

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
Mariana Martins Duque

**ANÁLISE DA RESISTÊNCIA AO CISALHAMENTO DE
COMPÓSITOS COM MATRIZ POLIMÉRICA
UTILIZADOS NA INDÚSTRIA AEROESPACIAL**

Taubaté - SP
2018

MARIANA MARTINS DUQUE

**ANÁLISE DA RESISTÊNCIA AO CISALHAMENTO DE
COMPÓSITOS COM MATRIZ POLIMÉRICA
UTILIZADOS NA INDÚSTRIA AEROESPACIAL**

Trabalho de Graduação apresentado para
obtenção do Certificado de Graduação do
curso de Engenharia Aeronáutica do
Departamento de Engenharia Mecânica da
Universidade de Taubaté.

Orientador(a): Dr. Evandro Luís Nohara

Coorientador(a): Dr. Luiz Cláudio Pardini

**Taubaté – SP
2018**

SIBi – Sistema Integrado de Bibliotecas / UNITAU

- D946a Duque, Mariana Martins
Análise da resistência ao cisalhamento de compósitos com matriz polimérica utilizados na indústria aeroespacial / Mariana Martins Duque. -- 2018.
63 f. : il.
- Monografia (graduação) – Universidade de Taubaté, Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica, 2018.
Orientação: Prof. Dr. Evandro Luís Nohara, Departamento de Engenharia Mecânica.
Coorientação: Prof. Dr. Luiz Claudio Pardini, Instituto Tecnológico de Aeronáutica.
1. Cisalhamento. 2. Compósitos. 3. Fibra de Carbono. 4. Resistência Mecânica. I. Título. II. Graduação em Engenharia Aeronáutica.
- CDD – 629.1

MARIANA MARTINS DUQUE

ANÁLISE DA RESISTÊNCIA AO CISALHAMENTO DE COMPÓSITOS COM
MATRIZ POLIMÉRICA UTILIZADOS NA INDÚSTRIA AEROESPACIAL

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO APROVADO COMO PARTE
DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE “**GRADUADO EM
ENGENHARIA AERONÁUTICA**”

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO COORDENADOR DE CURSO DE
GRADUAÇÃO DO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA



Prof. Me. LUIZ RICARDO HERCOS
Coordenador de Trabalho de Graduação

BANCA EXAMINADORA:



Prof. Dr. Evandro Luís Nohara
UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ



Prof. Dr. Luiz Cláudio Pardini
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Prof. Me. Paulo de Tarsó de Moraes Lobo
UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

30 de Outubro de 2018

Dedico este trabalho aos meus pais,
Rosemary e Ideraldo e à minha querida
irmã Gabriella que sempre acreditaram e
persistiram no meu potencial.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar, agradeço a minha família pelo apoio incondicional em todas as dificuldades e todas as conquistas.

Aos meus orientadores Dr. Evandro Luís Nohara, pela orientação e motivação aos estudos que deram início a essa pesquisa, e ao Dr. Luiz Cláudio Pardini, pelos ensinamentos e conselhos que o fizeram um pai durante todo o projeto.

À Universidade de Taubaté – UNITAU, que ofereceu um ambiente educacional com profissionais qualificados.

Ao Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, que ofereceu uma excelente infraestrutura e ferramentas que possibilitaram a realização deste trabalho.

À equipe de funcionários do Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, que sempre estiveram dispostos a contribuir com dedicação e paciência, em especial ao Dr. Christian Frederico Ávila Von Dollinger pela confiança e amizade.

Aos professores Dr. Evandro Luís Nohara, Dr. Luiz Cláudio Pardini e Me. Paulo de Tarso de Moraes Lobo por aceitarem compor a banca avaliadora.

“Se a humanidade quiser continuar (a viver) por mais milhões de anos, nosso futuro residirá na ousadia de ir aonde ninguém mais ousou ir.”

(STEPHEN HAWKING)

RESUMO

A indústria aeronáutica e aeroespacial demanda a utilização de materiais estruturais que sejam resistentes, rígidos e pouco suscetíveis a corrosão. Essa necessidade impulsionou a busca de materiais com melhores propriedades específicas. Dentre os materiais de engenharia com essas características os materiais compósitos obtidos de fibras de carbono/matriz polimérica são essenciais em aplicações de alto desempenho na indústria aeroespacial. Estes são caracterizados pelo empilhamento de camadas de lâminas individuais constituídas de reforço e matriz, usualmente polimérica. A utilização desses materiais tem ganhado frentes antes restritas a materiais metálicos convencionais devido à combinação eficiente de baixa massa, resistência mecânica e módulo elástico. A característica construtiva laminar impõe restrições na aplicação desses materiais onde esforços de cisalhamento são presentes em estruturas. Sendo assim, deve-se avaliar de forma sistemática essa propriedade almejando atender limites de resistência especificados para uso estrutural. No presente trabalho foram caracterizados compósitos obtidos com fibras de carbono obtidas a partir de poliacrilonitrila (PAN) e Rayon, e matriz resina fenólica. A preparação dos materiais compósitos foi realizada por processo de laminação a vácuo e prensagem, sob ciclo de temperatura controlado. Os compósitos obtidos foram caracterizados pela fração em volume de fibras e microscopia ótica para avaliação da microestrutura. As características desses reforços influenciam sobremaneira na resistência mecânica. Foram obtidas propriedades sob esforço de cisalhamento interlaminar em modo viga curta bi-apoiada e cisalhamento no plano em modo losipescu. Os valores analíticos obtidos situaram-se na faixa de 20-100 MPa, e foram comparados a simulação numérica por elementos finitos.

Palavras-chave: Compósitos. Fibra de Carbono. Cisalhamento. Resistência Mecânica.

ABSTRACT

The aeronautical and aerospace industry demands the use of structural materials that are resistant, rigid and not susceptible to corrosion. This need stimulated the search for materials with better specific properties. Among the engineering materials with these characteristics composite materials obtained from carbon fibers / polymer matrix are essential in high performance applications in the aerospace industry. These are characterized by stacking layers of individual blades constituted of reinforcement and matrix, usually polymeric. The use of these materials has gained fronts previously restricted to conventional metallic materials due to the efficient combination of low mass, mechanical strength and elastic modulus. The laminar constructive characteristic imposes restrictions on the application of these materials where shear stresses are present in structures. Therefore, this property should be evaluated systematically aiming to meet resistance limits specified for structural use. In the present work were characterized composites obtained with carbon fibers obtained from polyacrylonitrile (PAN) and Rayon, and phenolic resin matrix. The preparation of the composite materials was carried out by a process of vacuum lamination and pressing, under a controlled temperature cycle. The obtained composites were characterized by fiber volume fraction and optical microscopy for microstructure evaluation. The characteristics of these reinforcements greatly influence the mechanical resistance. Interlaminar shear stress properties were obtained in bi-supported short beam mode and shear in the plane in Iosipescu mode. The obtained analytical values were in the range of 50-100 MPa, and the numerical simulation by finite elements was compared.

KEYWORDS: Composites. Carbon Fiber. Shear. Mechanical Resistance.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Distribuição de materiais na estrutura do Boeing 787 Dreamline.	19
Figura 2.2– Resina fenólica novolaca CR-2611	19
Figura 2.3 - Formas de distribuição do reforço na matriz	22
Figura 2.4 - Fibra de carbono de PAN cross-ply.....	23
Figura 2.5 - Processo de fabricação das fibras de carbono de PAN e piche	25
Figura 2.6 - Carregamento gerando tensão de cisalhamento no corpo	27
Figura 2.7 - Corpo-de-prova após ensaio pelo método de losipescu.....	28
Figura 2.8 - Diagrama de esforço cortante e momento fletor em viga bi-apoiada com carga concentrada no centro.....	29
Figura 2.9 - Elementos dos esforços em flexão.....	30
Figura 2.10 - Diagrama de esforço cortante e momento fletor em ensaio de losipescu	32
Figura 2.11 - Representação do plano de tensões	33
Figura 2.12 - Representação do Círculo de Mohr.....	34
Figura 3.1 - Equipamento de ensaio mecânico INSTRON 4301.....	41
Figura 3.2 - Corpo de prova para cisalhamento interlaminar	42
Figura 3.3 - Corpo de prova para ensaio pelo método losipescu	44
Figura 3.4 – Equipamento MTS 810 utilizado para o ensaio de losipescu.....	44
Figura 3.5 - Ensaio de losipescu no equipamento INSTRON 3382	45
Figura 4.1 - (a) Seção transversal do compósito de fibra de carbono ex-Rayon por Image J com aumento de 25x. (b) Porosidade do compósito em contraste em total de 7%	47
Figura 4.2 - (a) Seção transversal do compósito de fibra de carbono ex-PAN por Image J com aumento de 25x. (b) Porosidade do compósito em contraste com total de 6%.....	48
Figura 4.3 - Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito obtido com fibra de carbono ex-Rayon em ensaio de cisalhamento interlaminar	49
Figura 4.4 - Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito obtido com fibra de carbono ex-PAN em ensaio de cisalhamento interlaminar	49
Figura 4.5 - Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito de fibra de vidro com resina fenólica.....	50

Figura 4.6 - Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito fibra de vidro/resina epóxi	50
Figura 4.7 - Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito fibra de carbono PAN 0/90° com resina epóxi	51
Figura 4.8 - Tensão de cisalhamento do compósito de padrão aeronáutico de fibra de carbono unidirecional com resina epóxi	51
Figura 4.9 - (a) Deslocamento superior e inferior em função da tensão no compósito ex-Rayon (b) Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito ex-Rayon	52
Figura 4.10 - (a) Deslocamento superior e inferior em função da tensão no compósito ex-PAN (b) Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito ex-PAN	52
Figura 4.11 - Modos de fratura para ensaio pelo método de losipescu	53
Figura 4.12 - Fraturas do compósito de fibra de carbono ex-Rayon com resina fenólica após ensaio de cisalhamento Interlaminar (a) e pelo método de losipescu (b)	54
Figura 4.13 - Fraturas do compósito de fibra de carbono ex-PAN após ensaio de cisalhamento interlaminar (a) e pelo método de losipescu (b).....	55
Figura 4.14 - Delaminação no compósito fibra de vidro/resina fenólica	55
Figura 4.15 - Modelagem computacional do ensaio de cisalhamento interlaminar nos compósitos ex-Rayon (a) e ex-PAN (b)	56
Figura 4.16 - Corpo de prova dos compósitos de fibra de carbono ex-Rayon (a) e ex-PAN (b) submetidos a esforços de cisalhamento em ensaio pelo método de losipescu.....	57

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 - Comparação de propriedades de materiais. Obs: Os compósitos são constituídos de 60% volume de fibra.....	17
Tabela 3.1 - Propriedades elásticas dos materiais utilizados	46
Tabela 4.1 – Especificações dos compósitos de fibra de carbono ex-Rayon e ex-PAN	47
Tabela 4.2 - Propriedades elásticas dos compósitos de acordo com os resultados por FGM.....	55

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ASTM – American Society for Testing and Materials

IAE – Instituto de Aeronáutica e Espaço

PAN - poliacrilonitrila

EMBRAER S.A. – Empresa Brasileira de Aeronáutica Sociedade Anônima

LISTA DE SÍMBOLOS

τ_{zx} = tensão de cisalhamento

ΔP = força finita exercida

ΔA = unidade de área

lim = limite

Q = esforço cortante

M_f = momento fletor

P = carregamento

V = reação de apoio

L = comprimento

tan = tangente

x = distância de referência

y = distância da linha neutra

E = módulo de elasticidade

ϵ = deformação

σ = tensão atuante

δ = flexa máxima

I = momento de inércia

h = altura

w = largura

t = espessura

K = módulo de rigidez

A = área da seção transversal

R = raio

V_v = volume vazio

d_c = massa específica do compósito

m_f = fração em massa fibra

d_f = massa específica da fibra

m_m = fração em massa matriz

d_m = massa específica da matriz

MPa = Mega Pascal

GPa = Giga Pascal

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	15
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
2.1. COMPÓSITOS NA ENGENHARIA.....	17
2.2. MATRIZ.....	19
2.3. REFORÇO	21
2.3.1 FIBRA DE CARBONO.....	23
2.3.2. FIBRA DE VIDRO	26
2.4. TENSÃO DE CISALHAMENTO	27
2.4.1. CISALHAMENTO INTERLAMINAR.....	29
2.4.2. CISALHAMENTO IOSIPESCU.....	31
2.5. DEFEITOS E FALHAS	35
2.6. MICROSCOPIA ÓTICA.....	36
2.7. ELEMENTOS FINITOS	38
3 DESENVOLVIMENTO	39
3.1 MATERIAIS UTILIZADOS.....	39
3.2 VAZIOS.....	40
3.3 ENSAIO DE CISALHAMENTO INTERLAMINAR	41
3.4 ENSAIO DE CISALHAMENTO IOSIPESCU	43
3.5 FRACTOGRAFIA	45
3.6 ELEMENTOS FINITOS	46
4 RESULTADOS E DISCUSSÃO	47
4.1 VOLUME DE VAZIOS	47
4.2 ENSAIO DE CISALHAMENTO INTERLAMINAR	48
4.3 ENSAIO DE CISALHAMENTO IOSIPESCU	51
4.4 FRACTOGRAFIA	52
4.5 MODELAGEM COMPUTACIONAL.....	55
4.6 DISCUSSÃO	57
5 CONCLUSÃO	59
6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	60

1 INTRODUÇÃO

A indústria aeronáutica apresentou constante desenvolvimento desde o sucedido voo da aeronave de Alberto Santos Dumont em 1906. O projeto do 14-Bis, sendo a primeira aeronave a decolar por meios próprios, e do Demoiselle, primeira aeronave produzida em escala, impulsionou a aviação trazendo avanços notáveis de aerodinâmica, sistemas de propulsão e dos materiais empregados em componentes estruturais.

As primeiras aeronaves foram construídas em madeira e bambu, comuns na construção naval. O uso de materiais metálicos iniciou uma nova era para a aviação, com aeronaves mais resistentes que não precisavam de manutenção tão frequente quanto a madeira. A partir de 1920 iniciou o uso de alumínio que é utilizado até hoje principalmente em aeronaves comerciais devido ao seu baixo custo. As propriedades do alumínio foram aprimoradas para as aplicações atuais através da formação das ligas, sendo a 2024 e a 7075 muito comuns em estruturas de aeronaves.

Com advento dos motores a jato e os aviões supersônicos, fez-se necessário a busca por materiais com propriedades cada vez mais específicas que atendessem as exigências das novas tecnologias. Os recorrentes avanços requerem materiais de alta resistência mecânica e baixa massa específica a serem aplicados na indústria aeronáutica. Com o intuito de atender essas exigências, estudou-se as propriedades dos materiais para projetar combinações não-usuais, unindo elevado módulo de elasticidade, resistência a corrosão e a fadiga, alta resistência mecânica e baixa massa específica de acordo com a aplicação desejada. Essas combinações trouxeram avanços para a engenharia moderna com o desenvolvimento de materiais compósitos.

