

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Eder da Silva Sales

Resistência Mecânica de Laminados
Unidirecionais

Taubaté, São Paulo

2016

Eder da Silva Sales

Resistência Mecânica de Laminados Unidirecionais

Monografia apresentada para a obtenção do
Título de Especialista em Engenharia Aero-
náutica pelo Departamento de Engenharia
Mecânica da Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Dr. Evandro L. Nohara

Universidade de Taubaté

Taubaté, São Paulo
2016

**Ficha Catalográfica elaborada pelo SIBi – Sistema Integrado
de Bibliotecas / UNITAU - Biblioteca das Engenharias**

S163r Sales, Eder da Silva
Resistência mecânica de laminados unidirecionais. / Eder
da Silva Sales - 2016.

52. : il; 30 cm.

Monografia (Especialização em Engenharia Aeronáutica)
– Universidade de Taubaté. Departamento de Engenharia
Mecânica e Elétrica, 2015
Orientador: Prof. Dr. Evandro Luis Nohara, Departamento
de Engenharia Mecânica e Elétrica.

1. Compósito. 2. Resistência mecânica. 3.
Micromecânica. I. Título.

Eder da Silva Sales

Resistência Mecânica de Laminados Unidirecionais

Monografia apresentada para a obtenção do
Título de Especialista em Engenharia Aero-
náutica pelo Departamento de Engenharia
Mecânica da Universidade de Taubaté.

Data:

Resultado:

Prof. Dr. Evandro L. Nohara
UNITAU

Prof. Dr. Giorgio E. O. Giacaglia
UNITAU

Taubaté, São Paulo
2016

Agradecimentos

A Siloana, minha amada esposa, pela paciência e compreensão.

Ao professor Evandro Nohara, pela sua orientação e aconselhamentos.

A todos os amigos que fiz durante esse curso, pelo apoio e ensinamentos.

“O conhecido é finito, o desconhecido, infinito; intelectualmente permanecemos em uma ilha dentro de um oceano ilimitado de inexplicabilidade. Nosso objetivo em todas as gerações é reivindicar por um pouco mais de terra.”

(T. H. Huxley, 1987)

Resumo

O uso de materiais compósitos é de grande importância em diversos setores industriais. Assim como outros tipos de materiais, compósitos estão sujeitos a falhas mecânicas. A compreensão de como o material se comporta sobre determinados tipos de carregamento pode auxiliar no desenvolvimento de novos produtos e a utilização mais segura dos compósitos em componentes de grande importância estrutural, como por exemplo, a estrutura primária de uma aeronave. Nesse trabalho é apresentada uma pesquisa sobre os modelos micromecânicos para a determinação da resistência mecânica de compósitos laminados unidirecionais de fibras longas, assim como critérios de falha para a avaliação do composto. O estudo apresentado permite avaliar a influência dos materiais constituintes no comportamento macromecânico do compósito. Através dele é possível obter propriedades mecânicas e determinar a resistência mecânica e modos de falha de materiais compósitos.

Palavras-chave: compósito, micromecânica, resistência mecânica.

Abstract

The use of composite materials is very important in many industrial sectors. As any other kind of materials, composites can have mechanical failure when loaded. The understanding of how the material behaves on certain types of loading can assist in the development of new and safer use of composites in structural components, for example, in the primary structure of an aircraft or a landing gear break. In this report is performed a research using the micromechanical model for determining the mechanical strength of unidirectional laminate composites with long fibers. The micromechanical study allows the evaluation of the influence of the constituent materials in the macromechanical behavior of the composite. Through this study it is possible to determine the mechanical properties and mechanical strength of composites.

Keywords: composite, micromechanics, strength.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Utilização de compósitos no Boeing 777.	2
Figura 2 – Relação entre resistência e densidade	3
Figura 3 – Efeito temperatura do tratamento térmico sobre resistência a tração e módulo de elasticidade de fibras de carbono obtidas de PAN	5
Figura 4 – Representação da estrutura cristalina do grafite	6
Figura 5 – Unidade química do Kevlar.	8
Figura 6 – Laminado formado por seis camadas.	12
Figura 7 – Níveis de observação e tipos de análises em materiais compósitos.	13
Figura 8 – Principais direções de uma camada unidirecional.	15
Figura 9 – Modelo de placas	15
Figura 10 – Modelo para determinação de E_1	16
Figura 11 – Modelo para determinação de E_2	17
Figura 12 – Modelo para determinação de G_{12}	19
Figura 13 – Modelo para determinação de ν_{12}	20
Figura 14 – Modos de falha em uma lâmina unidirecional.	21
Figura 15 – Comportamento mecânico de um laminado ($\varepsilon_{fu} > \varepsilon_{mu}$).	22
Figura 16 – Comportamento mecânico de um laminado ($\varepsilon_{fu} < \varepsilon_{mu}$).	23
Figura 17 – Modos de falha em compósitos unidirecionais sob carregamento de com- pressão longitudinal	25
Figura 18 – Foto isocromática mostrando a concentração de tensão em um laminado unidirecional durante um carregamento transversal.	26
Figura 19 – Gráfico tensão x deformação de resina poliéster	27
Figura 20 – Gráfico comparativo entre o valor estimado e o obtido em testes físicos.	28
Figura 21 – Planos de cisalhamento em uma lâmina unidirecional.	28
Figura 22 – Fator de concentração de tensão em cisalhamento.	29
Figura 23 – Carregamento uniaxial na direção fora do eixo do compósito.	30
Figura 24 – Relação do ângulo ϕ com o modo de falha de um laminado de poliés- ter/fibra de vidro	34
Figura 25 – Relação do ângulo Comparação entre os resultados obtidos utilizando o critério de Tsai-Hill e resultados experimentais para dois compósitos diferentes	35
Figura 26 – Comparação entre ensaio e resultado de análises	36
Figura 27 – Comparação entre ensaio e resultado de análises para um caso de cisa- lhamento	37

