{11}\sigma_1^2 + 2A_{12}\sigma_1\sigma_2 + A_{22}\sigma_2^2 + A_{66}\tau_{12}^2 + B_1\sigma_1 + B_2\sigma_2 \geq 1 \quad (19)$$

onde:

$$A_{11} = \frac{1}{\sigma_{1u}^t \sigma_{1u}^c} \quad (20)$$

$$A_{12} = -\frac{1}{2\sqrt{\sigma_{1u}^t \sigma_{1u}^c \sigma_{2u}^t \sigma_{2u}^c}} \quad (21)$$

$$A_{22} = \frac{1}{\sigma_{2u}^t \sigma_{2u}^c} \quad (22)$$

$$A_{66} = \frac{1}{\tau_{12u}^2} \quad (23)$$

$$B_1 = \frac{1}{\sigma_{1u}^t} - \frac{1}{\sigma_{2u}^c} \quad (24)$$

$$B_2 = \frac{1}{\sigma_{2u}^t} - \frac{1}{\sigma_{2u}^c} \quad (25)$$

Tsai e Wu (1971) fizeram uma análise do próprio modelo desenvolvido, afirmando terem criado um modelo completo para análise da maioria dos tipos de falha, devido principalmente a uma componente de interação. Ainda segundo eles, a única região em que o critério não se aplica muito bem é para falha por compressão da fibra. Neste caso, uma análise de falha baseada em *micro-buckling* certamente será mais adequada.

De maneira geral, os critérios de falha foram divididos em 2 grupos, os com interação e os independentes, existem ainda critérios de falha que combinam condições iterativas e não iterativas (Nali e Carrera, 2012). Os compósitos geralmente falham por mecanismos conhecidos, falha da fibra, trincas na matriz, falha compressiva da fibra entre outras (Naik et al., 2008). Os critérios de falha citados não consideram o efeito do mecanismo de falha. Assim, além desses critérios de falha, diversos outros estudos vêm sendo realizados para desenvolver critérios que levam em consideração esses mecanismos no intuito de otimizar estruturas em compósito (Naik et al., 2008).

3.6 Análise dos carregamentos em eixos de transmissão

Torque é o momento que tende a torcer a peça em torno do seu eixo longitudinal. Fisicamente, pode-se ilustrar o que acontece quando um torque é aplicado em um eixo circular, considerando o eixo como feito de um material altamente deformável, (Figura 10(a)). Quando o torque é aplicado, os círculos e as retas longitudinais do *grid* original marcado no eixo tendem a se distorcer, conforme mostra a Figura 10(b). A torção faz os círculos permanecerem como círculos e cada reta longitudinal da grelha deforma-se em hélice que intercepta os círculos em ângulos iguais. Além disso, as seções transversais do eixo permanecem planas e as retas radiais dessas seções permanecem retas durante a deformação (Figura (10b)). A partir dessas observações, pode-se supor que, se o ângulo de rotação for pequeno, o comprimento do eixo e seu raio permanecerão inalterados (Hibbeler, 2009).

Se o eixo estiver preso em uma extremidade e for aplicado um torque na outra, o plano sombreado da Figura 11 distorcerá e assumirá uma forma oblíqua. Nesse caso, uma linha radial localizada na seção transversal a uma distância x da extremidade fixa do eixo girará por meio de um ângulo $\varphi(x)$. O ângulo $\varphi(x)$, assim definido, é denominado ângulo de torção. Ele depende da posição x e varia ao longo do eixo como mostrado na Figura 11.

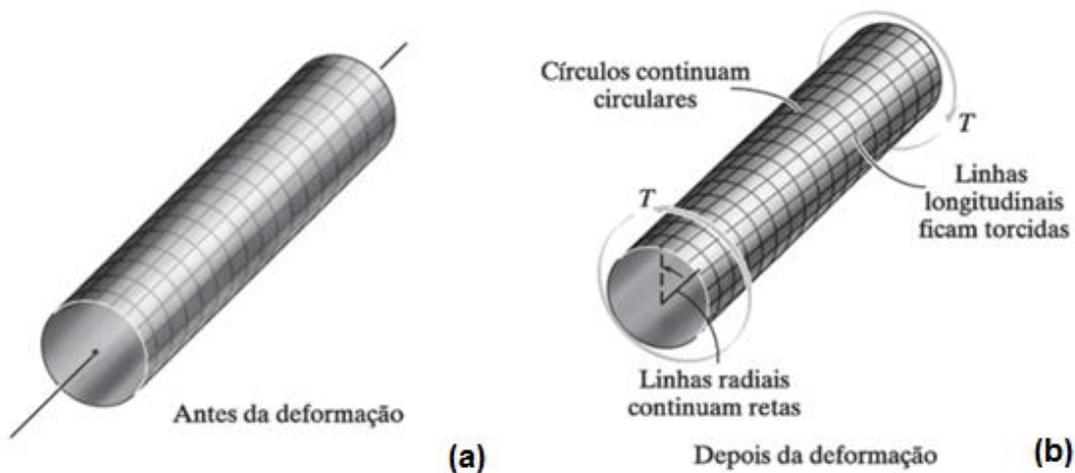


Figura 10 - Aplicação de um torque em um eixo deformável (a) antes da deformação; (b) após a deformação (Hibbeler, 2009).

A partir da análise linear elástica das deformações angulares e sua relação com o momento aplicado no eixo, pode-se chegar a uma expressão que relaciona o esforço cisalhante máximo com as características do mesmo (i.e. dimensões, material) (Hibbeler, 2009). A expressão do esforço cisalhante máximo é dada por:

$$\tau_{m\acute{a}x} = \frac{T \cdot c}{J} \quad (26)$$

Onde: " J " é o momento polar de inércia, " T " o torque, " c " raio externo do eixo. Pode-se observar que o esforço é proporcional ao momento aplicado e à distância medida desde o eixo longitudinal, assim como é inversamente proporcional ao momento de inércia polar do eixo. Em um eixo metálico submetido à torção, como pode ser observado na Figura 12, tem-se unicamente esforços cisalhantes atuando no elemento do eixo (Gere, 2003). Pode ser visto realizando uma análise mediante círculo de Mohr (Figura 13), que em um elemento a 45° os esforços atuantes são os máximos principais (Riley et al., 2003).

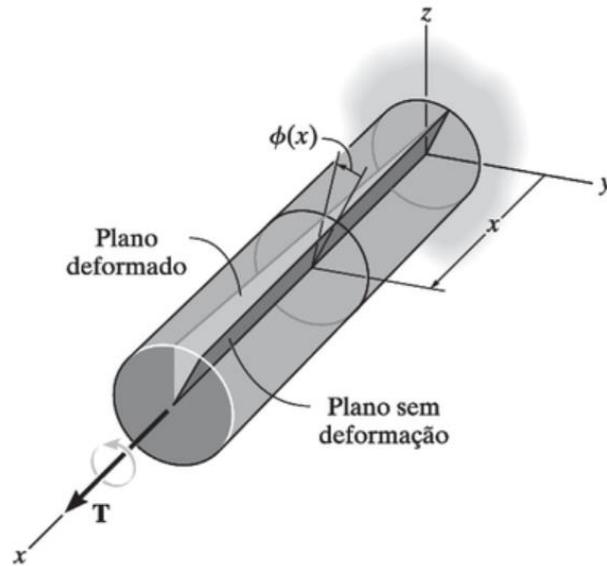


Figura 11 - Angulo de torção ϕ aumenta com o aumento da distancia x (Hibbeler, 2009).

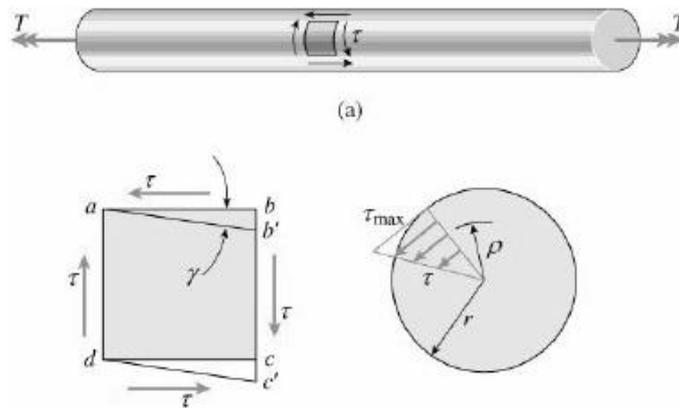


Figura 12 – Esforços cisalhantes atuando no elemento do eixo carregado sob torção (Gere, 2003).

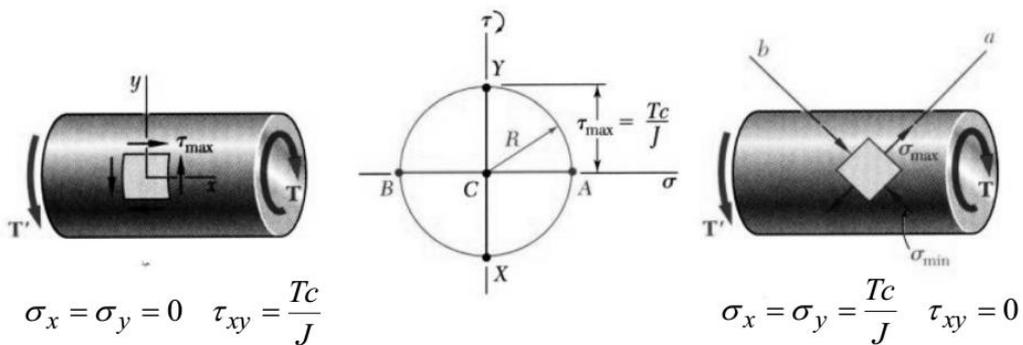


Figura 13 - Círculo de Mohr para o caso de torção pura (Riley et al., 2003).

3.7 Análise de eixo de transmissão em material compósito

Para análise mecânica de um eixo de transmissão de potência, é comum utilizar vários parâmetros para avaliar seu funcionamento. Estes parâmetros estão vinculados às condições de uso e material do eixo (i.e. velocidades de giro, rigidez). Os parâmetros mais usuais são torque crítico de flambagem, frequência natural, frequência torsional e resistência à transmissão ao torque (Rangaswany e Vijayarangan, 2005), descritos a seguir.

a) Frequência natural:

Durante o projeto de uma peça que está submetida a altas velocidades de giro, deve levar-se em consideração que a frequência natural da peça não seja próxima da frequência de giro. Caso estas frequências sejam iguais, isto acarretaria no mau funcionamento do eixo, podendo gerar vibrações e até provocar a ruptura do mesmo. A frequência natural, neste caso, é dependente da rigidez ao longo do comprimento, das características dimensionais e da massa do mesmo. A frequência natural de um eixo tubular de compósito é expressa da seguinte forma (Badie et al., 2011):

$$f_n = \frac{\pi}{2} \sqrt{\frac{g \cdot E_X \cdot I_X}{W \cdot L^4}} \quad (27)$$

$$I_X = \frac{\pi}{4} (r_0^4 - r_i^4) \approx \pi \cdot r^3 \cdot t \quad (28)$$

onde, " I_X " o momento de inércia, " L " a comprimento longitudinal, " g " a gravidade e " W " a massa. Para otimizar a rigidez ao longo do comprimento, deve-se utilizar camadas com ângulos próximos do eixo longitudinal, com o objetivo de maximizar o módulo de elasticidade na direção axial (Lee et al., 2004).

Conforme mencionado anteriormente, a substituição de eixos bi componente metálicos por eixos únicos de compósito é possível devido à elevação da frequência natural dos eixos em compósito. Como pode-se observar na Eq. (27), a frequência natural é dada em função das propriedades do material e do dimensional da peça. Como as variáveis dimensionais, ex. diâmetro externo, são limitadas pelo espaço disponível nos automóveis, a única maneira de aumentar a velocidade crítica é aumentando a relação do módulo de elasticidade específico do material (E/ρ) (Rangaswanmy e Vijayarangan, 2005). Isto se torna possível com a substituição de eixos metálicos por materiais compósitos.

O estudo de Badie et al., (2011) mostra o comportamento da frequência natural em relação ao ângulo das fibras, que pode ser visto na Figura 14. O trabalho de Khoshravan, (2012) mostra o quanto os eixos em compósito podem ser otimizados em relação aos eixos metálicos devido à possibilidade de se projetar eixos com comprimentos superiores, elevando frequência natural, como pode ser visto na Figura 15. Na comparação entre dois eixos, um em compósito e outro em aço, o comprimento e a velocidade de trabalho são limitados pela frequência natural. Observa-se que o eixo em compósito para uma mesma velocidade de trabalho permite um comprimento de 30% maior em relação ao metálico.

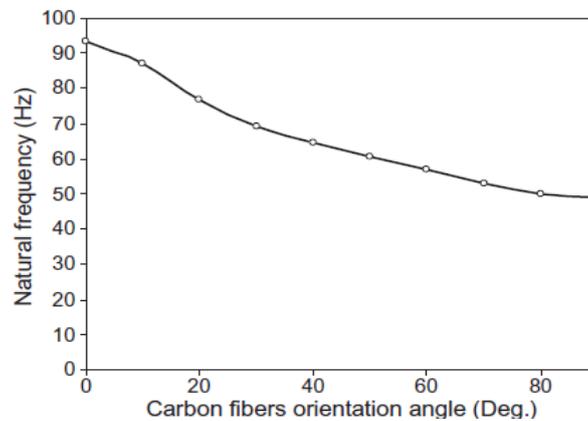


Figura 14 - Efeito da variação de orientação dos ângulos das fibras na frequência natural (Badie et al., 2011).

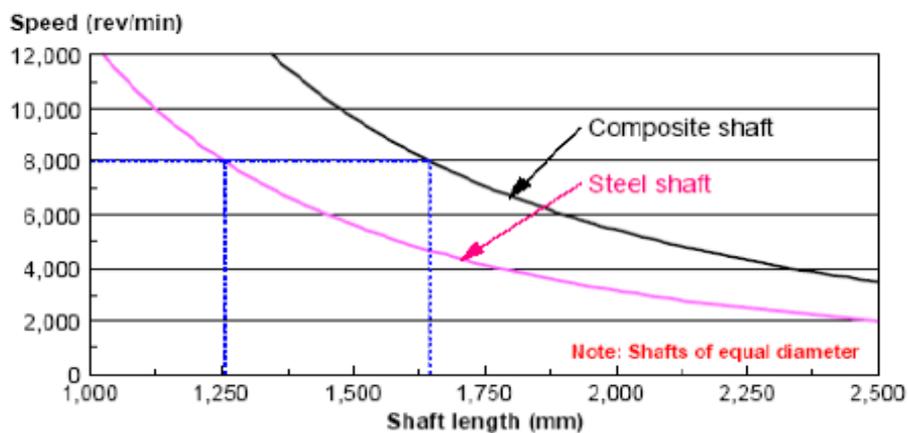


Figura 15 – Efeito do comprimento de eixos metálicos e compósito na velocidade de trabalho (Khoshravan, 2012).

b) Frequência torsional:

Outro parâmetro a ser observado é a frequência torsional, que é diretamente relacionada à rigidez torsional (T / φ), onde φ é o ângulo de torção como citado anteriormente. Assim, a frequência torsional pode ser apresentada como:

$$f_t = \frac{\pi}{2} \sqrt{\frac{K}{I_m}} \quad (29)$$

$$\kappa = \frac{T}{\varphi} = \frac{G_{xy}J}{L} \quad (30)$$

onde: κ é a constante de rigidez e I_m a inércia mássica. Para eixos com geometria circular, a rigidez torsional é relacionada com o módulo de cisalhamento, sendo J o polar de inércia e L o comprimento do eixo. Assim pode-se considerar que com o aumento do torque diminui a frequência torsional do eixo (Shokrieh et al., 2004).

c) Torque crítico de flambagem (Critical buckling torque)

Comumente, os eixos são peças que apresentam uma elevada razão aspecto, isto é, seção transversal pequena comparada com seu comprimento. Esta característica faz com que os eixos apresentem uma tendência a flambar quando são submetidos a esforços de torção, como mostra a Figura 16. Por esse motivo é necessário calcular o torque máximo aplicável ao eixo (Talib et al., 2009).