A utilização dos compósitos na indústria aeronáutica e aeroespacial tem ganhado frentes antes restritas a materiais metálicos convencionais devido à combinação eficiente de baixa massa, resistência mecânica e módulo de elasticidade. A sua alta relação resistência/peso associada ao fato que permitem a fabricação de estruturas com curvas aerodinâmicas que reduz o arrasto aerodinâmico, aumentam o alcance e reduzem o consumo de combustível. Além disso, busca-se materiais estruturais que sejam resistentes, rígidos e pouco suscetíveis a corrosão.

Materiais compósitos possuem uma interface bem definida de cada elemento e suas fases constituintes são quimicamente distintas. A proporção das propriedades é controlada de tal forma que se obtém a melhor combinação possível dos elementos para a determinada aplicação. Dentre os materiais de engenharia com essas características estão os compósitos obtidos de fibras de carbono/matriz polimérica, essenciais em aplicações de alto desempenho. Os materiais compósitos são caracterizados pelo empilhamento de camadas de lâminas individuais constituídas de reforço e matriz, usualmente polimérica.

Devido à crescente demanda na utilização de compósitos estruturais, fez-se necessário a capacitação de pesquisadores e laboratórios desta área de estudo. Estruturas aeronáuticas e aeroespaciais sofrem diversos esforços como tração, compressão, flexão e cisalhamento, sendo que muitas vezes estes esforços são combinados.

O cisalhamento é ocasionado por tensões cortantes aplicadas em sentidos opostos que provocam deslocamento em planos diferentes. Apesar dos compósitos estruturais estarem constantemente sob esforços de cisalhamento, não há muitos estudos concentrados nesse âmbito, sendo mais comum ensaios para solicitação mecânica em tração.

Deste modo, o presente estudo tem como objetivo analisar a resistência ao cisalhamento dos compósitos de matriz polimérica, com reforço em fibra de carbono e fibra de vidro, através de ensaios mecânicos pelos métodos Interlaminar e Iosipescu, avaliando o efeito dos esforços em diferentes fibras de reforços apresentados. O ensaio foi representado em simulação computacional por elementos finitos utilizando os dados obtidos experimentalmente.

A análise por microscopia ótica permitiu avaliar a porosidade presente na microestrutura do compósito e caracterizar a fratura ocasionada pelo ensaio mecânico.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. COMPÓSITOS NA ENGENHARIA

Com a evolução das tecnologias mais modernas, fez-se necessário o desenvolvimento de materiais de alto desempenho e com isso a procura pelo aprimoramento das propriedades específicas. A partir disso, desenvolveu-se estudos de materiais com o intuito de projetar combinações não usuais de propriedades que atendessem a engenharia moderna. Essas combinações são ampliadas pelo desenvolvimento de materiais compósitos. (CALLISTER, 2002)

Materiais compósitos são constituídos de dois ou mais materiais combinados em escala macroscópica e não solúveis um ao outro cujas propriedades são superiores em relação a cada material separadamente. (KAW, 2006)

No caso da indústria aeronáutica e aeroespacial, faz-se necessário a utilização de materiais estruturais resistentes, rígidos e pouco suscetíveis a corrosão. Além disso, os materiais aplicados em sistemas e componentes aeronáuticos devem possuir boa relação entre massa e resistência. Devido ao aumento de exigências nos projetos, os materiais compósitos têm conquistado cada vez mais espaço nesse setor. (CALLISTER, 2002)

Tabela 2.1 - Comparação de propriedades de materiais. Obs: Os compósitos são constituídos de 60% volume de fibra.

Materiais	Massa Específica	Módulo de Elasticidade (GPa)	Limite de Resistência (MPa)	Módulo Específico (GPa-m ³ /kg)	Resistência Específica (MPa-m ³ /kg)
Fibra de Carbono	1,8	230,00	2067	0,12,78	1,148
Fibra de Aramida	1,4	124,00	1379	0,08857	0,985
Fibra de Vidro	2,5	85,00	1550	0,034	0,62
Unidirecional carbono/epoxy	1,6	181,00	1500	0,1131	0,9377
Unidirecional vidro/epoxy	1,8	38,60	1062	0,02144	0,59
Cross-ply carbono/epoxy	1,6	95,98	373	0,06	0,2331
Cross-ply vidro/epoxy	1,8	23,58	88,25	0,0131	0,049
Quase-isotrópico carbono/epoxy	1,6	69,64	276,48	0,4353	0,1728
Quase-isotrópico vidro/epoxy	1,8	18,96	73,08	0,1053	0,0406
Aço	7,8	206,84	648,1	0,02652	0,08309
Alumínio	2,6	68,95	275,8	0,02652	0,1061

Fonte: KAW, 2006

Os avanços dos compósitos poliméricos permitem a fabricação de peças e componentes estruturais antes reservadas apenas aos metais. Isso se deve a

resistência ao ataque químico e ao fato que esses materiais são não-magnéticos e não-condutores, além de permitir a consolidação de vários elementos em um componente, eliminando pontos de solda e rebites. (MARINUCCI, 2011)

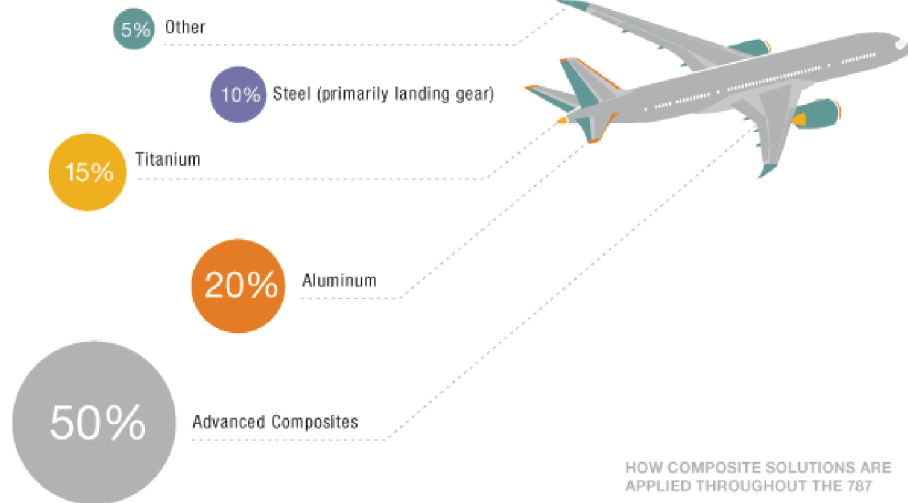
A utilização de compósitos com finalidades estruturais só começou efetivamente em aplicações militares durante Segunda Guerra Mundial quando foi utilizado fibra de vidro na fuselagem do Boeing B-29. Contudo, esses materiais só foram inseridos definitivamente na indústria aeroespacial a partir dos anos 60. (GOLÇALVES, 2010, ANCELOTTI, 2006)

A primeira utilização em larga escala de compósitos em aeronaves comerciais ocorreu em 1985 com o Airbus A320 que possuía compósitos nos estabilizadores vertical e horizontal. Embora a porcentagem de aplicação em aeronaves comerciais seja menor, as partes são bem maiores. Por exemplo, o estabilizador de um Boeing 777 possui aproximadamente a mesma área molhada que a asa de um Boeing 737. (CAMPBELL, 2006)

Dentre as muitas vantagens para a utilização de compósitos se destacam a resistência a corrosão e a fadiga, excelente relação resistência/peso e elevado módulo de elasticidade. A alta resistência das fibras, em especial a fibra de carbono aplicadas na fase de reforço, traduz bons resultados em desempenho, aumentando a carga paga e o alcance, reduzindo o consumo de combustível. Com isso, o uso de compósitos afeta diretamente os custos operacionais das aeronaves. (CAMPBELL, 2006, ANCELOTTI, 2006)

Segundo a Boeing, o 777 demonstra que estruturas de compósitos requerem menos manutenções programadas. A fadiga e a corrosão aumentam significativamente as horas trabalho com as verificações de manutenção. Por exemplo, a empenagem de compósito do 777 requer 35% menos horas de trabalho de manutenção do que a do 767 que é de alumínio. A redução do risco de corrosão e fadiga do compósito em relação ao metal reduz-se as horas de trabalho de manutenção. Com isso, a empresa espera menor custo de mão-de-obra não rotineira expandindo do uso de compósitos e titânio no Boeing 787, conforme é possível observar na Figura 2.1.

Figura 2.1 – Distribuição de materiais na estrutura do Boeing 787 Dreamline.



Fonte: Mark Atwater, 2013 (Adaptado)

2.2. MATRIZ

A matriz é a fase contínua do compósito, responsável por transferir os esforços para o reforço ela também confere ao compósito sua forma geométrica, mantém a orientação do reforço na estrutura, protege contra agentes externos e resistência a produtos químicos. Ela pode ser feita de cerâmicas, metais ou polímeros, sendo os dois últimos mais comuns para garantir maior ductilidade ao compósito. (CALLISTER, 2002; LAHTI, A., 2018)

Figura 2.2 - Resina fenólica novolaca CR-2611



Fonte: Elaborado pelo Autor

Polímeros são materiais formados pela união de cadeias químicas. As macromoléculas são estruturadas a partir de monômeros por meio de ligação covalente. As matrizes poliméricas podem ser divididas em dois grupos:

termoplásticos e termorrígidos. A classificação dos polímeros é feita de acordo com sua resposta à aplicação de forças mecânicas em temperaturas elevadas.

Os termoplásticos são polímeros que amolecem quando aquecidos e endurecem quando resfriados. Estes processos são reversíveis e podem ser repetidos, visto que estes não alteram significativamente as propriedades do polímero. Isso ocorre porque na medida que a temperatura é elevada, as forças de ligação moleculares secundárias diminuem facilitando o movimento das cadeias adjacentes quando é aplicada uma tensão. (CALLISTER, 2002; SMITH, HASHEMI, 2010)

A matriz termoplástica possui maior tenacidade à fratura, maior resistência ao impacto e maior tolerância a danos quando comparada a termorrígida. As propriedades dos termoplásticos estão relacionadas as condições de processamento, sendo influenciadas pela cristalinidade, morfologia e orientação da rede polimérica. (LEVY NETO, PARDINI, 2006)

Os polímeros termorrígidos possuem estrutura molecular em rede. Polímeros em rede possuem ligações cruzadas covalentes entre as cadeias moleculares adjacentes que formam uma estrutura tridimensional no polímero. Durante o tratamento térmico, essas ligações prendem as cadeias umas às outras para resistir aos movimentos de vibração e rotação da cadeia em temperaturas elevadas. Deste modo, os polímeros termorrígidos se tornam permanentemente duros durante sua formação e não amolecem quando são submetidos a um aquecimento subsequente. (CALLISTER, 2002)

O processo de cura das matrizes poliméricas é o fenômeno de polimerização ao qual se mistura quantidades proporcionais de resina e agentes de cura. O desenvolvimento de ligações cruzadas promove a formação de uma rede tridimensional molecular no material polimérico. As reações de cura são geralmente exotérmicas, requerendo energia adicional para iniciar a reação. O processo pode ser caracterizado por quatro etapas: tempo de gel, pico exotérmico, tempo de endurecimento e tempo de cura. (LEVY NETO, PARDINI, 2006; MARINUCCI, 2011)

O tempo de gel, também conhecido como tempo de trabalho ou *potlife*, é o período ao qual a matriz mantém sua consistência líquida, permitindo sua manipulação. É nesse intervalo que é feita a impregnação nas fibras e a moldagem. Consequentemente, a resistência mecânica e a resistência química não devem ser as

únicas a serem levadas em consideração na escolha das matrizes. (MARINUCCI, 2011)

Após o tempo de trabalho, a temperatura da massa se eleva até atingir a temperatura de pico que inicia o processo exotérmico da cura com liberação de calor. O endurecimento é o período entre a gelificação da matriz e o momento em que estiver suficientemente consistente para ser retirada do molde. Muitas vezes é possível desmoldar a peça, mantendo-a sob determinada condição até estabelecer a cura total da matriz. (MARINUCCI, 2011)

Já o tempo de cura é o período necessário para que a matriz complete as ligações cruzadas e adquira resistência mecânica e química. Ele pode ser determinado estabelecendo a temperatura de transição vítrea da matriz. (MARINUCCI, 2011)

As matrizes poliméricas comuns na fabricação de compósitos são as resinas epóxi, poliéster, viniléster e fenólica.

2.3. REFORÇO

A fase de reforço é a fase dispersa do compósito e suas propriedades são definidas a partir da distribuição e orientação do material. Existem três divisões principais em relação a esta fase: reforçados com partículas, reforçados com fibras e compósitos estruturais, que são combinações de compósitos com materiais homogêneos. (CALLISTER, 2002)

Compósitos reforçados com partículas, na maioria dos casos as partículas são mais duras e rígidas do que a matriz e restringem seu movimento. As interações partícula-matriz ocorrem em nível atômico ou molecular, sendo assim quando a carga é aplicada dificultam ou restringem o movimento de discordância. Um exemplo típico desse tipo de compósito é o concreto, composto pelo cimento, matriz, areia e brita, os particulados. (CALLISTER, 2002)

Fibra compreende em um material cujo diâmetro é significativamente menor relação ao comprimento. À medida que o material se torna mais fino, menor será o número de falhas, o que tende a uma aproximação da resistência teórica. (LEVY NETO, PARDINI, 2006)

Figura 2.3 - Formas de distribuição do reforço na matriz



Fonte: Ancelotti, 2006

O principal objetivo de projetos com compósitos reforçados com fibras está em sua elevada resistência e rigidez em relação ao seu peso. Considerando os parâmetros de resistência específica e módulo específico referentes ao limite de resistência a tração em relação e ao módulo de elasticidade em relação a massa específica, respectivamente, foi possível produzir compósitos com propriedades excepcionais. (CALLISTER, 2002)

O arranjo ou orientação das fibras tem influência significativa nas propriedades sobre a resistência e outras propriedades dos compósitos reforçados. Compósitos cujo o ângulo de orientação do reforço alterna entre 0° e 90° geralmente utilizados como tecidos em variadas gramaturas são conhecidos como *cross-ply*. Para determinados tipos de carregamento é possível utilizar tecidos híbridos que possuem reforços diferentes na trama e urdume. (MARINUCCI, 2011)

As respostas mecânicas de compósitos com fibra contínua dependem do comportamento tensão-deformação das fases matriz e fibra, das frações volumétricas e da direção da carga aplicada. No caso de reforço com fibras descontínuas a eficiência não é a mesma, contudo esses materiais estão se tornando cada vez mais

comuns no mercado comercial. Esses compósitos podem ser produzidos com módulo de elasticidade e limite de resistência a tração de 90% e 50%, respectivamente, se comparado às fibras contínuas. (CALLISTER, 2002)

As características mecânicas dos compósitos dependem também do grau o qual a carga aplicada é transmitida para a fibra pela matriz. Quando é aplicada uma tensão, a adesão fibra-matriz cessa nas extremidades da fibra, produzindo um padrão de deformação da matriz, a delaminação. Para a maioria dos materiais, especialmente os frágeis, quanto menor o diâmetro da fibra, mais forte e resistente é a fibra. Isso ocorre porque com a redução da amostra, menor a probabilidade de um defeito crítico de superfície. Essa característica faz a utilização das fibras como reforço ser vantajosa se comparada a materiais brutos. (CALLISTER, 2002)

As fibras de reforço podem ser poliméricas, como aramida, ou cerâmica, como boro e vidro, ou obtidas de carbono.