Lista de tabelas

Tabela 1 – Comparativo de propriedades entre reforços diferentes	4
Tabela 2 – Composição química e propriedades mecânicas de fibras de vidro	7
Tabela 3 – Comparativo de propriedades entre matrizes diferentes	9
Tabela 4 – Estabilidade Térmica de Matrizes Poliméricas	10
Tabela 5 – Comparação entre Termoplásticos e Termorrígidos	11
Tabela 6 – Dados de falha longitudinal de compósitos	24

Lista de símbolos

ϵ_{mu}	Alongamento máximo da matriz.
ϵ_{fu}	Alongamento máximo do reforço.
ϵ_m	Alongamento da matriz.
ϵ_f	Alongamento do reforço.
ϵ_1	Alongamento longitudinal.
ϵ_2	Alongamento transversal.
σ_f	Tensão no reforço.
σ_m	Tensão na matriz.
σ_{fu}	Tensão máxima suportada pelo reforço.
σ_{mu}	Tensão máxima suportada pela matriz.
σ_{fmu}	Tensão no reforço quando se inicia a falha da matriz.
σ_{mfu}	Tensão na matriz quando a fibra começa a falhar.
σ_c	Tensão de compressão longitudinal.
σ_{1u}	Tensão máxima suportada na direção longitudinal do compósito.
σ_{2u}	Tensão máxima suportada na direção transversal do compósito.
σ_1	Tensão na direção longitudinal.
σ_2	Tensão na direção transversal.
σ_3	Tensão na direção do plano.
σ_e	Tensão obtida através de ensaio.
σ_x	Tensão na direção x.
σ_y	Tensão na direção y.
σ_{xu}	Tensão crítica para modo de falha longitudinal.
τ	Tensão de cisalhamento.
τ_{Ym}	Resistência ao cisalhamento da matriz.

τ_{xy}	Cisalhamento na direção xy.
E	Módulo de elasticidade.
E_f	Módulo de elasticidade do reforço.
E_m	Módulo de elasticidade da matriz.
E_1	Módulo de elasticidade na direção longitudinal.
E_2	Módulo de elasticidade na direção transversal.
E'_f	Módulo de elasticidade efetivo na direção transversal.
G	Módulo de cisalhamento.
ν	Módulo de Poisson.
ν_f	Módulo de Poisson do reforço.
ν_m	Módulo de Poisson da matriz.
ν_{12}	Módulo de Poisson na direção 12.
α	Coefficiente de expansão térmica.
κ	Coefficiente de condutividade térmica.
W_f	Relação de massa do reforço.
M_f	Relação de volume da matriz.
W_m	Relação de massa da matriz.
V_v	Relação de volume vazio.
V_m	Relação de volume da matriz.
f ou V_f	Razão de volume do reforço.
A	Área.
A_f	Área de fibra.
A_m	Área de matriz.
ΔL	Alongamento longitudinal.
ΔW	Alongamento transversal.
ΔW_f	Alongamento da fibra.

ΔW_m	Alongamento da matriz.
$\Delta\phi$	Média do ângulo de desalinhamento das fibras.
γ	Deformação de cisalhamento.
γ_f	Deformação de cisalhamento do reforço.
γ_m	Deformação de cisalhamento da matriz.
G_f	Módulo de cisalhamento do reforço.
G_m	Módulo de cisalhamento da matriz.
G_{12}	Módulo de cisalhamento na direção 12.
T	Matriz de transformação.
U_d	Energia de distorção.
$U_{tração}$	Energia de distorção em tração.