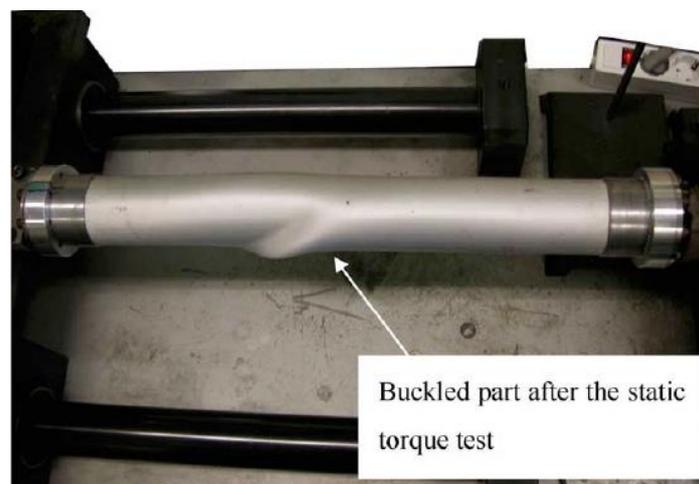


Figura 16 - Eixo de alumínio/compósito com falha por flambagem ou *buckling* (Lee et al., 2004)

Este torque, chamado de torque crítico, no caso de um eixo laminado tubular é dependente das dimensões do tubo e de seus respectivos módulos (i.e. módulos longitudinal (E_x) e transversal (E_y)), sendo sua expressão analítica:

$$T_{cr} = (2 \cdot \pi \cdot r^2 \cdot t) \cdot (0,272) \cdot (E_x \cdot E_y^3)^{1/4} \cdot \left(\frac{t}{r}\right)^{3/2} \quad (31)$$

onde r é o raio do tubo e t a espessura do laminado.

O estudo de Montagnier e Hochard, (2012) ressalta que a utilização de fibras a 90° , especialmente as de carbono de alto módulo, tem como objetivo maximizar o torque crítico. Na Eq. (31) pode ser observado que o torque crítico é mais influenciado pelo módulo na direção transversal (E_y) que na direção longitudinal (E_x). Sabendo que as outras variáveis são dimensionais, conclui-se que o módulo na direção y é a variável a se trabalhar. Talib et al., (2009) mostra em seu estudo que a resistência ao torque crítico não aumenta regularmente apenas com o ângulo das camadas, mas também é influenciada pela sequência de empilhamento do laminado. A Figura 17 mostra a influência da orientação das camadas em relação ao torque crítico.

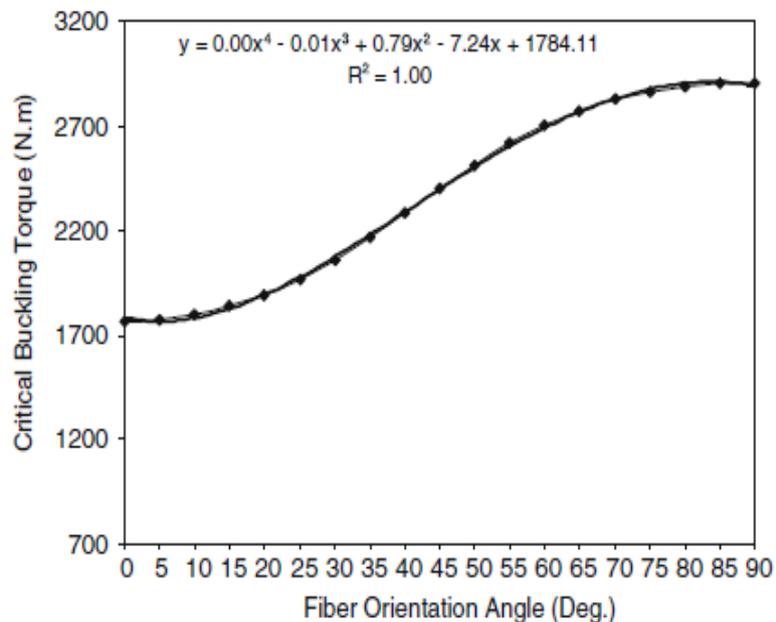


Figura 17 - Efeito da orientação das camadas no torque crítico (Talib et al., 2009).

d) Resistência a carregamentos:

Considerando as lâminas ortotrópicas, e possuindo as propriedades da lâmina e a configuração do laminado, a teoria dos laminados pode ser usada para calcular as tensões deformações em cada lâmina de um laminado e conseqüentemente pode ser aplicada para um eixo em compósito (Reid e Paskaramoorthy, 2010). Combinando as três equações matriciais de rigidez A, B e D, tem-se a matriz ABD expandida que foi citada anteriormente, Eq. (15).

Para se entender o carregamento aplicado no eixo de transmissão em uma análise estática, deve-se engastar o eixo na direção axial e radial em uma extremidade e submetê-lo a torção na outra extremidade. Assim, a resultante é apenas um carregamento de cisalhamento no plano que pode ser definida diretamente como (Badie et al., 2011):

$$N_{xy} = \frac{T}{2\pi r^2 t} \quad (32)$$

Onde: T e t são torque aplicado e a espessura do laminado. Todas as outras componentes podem ser consideradas nulas, pois não existem outras cargas relevantes na aplicação conforme vemos na Figura 18.

$$\begin{bmatrix} N_x = 0 \\ N_y = 0 \\ \mathbf{N_{xy} = \frac{T}{2\pi r^2}} \\ M_x = 0 \\ M_y = 0 \\ M_{xy} = 0 \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ \mathbf{N_{xy}} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix}$$

Figura 18 - Componente de carregamento para um eixo em compósito.

Caso se queira considerar o carregamento da aceleração centrífuga, deve-se considerar o carregamento N_y que pode ser defini como (Rangaswamy e Vijayarangan, 2005):

$$N_y = 2\rho t r^2 \omega^2 \quad (33)$$

onde: ρ, t, r e ω são densidade, espessura do laminado, raio do tubo e velocidade angular, respectivamente. Como a componente de carga de cisalhamento é muito maior, em relação a de aceleração centrífuga, deve-se considerar que laminados com reforço orientado a 45° suportam carregamentos de superiores para esta aplicação. Mutasher, (2009) comparou os diferentes ângulos de laminados na constituição de um

eixo híbrido de alumínio-compósito sob carregamento torsional, e na Figura 19 pode-se observar alguns de seus resultados. Quanto mais camadas a 45°, maior é o torque máximo suportado pelo eixo sob carregamento torsional estático.

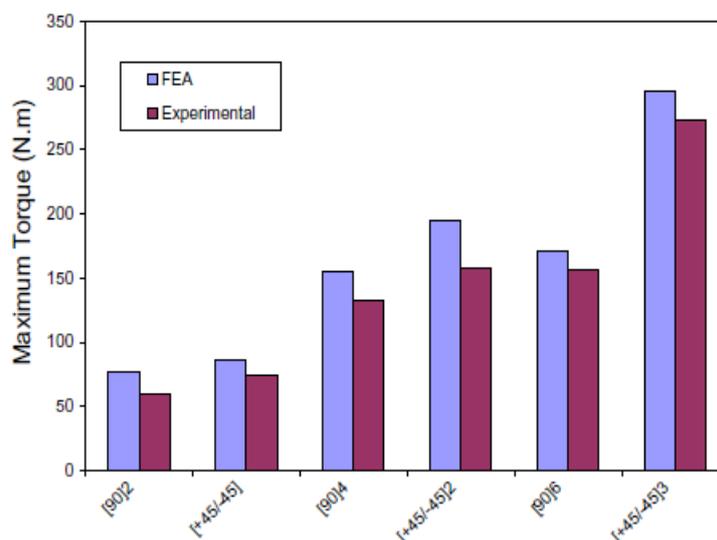


Figura 19 - Capacidade de torque de um eixo híbrido de alumínio/carbono-epóxi variando as camadas do laminado (Mustacher, 2009).

Bhajantri (2014) mostrou que a orientação das fibras tem grande influência nas características estáticas de eixos em compósito, e possui relação com parâmetros como massa, resistência, frequência natural, entre outros.

3.8 Juntas metal-compósito

Os pontos de ancoragem são pontos críticos para a concepção de um eixo em compósito, ou seja, as duas uniões que irão transmitir o torque de uma extremidade a outra (Kim e Lee, 1995). Geralmente existem dois tipos de união, as mecânicas e as adesivadas. Uma junta adesivada pode distribuir carga sobre uma área maior do que o conjunto mecânico, não requer furos, adiciona muito pouco peso para a estrutura e tem resistência à fadiga superior (Kim et al., 2000).

Para o dimensionamento da união, deve-se levar em consideração fatores como: espessura do adesivo, rugosidade dos substratos, tratamento superficial do substrato e geometria de ancoragem, sendo que os dois primeiros são selecionados em função da resistência à fadiga e os outros baseados na resistência estática. Kim et

al., (1992), estudaram o comportamento dessa união com relação à fadiga e mostraram que substratos com rugosidade de 2 μm alcançaram maior número de ciclos sob carregamento dinâmico.

Mostraram ainda que, para a espessura de adesivo, os melhores resultados são em torno de 0,17 mm. Além da resistência estática, o tratamento superficial influenciará diretamente na durabilidade da junta quando exposta ao calor e à umidade, principalmente para substratos metálicos, onde as juntas são menos estáveis nesse tipo de ambiente (Molitor et al., 2000). Existem diversos tipos de tratamento superficial, desde os mecânicos, como lixamento, até químicos, com solventes e ácidos. Existem também os tratamentos utilizando plasma a vácuo ou plasmas atmosféricos (Coulon et al., 2013).

Para se calcular uma junta adesivada, deve-se considerar o comportamento não linear do adesivo, assim o ideal é utilizar elementos finitos para dimensionar a união. Kim et al., (1992), testaram alguns modelos de união de um eixo compósito com um terminal metálico de 60 mm de diâmetro e 60 mm de comprimento, utilizando um adesivo epóxi tipo IPCO 9923 e um tratamento superficial de 10% de ácido nítrico. As uniões que utilizaram chanfro não obtiveram melhoras significativas, já a utilização de uniões duplas e o tratamento superficial apresentaram resultados positivos.

4 Experimental

4.1 Materiais e equipamentos

Os materiais utilizados para fabricação dos tubos foram:

- Towpreg de fibra de carbono T700-12k pré-impregnado com resina epóxi UF 3360, produzido pela TCR Composites, cujas propriedades são apresentadas na Tabela 2;
- Desmoldante WB 2700, da AXEL Plastics;
- Fita termo contrátil de poliéster com 0,002" de espessura, da DUNSTONE; e
- Adesivo epóxi AW106 e endurecedor HV953.

Tabela 2 - Propriedades elásticas e de resistência dos compósitos em estudo (Almeida Jr. et al., 2016).

Propriedade	Valor	Unidade
Módulo de elasticidade longitudinal ($E_{1,t} = E_{1,c}$)	151	GPa
Módulo de elasticidade transversal ($E_{2,t} = E_{2,c}$)	11	GPa
Módulo de cisalhamento no plano (G_{12})	4	GPa
Coeficiente de Poisson maior (ν_{12})	0,30	--
Coeficiente de Poisson menor (ν_{21})	0,20	--
Resistência à tração longitudinal ($\sigma_{1,t}$)	1500	MPa
Resistência à compressão longitudinal ($\sigma_{1,c}$)	1500	MPa
Resistência à tração transversal ($\sigma_{2,t}$)	50	MPa
Resistência à compressão transversal ($\sigma_{2,c}$)	250	MPa
Resistência ao cisalhamento ($\sigma_{12,c}$)	70	MPa

O mandril utilizado foi projetado de maneira a facilitar o processo de desmoldagem dos cilindros em compósito e ainda oferecer uma boa capacidade de fabricação para acelerar a produção das amostras. Fabricado em aço carbono trefilado, para possibilitar um acabamento superficial satisfatório, o mandril bipartido tem dimensões de 2250 x 25 mm, conforme apresentado na Figura 20.

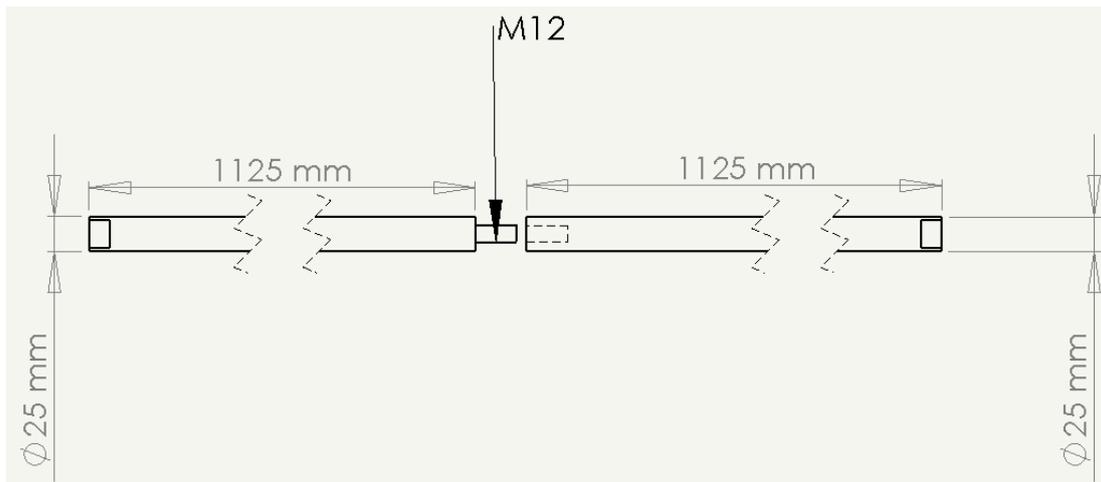


Figura 20 – Projeto do mandril utilizado para fabricação dos cilindros.

Para fabricação dos compósitos, utilizou-se um equipamento de *filament winding*, adquirido junto à empresa francesa MF TECH, modelo Kuka Roboter GmbH (Figura 21(a)), tipo KR 140 L 100-2, com 7 graus de liberdade contando com o eixo de giro do mandril. O robô Kuka tem uma capacidade de deslocamento transversal que varia de 1,85 m até 4,8 m (distância máxima entre as castanhas). O robô possui quatro alimentadores de fibra, cada um com sistema de tensionamento independente conforme pode ser visto nas Figuras 21(b) e 21(c).