2.3.1 FIBRA DE CARBONO

Entre os materiais que apresentam maior eficiência estrutural na atualidade estão os compósitos reforçados com fibra de carbono. A primeira utilização da fibra de carbono foi patenteada por Thomas Edison em 1877. Devido as suas propriedades são muito aplicados nas indústrias esportiva, militar, automobilística e aeroespacial. Estes compósitos possuem altíssimo módulo de elasticidade e densidade muito baixa.

Figura 2.4 - Fibra de carbono de PAN cross-ply



Fonte: Autor

As fibras de carbono são materiais de alto desempenho que apresentam elevados módulos de tração e resistência a temperaturas elevadas. A diversidade de características físicas e mecânicas dessas fibras permitem que o compósito incorporado obtenha excelentes propriedades específicas.

Os termos “carbono” e “grafite” são frequentemente utilizados para descrever o mesmo material. Entretanto, fibra de carbono possui cerca de 95% de carbono, enquanto a fibra de grafite contém aproximadamente 99%. Além disso, o carbono é obtido a uma temperatura de 800 a 1700°C, enquanto a grafitação atinge temperaturas entre 1700 e 2800°C. Em geral, o grafite resulta em fibras com módulos mais altos. (CAMPBELL, 2006; KAW, 2006; LEVY NETO, 2006)

Carbono e grafite são feitas de *Rayon*, poliácridonitrila (PAN), ou petróleo a partir do piche. A matéria-prima influencia diretamente nas propriedades finais da fibra de carbono obtida. O piche é utilizado para obter fibra de carbono com módulos superiores, no entanto a mais comum no mercado comercial é a produzida a partir da PAN. (KAW, 2006; CAMPBELL, 2006)

As fibras de carbono *Rayon* são obtidas através de um processo semi-contínuo que parte da polpa de celulose. O processo se inicia com a saturação por NaOH fazendo com que o material se converta em soda-celulose. O material é então exposto para que ocorra a oxidação das cadeias de celulose, convertendo para cadeias com pesos moleculares menores. Posteriormente o produto é tratado com CS₂ obtendo assim um copolímero em bloco de celulose e xantato de celulose. Um novo tratamento com base em NaOH é feito forçando a separação de moléculas resultando em uma solução de celulose insolúvel, a viscose. (LEVY NETO, PARDINI, 2006)

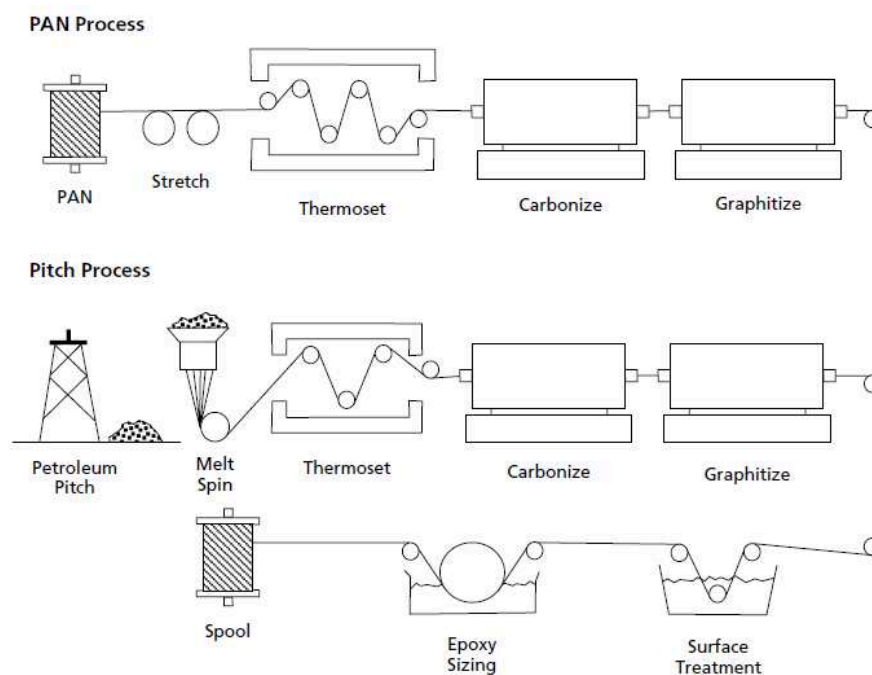
A viscose é submetida a um processo de amadurecimento possibilitando novas formações de hidróxidos de celulose e CS₂ livre que podem reagir com outros grupos hidróxidos. As regiões cristalinas se quebram, tornando-se uma solução mais homogênea. A viscose é filtrada para remover resíduos que possam danificar os filamentos de *Rayon*. Após esses processos, é possível utilizar o material para atender requisitos térmicos. No entanto, para atingir as propriedades mecânicas desejadas é necessário submeter ao tratamento térmico para obter a fibra de carbono que consiste em duas etapas, estabilização e o tratamento térmico propriamente dito. (LEVY NETO, PARDINI, 2006)

Na estabilização ocorre a distorção física, seguida da desidratação da unidade de celulose, e finalmente a cisão térmica de ligações ciclosídicas e quebra de ligações éter e algumas C-C por radicais livres, resultando na aromatização da estrutura. O tratamento térmico ocorre entre 400 e 700°C e corresponde a carbonização onde o material é convertido em carbono. (LEVY NETO, PARDINI, 2006)

Em 1959 uma empresa norte-americana iniciou o processo econômico desta fibra acrílica. O *rayon* compreende em fibras descontínuas alinhadas, desta forma os compósitos fabricados a partir dessa fibra exibem um comportamento distinto, não aderindo completamente a matriz. (CALLISTER, 2002)

As propriedades mecânicas da fibra de carbono PAN variam de acordo com a empresa fabricante e seu método de produção. O processo usual consiste em fiar a PAN produzindo uma alta orientação da cadeia polimérica em duas etapas de estiramento. Primeiramente utilizando vapor de água, processo realizado entre 90 e 190°C. O grau de cristalinidade da PAN fica em torno de 60%, com propriedades insuficientes para qualquer tipo de aplicação em compósitos estruturais. (LEVY NETO, PARDINI, 2006; MARINUCCI, 2011)

Figura 2.5 - Processo de fabricação das fibras de carbono de PAN e piche



Fonte: Campbell, 2006

Para atingir as propriedades desejadas é necessário passar pelo processo de oxidação. A estabilização oxidativa sob estiramento é realizada entre 180 e 300°C e é necessária para obter a PANox, convertendo a PAN termoplástica em uma cadeia termorrígida cíclica. A carbonização modifica o arranjo molecular linear para um arranjo de anéis de carbono em planos basais, obtendo assim alto grau de orientação e mais de 90% de teor de carbono, fibra de carbono tipo II. (LEVY NETO, PARDINI, 2006; MARINUCCI, 2011)

2.3.2. FIBRA DE VIDRO

O início da utilização da fibra de vidro é datado em 250a.C. na antiga Síria, Grécia e Egito. Este material era produzido através de varas de vidro, quando aquecido a aproximadamente 1600°C o vidro se torna maleável, permitindo a produção de filamentos que eram utilizados por artesãos. No decorrer da Segunda Guerra Mundial, em 1939, iniciou a produção comercial para a indústria bélica para fornecer rigidez e leviandade aos equipamentos. (KEMERICH, PIOVESAN, BERTOLETTI, ALTMAYER, VORPAGEL, 2013)

A fibra de vidro é um material muito utilizado como reforço para compósitos devido ao seu baixo custo, alta resistência a tração e grande inércia química. No entanto, os compósitos reforçados a partir deste material apresenta baixa resistência a fadiga, baixo módulo de elasticidade e auto-abrasividade. (LEVY NETO, PARDINI, 2006)

A fibra do tipo “E-glass” (*electrical glass*) é a mais comum comercialmente. Ela possui baixo nível de sódio e potássio sendo sua composição basicamente 52 a 56% de SiO₂, 12 A 16% de Al₂O₃, 16 A 25% de CaO e 8 a 13% de B₂O₃. As vantagens desta fibra é o baixo custo, boa resistência a corrosão e a facilidade para o manuseio. (CAMPBELL, 2006; SMITH, HASHEMI,2010)

S-glass são as fibras de vidro estruturais que possuem maior resistência mecânica. Sua resistência, densidade e custo são intermediários entre a fibra E-glass e a fibra de carbono. Foi utilizada primeiramente na indústria militar e aeroespacial. Sua resistência a tração é de aproximadamente 4,48GPa e o módulo de elasticidade é m torno de 85,4GPa. A sua composição típica é de 65% de SiO₂, 25% de Al₂O₃ e 10% de MgO. (CAMPBELL, 2006; SMITH, HASHEMI,2010)

2.4. TENSÃO DE CISALHAMENTO

Para compreender a distribuição da carga interna em um determinado corpo, subdivide-se a área selecionada. Considerando que o material é contínuo e coeso, ou seja, possui distribuição uniforme de matéria e não possui separações, uma força finita ΔP é selecionada agindo em determinado ponto. Esta força possui direção única e será dividida em três componentes P_x , P_y e P_z . A medida que a área ΔA tende a zero, o mesmo ocorre com ΔF e suas componentes. No entanto, o quociente entre a força e a área tendem a um limite finito o qual denomina-se tensão. (HIBBELER, 2010)

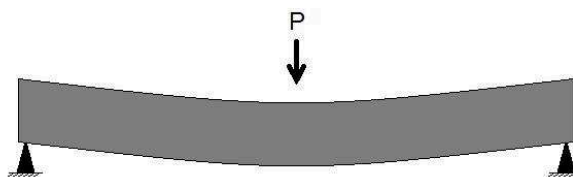
A força por unidade de área que age perpendicular a ΔA é denominada tensão normal σ (sigma). Sendo σ a tensão atuante em determinado corpo no sentido de tracionar o elemento, este está submetido a uma tensão de tração. Caso a força esteja no sentido oposto, ou seja, comprimindo o elemento, este está submetido a uma tensão de compressão. (HIBBELER, 2010)

Quando a intensidade da força está no sentido tangencial a unidade de área é denominada tensão de cisalhamento τ (tau).

$$\tau_{ZX} = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta P_X}{\Delta A} \quad (2.1)$$

O cisalhamento simples ocorre frequentemente em acoplamentos simples que utilizam parafusos e pinos. É causado pela ação direta da carga aplicada P .

Figura 2.6 - Carregamento gerando tensão de cisalhamento no corpo



Tensões cortantes aplicadas em sentidos opostos provocam deslocamento em planos diferentes. As fibras superiores e inferiores em relação a linha neutra sofrem esforços em sentidos opostos, com isso as fibras superiores são comprimidas enquanto as inferiores são tracionadas, sendo a tensão proporcional a sua distância da linha neutra. (GARCIA, SPIM, SANTOS, 2000)

É possível determinar a resistência aparente da interface entre as camadas do compósito através do método da viga curta, estabelecido pela norma ASTM 2344. Este método é conhecido como Cisalhamento Interlaminar (ILSS) e segue os princípios do ensaio de flexão em três pontos com influência mínima das tensões de flexão. A falha associada à interface entre as camadas por esse método é a delaminação que provoca a separação das camadas do compósito polimérico conduzindo à fratura. Em geral apresenta um valor de resistência abaixo se comparada a resistência do compósito. As vantagens desse método é a geometria simples do corpo-de-prova, necessidade de pouco material e dispositivo simples de ensaio. (MARINUCCI, 2011)

O ensaio que visa determinar a resistência ao cisalhamento e o módulo de cisalhamento no plano é o método de losipescu, homenagem ao criador romeno Nicolae losipescu. Este método foi proposto inicialmente para metais, sendo aplicado em testes de materiais compósitos somente nos anos 1970. O ensaio é designado pela norma ASTM 5379. Os corpos-de-prova são pequenos e tem geometria simples. Através desse método é possível obter tensão de cisalhamento pura na região central, sem momento fletor. (MARINUCCI, 2011)

A Figura 2.7 representa um corpo de prova apresentando a deformação típica do ensaio de cisalhamento pelo método de losipescu.

Figura 2.7 - Corpo-de-prova após ensaio pelo método de losipescu



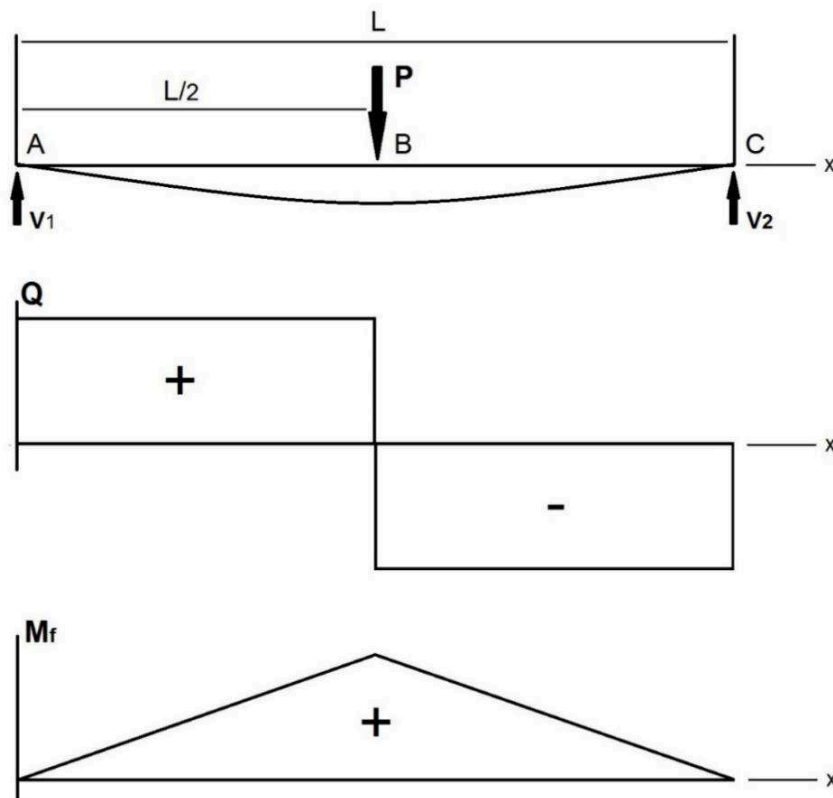
Fonte: Elaborado pelo autor

2.4.1. CISALHAMENTO INTERLAMINAR

O método mais utilizado para determinar experimentalmente a resistência ao cisalhamento interlaminar é o método de flexão de três pontos em viga curta. O material anisotrópico, em uma solução melhorada, apresenta um estado de tensão substancialmente diferente do assumido na teoria de engenharia da flexão. Em hastes curtas de materiais anisotrópicos não há seções com uma ordenada constante e tensão tangencial máxima. (TARNOPOL'SKII, KINTSIS, 1981)

O ensaio de flexão consiste na aplicação de uma carga crescente em determinados pontos de uma barra geometricamente padronizada. O corpo-de-prova é apoiado em roletes e o carregamento crescente é posicionado no centro do vão. Por esse método é possível obter dados quantitativos da deformação do material quando submetidos a cargas de flexão. (GARCIA, SPIM, SANTOS, 2000)

Figura 2.8 - Diagrama de esforço cortante e momento fletor em viga bi-apoiada com carga concentrada no centro



Fonte: Elaborado pelo autor

Em geral, as vigas são barras com seção transversal constantes, longas e retas, classificadas de acordo com o modo que são apoiadas. Vigas são elementos

delgados que suportam carregamento perpendicular ao seu eixo longitudinal. Por conta dos carregamentos aplicados, as vigas desenvolvem uma força de cisalhamento interna, a força cortante Q . O momento fletor M_f resultante da força cortante Q varia de ponto a ponto ao longo do eixo da viga. As funções por cisalhamento e momento fletor podem ser representadas por gráficos denominados diagramas de força cortante e momento fletor. (HIBBELER, 2010)

As equações da força cortante Q e do momento fletor M_f podem ser dadas por:

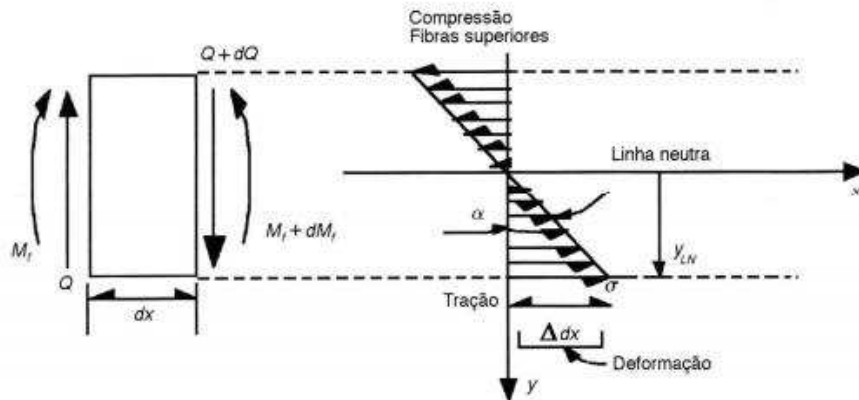
$$Q = V_1 = V_2 = \frac{P}{2} \quad (2.2)$$

$$M_f = \frac{P \cdot x}{2} \quad (2.3)$$

Durante o carregamento, ocorrem esforços normais e tangenciais no corpo-de-prova. As fibras superiores à linha neutra são tracionadas enquanto as fibras inferiores são comprimidas, as tensões são proporcionais à distância em relação a linha neutra [GARCIA, SPIM, SANTOS, 2000]. Considerando esta relação:

$$\Delta x = y \cdot \tan(\alpha) \quad (2.4)$$

Figura 2.9 - Elementos dos esforços em flexão



Fonte: Garcia, SPIM, SANTOS, 2000

Pela Lei de Hooke:

$$\sigma = E \cdot \varepsilon \quad (2.5)$$

$$\varepsilon = \frac{\Delta dx}{dx} = \frac{\sigma}{E} \quad (2.6)$$

A deformação elástica em flexão pode ser estabelecida pela equação da flecha máxima:

$$\delta = \frac{P.L^3}{4.E.w.h^3} \quad (2.7)$$

O momento de inércia I é uma propriedade da figura plana. Para seção transversal retangular pode ser dado pela equação:

$$I = \frac{w.h^3}{12} \quad (2.8)$$

Sendo assim:

$$\delta = \frac{P.L^3}{48.E.I} \quad (2.9)$$

Sabe-se que o módulo de rigidez K é a relação entre a força aplicada P e a deformação δ .

$$K = \frac{P}{\delta} = \frac{48.E.I}{L^3} \quad (2.10)$$

Pela Teoria da Viga, a carga aumenta linearmente até a falha de acordo com a largura do corpo.

$$\tau = \frac{6.V}{w.h^3} \left(\frac{h^2}{4} - y^2 \right), y = [+h/2, -h/2] \quad (2.11)$$

De acordo com a norma ASTM 2344 “*Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates*”, a tensão de cisalhamento máxima é estabelecida pela equação:

$$\tau = 0,75 \frac{P}{w.h} \quad (2.12)$$

2.4.2. CISALHAMENTO IOSIPESCU

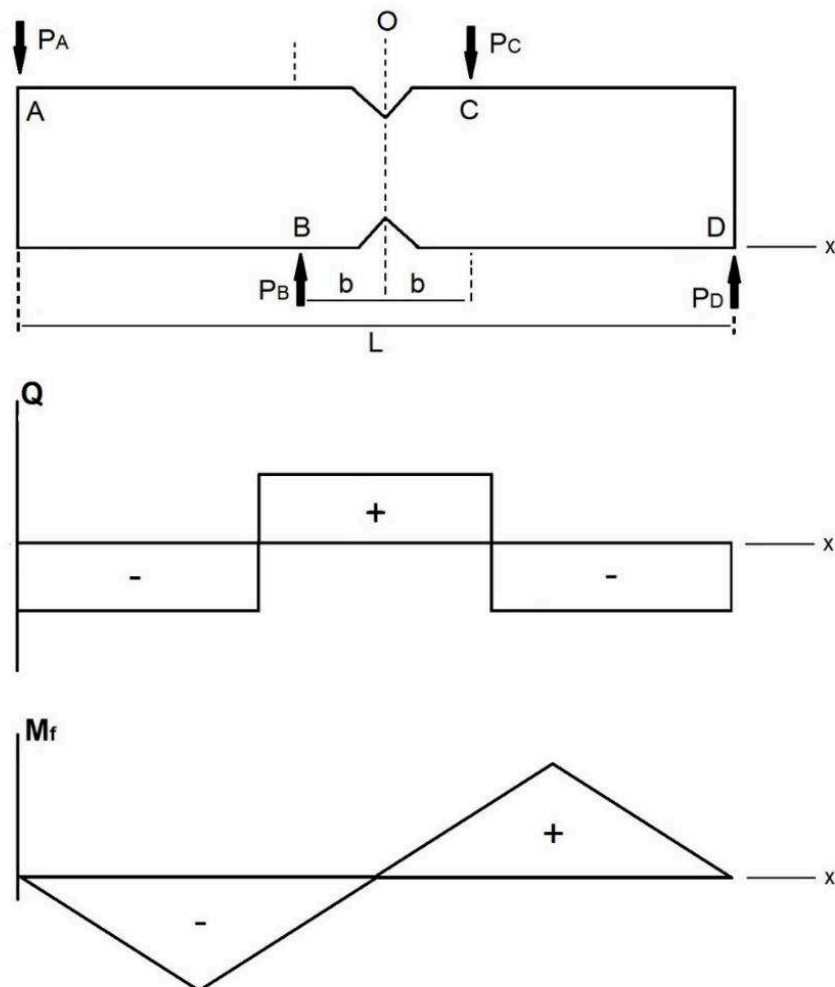
Ensaio de cisalhamento em compósitos são bastante complexos e há uma grande dificuldade de encontrar métodos eficientes para avaliar uma tensão pura e uniforme dos corpos-de-prova.

O método de Iosipescu é utilizado para determinar a resistência e o módulo de cisalhamento do material. Este método é muito utilizado atualmente, sua popularidade

se deve a vantagens como menor geometria do corpo-de-prova, baixo custo operacional e obtenção de propriedades no mesmo ensaio aplicáveis para diversos compósitos. (GOLÇALVES, 2010)

O ensaio de losipescu estático consiste em fixar o corpo-de-prova de forma que o deslocamento nos eixos x e y sejam impedidos. Desta forma, uma parte do corpo-de-prova é engastada em um prendedor fixo e outra em um prendedor móvel. O carregamento é aplicado proporcionando uma tensão de cisalhamento na região do entalhe, gerando um efeito tesoura. (GOLÇALVES, 2010)

Figura 2.10 - Diagrama de esforço cortante e momento fletor em ensaio de losipescu



Fonte: Elaborado pelo autor

Por meio do diagrama de esforço cortante e momento fletor é possível determinar as cargas exercidas. Considerando que a força e o momento resultantes no centro O do corpo-de-prova são nulos, temos:

$$\sum Py = 0 \quad (2.13)$$

$$\sum Mf = 0 \quad (2.14)$$

A força cortante Q e o momento fletor Mf é estabelecido pela equação:

$$Q = \frac{P \cdot b}{L - b} \quad (2.15)$$

$$Mf = \frac{P \cdot b}{2} \quad (2.16)$$

A partir disso, pode-se dizer que:

$$P_A \cdot \frac{L}{2} - P_B \cdot b = -P_D \cdot \frac{L}{2} + P_C \cdot b \quad (2.17)$$

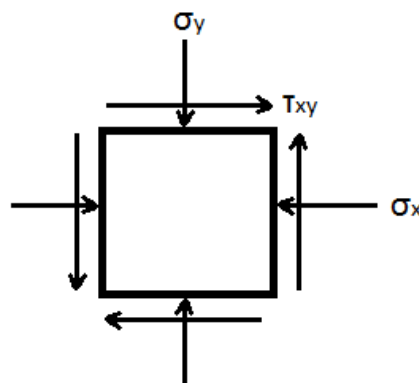
$$P_A = -P_D = P_1 \quad (2.18)$$

$$-P_B = P_C = P_2 \quad (2.19)$$

$$P_1 \cdot \frac{L}{2} - P_2 \cdot b = 0 \quad (2.20)$$

O carregamento na região do entalhe pode ser representado através do plano de tensões. O Círculo de Mohr é uma representação gráfica do plano de tensões que agem sobre um determinado corpo desenvolvida pelo engenheiro alemão Otto Mohr. Este método constitui-se de um círculo cujas coordenadas representam as tensões normais e tangenciais em um plano e a posição angular do raio no ponto fornece a orientação do plano. As tensões normais representam o eixo horizontal, enquanto as tensões de cisalhamento as coordenadas verticais. A abordagem permite visualizar as variações os componentes das tensões normais e de cisalhamento conforme orientadas em direções diferentes. (RILEY, STURGES, MORRIS, 1999; HIBBELER, 2010)

Figura 2.11 - Representação do plano de tensões



O plano de tensões pode ser desenhado a partir do centro C correspondente a tensão normal média e o raio R do círculo pode ser determinado a partir da equação da circunferência.

$$\sigma_{med} = \frac{\sigma_{máx} + \sigma_{min}}{2} \quad (2.21)$$

$$R = \sqrt{(\sigma_{x'} - \sigma_{med})^2 + (\tau_{x'y'})^2} \quad (2.22)$$

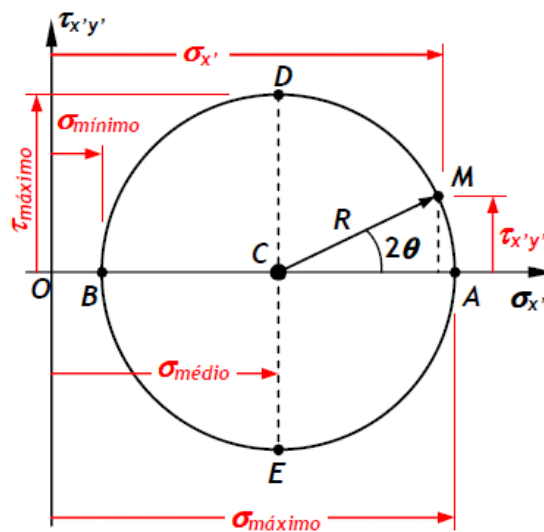
Nota-se que a tensão de cisalhamento é máxima quando a tensão normal é nula.

$$\tau_{máx} \rightarrow 2\theta = 90^\circ \quad (2.23)$$

$$\theta = 45^\circ$$

O Círculo de Mohr demonstra que a tensão máxima é exercida a um ângulo de 45° no plano. A melhor posição para o extensômetro no corpo-de-prova é em θ , ou seja, a 45° em relação a horizontal.

Figura 2.12 - Representação do Círculo de Mohr



De acordo com a norma ASTM 5379 “*Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method*”, a tensão de cisalhamento máxima é estabelecida pela equação:

$$\tau = \frac{P}{A} \quad (2.24)$$

2.5. DEFEITOS E FALHAS

No projeto de componentes estruturais em compósitos devem ser considerados os fatores que influenciam o estudo de falha e fraturas aos quais o componente estará exposto. O processo de fabricação é um importante fator para a falha do material, pois deve-se considerar tensões residuais, tratamento superficial, tratamentos superficiais, defeitos, etc. Aspectos como cargas, condições de uso, exposição ao ambiente, posicionamento das camadas e polimerização da matriz são fundamentais para uma análise mais complexa desses componentes.

No caso de fadiga, a falha estrutural é dividida em três estágios, nucleação, propagação e ruptura instantânea. A nucleação é o estágio I em que a trinca se inicia devido à deformação plástica seguida pela propagação cristalográfica, sendo invisível a olho nu. No estágio II a trinca começa a se propagar perpendicular a tensão principal máxima, resultando em uma grande concentração de tensão de tração na ponta da trinca. Quando atinge o estágio III o tamanho da trinca faz com que o material remanescente não suporte o carregamento levando à fratura repentina. (TAKAHASHI, 2014)

Levando em consideração a anisotropia dos compósitos, as tensões na ponta de uma trinca no compósito dependem das suas propriedades elásticas e da orientação da trinca em relação ao eixo de simetria. Uma microtrinca pode ser originada a partir da presença de descontinuidades na matriz, como a formação de vazios, ou na decorrência de imperfeições durante a fabricação, regiões com níveis anormais de fração volumétrica. A propagação da trinca se dá a partir dos contornos de grão do material. (MARINUCCI, 2011)

A presença de vazios ou porosidade tem efeitos significativos na resistência dos compósitos laminados, interferindo diretamente nas suas propriedades. Para evitar o alto volume de vazios no compósito é necessário o aprimoramento do processo de fabricação do compósito com controle do ciclo de cura. O volume de

vazios no compósito pode ser estimado por meio da densidade dos componentes pela equação (Bowles, Frimpong, 1991):

$$V_V = 1 - d_c \cdot \left(\frac{m_f}{d_f} + \frac{m_m}{d_m} \right) \quad (2.25)$$

Supondo que haja um pequeno entalhe perpendicular à direção do carregamento, como no caso de um vazio, o aumento das tensões geradas pela solicitação mecânica irá gerar uma concentração de tensão onde surgirá uma microtrinca. Quando esta microtrinca se propaga até as fibras que estão alinhadas a direção de atuação do carregamento, a tensão tende a causar fratura por tração e provoca o efeito de descolamento, induzindo a falha por cisalhamento na interface. (MARINUCCI, 2011)

O processo de transferência de carga na interface matriz/fibra ocorre pela tensão de cisalhamento. A presença de trinca na matriz acentua a tensão de tal forma que a ligação é rompida e, com o aumento do carregamento, a trinca se propaga pela interface envolvendo a fibra, caracterizando o descolamento. A delaminação é um mecanismo de falha estrutural que consiste na separação das camadas adjacentes de um laminado.