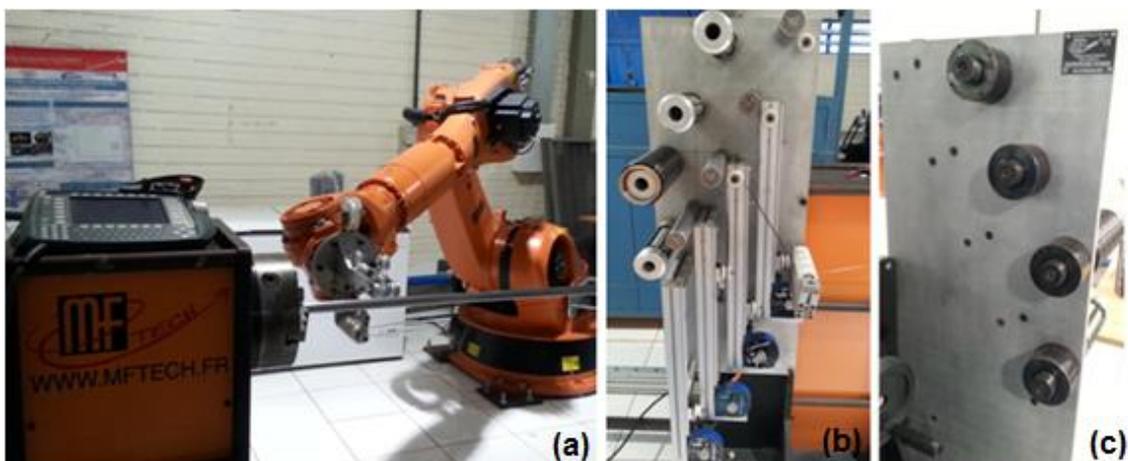


Figura 21 - Equipamento de FW MF Tech (a) alimentadores da fibra (b) e sistema de tensionamento (c).

Para o processo de cura do compósito foi utilizado uma estufa horizontal com convecção forçada e foi utilizado também um equipamento de corte TR 231 da marca Clipper com disco diamantado para realizar o corte das amostras.

4.2 Programação de enrolamento

A programação de enrolamento foi realizada utilizando o *software CADWind*. O *CADWind* funciona inicialmente como um software de CAD (*computer aided-design*), que a partir da geometria constituída utiliza um modelo físico do processo de FW para gerar um programa para a peça, ou seja, realiza o CAM (*computer aided-manufacturing*). Essa integração entre as duas etapas do processo minimiza a possibilidade de erros de projeto além de agilizar o processo.

Para se realizar a programação, insere-se o tipo da geometria da peça a ser enrolada. No caso dos cilindros deste trabalho, a geometria é cilíndrica e os domos utilizados foram os estendidos do corpo cilíndrico, uma vez que se trata apenas de uma extensão da região cilíndrica. Posteriormente, são inseridas as dimensões dos tubos e as propriedades do *towpreg*, como densidade da fibra e resina, largura do *roving* (*bandwidth*) e V_f .

Após inserir os dados, seleciona-se as propriedades particulares de cada tubo, bem como o padrão de enrolamento, número de camadas, ângulo de enrolamento e número de *rovings* (1 a 4). Para este trabalho foram utilizados dois tipos de enrolamento, não-geodésico (para 22° e 45°) e circunferencial (para $89,7^\circ$), como pode ser visto na Figura 22.

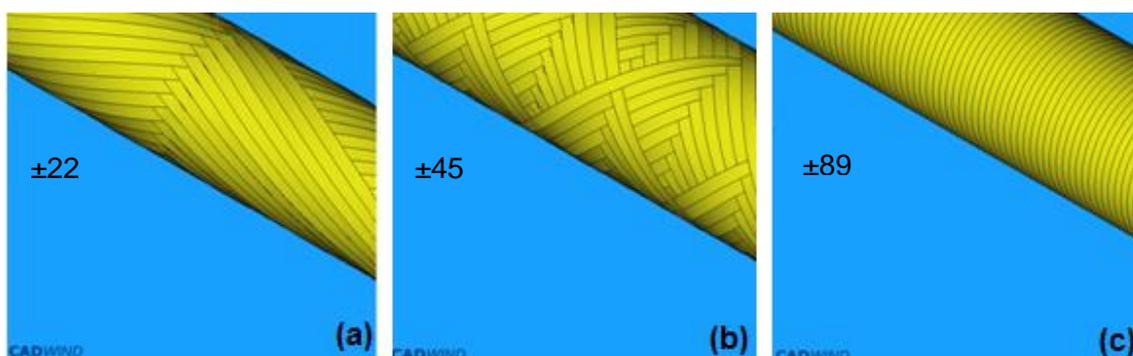


Figura 22 – Simulação do enrolamento para os ângulos de 22° (a), 45° (b) e 89° (c).

O *CADWind* realiza simulações como: simulação de enrolamento (Figura 23a) e simulação da variação de espessura ao longo da peça, onde pode-se perceber as maiores variações nas zonas de retorno (Figura 23b), além da simulação da variação do ângulo de enrolamento, que também se destaca nas zonas de retorno (Figura 23c).

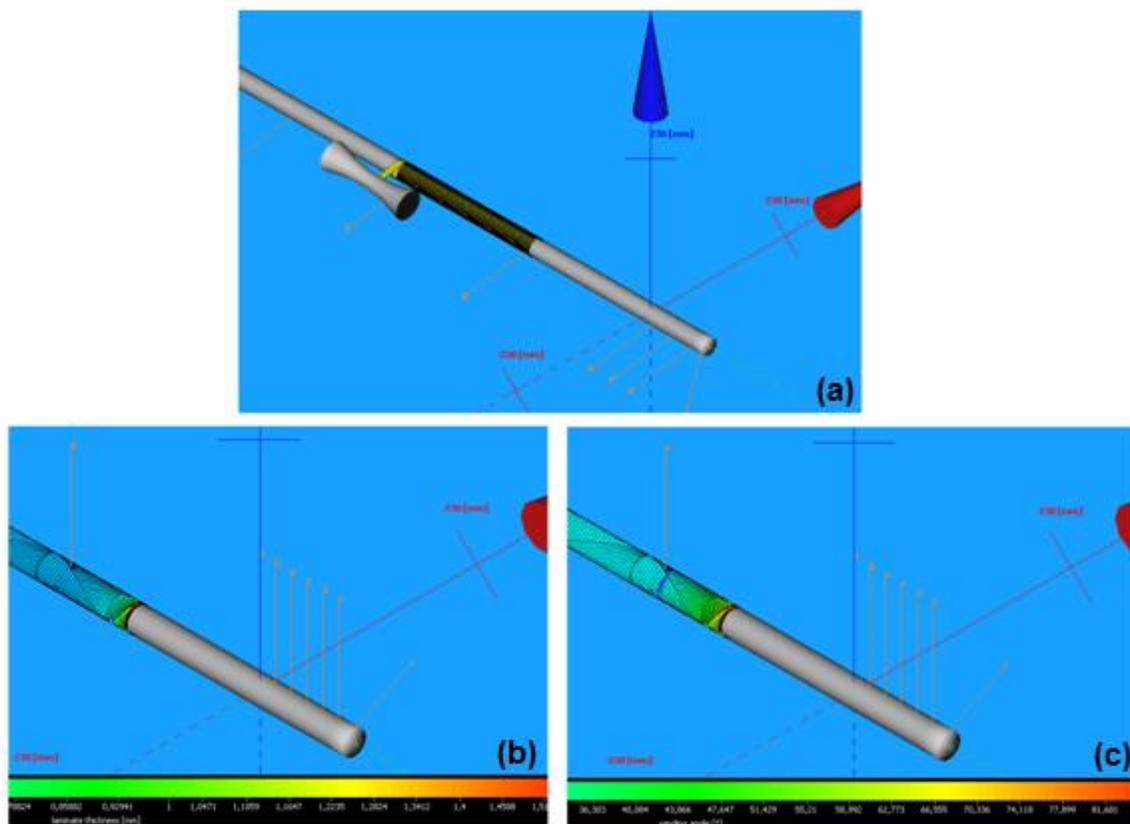


Figura 23 – Simulações CAM no software CADWind para programação dos enrolamentos: (a) simulação de enrolamento, (b) simulação da variação de espessura, (c) simulação de variação de ângulo de enrolamento.

4.3 Produção dos tubos

Após a finalização da programação, o código é inserido no robô para início da produção dos tubos. O mandril é montado para o enrolamento, onde antes da fabricação de cada tubo aplicou-se o agente desmoldante uniformemente sobre a superfície do mandril para possibilitar a desmoldagem da peça após a cura.

Os cilindros foram enrolados conforme as configurações apresentadas na Tabela 3, onde a peça possui comprimento de 2000 mm. Então, aplica-se a fita termo contrátil que tem a função de compactar o laminado, melhorar a consolidação e a qualidade superficial. Em seguida, o mandril é retirado da castanha e o sistema é levado à estufa horizontal para a cura dos compósitos. Os cilindros foram curados à uma temperatura de 130 °C durante 4 h conforme a recomendação do fabricante do *towpreg*. Posteriormente faz-se a remoção da fita termo contrátil.

Por fim, os tubos foram cortados para realização da caracterização. As extremidades dos tubos, as chamadas de zonas de contorno, foram descartadas devido à sobreposição das fibras, e a elevada variação de espessura nessa região.

Com as amostras cortadas, realizou-se uma microscopia ótica (MO) de cada camada nos laminados através do mesmo equipamento Carl Zeiss, Axio Scope. As análises foram realizadas com zoom de 30 vezes conforme pode ser visualizado na Figura 24.

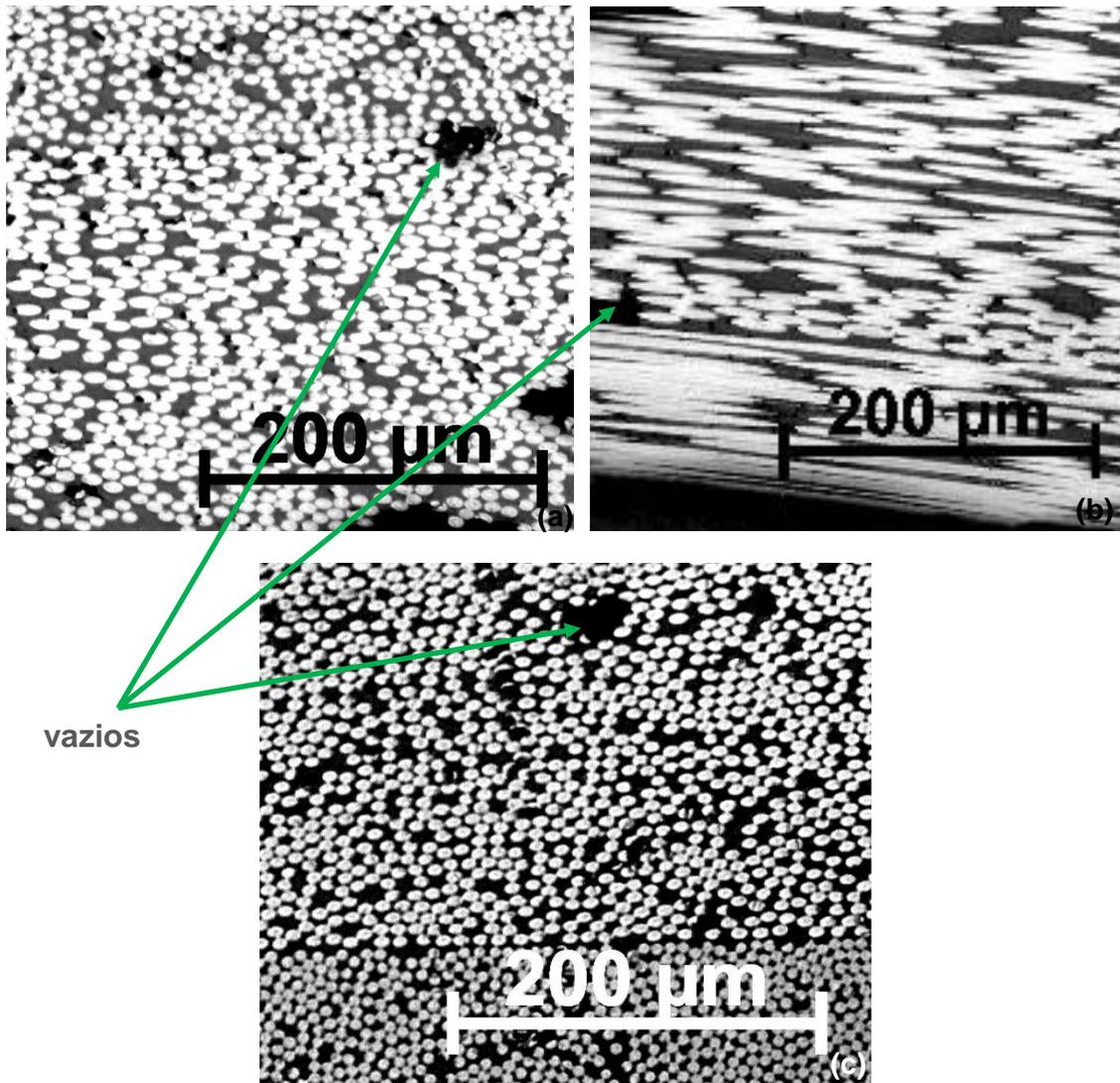
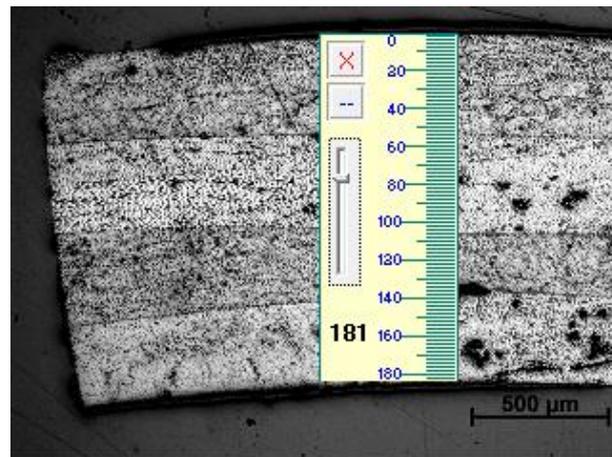


Figura 24 - Micrografias óticas das camadas das amostras, camada ± 22 no laminado $[\pm 22/\pm 45]$ (a), camada ± 89 no laminado $[\pm 89/\pm 45]$ (b) e ± 45 no laminado $[\pm 45]_2$ (c).

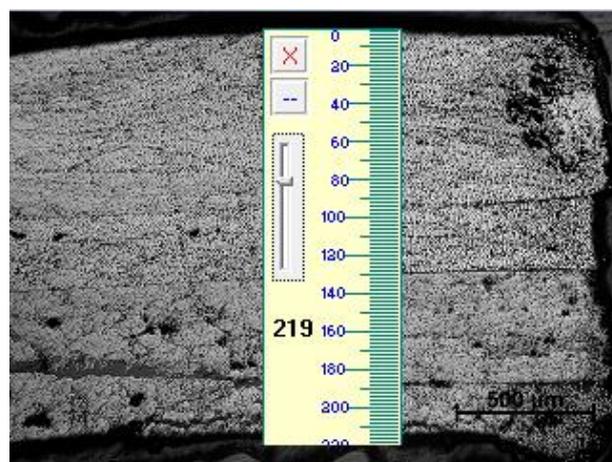
Nota-se a existência de vazios nas três orientações de fibras conforme indicado na Figura 24. Percebe-se ainda que a camada a ± 45 apresenta maior uniformidade na distribuição das fibras, podendo ser resultado de maior compactação.



(a)



(b)



(c)

Figura 25 -Micrografias ópticas das amostras para dos grupos $[\pm 22/\pm 45]$ (a), $[\pm 89/\pm 45]$ (b) e $[\pm 45]_2$ (c).

Realizou-se também a microscopia ótica (MO) dos laminados com zoom de 20 vezes para verificação da espessura dos laminados conforme a Figura 25. A escala de 500 μm corresponde a 75 pixels. Assim as espessuras das camadas também foram medidas com um paquímetro digital da Mitutoyo com escala de 0,01mm e os valores foram comparados com o valor medido na microscopia e apresentado na Tabela 3.