As falhas podem ser classificadas em intralaminar, quando são internas as camadas; translaminar, quando são orientadas transversalmente ao plano laminado. A falha interlaminar ocorre em planos paralelos aos das camadas, neste caso as falhas tendem a fratura da matriz e separação entre as fases, a delaminação.

2.6. MICROSCOPIA ÓTICA

Apesar da impressão que instrumentos perfeitos com aumentos cada vez maiores seria possível observar detalhes cada vez menores e até mesmo distinguir os átomos ou as partículas que os compõe, não é o que verdadeiramente ocorre. Existem limitações físicas que determinam a menor distância entre dois pontos que permitam distingui-los separadamente. Esta distância é denominada limite de resolução, é um aumento maior não revelará nenhum detalhe adicional da estrutura. (MANNHEIMER, 2002)

O aumento linear para uma lente ou sistema ótico pode ser definido como a relação entre o tamanho da imagem e a do objeto real.

Definimos a resolução como a capacidade de um sistema ótico de separar individualmente os detalhes de uma imagem, sendo assim a menor dimensão a ser resolvida, quanto menor, melhor. O poder de resolução é a capacidade do instrumento em distinguir detalhes, portanto quanto mais detalhes, melhor o poder de resolução do sistema. (MANNHEIMER, 2002)

Denomina-se contraste a capacidade de distinguir traços característicos da estrutura sobre o plano de fundo. O contraste surge quando a radiação utilizada na formação da imagem interage com a matéria. Além da simples absorção ou reflexão de energia pela amostra, existem vários outros mecanismos de geração de contraste em microscopia. No exame visual, a percepção de detalhes é muito influenciada pelo contraste. Por isso, na prática, resolução e contraste não são independentes. (MANNHEIMER, 2002)

A microscopia permite avaliar a homogeneidade dos reforços fibrosos na matriz, avaliando a distribuição das fibras e matriz e estabelecendo o grau de impregnação das fibras. Através da análise, é possível também determinar a direção e propagação de trincas além de identificar a presença de bolsões de fibra ou matriz que comprometem o desempenho de uma estrutura. Outro fator importante é a observação da presença de vazios, o que permite determinar sua localização, morfologia, causa e assim prever um possível foco de falha estrutural. (MARINUCCI, 2011)

A preparação de amostras para análise de microscopia ótica segue os mesmos procedimentos da metalografia, ou seja, corte, embutimento, lixamento e polimento. Para análise de fractografia exige um cuidado adicional na preparação da amostra, pois se deve preservar possíveis evidências de dano para um exame mais preciso. Neste caso, recomenda-se embutimento a frio visto que a temperatura de transição vítrea da matriz não é elevada e a alta temperatura causaria a degradação do material. (MARINUCCI, 2011)

A fractografia permite observar maiores evidências de uma falha ou fratura do compósito, sendo assim uma importante ferramenta para análise de falhas em serviço, permitindo apurar laudos envolvendo responsáveis ou trabalhar com pesquisa e desenvolvimento para avaliar o comportamento mecânico de um componente. Os danos microscópicos estão associados as falhas intralaminares, como descolamento, trincas laminares e falhas interlaminares, como a delaminação. (MARINUCCI, 2011)

2.7. ELEMENTOS FINITOS

O método consiste em dividir um objeto real em muitos elementos finitos, processo denominado discretização. A divisão da geometria em elementos simples de comportamento conhecido permite que o computador realize a análise com maior eficiência. O aplicativo computacional através de equações matemáticas diferenciais e integrais modela o problema e soma os comportamentos individuais para prever o comportamento do objeto obtendo uma solução aproximada. Com isso, é possível aplicar na resolução e diagnósticos de problemas de análise estrutural por meio da obtenção de deslocamento, deformações e tensões, além de avaliar o desempenho de produtos a partir de critérios de resistência, rigidez e fadiga.

A simulação computacional é amplamente utilizada nas empresas para solucionar problemas de engenharia. A análise pelo método de elementos finitos permite simular a reação de um determinado produto a forças reais, como vibração, calor, vazão de fluidos e outros efeitos físicos. Através dessas análises é possível prever as falhas, como quebra ou desgaste, avaliar seu funcionamento e otimizar o projeto.

3 DESENVOLVIMENTO

3.1 MATERIAIS UTILIZADOS

Neste trabalho foram utilizados dois tipos de tecido de fibra de carbono cross-ply 0/90° e um tipo de resina para a laminação dos compósitos para os ensaios de cisalhamento.

- A matriz dos compósitos foi resina fenólica CR-2611 em pó a base de novolaca hexametilenotetramina. A síntese desse tipo de resina é realizada a partir da mistura de formaldeído e fenol. Como há menor quantidade de formaldeído, é necessário a adição de um produto que forneça a quantidade restante para o processo de cura. Por isso, utiliza-se hexametileno tetramina, obtendo amônia como subproduto da reação. A temperatura de cura da resina é 180°C e a sua massa específica é de 1,22g/cm³.
- Fibra de carbono Rayon: as fibras descontínuas são orientadas de forma que constituem o tecido. Este material apresenta elevada resistência a tensões térmicas e é comum em aplicação aeroespacial, como pré-formas em garganta de tubeira de foguete. A massa específica desta fibra é de 1,55g/cm³.
- Fibra de carbono PAN: as fibras de carbono obtidas a partir da poliacrilonitrila são as mais comuns comercialmente e sua resistência a tração varia de 2,5 a 3,0GPa. O módulo de elasticidade é de 280GPa enquanto o módulo de cisalhamento é de 15GPa.

Os compósitos foram obtidos através do processo de laminação manual *hand lay-up* com utilização de autoclave e bolsa de vácuo. Foram 20 camadas de tecido de fibra de carbono com proporção de resina 100:60. Utilizou-se rampa de aquecimento de 3,5°C/min, com variação de 25 a 180°C em 45 minutos e temperatura estabilizada a 180°C por 15 minutos. O vácuo foi aplicado a 90°C e retirado a 150°C durante o resfriamento, sendo que a pressão foi mantida até a temperatura ambiente. Após o resfriamento foi retirada a resina excedente para a pesagem do compósito.

O ensaio de Cisalhamento Interlaminar incluiu outros compósitos:

- Compósito fibra de vidro/resina fenólica, configuração 0/90° e 5mm de espessura;
- Compósito fibra de vidro/resina epóxi, configuração 0/90° e 5mm de espessura;
- Compósito fibra de carbono/resina epóxi, configuração 0/90° e 4mm de espessura;
- Compósito fibra de carbono/resina epóxi, unidirecional e 2mm de espessura de qualidade aeronáutica produzido pela EMBRAER S.A.;

Foram preparados dez corpos de prova para cada ensaio a ser realizado.

3.2 VAZIOS

Seguidamente foi calculado a massa específica dos compósitos a porosidade e os volumes em massa de fibra de carbono e resina. O compósito ex-Rayon ficou com 10mm de espessura enquanto o compósito ex-PAN obteve 6mm de espessura. A massa específica foi obtida através da divisão da massa do compósito pelo seu volume.

A fração dos volumes em massa do reforço e da matriz dos compósitos podem ser obtidos pelas equações:

$$V_r = \frac{m_r \cdot \rho_c}{\rho_r} \quad (3.1)$$

$$V_m = \frac{m_m \cdot \rho_c}{\rho_m} \quad (3.2)$$

Desta forma, foi possível calcular o volume de vazios (porosidade) nos compósitos. O volume de vazios é resultado da diferença entre o volume total do compósito e a soma dos volumes de reforço e matriz, assim:

$$V_v = 1 - (V_r + V_m) \quad (3.3)$$

A análise por microscopia ótica foi utilizada primeiramente para quantificar a porosidade presente no compósito. Assim, seria possível avaliar a qualidade do material e compreender seu comportamento mecânico. Foi utilizada a seção transversal de uma região central de cada compósito. As amostras foram cortadas na cortadeira de disco diamantado e embutidas em resina poliéster, procedimento

conforme a norma ASTM E3 “*Standard Guide for Preparation of Metallographic Specimens*”.

Seguidamente foi feita a análise de imagem dos compósitos ex-Rayon e ex-PAN e o tratamento em Image J para obter o volume de vazios. As imagens foram obtidas com o microscópio ZEISS Axio Vision A2m com aumento de 25x.

3.3 ENSAIO DE CISALHAMENTO INTERLAMINAR

Para o ensaio de cisalhamento interlaminar foi utilizado o equipamento para ensaio mecânico INSTRON 4301 com capacidade para 5kN do Laboratório de Ensaio Mecânicos (LEME) do IAE em São José dos Campos-SP apresentado na Figura 3.13.

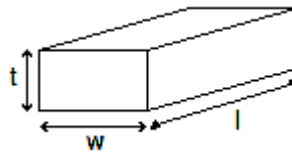
Figura 3.13 - Equipamento de ensaio mecânico INSTRON 4301



De acordo com a norma ASTM D2344 “*Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates*”, o cisalhamento interlaminar consiste em um ensaio de flexão em três pontos em uma viga curta. Para a realização do ensaio o aparato experimental e o dimensionamento dos corpos de prova foram preparados conforme a norma e as relações determinadas:

- Os roletes dos suportes têm diâmetro de 3 ou 6mm;
- O rolete de carregamento tem diâmetro de 6mm;
- O vão entre os apoios segue a relação: $4 \times t$;
- O comprimento do corpo de prova segue a relação: $l \geq 5 \times t$;
- A largura do corpo de prova segue a relação: $w = 2 \times t$;
- Velocidade de aplicação do carregamento: 0,5mm/min;

Figura 3.14 - Corpo de prova para cisalhamento interlaminar



As medidas dos corpos de prova do compósito de fibra de carbono rayon/resina fenólica foram 10mm de espessura e 50mm de comprimento, portanto o vão utilizado neste caso foi de 40mm. A trinca ocasionada pelo carregamento durante o ensaio se propagou até o centro do corpo de prova formando um ângulo de 45°. O compósito de fibra de carbono PAN/resina fenólica com 6mm de espessura t ficou com comprimento l de 30mm e largura de 10mm, o vão adotado foi de 24mm. A fratura deste compósito apresentou características de um material mais frágil quando comparadas ao compósito ex-rayon. O modelo de falha apresentado nesses materiais foi de flexão, gerado por uma tensão de tração no interior do corpo de prova.

Seguidamente foi realizado os ensaios com os compósitos de fibra de vidro. Estes corpos de prova possuíam 5mm de espessura, neste caso o vão aplicado entre os roletes de suporte para o compósito fibra de vidro/resina epóxi e fibra de vidro/resina fenólica foi de 20mm. O compósito de fibra de carbono/resina epóxi 0/90° tem espessura de 4mm aproximadamente, com isso a distância do vão aplicada foi de 16mm. No caso desses compósitos, nota-se a falha no centro do corpo de prova. A fratura apresentada foi característica do cisalhamento interlaminar na qual ocorre a delaminação.

Por fim, o compósito fibra de carbono/resina epóxi unidirecional foi submetido ao ensaio. A espessura deste corpo-de-prova era de 2mm aproximadamente, com isso o vão foi de 8mm. Este compósito apresentou deformação inelástica após a aplicação do carregamento no ensaio.

O gráfico tensão/deformação foi obtido através dos dados de carregamento no ensaio. Para obter a tensão exercida durante o ensaio foi utilizada a equação da norma:

$$\tau = 0,75 \frac{P}{w.h} \quad (3.4)$$

Foram utilizados dez corpos de prova de cada material. Através dos dados de tensão máxima resultantes é possível calcular a média aritmética e obter a tensão de cisalhamento média τ do compósito. Os dados apresentam um desvio padrão que foi calculado através da equação 3.2, em que \bar{x} é a média aritmética para cada grupo de corpo de prova, x é a tensão em cada corpo de prova e n a quantidade de corpos de prova.

$$s = \sqrt{\frac{\sum(x-\bar{x})^2}{n}} \quad (3.5)$$

3.4 ENSAIO DE CISALHAMENTO IOSIPESCU

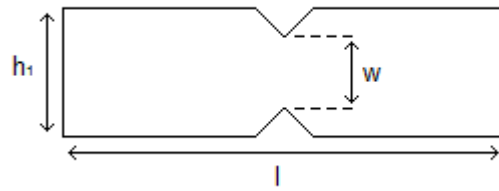
O ensaio de cisalhamento pelo método de Iosipescu seguiu a norma ASTM 5379 “*Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method*”. Neste ensaio é aplicado uma carga vertical P no dispositivo em compressão que resulta em cisalhamento puro no corpo de prova. Assim como no ensaio de cisalhamento Interlaminar foi mantida a taxa constante de 0,5mm/min.

Este ensaio foi feito em duas etapas com os compósitos ex-rayon e ex-PAN. O primeiro ensaio foi feito com três corpos de prova de cada compósito, para o segundo foram os outros sete.

Os corpos de prova foram preparados de acordo com o dimensionamento padrão estabelecido, sendo apenas a espessura variável de acordo com o material. Com isso:

- Comprimento: $l = 76mm$;
- Altura máxima: $h_1 = 19mm$;
- Região do entalhe: $w = 11,4mm$;
- Entalhes em 90° no centro do corpo de prova.

Figura 3.15 - Corpo de prova para ensaio pelo método losipescu



A primeira etapa foi realizada no Laboratório de Ensaio Estruturais (ASA-E) do Instituto de Aeronáutica e Espaço em São José dos Campos-SP. Utilizou-se o equipamento de ensaios de materiais *Material Test System* (MTS) modelo 810.25 com célula de carga de 25kN, o software para aplicação de carga foi o *Multi Purpose Testware*. Foi instalado um extensômetro no centro dos corpos de prova entre os entalhes posicionados a 45°, os dados foram obtidos através de um equipamento da National Instrument modelo SCXI. O extensômetro forneceu os deslocamentos positivo e negativo dos corpos de prova e a carga P aplicada.

Figura 3.16 – Equipamento MTS 810 utilizado para o ensaio de losipescu



Posteriormente foi realizado um novo ensaio com os sete demais corpos de prova. Este último foi realizado no Laboratório de Ensaio Mecânicos (LEME) do Instituto de Aeronáutica e Espaço. O equipamento de ensaio utilizado foi o INSTRON

3382 (Figura 3.17) com capacidade para testes até 100kN. Este ensaio forneceu os dados necessários para obter o deslocamento do corpo de prova de acordo com a aplicação do carregamento.

Figura 3.17 - Ensaio de losipescu no equipamento INSTRON 3382



As tensões foram obtidas através da equação:

$$\tau = \frac{P}{A} \quad (3.6)$$

3.5 FRACTOGRAFIA

A fratura identifica o ponto ao qual ocorre maior concentração da tensão atuante. Esse ponto é causado por descontinuidades geométricas como trincas, furos e poros na microestrutura. No caso de um material frágil, a deformação plástica não é muito extensa e a trinca se propaga levando à falha do material repentinamente. Após os ensaios, os corpos de prova fraturados foram analisados pelo microscópio ZEISS SteREO Discovery.V8. Esta análise permitiu caracterizar a fratura típica apresentada pelo compósito quando submetido a uma determinada condição de carregamento.