Tabela 3 – Medidas de espessura dos laminados realizadas através de um paquímetro e microscopia ótica.

Configuração	Espessura – paquímetro (mm)	Espessura -MO (mm)
[$\pm 22/\pm 45$]	$1,29 \pm 0,11$	1,21
[$\pm 89/\pm 45$]	$1,97 \pm 0,08$	2,04
[± 45]₂	$1,55 \pm 0,06$	1,46

5 Análise estrutural e caracterização dos tubos

Para se ter um entendimento melhor das análises e dos ensaios realizados criou-se o esquema que pode ser visualizado na Figura 26. Percebe-se que inicialmente realiza-se uma análise preliminar de torção, com uma abordagem analítica e uma numérica, além de um ensaio de torção. Posteriormente foram realizados os ensaios de compressão, abordagens analíticas e numéricas. Com o objetivo de se obter os valores de frequência natural, torque crítico de flambagem, e capacidade de transmissão de torque.

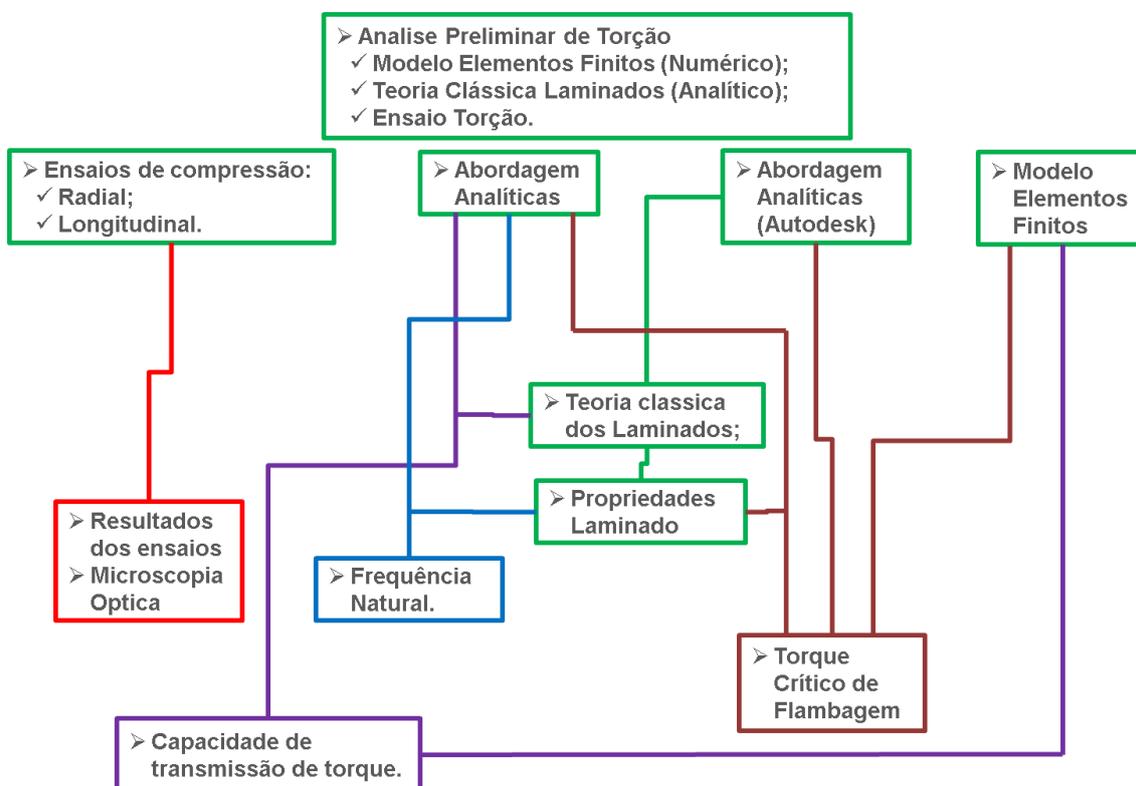


Figura 26 – Esquema das análises e ensaios realizados.

Com relação as análises, inicialmente, utilizou-se o software Autodesk Simulation Composite Design 2015 para se obter as propriedades do laminado. Para isso se insere os valores das propriedades de cada lâmina, espessura e ângulo de orientação e, através da teoria clássica dos laminados, o software fornecesse as propriedades do laminado.

Ainda no software da Autodesk realizou-se uma análise de flambagem, conforme pode ser visto na Figura 27, onde se utiliza as propriedades do laminado

obtidas anteriormente e se insere os valores dimensionais do cilindro. Assim, com um carregamento torsional aplicado, o software apresenta o valor de torque crítico de flambagem. Para a análise o software utiliza equações analíticas descritas no documento *Nasa SP – 8007 - Buckling of thin-walled circular cylinders*.

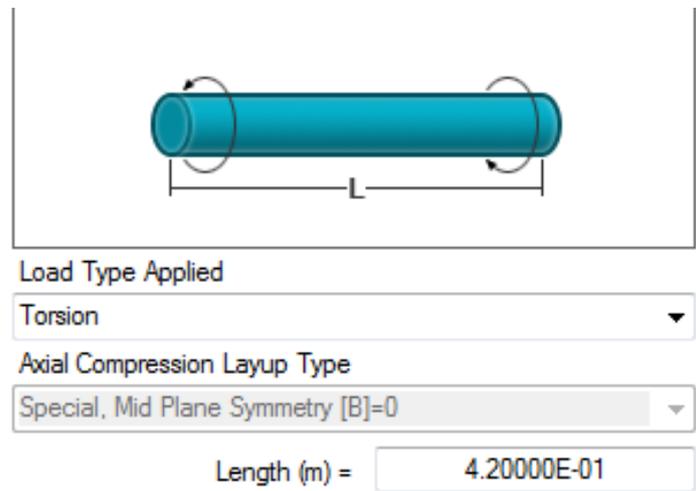


Figura 27 - Análise de flambagem para o laminado $[\pm 22/\pm 45]$.

A segunda análise também utilizou as propriedades do laminado. Engastou-se o cilindro em uma extremidade e aplicou-se um torque no valor de 400 N.m. Nessa análise obteve-se informações gerais do eixo, como tensões de cisalhamento máxima, mínima e no meio da espessura do cilindro, e rigidez e deslocamento em rotação.

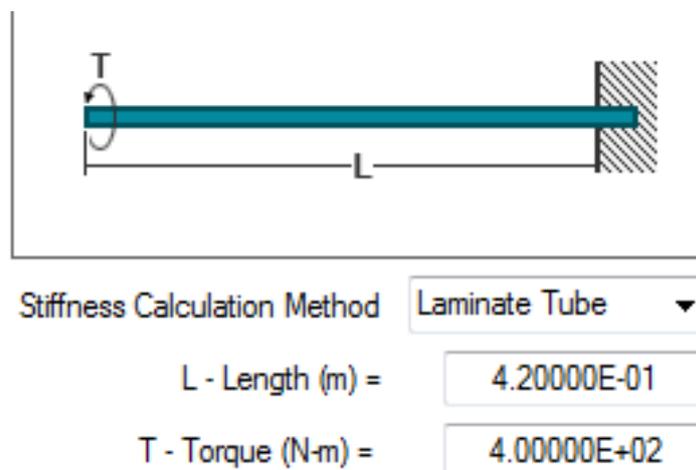


Figura 28 – Análise de capacidade de transmissão de torque para o laminado $[\pm 22/\pm 45]$.

Uma análise estrutural numérica preliminar foi realizada através do *software* Abaqus™ 6.13, utilizando o método dos elementos finitos (MEF). O Abaqus é um *software* comercial que utiliza o princípio básico do MEF, um método aproximado de cálculo de sistemas contínuos, onde este contínuo é dividido em um número finito de partes (elementos), conectadas entre si por pontos discretos, que são os nós. Esta subdivisão da estrutura em elementos denomina-se malha.

Dois tipos de análises foram feitos. Uma delas foi para determinar o torque crítico de flambagem e a outra para avaliar o torque máximo de trabalho, conforme descrição a seguir.

5.1 Torque crítico de flambagem

Para o torque crítico de flambagem, criou-se um modelo 3D do tipo casca, utilizando elementos lineares quadriláteros com integração reduzida (SR4) com três pontos de integração em cada camada. A malha tem 3640 elementos e 3666 nós, como pode ser observado na Figura 29.

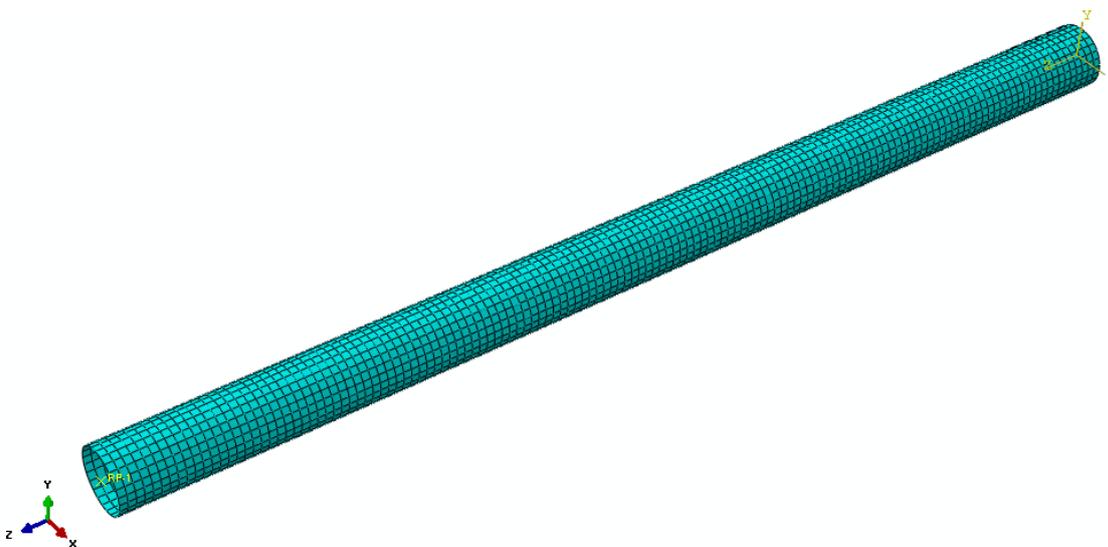


Figura 29 – Malha típica dos cilindros em torção

Para a análise, o modelo tubular foi engastado em uma extremidade, restringindo os deslocamentos e rotações em todas as direções, e aplicado um carregamento torsional em torno do eixo z na outra extremidade, gerando um momento de torção. Assim foi realizada uma análise de autovetor e autovalor

(*eigensolver*) onde é desconsiderado as não linearidades. Segundo Talib, 2009, uma análise linear para o torque crítico de flambagem é considerada satisfatória, já que estruturas cilíndricas de parede fina são pouco sensíveis a imperfeições.

5.2 Torque máximo de transmissão

Outro modelo numérico foi desenvolvido para determinar o torque máximo de transmissão. Este modelo difere do anterior apenas pela substituição do algoritmo de flambagem por uma análise estática, sendo a mesma extremidade engastada e com carregamento torsional binário de 400 N.m em torno do eixo z, que é a carga de torque em serviço do cilindro. Para estimar a carga de torção final dos cilindros, foi utilizado o critério de falha de Tsai-Wu, tal como descrito em Neli e Carrera (2012).

5.3 Experimental

a) Ensaio de torção:

Um laminado $[\pm 45]_5$ com espessura de 3,15 mm foi fabricado preliminarmente para validação dos resultados numéricos. Esse cilindro original pode ser visto na Figura 30(a), e depois de acoplado a insertos metálicos pode ser visto na Figura 30(b), os quais foram unidos pelo adesivo estrutural previamente citado.



Figura 30 – Cilindro em compósito $[\pm 45]_5$ (a), inserto metálico (b) e união adesivada (c)

Com este cilindro foi realizado um ensaio de torção, esse ensaio ocorreu em um equipamento de torção GIM de 1999. Nele, as duas extremidades são acopladas no equipamento e uma carga de torque é aplicada progressivamente até que haja a ruptura.

b) Compressão radial:

O ensaio de compressão radial foi realizado para se obter dados sobre a resistência à compressão dos tubos. O ensaio foi realizado em uma máquina universal de ensaios INSTRON modelo 3382, seguindo as recomendações da norma ASTM D2412-11. Os corpos de prova utilizados neste ensaio consistem em tubos com 25 mm diâmetro interno e 150 mm de comprimento, conforme pode ser visto na Figura 31(a). Uma quantidade mínima de 5 CPs para cada grupo de amostras foi ensaiada e a velocidade de deslocamento do ensaio foi de 12,5 mm/min.

Além da carga máxima de compressão de cada amostra, foi avaliada também a rigidez do tubo conforme a Eq. (33) retirada da norma que referenciou o ensaio.

$$PS = F \cdot \Delta y \quad (34)$$

onde: PS é a rigidez do tubo, F a força por comprimento do corpo de prova e Δy a variação de diâmetro interno.

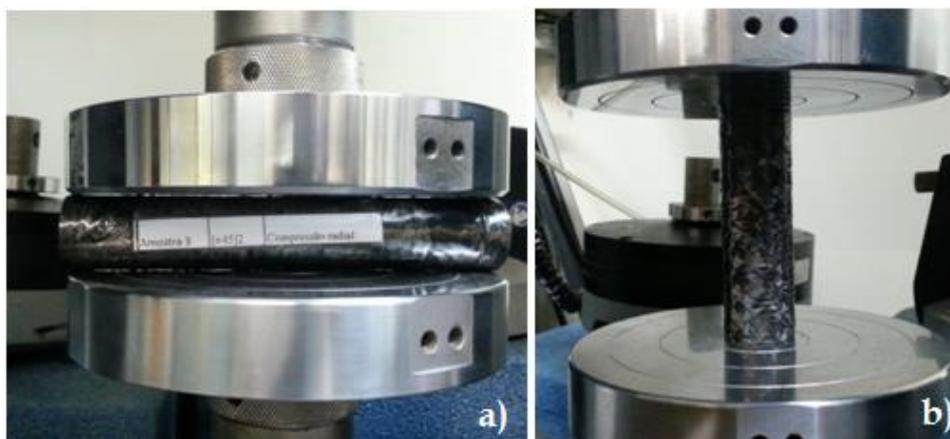


Figura 31 – Amostras preparadas para ensaios de compressão radial (a) e compressão longitudinal (b).

c) Compressão longitudinal:

O ensaio de compressão longitudinal, foi realizado na mesma máquina universal de ensaios Instron. Os corpos de prova utilizados neste ensaio consistem de tubos de 25 mm diâmetro interno e 100 mm de comprimento, conforme pode ser visto na Figura 31(b). Uma quantidade mínima de 5 CPs para cada grupo de amostras foi ensaiada, e a velocidade de deslocamento do ensaio foi de 12,5 mm/min.

d) Microscopia ótica

As amostras dos cilindros ensaiados em compressão radial e longitudinal foram analisadas novamente por microscopia ótica (MO) através do mesmo equipamento Carl Zeiss, Axio Scope. As análises foram realizadas com zoom de 20 vezes.

As amostras foram preparadas da mesma maneira que anteriormente, através dos seguintes passos: corte e embutidas em resina poliéster, lixamento manual em água com lixas de #220 a #600 e posterior polimento em solução de alumina (AlO_2)/água realizado em uma máquina politriz modelo PSK-2V, marca Skill-tec.

6 RESULTADOS E DISCUSSÕES

6.1 Torção

Os resultados de torção neste trabalho estão subdivididos de acordo com os parâmetros mais relevantes para o projeto de semieixos em material compósito de alta performance para aplicação em um veículo automotivo.