No ensaio de cisalhamento pelo método da viga curta existem três tipos de fraturas típicas: interlaminar, flexão e inelástica. A falha ocasionada pelo ensaio ao método de losipescu foi central com um deslocamento de 45° devido ao rompimento da matriz.

3.6 ELEMENTOS FINITOS

Os dados dos compósitos para esta análise foram obtidos pelo aplicativo FGM o qual considerou as propriedades elásticas da Tabela 3.5.

Tabela 3.5 - Propriedades elásticas dos materiais utilizados

	Módulo de Elasticidade E (GPa)	Coefficiente de Poisson n
Fibra de Carbono Rayon	60	0,18
Fibra de Carbono PAN	250	0,18
Resina Fenólica CR-2611	2,5	0,25

Após os dados gerados pelo FGM, foi realizada a modelagem por Elementos Finitos por meio do *FEMAP with Nastran*. A simulação utilizou critérios de carregamento e deslocamento obtidos nos ensaios com base no regime elástico da deformação, quando não há comprometimento da microestrutura do material.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Nesta seção serão apresentados os resultados obtidos experimentalmente e por meio de simulações computacionais. Os resultados permitiram avaliar o comportamento dos compósitos, a adesão da matriz ao reforço e caracterizar a resistência interlaminar. Vale ressaltar que as características físicas do material são importantes para compreender seu comportamento.

4.1 VOLUME DE VAZIOS

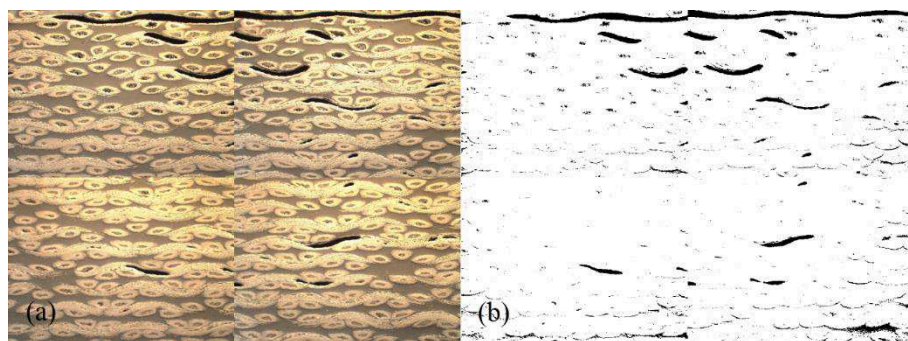
A Tabela 4. apresenta os resultados obtidos por meio da equação para quantificar a porosidade dos compósitos de fibra de carbono ex-Rayon e ex-PAN obtidos pelo processo de laminação manual.

Tabela 4.1 – Especificações dos compósitos de fibra de carbono ex-Rayon e ex-PAN

Porcentagem	Unidade	Rayon	PAN
Massa de Fibra de Carbono	%	56%	50%
Massa de Resina Fenólica	%	44%	50%
Volumede Fibra de Carbono	%	46%	38%
Volume de Resina Fenólica	%	47%	56%
Volume Poros	%	7%	6%

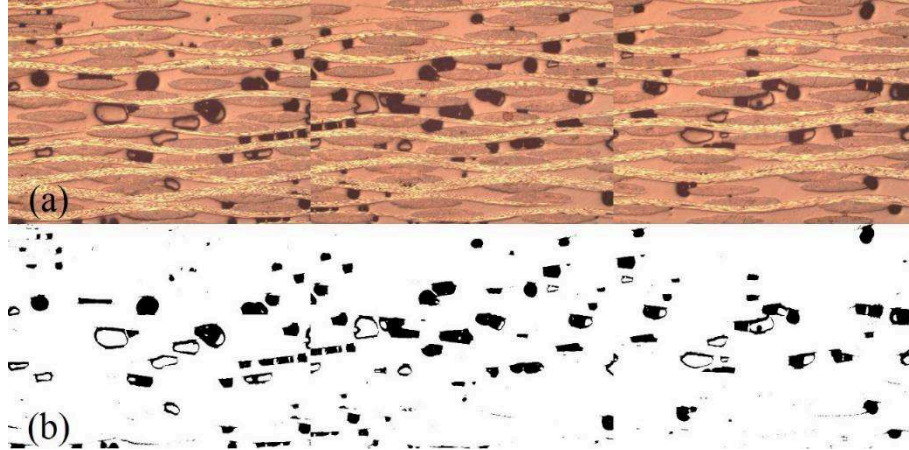
Com a análise de microscopia ótica por Image J foi possível mensurar a porosidade dos compósitos. A análise de imagem é considerada representativa, pois permite avaliar apenas uma área do compósito. Os vazios observados nos compósitos apresentam características distintas. A Figura 4.18 apresenta os resultados da análise por Image J do compósito ex-Rayon.

Figura 4.18 - (a) Seção transversal do compósito de fibra de carbono ex-Rayon por Image J com aumento de 25x. (b) Porosidade do compósito em contraste em total de 7%



A Figura 4.19 apresenta os resultados de microscopia do compósito ex-PAN que obteve 6% de porosidade.

Figura 4.19 - (a) Seção transversal do compósito de fibra de carbono ex-PAN por Image J com aumento de 25x. (b) Porosidade do compósito em contraste com total de 6%



O compósito de fibra de carbono ex-Rayon apresentou 7% de porosidade, os vazios desse material evidenciam a adesão inferior da interface matriz/reforço. O compósito ex-PAN, apresentou 6% em volume de vazios. A porosidade identificada na seção transversal deste material é pontual, comum no processo de laminação devido a liberação de amônia durante o ciclo de cura.

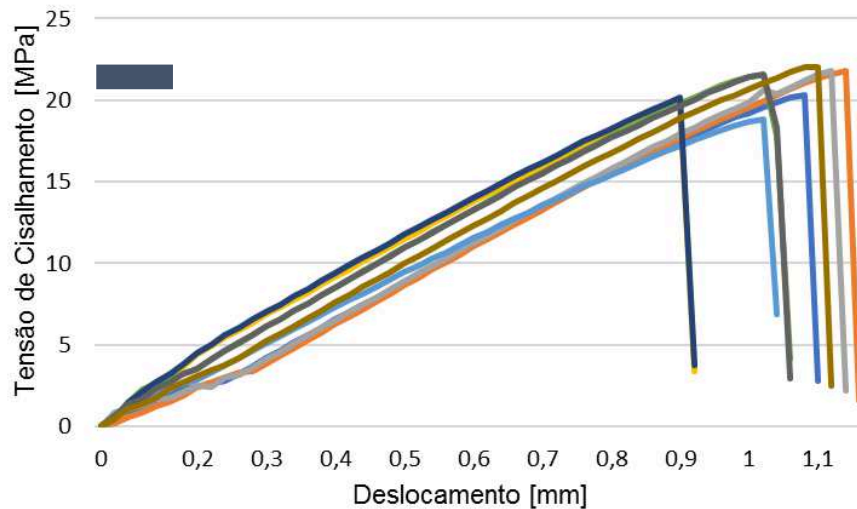
Conforme pode ser observado nas tabelas, o método analítico e a análise por Image J apresentaram resultados próximos.

4.2 ENSAIO DE CISALHAMENTO INTERLAMINAR

Os ensaios permitiram obter as tensões de cisalhamento máximas admitidas pelos compósitos. Após os ensaios foi possível obter os gráficos correspondentes a tensão pelo deslocamento dos corpos de prova. Conforme os gráficos, observou-se o comportamento e a iteração entre o reforço e a matriz.

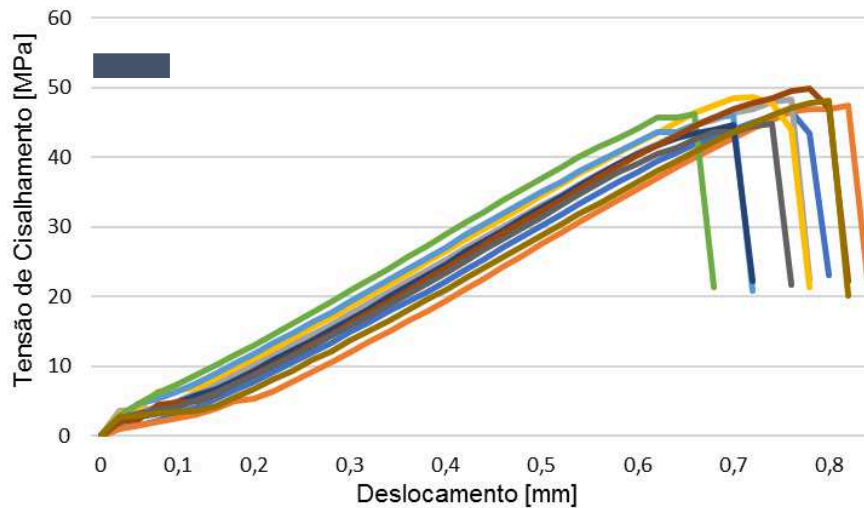
A Figura 4.20 apresenta o resultado do ensaio realizado no compósito fibra de carbono *Rayon*/resina fenólica. A tensão de cisalhamento máxima deste compósito foi de 21MPa, com desvio padrão de 1,2. O deslocamento obtido foi de aproximadamente 1mm em média.

Figura 4.20 - Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito obtido com fibra de carbono ex-Rayon em ensaio de cisalhamento interlaminar



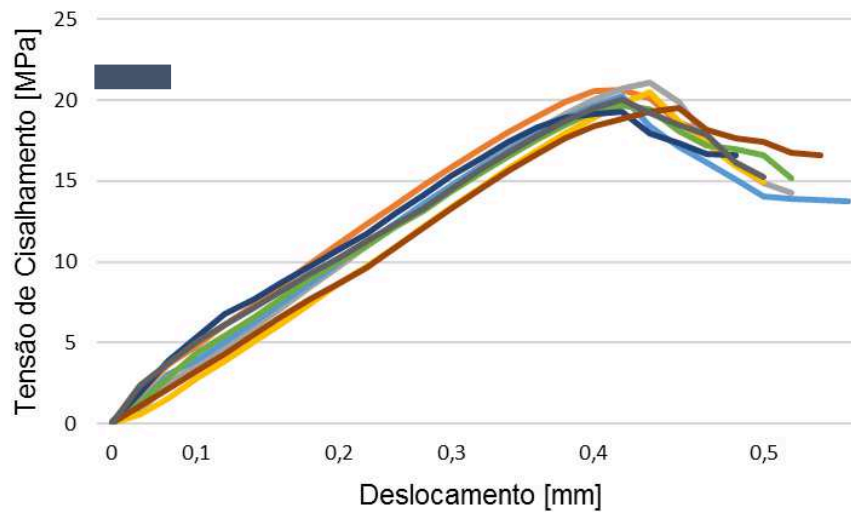
O compósito obtido com fibra de carbono PAN/resina fenólica apresentou tensão de cisalhamento de 47MPa e desvio padrão de 1,4, sendo que o deslocamento foi de 0,8mm. O gráfico da Figura 4.21 demonstra os resultados do ensaio de cisalhamento interlaminar.

Figura 4.21 - Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito obtido com fibra de carbono ex-PAN em ensaio de cisalhamento interlaminar



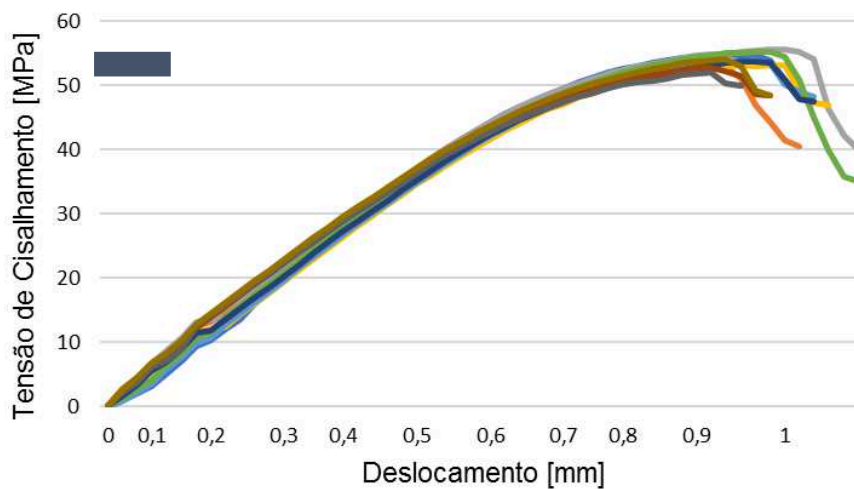
Após os ensaios com os compósitos de fibra de carbono ex-Rayon e ex-PAN laminados com resina fenólica, foram realizados ensaios com outros compósitos que permitiram comparar o comportamento dos diferentes fibras e resinas utilizadas. O ensaio seguinte foi realizado com o compósito de fibra de vidro com resina fenólica. Este compósito atingiu tensão de cisalhamento de 20MPa, deslocamento e desvio padrão de 0,5; conforme observado na Figura 4.22.

Figura 4.22 - Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito de fibra de vidro com resina fenólica



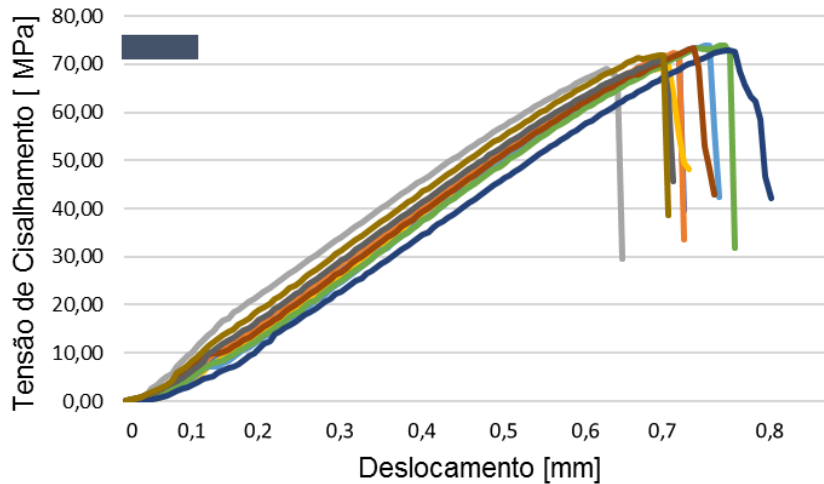
Foi feito ensaios com compósito de fibra de vidro com resina epóxi, demonstrado na Figura 4.23. O deslocamento desse material foi de 1mm enquanto a tensão de cisalhamento média obtida por esse compósito foi de 54MPa com desvio padrão de 0,9.