6.1.1 Capacidade de transmissão de torque

Primeiramente, para a análise de capacidade de transmissão de torque, modelos numérico e analítico foram desenvolvidos utilizando o critério de falha Tsai-Wu para prever a resistência ao torque de um cilindro com 5 camadas orientadas a $\pm 45^\circ$. Para tal, realizou-se um ensaio de torção para comparação com os resultados numéricos e analíticos. A Figura 32 apresenta o resultado experimental para o torque suportado pelo cilindro e observa-se que o cilindro resistiu a um carregamento de 780 N.m.

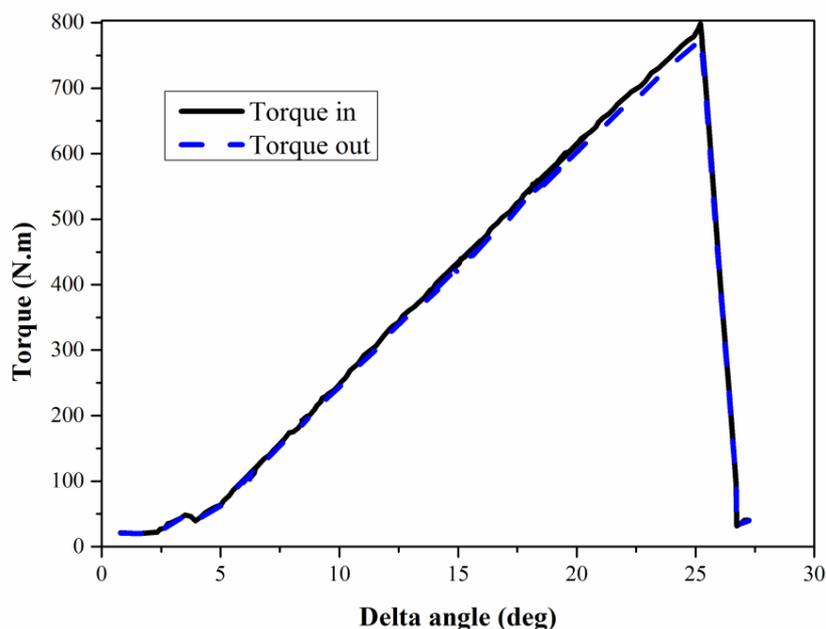


Figura 32 – Curva torque vs deslocamento do cilindro ensaiado $[\pm 45]_5$.

O semieixo em estudo opera em serviço sob um carregamento torsional máximo de 400 N.m isto prova que o cilindro $[\pm 45]_5$ resiste a um torque 95% maior que o necessário para a aplicação escolhida. Considerando que o fator massa é crítico para o dimensionamento de qualquer estrutura de alto desempenho, as outras

análises realizadas no presente trabalho consideram cilindros com apenas 2 camadas $+\theta$ e $-\theta$.

A Figura 33 apresenta o cilindro $[\pm 45]_5$ fraturado após o ensaio de torção. Nota-se que a fratura ocorreu no sentido da orientação do reforço e não houve flambagem durante o ensaio. Também, nota-se que a fratura aconteceu relativamente afastada das hastes metálicas, validando assim o ensaio realizado. Além disso, o adesivo estrutural utilizado mostrou-se eficiente, uma vez que a falha ocorreu no material (falha coesiva) e não no adesivo.



Figura 33 – Fratura do cilindro $[\pm 45]_5$ ensaiado.

Na Tabela 4 pode-se observar que os modelos analítico e numérico apresentam resultados condizentes com o ensaio experimental de torção, sendo que o resultado numérico mostrou-se mais conservador que o analítico em relação ao experimental.

Tabela 4 – Resultados numérico, analítico e experimental para o cilindro sob torção

Laminado	Resistência ao torque (N.m)		
	<i>Numérico</i>	<i>Analítico</i>	<i>Experimental</i>
$[\pm 45]_5$	607	903	780

Estes dois modelos analítico e numérico utilizando o Tsai-Wu como critério de falha, foram empregados para calcular a capacidade de transmissão do semieixo.

Além disso, foram avaliados os dados de rigidez à torção e deslocamento angular no cilindro, que são apresentados na Tabela 5.

Tabela 5 - Rigidez à torção e deslocamento angular nos cilindros.

Laminado	Rigidez à torção (N/m²)	Ângulo máximo de torção
[±22/±45]	3,31×10 ³	2,9°
[±89/±45]	1,61×10 ³	1,0°
[±45]₂	6,39×10 ³	1,5°

Nota-se que o laminado [±45]₂, além de ser o mais resistente devido ao fato de apresentar mais camadas a 45°, também é o que apresenta maior rigidez. Apesar disso, o laminado [±89/±45] tem menor deformação angular devido à maior espessura do laminado.

Se toda a seção transversal do cilindro tem o mesmo raio e está submetido ao mesmo torque (torção pura), o ângulo θ irá variar linearmente, sendo que o ângulo na extremidade do semieixo em estudo é reportado na Tabela 5 como sendo a resposta do cilindro quando submetido àquele momento de torção.

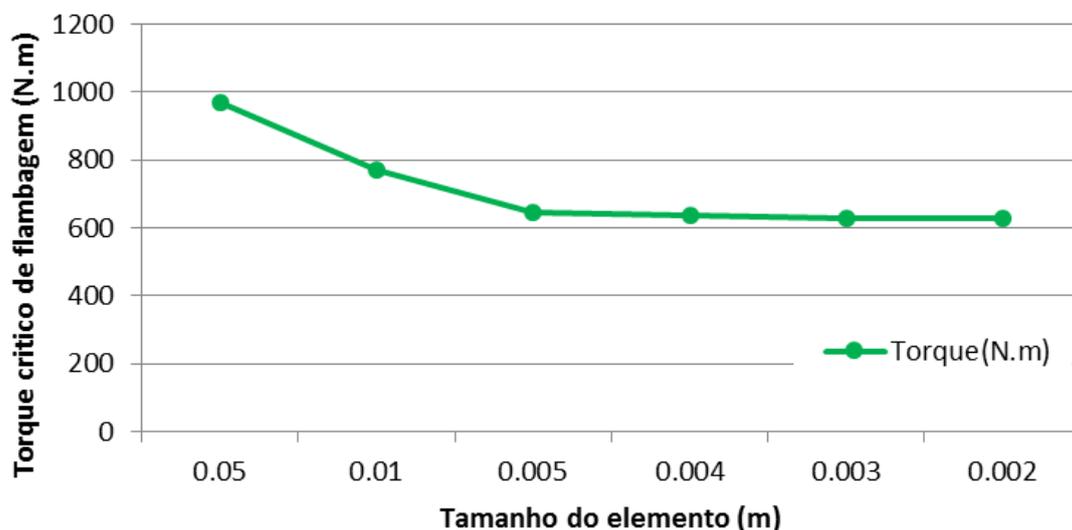


Figura 34 – Convergência da malha para o torque de flambagem.

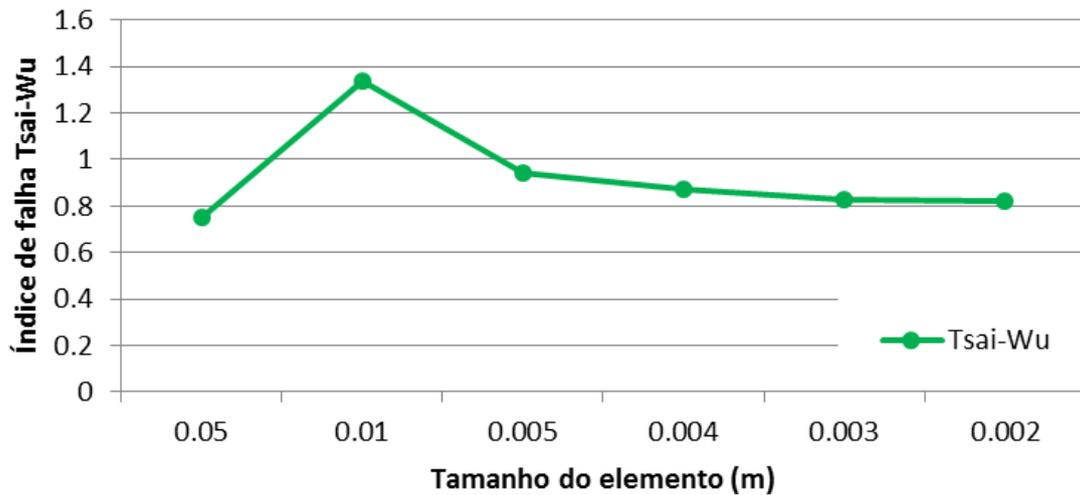


Figura 35 - Convergência de malha para o parâmetro capacidade de torque.

Para os modelos em elementos finitos, inicialmente se fez uma análise de convergência de malha. Onde reduziu-se o tamanho dos elementos desde 0,05m, conforme pode ser visualizado nas Figuras 34 e 35, até que houvesse a convergência, o que ocorreu em ambos os modelos com elementos de 0,003m. Resultando nos 3640 elementos já citados anteriormente:

A Tabela 6 apresenta os índices de falha calculados através de ambos os métodos, numérico e analítico, aplicando um carregamento de 400 N.m, sendo que este é o valor de referência utilizado, ou seja, o torque máximo aplicado ao semieixo em serviço. Os resultados analítico e numérico apresentam a mesma tendência, onde o cilindro $[\pm 45]_2$ possui uma maior resistência à torção. Assim como as previsões apresentadas na Tabela 4, para a resistência à torção do laminado $[\pm 45]_5$, os cálculos numéricos apresentaram valores inferiores aos analíticos possivelmente devido a abordagem mais conservadora desse modelo.

Tabela 6 – Índice de falha calculados para prever a resistência á torção dos cilindros utilizando o critério de falha de Tsai–Wu.

Laminado	Resistência ao torque (N.m)	
	<i>Numérico</i>	<i>Analítico</i>
$[\pm 22/\pm 45]$	1,10	1,76
$[\pm 89/\pm 45]$	1,14	1,21
$[\pm 45]_2$	0,82	1,04

O fato do laminado que possui camadas enroladas a $\pm 45^\circ$ apresentar o melhor comportamento sob torção é esperado, uma vez que este é considerado o ângulo ótimo para estruturas cilíndricas submetidas a carregamento torsional, possuindo também uma maior resistência ao cisalhamento.

A Figura 36 (a-c) apresenta os resultados numéricos para a carga máxima de torque suportada pelos cilindros utilizando o critério de falha de Tsai-Wu, resultados estes que apenas confirmam os apresentados na Tabela 6.

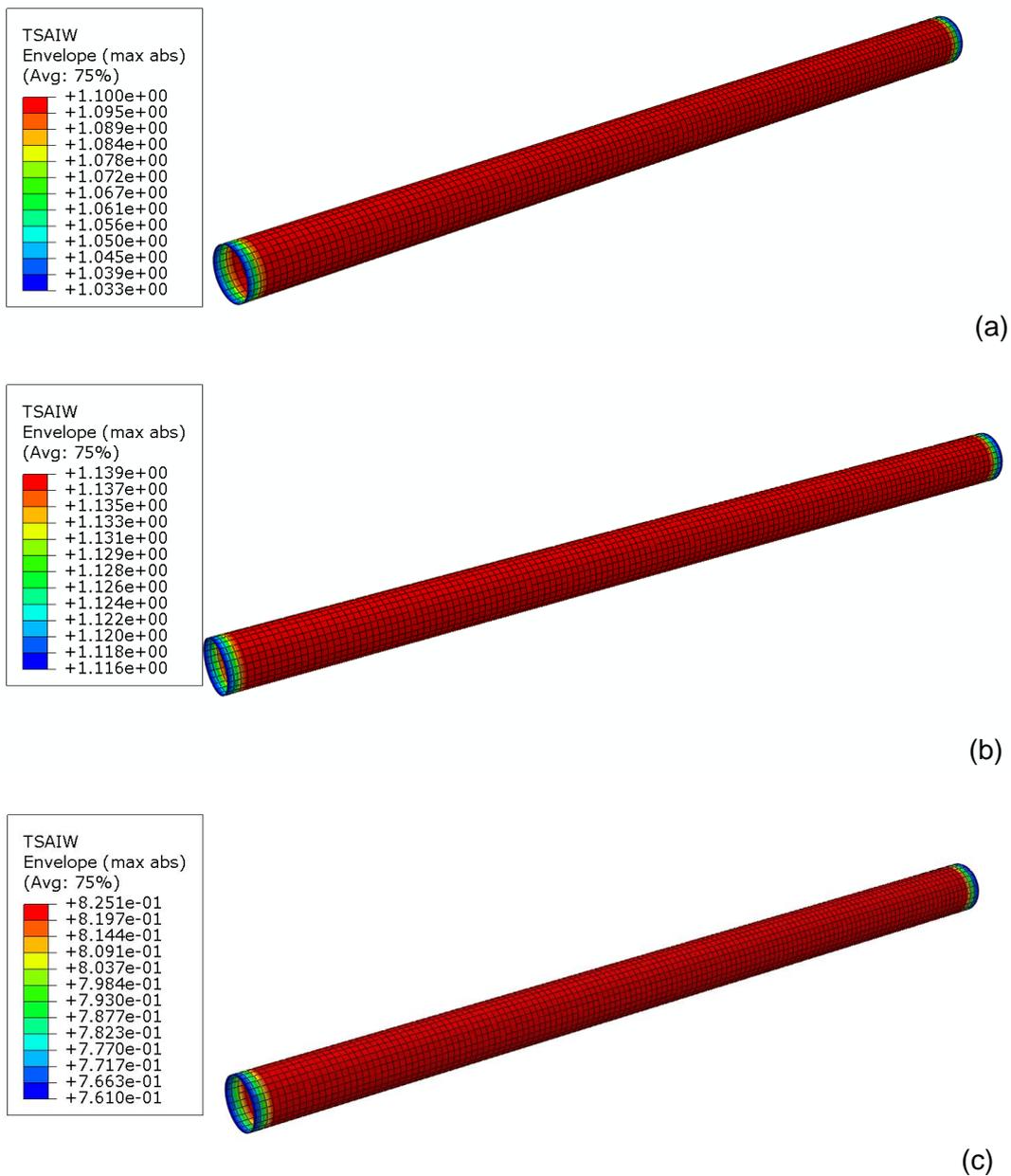


Figura 36 – Resistência ao torque para os laminados $[\pm 22/\pm 45]$ (a), $[\pm 89/\pm 45]$ (b) e $[\pm 45]_2$ (c).

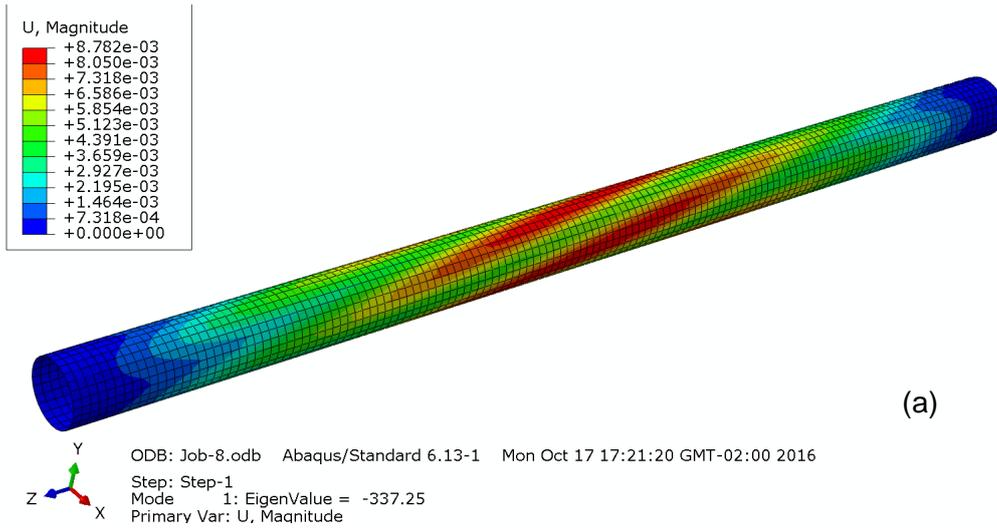
6.1.2 Flambagem

A torção crítica de flambagem foi calculada através de três métodos, analiticamente através do software comercial Autodesk Simulation Composite, do modelo analítico apresentado na seção 4, e numericamente utilizando o método MEF. Nota-se nas Figuras 37 (a-c) que os laminados apresentam comportamento diferente entre eles devido à diferente sequência de empilhamento das camadas.