Figura 4.23 - Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito fibra de vidro/resina epóxi



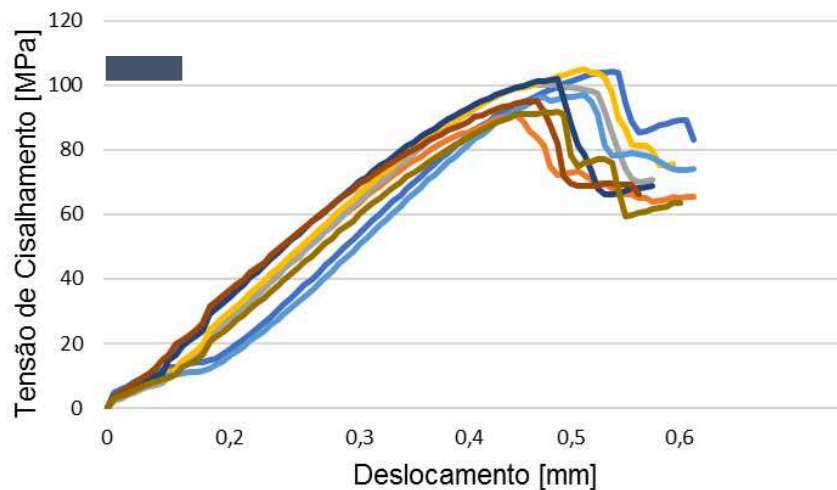
O compósito de fibra de carbono PAN 0/90° com matriz de resina epóxi obteve tensão de cisalhamento de 72MPa com desvio padrão de 1,3. Este compósito apresentou um deslocamento máximo de 0,76mm (Figura 4.24).

Figura 4.24 - Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito fibra de carbono PAN 0/90° com resina epóxi



Posteriormente foi feito o ensaio de cisalhamento do compósito de fibra de carbono unidirecional com resina epóxi. Pode-se observar na Figura 4.25 que o compósito de qualidade aeronáutica apresentou tensão de cisalhamento de 94,5MPa com desvio padrão de 7,3. O deslocamento deste material foi de aproximadamente 0,5 em média.

Figura 4.25 - Tensão de cisalhamento do compósito de padrão aeronáutico de fibra de carbono unidirecional com resina epóxi



4.3 ENSAIO DE CISALHAMENTO IOSIPESCU

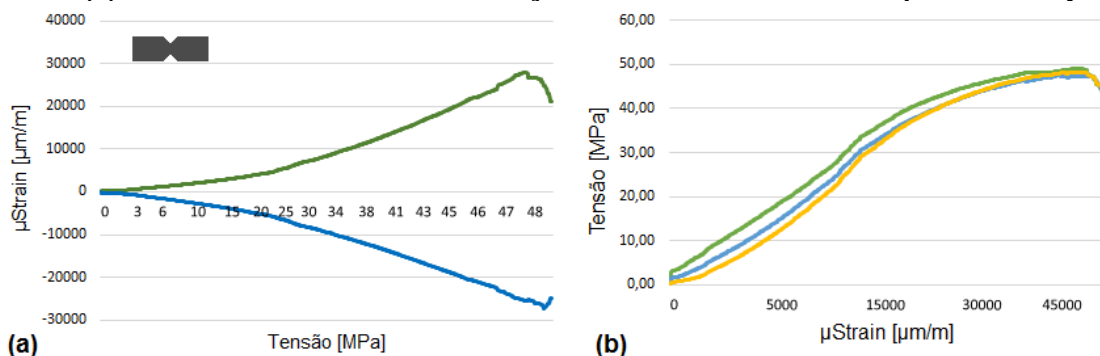
Este método provoca o cisalhamento puro no centro do corpo de prova. O carregamento é aplicado em um lado do corpo de prova enquanto o outro é fixo no dispositivo. Assim, o método de Iosipescu permitiu obter os deslocamentos dos

compósitos inferior e superior e a tensão máxima de cisalhamento exercida no corpo de prova.

O compósito obtido com fibra de carbono/resina fenólica apresentou deslocamento superior e inferior de 27996 e -27194 $\mu\text{m/m}$, respectivamente, o deslocamento superior representou 52% do deslocamento total. A tensão de cisalhamento deste compósito foi de 49MPa conforme observado na Figura 4.26

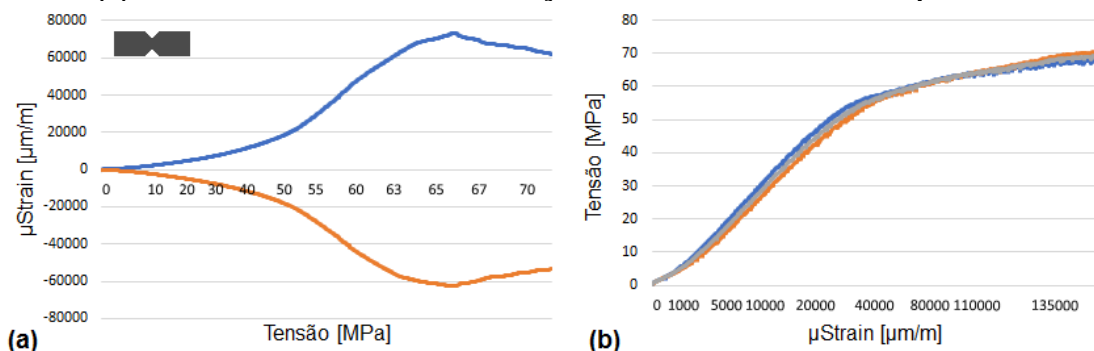
Fonte de referência não encontrada..

Figura 4.26 - (a) Deslocamento superior e inferior em função da tensão no compósito ex-Rayon (b) Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito ex-Rayon



O compósito ex-PAN obteve 72964 $\mu\text{m/m}$ de deslocamento superior e 62151 $\mu\text{m/m}$ de deslocamento inferior, sendo este referente a 46% do deslocamento máximo durante o ensaio. Nota-se que o regime de deformação plástica deste material foi superior ao compósito de fibra de carbono ex-Rayon. Conforme observado na Figura 4.27 a tensão de cisalhamento deste compósito foi de 70MPa.

Figura 4.27 - (a) Deslocamento superior e inferior em função da tensão no compósito ex-PAN (b) Tensão de cisalhamento em função do deslocamento do compósito ex-PAN



4.4 FRACTOGRAFIA

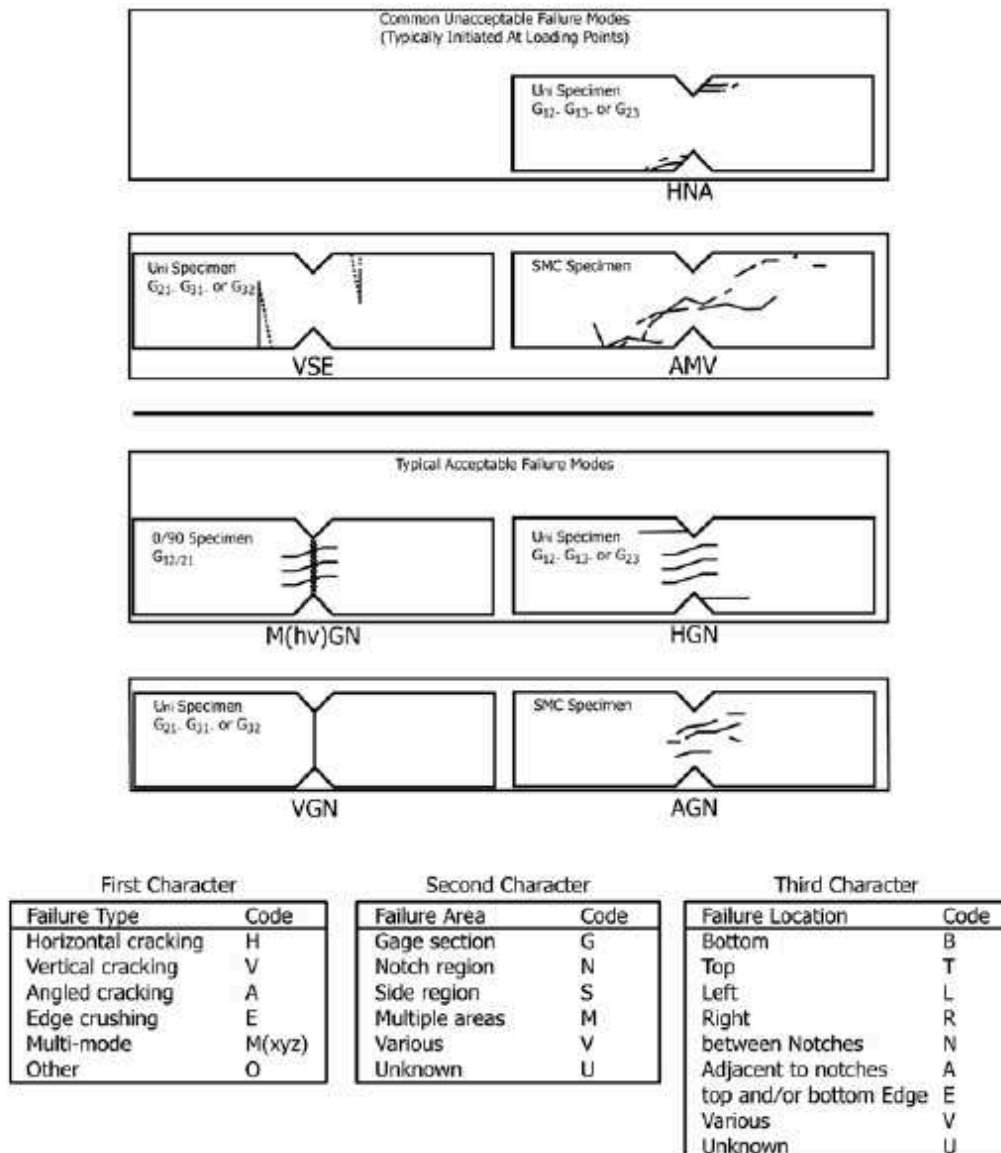
A análise das fraturas por microscopia permitiu avaliar o comportamento do material com a aplicação do carregamento durante o ensaio. O tipo de fratura auxilia a identificar as propriedades dos compósitos.

Os modos de falha comuns em ensaio de cisalhamento pelo método interlaminar podem ser:

- Delaminação: Característico de cisalhamento interlaminar, ocorre quando há o descolamento das camadas fibra/resina;
- Flexão: ocorre por efeito do carregamento em ensaio de três pontos com tracionamento das fibras inferiores e compressão das fibras superiores;
- Inelástica: deformação irregular do corpo de prova;

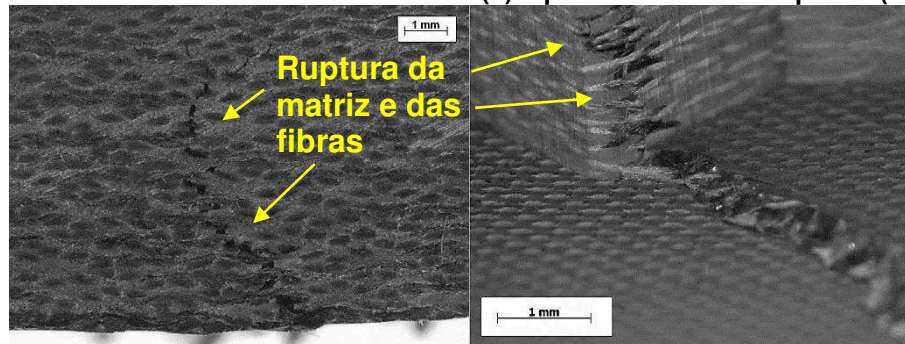
O ensaio de losipescu provoca o deslocamento vertical do cisalhamento puro. A tensão é concentrada na região do entalhe, no centro do corpo de prova, onde se propaga a trinca. Os modos de falha estão apresentados na Figura 4.28.

Figura 4.28 - Modos de fratura para ensaio pelo método de losipescu



É possível observar na Figura 4.29 o rompimento da matriz na Região da trinca do compósito de fibra de carbono ex-Rayon.

Figura 4.29 - Fraturas do compósito de fibra de carbono ex-Rayon com resina fenólica após ensaio de cisalhamento Interlaminar (a) e pelo método de losipescu (b)

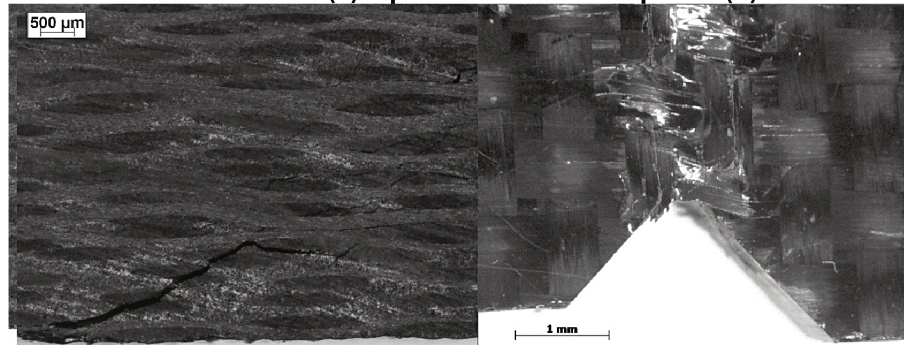


A fratura ocasionada pela aplicação do carregamento durante o ensaio de cisalhamento interlaminar se propagou no centro dos corpos de prova. Assim como no ensaio de cisalhamento pelo método Interlaminar, o compósito obtido com fibra de carbono ex-Rayon apresentou o rompimento das fibras juntamente a matriz no ensaio de losipescu. Isso ocorre devido a descontinuidade das fibras de carbono oriundas do Rayon que constituem a fase de reforço. No ensaio de losipescu, a fratura se iniciou na região do entalhe, porém não se propagou no centro do corpo de prova.

Analisando a fratura decorrente do ensaio de cisalhamento interlaminar no compósito de fibra de carbono ex-PAN, observa-se que este apresentou o rompimento apenas da matriz a um ângulo de aproximadamente 45°, caracterizando a fratura interlaminar do material.

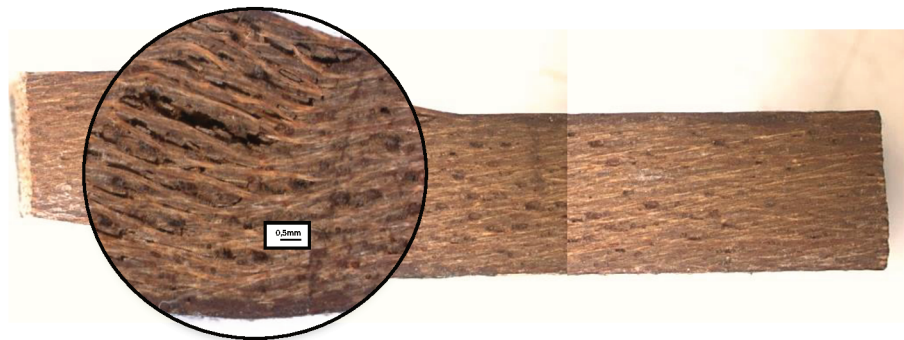
Na Figura 4.30 é possível identificar o rompimento no centro dos corpos de prova. A fratura dos corpos de prova de losipescu se sucedeu verticalmente na região do entalhe. A aplicação da carga ocasionou o rompimento da matriz, o que facilitou o deslocamento das fibras do reforço no sentido do carregamento. Esse comportamento se deve a continuidade das fibras de carbono oriundas da poliacrilonitrila. Esse tipo de fibra de carbono apresenta adesão superior a matriz quando comparada as fibras de carbono ex-Rayon.