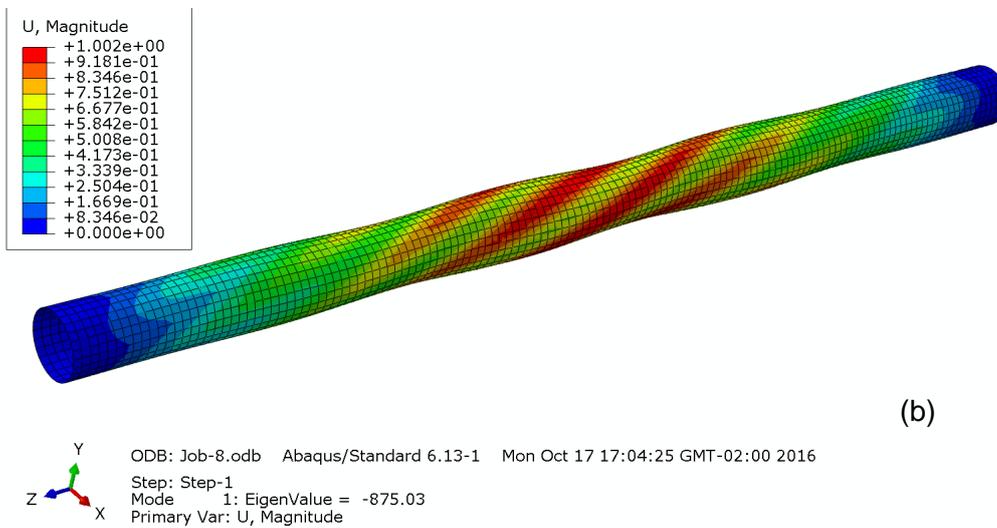
Através da Figura 37(b), observa-se o cilindro com sequência de empilhamento $[\pm 89/\pm 45]$. O comportamento apresentado é esperado, uma vez que para evitar o fenômeno de instabilidade geométrica no tubo, é necessário rigidez na direção circunferencial do cilindro, o que é conferido pela camada de ± 89 . Sendo assim, a amostra com essa configuração apresenta uma maior rigidez e, conseqüentemente, um torque de maior magnitude seria necessário para que ocorresse a flambagem nessa amostra. Para as configurações $[\pm 22/\pm 45]$ e $[\pm 45_2]$, nota-se que esses cilindros têm um comportamento mais instável, sendo necessário um torque menor para que ocorra instabilidade geométrica.

Quando um cilindro em material compósito é submetido a um carregamento torsional, a carga de flambagem é diferente se a direção da torção aplicada no eixo do cilindro é positiva ou negativa. Esse fenômeno foi observado nos cilindros em estudo, cujos resultados estão apresentados na Figura 37 e na Tabela 7. Isso se deve ao fato de que estruturas fabricadas pelo processo de FW possuem uma configuração de entrelaçamento entre as fibras, o que não é considerado nas análises numérica e analítica utilizadas.

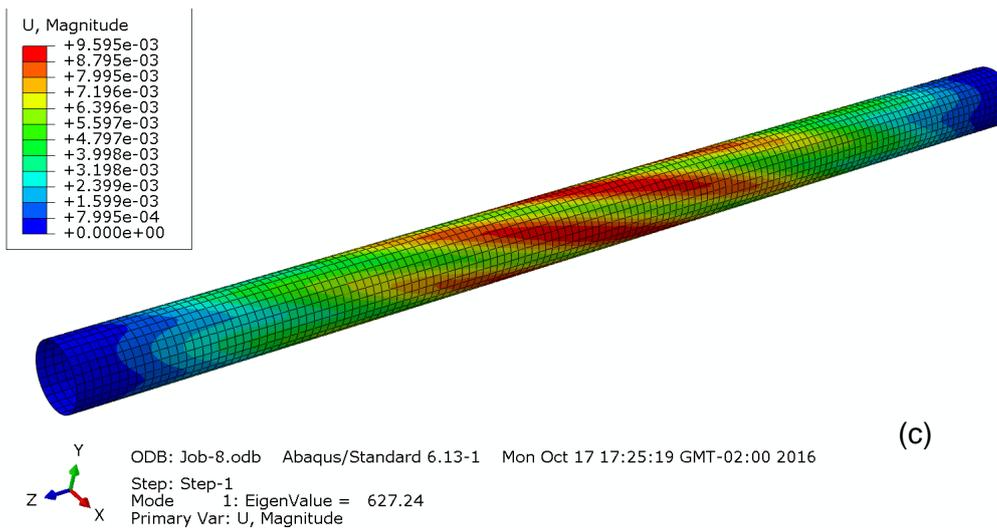
Ao comparar os valores de torque necessários para que haja flambagem calculados numericamente e apresentados na Figura 37 (a-c), nota-se que os modelos analíticos apresentam resultados mais conservadores. Nota-se ainda que o laminado com camadas a 89° tem melhor desempenho em flambagem. Outro ponto a ser levado em consideração é que apenas o laminado $[\pm 89/\pm 45]$ ultrapassou o valor de 400 N.m, que representa a carga de trabalho limite de operação do semieixo em todas as análises.



(a)



(b)



(c)

Figura 37 – Análise numérica de flambagem para as amostras $[\pm 22/\pm 45]$ (a), $[\pm 89/\pm 45]$ (b) e $[\pm 45_2]$ (c).

Tabela 7 - Momentos de flambagem calculados analiticamente e numericamente.

Laminado	Momento de Flambagem (N.m)		
	<i>Numérico</i>	<i>Analítico (Autodesk)</i>	<i>Analítico</i>
[±22/±45]	337	550	182
[±89/±45]	875	2227	1335
[±45]₂	627	674	248

É válido ressaltar que os valores numéricos de momento de flambagem apresentados na Tabela 7 foram coletados como sendo o eigenvalue associado ao 1º modo de flambagem, que é o único modo de flambagem realístico. Para o presente caso, todos os outros modos de flambagem associados ao momento aplicado são idealizados, e por esse motivo não são apresentados.

6.2 *Frequência natural*

Um modelo analítico foi utilizado para o cálculo da frequência natural dos cilindros em compósito. Os resultados da primeira frequência natural dos cilindros, dada pela Eq. (27), estão na Tabela 8.

Tabela 8 – Frequência natural em flexão.

Laminado	Frequência natural (Hz)
[±22/±45]	990
[±89/±45]	742
[±45]₂	741

Em relação aos resultados de frequências naturais, quanto menor o valor, mais próxima a frequência natural será da frequência de trabalho (cerca de 120 Hz). Assim, todos os laminados estão bem acima do valor de serviço. O melhor desempenho em frequência natural de flexão foi do laminado [±22/±45], um resultado condizente com o esperado. Isso ocorre devido à existência de uma camada com as fibras orientadas mais próximas à longitudinal, aumentando assim o módulo de flexão e consequentemente a frequência natural de flexão.

6.3 Compressão radial

A Figura 38 (a-c) apresenta os resultados para os cilindros submetidos à compressão radial. É possível observar para os 3 grupos de amostras, que os resultados para as curvas carga vs. deslocamento em cada grupo são bastante similares, indicando a confiabilidade e consistência dos resultados obtidos.

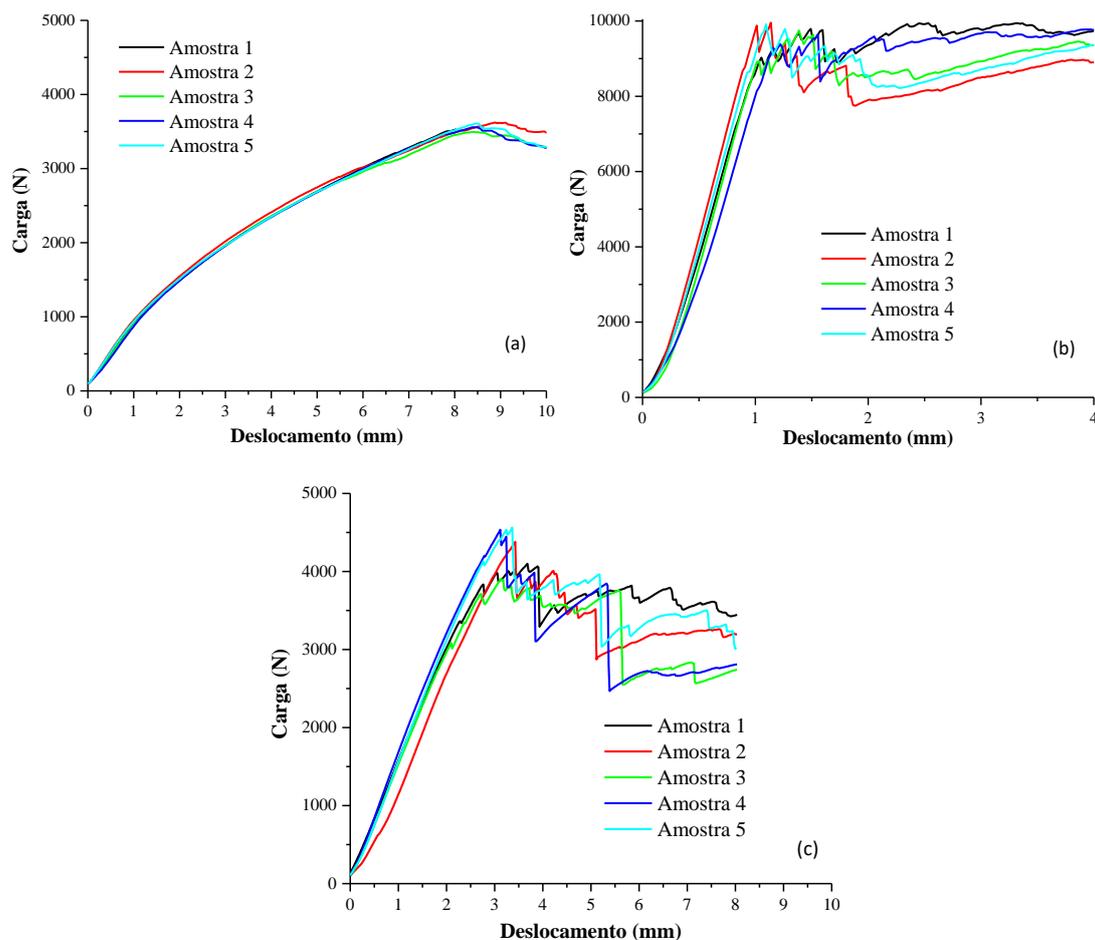


Figura 38 - Curvas carga vs. deslocamento para os grupos $[\pm 22/\pm 45]$ (a), $[\pm 89/\pm 45]$ (b) e $[\pm 45]_2$ (c) sob compressão radial.

Através da Figura 38(a) observa-se que as amostras apresentam um pico discreto em torno de 3,6 kN, a um deslocamento de ≈ 9 mm, posteriormente note-se que a carga aplicada não apresenta um decréscimo evidente. Esta é uma evidência que o cilindro começou a flambar após atingir o pico máximo de carga, o que se deve à presença de camadas mais próximas a 0° . Já o cilindro $[\pm 89/\pm 45]$, apresentado na Figura 38(b), apresenta um pico máximo claro em torno de 10 kN, a um deslocamento

de 1 mm, porém as amostras continuaram suportando carga após esse fenômeno. A possibilidade de flambagem é menor, devido à orientação mais predominante na direção do carregamento. A cilindro $[\pm 45]_2$ apresentado na Figura 38(c) suportou cargas menor que a amostra $[\pm 89/\pm 45]$ e apresentou menores defleções, porém, outro pico menor de carga foi observado ao longo do ensaio. Isto se deve à ausência de camadas circunferenciais no laminado, onde as camadas orientadas a 45° delaminaram.

A Figura 39 apresenta uma curva típica para cada grupo de amostra submetida a compressão radial, onde é possível distinguir mais facilmente o seu comportamento. Observa-se que o laminado $[\pm 89/\pm 45]$ suporta maior carga compressiva devido à presença de camadas circunferenciais, o laminado somente com camadas a 45° apresenta delaminações e comportamento intermediário, enquanto o cilindro $[\pm 22/\pm 45]$ flambou e apresentou pior comportamento nesta avaliação.

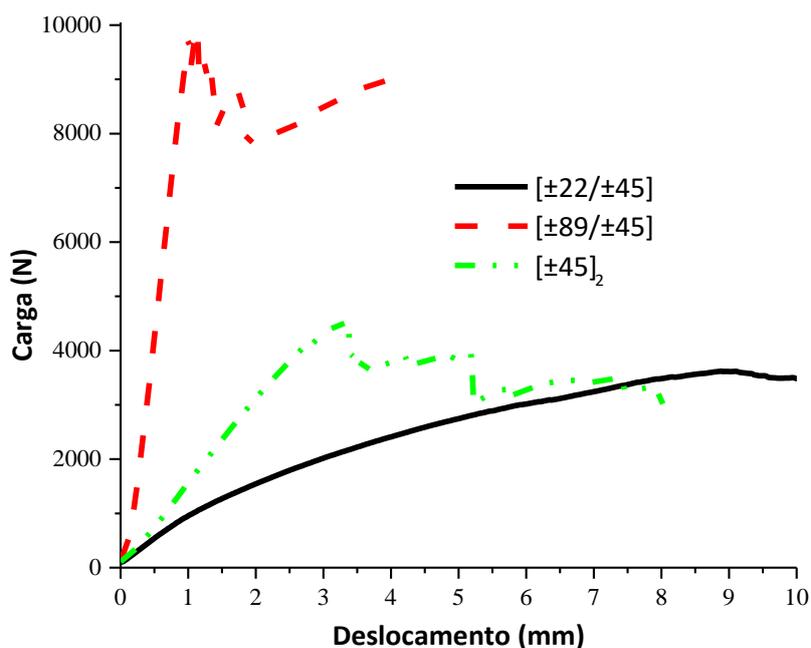


Figura 39 – Curvas carga x deslocamento típicas para cada grupo de cilindros.

A Tabela 9 apresenta os valores médios de carga máxima suportada por cada laminado no ensaio de compressão radial. Os resultados apresentados confirmam a tendência de carga máxima suportada pelos cilindros $[\pm 89/\pm 45]$. Além disso, o baixo desvio padrão comprova a boa qualidade geral dos cilindros fabricados por FW.

Tabela 9 – Rigidez do tubo calculada para uma deflexão de 5%.

Laminado	Força máxima (kN)	Rigidez (kPa)	Fator de rigidez (Pa.m ³)	Deflexão percentual
[±22/±45]	3,56 ± 0,05	5849 ± 136	13,6 ± 0,3	33,7% ± 1,1%
[±89/±45]	9,88 ± 0,09	55518 ± 5287	129,3 ± 12,3	4,7% ± 0,5%
[±45] ₂	4,30 ± 0,28	10045 ± 1007	23,4 ± 2,3	11,1% ± 1,7%

A Tabela 9 também apresenta resultados dos parâmetros sugeridos pela norma ASTM D2412-11 para os cilindros carregados radialmente sob compressão. Os valores para rigidez dos cilindros corroboram os resultados apresentados na Figura 39, onde o cilindro [±89/±45] possui maior rigidez entre os grupos. O fator de rigidez é um parâmetro utilizado para projeto de estruturas cilíndricas em material compósito atuando sob compressão radial. Por outro lado, o mesmo cilindro possui a menor deflexão percentual e um comportamento mais frágil, havendo assim pouca tendência de flambagem para essa amostra.

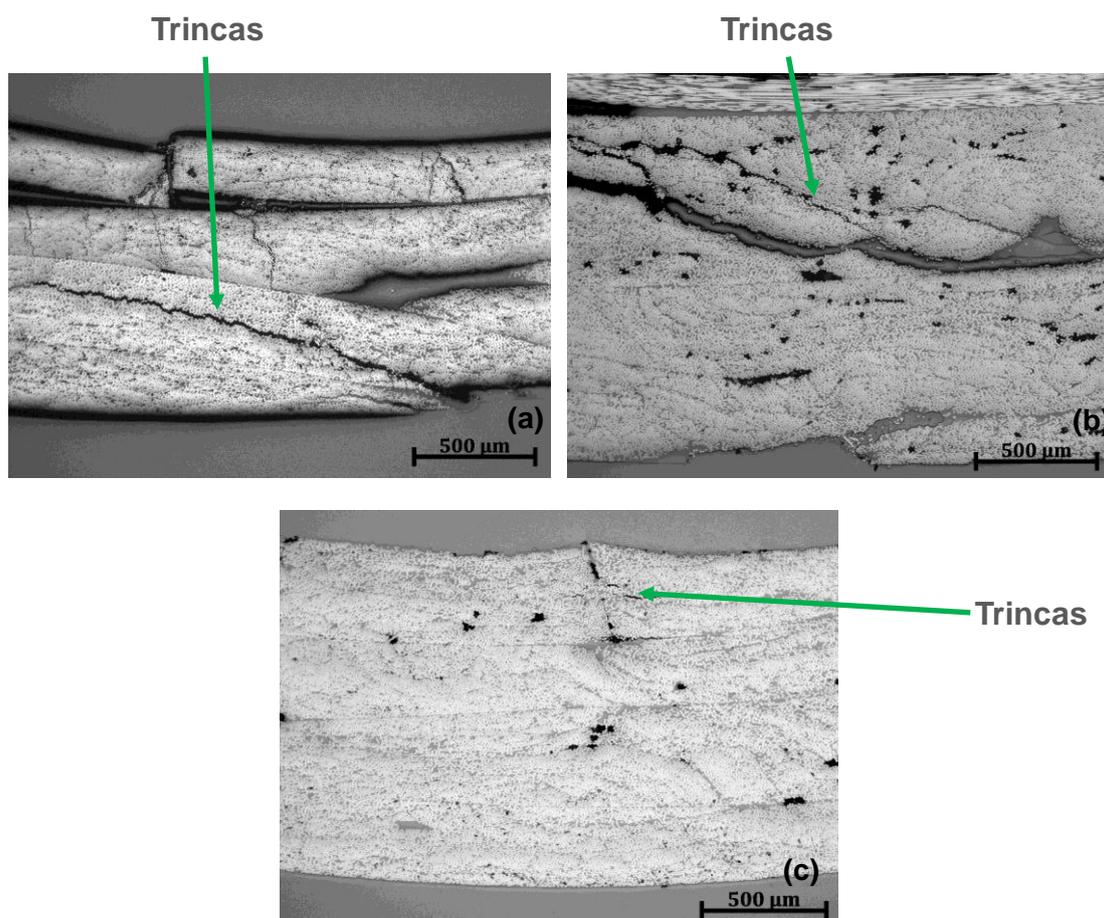


Figura 40 – Micrografias ópticas das amostras fraturadas para os grupos [±22/±45] (a), [±89/±45] (b) e [±45]₂ (c) sob compressão radial.

A fim de confirmar o modo de falha dos cilindros carregados radialmente e interpretar com mais consistência as curvas carga vs. deslocamento, foram feitas micrografias dos cilindros fraturados e observados em um microscópio óptico, conforme mostra a Figura 40. É possível observar algumas falhas na direção da fibra em todas as amostras. Corroborando os resultados apresentados na Figura 40(a), comprova-se alto nível de delaminação no cilindro $[\pm 89/\pm 45]$, visto pelas trincas horizontais na micrografia mais acentuadas nas camadas $\pm 45^\circ$. Porém, todos os cilindros delaminaram, mesmo que em diferentes níveis, devido às camadas de $\pm 45^\circ$.

6.4 Compressão longitudinal

Conforme pode-se notar na Figura 41(a) os resultados de compressão longitudinal no laminado $[\pm 22/\pm 45]$ foram similares para todas as amostras ensaiadas. O referido cilindro apresentou 2 picos em todas as curvas, sendo um discreto e próximo ao pico máximo de carga para as amostras. Isto aconteceu devido à delaminação da camada de $\pm 45^\circ$, e posteriormente ocorreu a falha da camada de $\pm 22^\circ$. Na Figura 41(b) observa-se que o cilindro $[\pm 89/\pm 45]$ apresentou uma variação maior nos resultados, e, como a amostra $[\pm 22/\pm 45]$, 2 picos de carga, um discreto e outro mais evidente, caracterizando a carga máxima suportada. Já o laminado $[\pm 45]_2$ (Figura 41(c)) apresentou comportamento típico de flambagem, pois a amostra chegou em um determinado nível de carga e continuou deformando até o fim do ensaio. Este resultado é esperado devido à ausência de camadas na direção axial e, pelas camadas orientadas a $\pm 45^\circ$, que causam assim um equilíbrio entre as tensões axial e radial, conduzindo a ocorrência de flambagem, onde o cilindro sofreu instabilidade geométrica.

Tabela 10 - Força máxima suportada pelas amostras sob compressão longitudinal.

Laminado	Força máxima (kN)
$[\pm 22/\pm 45]$	16,44 ± 0,70
$[\pm 89/\pm 45]$	21,85 ± 2,50
$[\pm 45]_2$	19,70 ± 0,60

Observa-se na Figura 42 uma curva representativa para cada grupo de amostras ensaiadas em compressão longitudinal. Claramente, observa-se que a

amostra $[\pm 45]_2$ flambou e, apesar de as amostras $[\pm 89/\pm 45]$ e $[\pm 22/\pm 45]_2$ apresentarem níveis de deflexão similares na carga máxima, o cilindro $[\pm 89/\pm 45]$ suportou uma carga maior.

A Tabela 10 apresenta uma compilação da carga máxima média suportada pelos cilindros carregados sob compressão longitudinal. Corrobora-se os resultados apresentados anteriormente, onde o laminado $[\pm 89/\pm 45]$ suportou maior nível de carregamento, fator esse que também se deve à maior espessura deste cilindro.

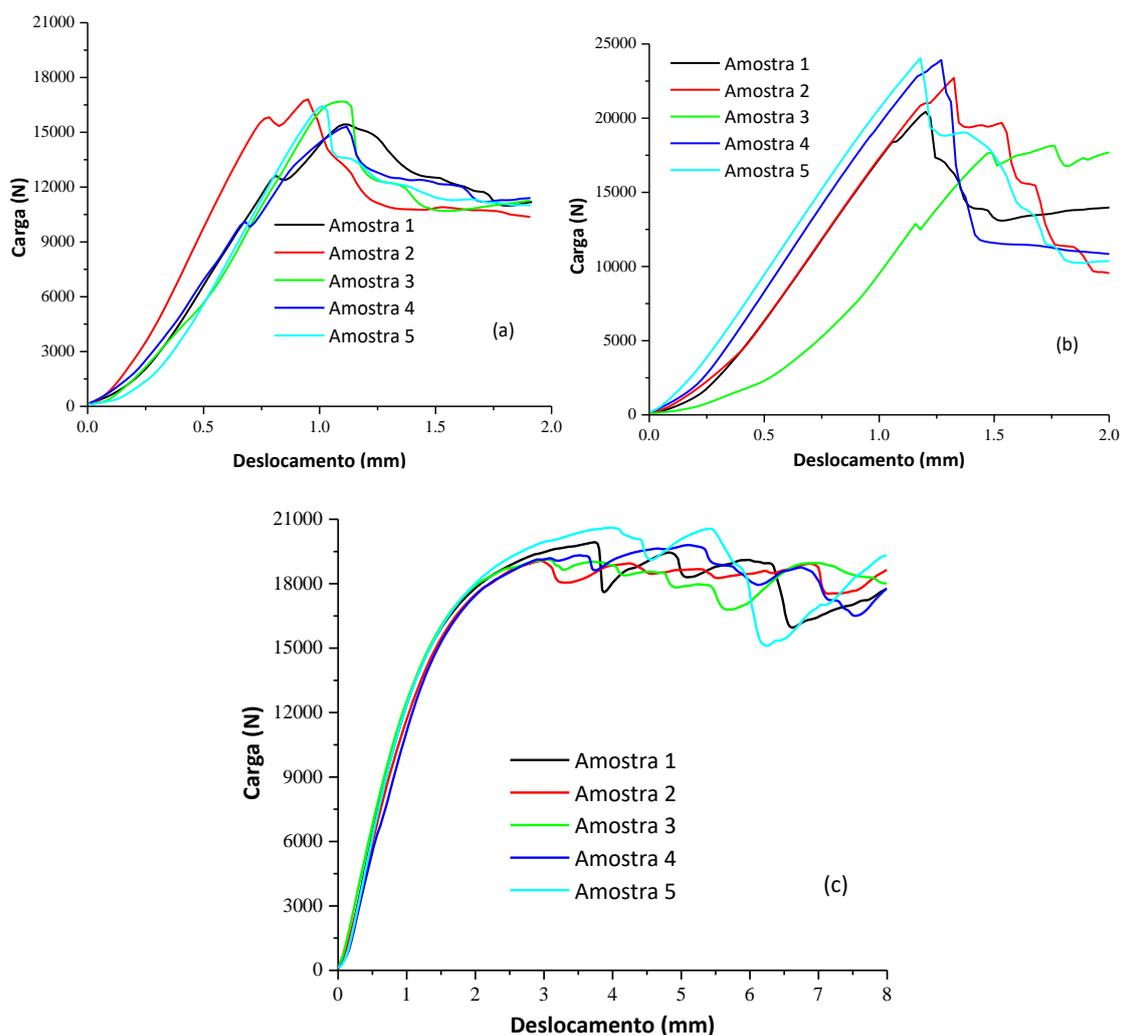


Figura 41 - Curvas carga vs. deslocamento para os grupos $[\pm 22/\pm 45]$ (a), $[\pm 89/\pm 45]$ (b) e $[\pm 45]_2$ (c) sob compressão longitudinal.

A Figura 43 (a-c) apresenta micrografias dos cilindros fraturados no ensaio de compressão longitudinal. No cilindro $[\pm 22/\pm 45]$, observou-se flambagem local associada à fratura da matriz, no eixo longitudinal e sem que houvesse quebra de

filamentos. O laminado $[\pm 89/\pm 45]$ apresentou algumas fraturas na fibra, porém observou-se flambagem elástica, sem apresentar qualquer anomalia. Já os cilindros $[\pm 45]_2$, apesar de apresentarem pequenas delaminações, mostraram tipicamente flambagem total. É possível ainda notar regiões ricas em resina e presença de pequenos vazios em todas as amostras.

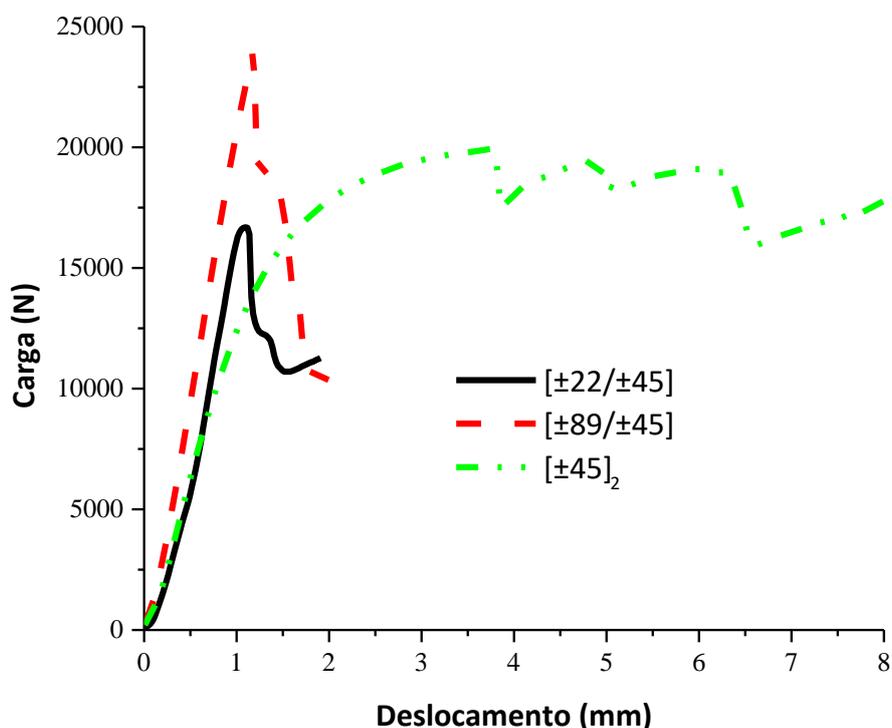


Figura 42 - Curvas típicas de carga x deslocamento selecionadas para cada grupo de cilindros sob compressão longitudinal.

Na Tabela 11 apresenta-se uma compilação de todos os resultados obtidos através das análises e dos ensaios. Nota-se que nos ensaios de compressão radial e compressão longitudinal e no parâmetro de frequência natural, todos os laminados atenderam os requisitos da aplicação. No parâmetro de torque crítico de flambagem o laminado $[\pm 89/\pm 45]$ apresentou os maiores valores, e modelo analítico se mostrou muito conservador em relação aos modelos numérico e o do software da autodesk.

Com relação a capacidade de transmissão de torque, note-se o único laminado que atendeu os requisitos da aplicação é o $[\pm 45]_2$, isso ocorre pelo maior número de camadas a $\pm 45^\circ$, sendo este o ângulo considerado ótimo para estruturas cilíndricas submetidas a carregamento torsional, possuindo também uma maior resistência ao

cisalhamento. Deste modo, é esperado que o melhor comportamento sob torção seja do laminado que possui mais camadas nessa orientação.