Figura 4.30 - Fraturas do compósito de fibra de carbono ex-PAN após ensaio de cisalhamento interlaminar (a) e pelo método de losipescu (b)



O compósito de fibra de vidro com resina fenólica obteve a falha estrutural por delaminação. É possível observar na Figura 4.31 o descolamento das camadas laminares entre a matriz e o reforço. Esse modo de falha é o mais comum para ensaio de cisalhamento interlaminar.

Figura 4.31 - Delaminação no compósito fibra de vidro/resina fenólica



4.5 MODELAGEM COMPUTACIONAL

A simulação computacional é um método muito comum na indústria moderna por apresentar resultados rápidos sem a necessidade de fabricar o componente físico. As tensões obtidas pelos ensaios de cisalhamento e as propriedades dos materiais foram utilizadas para compor os dados dos materiais para a análise por elementos finitos por *Femap with NX Nastran*.

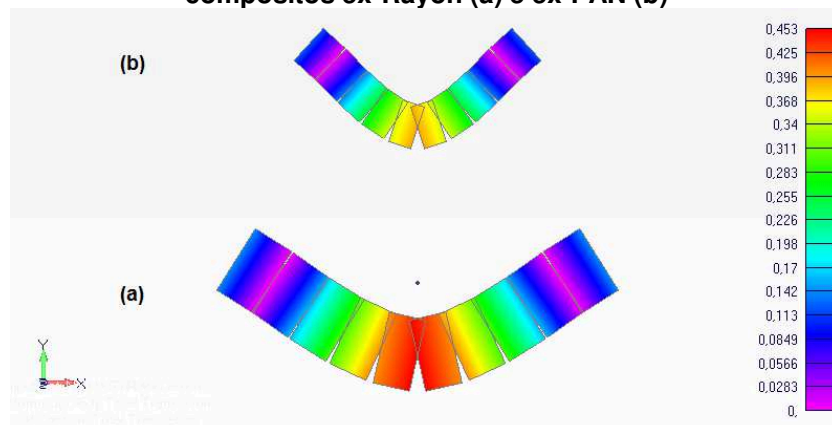
As propriedades dos compósitos obtidas pelo aplicativo computacional FGM estão expressas na Tabela 2.2.

Tabela 2.2 - Propriedades elásticas dos compósitos de acordo com os resultados por FGM

Propriedades Elásticas						
RAYON	Ex	22,978046	Ey	22,978046	Ez	7,94191 GPa
	Gxy	2,752294	Gyz	2,617266	Gxz	2,617266 GPa
	nuxy	0,085615	nuxz	0,386634	nuyz	0,386634
PAN	Ex	70,27032	Ey	70,27032	Ez	7,861016 GPa
	Gxy	3,634102	Gyz	3,03199	Gxz	3,03199 GPa
	nuxy	0,024863	nuxz	0,371424	nuyz	0,371424

A análise dos modelos representativos dos corpos de prova está representada na Figura 4.32. Nesta análise foi avaliada a confiabilidade dos resultados teóricos da simulação em relação aos resultados experimentais dos ensaios. Para os ensaios de cisalhamento interlaminar foi aplicada uma carga de 1700N no centro dos compósitos. O ensaio de cisalhamento por losipescu foi simulado com uma carga de 3207N no compósito ex-rayon e 3173N no compósito ex-PAN. As simulações apresentaram as diferenças entre as representações teóricas e os resultados obtidos em ensaio.

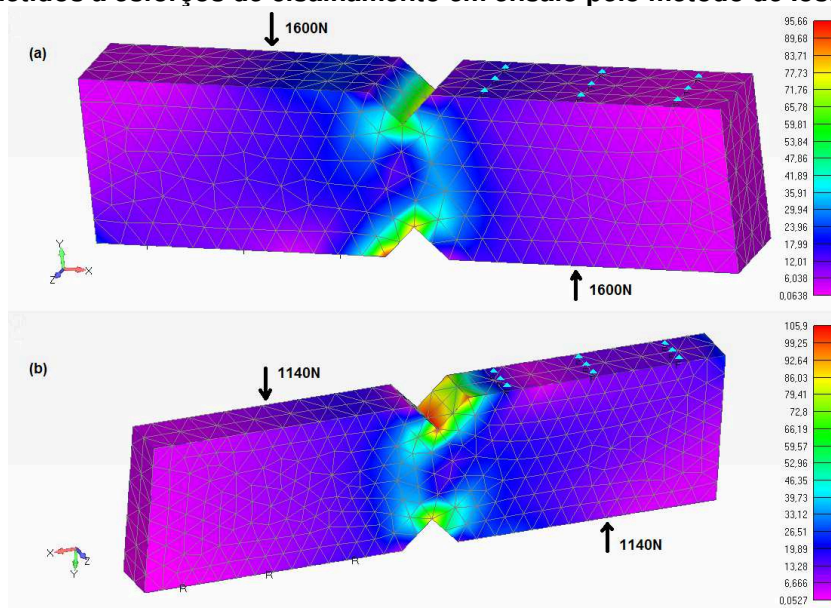
Figura 4.32 - Modelagem computacional do ensaio de cisalhamento interlaminar nos compósitos ex-Rayon (a) e ex-PAN (b)



Por meio da simulação computacional com carregamento de 1700N em ambos os compósitos, foi possível observar que o compósito com fibra de carbono ex-PAN obteve deslocamento menor que o compósito ex-Rayon, aproximadamente 0,39mm contra 0,45mm para o compósito ex-Rayon. Os resultados apresentados na simulação do ensaio de cisalhamento interlaminar foram correlacionados aos obtidos experimentalmente. Avaliando o deslocamento no eixo Y, o compósito de fibra de carbono ex-Rayon apresentou 71% de confiabilidade, enquanto o compósito ex-PAN obteve 98%. A confiabilidade é um fator importante em materiais compósitos devido a anisotropia da estrutura.

A simulação do ensaio de cisalhamento pelo método de losipescu permitiu observar a tensão distribuída no corpo de prova. Para isso, foi considerado o deslocamento de 0,6mm em ambos os materiais adequando assim o carregamento. Para o compósito ex-Rayon, a carga aplicada foi 3200N, equivalente a 28MPa, enquanto para o ex-PAN foi 1140N, ou 33MPa. A Figura 4.33 apresenta a modelagem computacional dos compósitos obtidos com fibra de carbono ex-Rayon e ex-PAN com resina fenólica e permite identificar que a região com maior concentração de tensão é no entalhe e, portanto, a região onde tende a iniciar a falha do material.

Figura 4.33 - Corpo de prova dos compósitos de fibra de carbono ex-Rayon (a) e ex-PAN (b) submetidos a esforços de cisalhamento em ensaio pelo método de losipescu



Devido a menor espessura do compósito ex-PAN, nota-se que este apresentou tensão máxima na região do entalhe superior ao compósito ex-Rayon. No entanto, este material apresentou o mesmo deslocamento para as dadas condições de carregamento.

4.6 DISCUSSÃO

Comparando os resultados obtidos no ensaio de cisalhamento Interlaminar, nota-se que a resina fenólica apresentou resultados inferiores em relação a resina epóxi para esforços mecânicos. A resina fenólica é comum em aplicações ablativas enquanto as resinas do tipo epóxi são utilizadas em componentes aeronáuticos que exigem elevados esforços mecânicos, como o compósito unidirecional fornecido pela Embraer.

Os compósitos obtidos pelo método de laminação hand-lay up com fibra de carbono ex-Rayon e ex-PAN apresentaram resistência ao cisalhamento muito inferior para aplicações aeronáuticas, com aproximadamente 20 e 50% da tensão máxima do compósito com fibra de carbono unidirecional fornecido pela EMBRAER S.A. Isto evidencia que os materiais utilizados em aplicações aeronáuticas e aeroespaciais exigem processos de laminação mais avançados que reduzam a concentração de vazios na interface.

Além do processo de fabricação, as fibras unidirecionais possibilitam que o compósito com fibras mais alinhadas e não sobrepostas, como nos tecidos cross-ply. Evidentemente, os tecidos unidirecionais têm propriedades muito específicas, com alta resistência mecânica apenas no sentido longitudinal das fibras, entretanto as características relacionadas a interface, que garante melhor aderência da matriz e redução da porosidade, possibilitam resultados superiores em cisalhamento.

No ensaio pelo método de losipescu, o compósito obtido com fibra de carbono ex-Rayon apresentou fratura atípica para este ensaio, ocorreu o rompimento das fibras do reforço juntamente a matriz, a ruptura do compósito ex-Rayon assim como o compósito ex-PAN se propagou a partir do centro do entalhe onde se evidencia a maior concentração de tensão. A fratura do compósito ex-PAN demonstrou o deslocamento característico das fibras após a aplicação do carregamento. Observando as fraturas ocasionadas pelo ensaio, o compósito ex-PAN deslocou as fibras conforme houve o rompimento apenas da matriz, as fibras apresentaram deslocamento de 45° na região central onde estava posicionado o extensômetro.

Os compósitos apresentaram comportamento distintos no modelo computacional quando comparado aos ensaios experimentais. Considerando que o volume de vazios dos compósitos não apresenta grande divergência, pode-se dizer que a adesão inferior da fibra de carbono oriunda do Rayon e a descontinuidade das fibras afetou os resultados do modelo computacional que utilizou parâmetros teóricos do método de homogeneização.

O modelo se apresentou confiável para o compósito ex-PAN o qual obteve os resultados esperados para os ensaios, o resultado do ensaio de cisalhamento interlaminar apresentou confiabilidade de 98%. A simulação computacional do compósito obtido com fibra de carbono ex-Rayon evidenciou as regiões as quais se concentraram as tensões durante o ensaio onde se iniciou a falha do material, sendo que o modo de falha presente neste compósito não é o ideal para o ensaio de losipescu.

5 CONCLUSÃO

Com base nos resultados obtidos foi possível avaliar as propriedades dos compósitos laminados pelo método hand-lay up. A fibra de carbono proveniente de Rayon é um material ablativo utilizado em componentes estruturais que devem suportar elevadas tensões térmicas. A descontinuidade das fibras constituintes do reforço de Rayon certificam a esse material propriedades adequadas para aplicações como garganta de tubeira de foguete. Entretanto, os resultados obtidos nos ensaios evidenciaram que esse material não deva ser aplicado em componentes estruturais de elevada solicitação mecânica. Componentes aeronáuticos e aeroespaciais que são submetidos a elevados esforços devem ser projetados em compósitos reforçados com fibra de carbono originada a partir da poliacrilonitrila, garantindo maior resistência mecânica, confiabilidade estrutural e conseqüentemente menor peso. Conforme analisado nos demais compósitos utilizados neste trabalho, as propriedades desse tipo de material são afetadas por todas as etapas do processo, desde a seleção dos constituintes, reforço e matriz, até o método de laminação utilizado. Portanto, a aplicação de materiais compósitos em componentes aeronáuticos e aeroespaciais exige um estudo detalhado das propriedades de cada material e um acompanhamento do processo de fabricação para garantir a integridade da estrutura.

6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANCELOTTI JUNIOR, Antonio Carlos. **Efeitos da porosidade na resistência ao cisalhamento e nas propriedades dinâmicas de compósitos de fibra de carbono/resina epóxi**. 2006. 203f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2006.

ATWATER, M. **Boeing, carbono fiber and engineering the future of aviation**. Disponível em: <<https://www.engineering.com/DesignerEdge/DesignerEdgeArticles/ArticleID/6810/Boeing-Carbon-Fiber-and-Engineering-the-Future-of-Aviation.aspx>> Acesso em: 08 Apr. 2018.

CALLISTER Jr. W. D. **Ciência e engenharia dos materiais**. 5. ed. Rio de Janeiro: LTC. 2002.

CAMPBELL, F. C. **Manufacturing technology for aerospace structural materials**. Amsterdam: Elsevier. 2006.

BOWLES, K.J.; FRIMPONG, S. **Relation between Voids and interlaminar shear strength of polymer matrix composites**. In: 36th Internacional SAMPE Symposium and Exhibition sponsored by the Society for the Advancement of Materials and Process Engineering. San Diego, California, 1991.

FERABOLI, P. J.; KEDWARD, K. T. In search of the true interlaminar shear strength. In: CONFERENCE ON JOINT AMERICAN SOCIETY FOR COMPOSITES. 9th., 2004. Atlanta. **Proceedings...** West Conshohochen: ASTM, 2004. p.1-14.

GARCIA, A.; SPIM, J. A.; SANTOS, C. A. **Ensaio dos materiais**. Rio de Janeiro: LTC, 2000.

GONÇALVES, V. O. **Avaliação da resistência estática e em fadiga de compósitos de fibra de carbono/epóxi e fibra de vidro/epóxi sob cisalhamento modo losipescu**. 2010. 161f. Dissertação (Mestrado na Área de Física e Química dos Materiais) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2010.

HALE, J. **Boeing 787 from the ground up**. Disponível em: <http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/AERO_Q406_article4.pdf> Acesso em: 17 Apr. 2018.

HANGAR 33. **A era dos compósitos na fabricação das aeronaves**. 11 de fevereiro de 2015. Disponível em:<<http://blog.hangar33.com.br/a-era-dos-compositos-na-fabricacao-das-aeronaves/>>. Acesso em: 14 ago 2018.

HIBBELER, R. C. **Resistência dos materiais**. 7. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2010.

KAW, A. K. **Mechanics of composite materials**. 2.ed. Boca Raton: CRC Press. 2006.

KEMERICH, P. D. C; PIOVESAN, M.; BERTOLETTI, L. L.; ALTMAYER, S.; HOHMVORPAGEL, T. **Fibras de vidro**: caracterização, disposição final e impactos ambientais gerados. v(10), nº 10, p. 2112-2121, JAN-ABR, 2013.

LAHTI, A. **The creating of a design handbook**: a case study of composite materials. 2017. 85f. Thesis (Master's degree in Materials Engineering) - Tampere University of Technology, Tampere, 2018.

LEVY NETO, F.; PARDINI, L. C. **Compósitos estruturais**: ciências e tecnologia. São Paulo: Edgard Blücher. 2006.

MANNHEIMER, W. A. **Microscopia dos materiais**: uma introdução. E-papers: Rio de Janeiro. 2002.

MARINUCCI, G. **Materiais compósitos poliméricos**: fundamentos e tecnologias. São Paulo: Artliber. 2011.

SMITH, W. F.; HASHEMI, J. **Foundations of materials science and engineering**. 5 ed. New York: Higher Education. 2010

TAKAHASHI, B. X. **Metodologia moderna para análise de fadiga baseada em elementos finitos de componentes sujeitos a fadiga uni e multiaxial**. 2014. 338f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo. 2014.