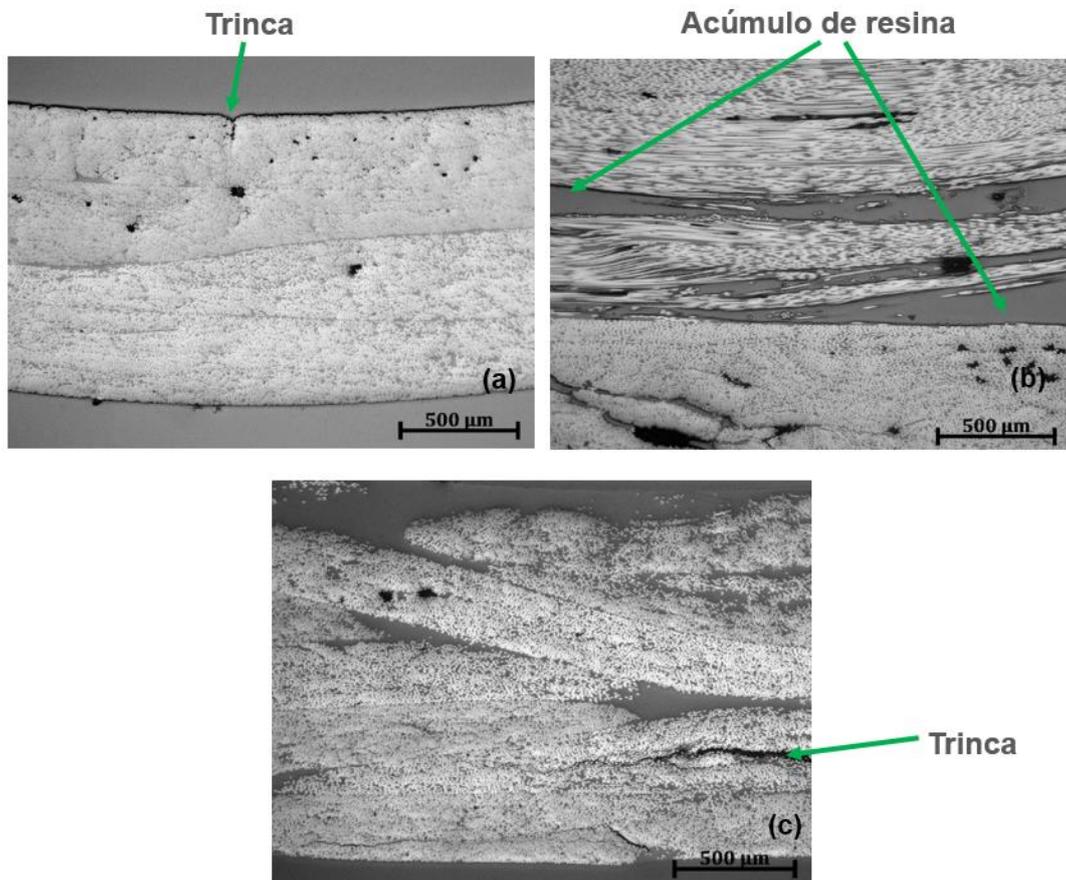


Figura 43 - Micrografias das amostras fraturadas para os grupos $[\pm 22/\pm 45]$ (a), $[\pm 89/\pm 45]$ (b) e $[\pm 45]_2$ (c) fraturas sob compressão longitudinal.

Tabela 11 – Compilação dos resultados obtidos.

Laminados	Ensaio		Frequência natural	Análises				
	Compressão radial (kN)	Compressão longitudinal (kN)		Torque crítico de flambagem			Capacidade de transmissão de torque (If Tsai-Wu)	
				Numérico	Autodesk	Analítico	Numérico	Analítico
$[\pm 22/\pm 45]$	3,56	16,44	990	337	550	182	1,10	1,76
$[\pm 89/\pm 45]$	9,88	21,85	742	875	2227	1335	1,14	1,21
$[\pm 45]_2$	4,3	19,7	741	627	674	248	0,82	1,04

7 CONCLUSÕES

O presente trabalho abordou o comportamento mecânico de semieixos em material compósito através de abordagens analíticas, numéricas e experimentais. Os parâmetros considerados foram frequência natural, torque crítico em flambagem, transmissão de torque, compressão longitudinal e compressão radial.

O parâmetro capacidade de transmissão de torque apresentou uma boa correlação entre o analítico e o numérico. Observou-se que o laminado $[\pm 45]_2$ apresentou o melhor desempenho neste parâmetro. Esse parâmetro é o de maior relevância para a aplicação, pois é aquele que gera mais esforços em um semieixo. Assim, o fato de todos os laminados possuírem camadas enroladas a $\pm 45^\circ$ é devido a esse ângulo ser considerado ótimo para estruturas cilíndricas submetidas a carregamento torsional, possuindo também uma maior resistência ao cisalhamento. Deste modo, é esperado que o melhor comportamento sob torção seja do laminado que possui mais camadas nessa orientação.

No torque crítico de flambagem, o laminado $[\pm 89/\pm 45]$ apresentou o melhor resultado entre os três modelos desenvolvidos, sendo os valores muito superiores aos 400 N.m requeridos na aplicação do cilindro. Para o laminado $[\pm 45]_2$, o único modelo que não atingiu os 400 N.m foi o analítico, que de maneira geral é mais conservador que o numérico. Apesar disso, os outros dois modelos utilizados, tanto analítico quanto numérico, apresentaram resultados similares, e em torno de 50% acima do valor requerido. Assim, pode-se considerar que este laminado tem condições de atender às solicitações da aplicação.

Foram realizados cálculos a fim de certificar que as frequências naturais estão acima dos valores de frequência de trabalho. O laminado que possui camadas orientadas mais próximas da longitudinal obteve o melhor desempenho levando esse parâmetro em consideração.

O comportamento dos cilindros em compressão radial apresentou curvas carga vs. deslocamento similares para as amostras, creditado à boa repetitividade do processo de enrolamento filamental, bem como a boa execução dos ensaios. O melhor desempenho foi o do laminado $[\pm 89/\pm 45]$, pois às fibras da camada de $\pm 89^\circ$ estão na orientação do carregamento. O laminado $[\pm 45]_2$ apresentou um comportamento intermediário, mas ainda assim, atendeu os requisitos para a aplicação em um semieixo.

Para a compressão longitudinal, as famílias de laminados não apresentaram a mesma uniformidade de resultados que na compressão radial, principalmente para a

família de amostras do laminado $[\pm 89/\pm 45]$. O laminado $[\pm 22/\pm 45]$ foi o que apresentou os melhores resultados, por possuir fibras mais próximas à direção longitudinal. O laminado $[\pm 45]_2$ apresentou pequenas delaminações. Para as três famílias de amostras, observou-se comportamento típico de falha por flambagem, seja ela local ou global.

Por fim, conclui-se que o laminado $[\pm 45]_2$ apresentou melhor desempenho mecânico. Além disso, a redução de peso do semieixo desenvolvido, utilizando o laminado $[\pm 45]_2$, em relação ao de aço, é de 47%. Já em relação ao custo, um semieixo de carbono/epóxi custa cerca de 2,5x mais que um semieixo de aço. Considerando que esses semieixos são utilizados em aplicações de elevada performance, as vantagens com relação às melhores propriedades mecânicas e baixo peso se sobressaem quando comparadas ao seu maior custo inicial.

8 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

- Análise sobre uniões entre inserto metálico e cilindro compósito;
- Estudo sobre o comportamento em fadiga dos cilindros;
- Avaliar o efeito da espessura no comportamento em torção dos cilindros.

9 Referências

Abdalla FH, Mutasher SA, Khalid YA, Sapuan SM, Hamouda AMS, Sahari BB, Hamdan MM. - Design and fabrication of low cost filament winding machine. *Materials and Design*; 28, 234-239, 2007.

Akiva U, Itzhak E, Wagner HD. - Elastic constants of three-dimensional orthotropic composites with platelet-ribbon reinforcement composites. *Science and Technology*; 57, 173-184, 1997.

Almeida Jr JHS, Souza SDB, Botelho EC, Amico SC. - Carbon fiber-reinforced epoxy filament-wound composite laminates exposed to hygrothermal conditioning. *Journal of Materials Science*; 51(9), 4697-4708, 2016.

Astrom BT – *Manufacturing of Polymer Composites*. Nelson Thornes, 2002.

Bader MG. - Selection of composite materials and manufacturing routes for cost-effective performance. *Composites: Part A*; 33, 913-934, 2002.

Badie MA, Mahdi E, Hamouda AMS. - An investigation into hybrid carbon/glass fiber reinforced epoxy composite automotive drive shaft. *Materials and Design*; 32, 1485–1500, 2011.

Banerjee A, Sun L, Mantell SC, Cohen D. - Model and experimental study of fiber motion on wet filament winding. *Composites: Part A*; 29A, 251-263, 1998.

Barsoum I, Khan F, Barsoum Z. - Analysis of the torsional strength of hardened splined shafts. *Materials and Design*; 54, 130–136, 2014.

Beck RW, Colton JS. - Mechanical Properties of Parts Manufactured from prestaged thermosetting towpreg. *Polymer Composites*; 19(6), 724-731, 1998.

Bhajantri VS, Bajantri SC, Shindolkar AM, Amarapure SS. - Design and analysis of composite drive shaft. *IJRET*; 3, 2321-7308, 2014.

Coulon JF, Tournier N, Maillard H. - Adhesion enhancement of Al coatings on carbon/epoxy composite surfaces by atmospheric plasma. *Applied Surface Science*; 283, 843– 850, 2013.

Crolla D A. - Automotive Engineering, Power Train, Chassis System, Vehicle Body. Butterworth-Heinemann; 2009.

Edie DD. - The effect of processing on the structure and properties of carbon fibers. Carbon; 36(4), 345-362, 1998.

Faria H, Pereira CMC, Pires FMA, Marques AT - Kinetic models for the SR1500 and LY556 epoxies under manufacturer's recommended cure cycles. European Polymer Journal; 49, 3328-3336, 2013.

Furukawa T, Michopoulos JG, Kelly DW. - Elastic characterization of laminated composites based on multiaxial tests. Composite Structures; 86, 269–278, 2008.

Gere JM - Mecânica dos materiais. Thomson; 2003.

Hibbeler RC. - Resistência dos materiais. Pearson Education; 2009.

Huang Y, Young RJ. - Effect of fibre microstructure upon the modulus of pan and pitch based carbon fiber. Carbon; 33(2), 97-107, 1995.

Kanchanomai C, Thammareuechuc A. - Effects of stress ratio on fatigue crack growth of thermoset epoxy resin. Polymer Degradation and Stability; 94, 1772–1778, 2009.

Karakoç A, Santaoja K, Freund J. - Simulation experiments on the effective in-plane compliance of the honeycomb materials. Composite Structures; 96, 312–320, 2013.

Khoshravan MR, Paykani, A. Design of a composite drive shaft and its coupling for automotive application. Journal of Applied Research and Technology; 10, 826-834, 2012.

Kim HS, Lee DG. - Optimal design of the press fit joint for a hybrid aluminum/composite drive shaft. Composite Structures; 70, 33–47, 1995.

Kim JK, Lee DG, Cho DH. - Investigation of Adhesively Bonded Joints. Journal of Composite Materials; 35(11), 999-1021, 2001.

Kim KS, Kim WT, Lee DG. - Optimal tubular adhesive-bonded lap joint of the carbon fiber epoxy composite shaft. Composite Structures; 21, 163-176, 1992.

Kim WT, Lee DG. - Torque transmission capabilities of adhesively bonded tubular lap joints for composite drive shafts. *Composite Structures*; 30, 229-240, 1995.

Koussios, S. *Filament Winding: a unified approach*. PhD Thesis. DUP Science; The Netherlands; 2004.

Lee DG, Kim HS, Kim JW, Kim JW. - Design and manufacture of automotive hybrid aluminum composite propeller shaft. *Composite Structures*; 63, 87-99, 2004.

Levy Neto F, Pardini LC. - *Compósitos Estruturais*. Blucher; 2006.

Lossie M, Van Brussel H. - Design principles in filament winding. *Composites Manufacturing*; 5(1), 1994.

Mallick PK. - *Fiber reinforced composites materials, manufacturing, and design*. Taylor & Francis Group; 2007.

Molitor P, Barron V, Young T. - Surface treatment of titanium for adhesive bonding to polymer composites: a review. *International Journal of Adhesion & Adhesives*.; 21, 129-136, 2001.

Montagnier O, Hochard C. - Optimisation of hybrid high-modulus/high-strength carbon fibre reinforced plastic composite drive shafts. *Materials and Design*; 46, 88–100, 2012.

Mutasher SA. - Prediction of the torsional strength of the hybrid aluminum/composite drive shaft. *Materials and Design*; 30, 215–220, 2009.

Naik G N, Gopalakrishnan S, Ganguli R. - Design optimization of composites using genetic algorithms and failure mechanism based failure criterion. *Composite Structures*; 83, 354–367, 2008.

Naik GN, Murty AVK, Gopalakrishnan S. - A failure mechanism based failure theory for laminated composites including the effect of shear stress. *Composite Structures*; 69, 219–227, 2005.

Naik GN, Murty AVK. - A failure mechanism-based approach for design of composite laminates. *Composite Structures*; 45, 71-80, 1999.

Nali P, Carrera E. - A numerical assessment on two-dimensional failure criteria for composite layered structures. *Composites: Part B*.; 43, 280–289, 2012.

Nunes JP, Bernardo CA, Pouzada AS, Edie DD. - Formation and characterization of carbon/polycarbonate towpregs and composites. *Journal of Composite Materials*. 31(17), 1758–1777, 1997.

Park SJ. - *Carbon Fiber*. Spring Science; 2015.

Philipp TR, Winkler T, Reinhart G. - Enhanced production control for prepreg manufacturing. *Procedia Cirp* 7; 467–472, 2013.

Rangaswamy T, Vijayarangan S. - Optimal sizing and stacking sequence of composite drive shafts. *Materials Science*; 11(2), 1320-1392, 2005.

Reid RG, Paskaramoorthy R. - An extension to classical lamination theory for use with functionally graded plates. *Composite Structures*.; 93, 639–648, 2011.

Riley WF, Sturges ID, Morris DH. - *Mecânica dos materiais*. LTC; 2003.

Rosenow, MWK. - Wind angle effects in glass fibre reinforced polyester filament wound pipes. *Composites*; 15(2), 144-152, 1984.

Shokrieh MM, Hasani A, Lessard LB. - Shear buckling of a composite drive shaft under torsion. *Composite Structures*.; 64, 63–69, 2004.

Somer DD, Peric, D, Souza Neto EA, Dettmer, WG. - On the characterization of elastic properties of long fiber composites using computational homogenization. *Computational Materials Science*; 83, 149–157, 2014.

Srikanth L, Rao, RMVGK. - Concurrent studies on braided and filament wound carbon fiber composites, a comparative appraisal. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*; 30(16), 1359–1365, 2011.

Stark W, Jaunich M, McHugh J. - Carbon-fibre epoxy prepreg (CFC) curing in an autoclave analogue process controlled by Dynamic Mechanical Analysis (DMA). *Polymer Testing*; 32, 1487–1494, 2013.

Sun Z, Zhao L, Chen L, Song Y. - Research on failure criterion of composite based on unified macro- and micro-mechanical model. *Chinese Journal of Aeronautics*.; 26(1), 122–129, 2013.

Talib ARA, Ali A, Badie MA, Lah NAC, Golestaneh AF. - Developing a hybrid, carbon/glass fiber-reinforced, epoxy composite automotive drive shaft. *Materials and Design*; 31, 514–521, 2010.

Tsai SW, Wu EM. - A general theory of strength for anisotropic materials. *Journal of Composite Materials*; 5(1), 58-80, 1971.

Wang R, Jiao W, Liu W, Yang F, He X. - Slippage coefficient measurement for non-geodesic filament-winding process. *Composites: Part A*; 42, 303–309, 2011.

Wazir AH, Kakakhel L. - Preparation and characterization of pitch-based carbon fibers. *New Carbon Materials*; 24(1), 83-88, 2009.

Yusof N, Ismail AF. - Post spinning and pyrolysis processes of polyacrylonitrile (PAN)-based carbon fiber and activated carbon fiber: A review. *Journal of Analytical and Applied Pyrolysis*; 93, 1–13, 2013.