Sumário

1	INTRODUÇÃO	1
2	MATERIAIS COMPÓSITOS	3
2.1	Reforço	4
2.1.1	Fibras de Carbono	4
2.1.2	Fibras de Vidro	7
2.1.3	Fibras de Aramida	8
2.2	Matriz	9
2.2.1	Matriz Polimérica	10
2.2.2	Matriz Metálica	10
2.2.3	Matriz Cerâmica	11
2.3	Laminado	12
2.4	Análise Micromecânica e Macromecânica	13
3	PROPRIEDADES MECÂNICAS	14
3.1	Módulo de Elasticidade Longitudinal	16
3.2	Módulo de Elasticidade Transversal	17
3.3	Módulo de Cisalhamento	18
3.4	Coefficiente de Poisson	20
4	RESISTÊNCIA MECÂNICA	21
4.1	Resistência a tração longitudinal	22
4.2	Resistência a compressão longitudinal	24
4.3	Resistência a tração transversal	26
4.4	Cisalhamento	28
5	CRITÉRIOS DE FALHA	30
5.1	Máxima Tensão Principal	30
5.2	Tsai-Hill	32
6	DISCUSSÃO	34
7	CONCLUSÃO	38
	REFERÊNCIAS	39

1 Introdução

Materiais compósitos, também conhecidos como compostos, são materiais formados por dois ou mais materiais constituintes (HULL; CLYNE, 1996). Os primeiros relatos da utilização de compostos datam do ano 3400 A.C na Mesopotâmia, quando placas de madeiras eram coladas em direções diferentes, formando um compensado para ser utilizado na construção de moradias. Atualmente esse tipo de material vem sendo amplamente utilizado nas mais variadas aplicações, como por exemplo, turbinas eólicas, aeronaves e carros de alta performance.

O aumento da utilização de compósitos laminados na indústria aeronáutica tem sido constante. Em 1995 a Boeing lançou o Boeing 777, contendo aproximadamente 10% de sua estrutura feita de compósito (JONES, 1999). Em 2005 a Boeing lançou o 787 Dreamliner, com 50% de sua estrutura feita inteiramente de materiais compósitos (HALE, 2006). Devido as suas propriedades esse material tem se tornado cada vez mais atrativo para a indústria aeronáutica.

Compósitos podem ser altamente resistentes e mais leves que ligas de alumínio. Essa característica colabora com a constante busca por redução de massa e aumento da eficiência mecânica. Quando comparamos a relação dos valores de rigidez e densidade em massa do material, os compósitos são, em média, cinco vezes mais resistentes que determinadas ligas metálicas. Além disso eles podem ter uma alta resistência a corrosão e serem conformados em formas complexas. Tais características permitem uma utilização cada vez mais ampla desses materiais.

Outra importante característica dos compósitos é a possibilidade de serem criados de acordo com a aplicação pretendida. Diversos parâmetros podem ser variados para atender aos resultados desejados. Essa possibilidade permite que o compósito seja criado para ter a maior eficiência para uma determinada aplicação (NIU, 1995), consumindo a menor quantidade de material possível.

Por outro lado, apesar das diversas vantagens encontradas nos materiais compósitos, eles também estão sujeito a danos e falhas. Variações no processo de fabricação podem criar danos estruturais e diminuir consideravelmente as propriedades mecânicas do material. Portanto, é fundamental compreender e analisar a resistência mecânica e os modos de falha do material a fim de prevenir qualquer falha estrutural.

O objetivo geral desse trabalho é apresentar um estudo sobre a resistência mecânica de laminados unidirecionais. O objetivo específico é realizar um estudo micromecânico sobre a resistência mecânica de compósitos nos casos de carregamento longitudinal, tração transversal e cisalhamento, em lâminas unidirecionais de fibras longas. Também serão apresentados dois critérios de falha utilizados para a avaliação de um compósito, sendo eles o critério da Máxima Tensão Principal e o critério de Tsai-Hill.

Este estudo possui uma grande relevância pois permite analisar as possíveis desvantagens e cuidados necessários quando for desejável utilizar materiais compósitos em projetos que exijam alta performance estrutural.

A metodologia para a execução do trabalho será de pesquisa bibliográfica, reunindo informações de autores para gerar uma discussão sobre a resistência mecânica em materiais compósitos e também analisar dois critérios utilizados para avaliar a eficiência de compósitos em aplicações práticas.

No Capítulo 2 é feita uma introdução sobre materiais compósitos, os principais materiais utilizados nos reforços e nas matrizes, assim como tabelas comparativas de suas propriedades mecânicas. O Capítulo 3 é utilizado para explicar as propriedades mecânicas de compósitos laminados sobre diferentes tipos de carregamentos. O capítulo 4 aborda a resistência mecânica em compósitos unidirecionais sobre carregamento longitudinal, transversal e de cisalhamento. No capítulo 5 são apresentados dois critérios de falha para compósitos, o de Máxima Tensão Principal e o critério de Tsai-Hill. Finalmente, no Capítulo 6 é realizada uma discussão sobre as informações apresentadas e considerações sobre a utilização dos critérios de falha. Por último, no Capítulo 7, é apresentada a conclusão sobre o trabalho e são feitas sugestões para trabalhos futuros.

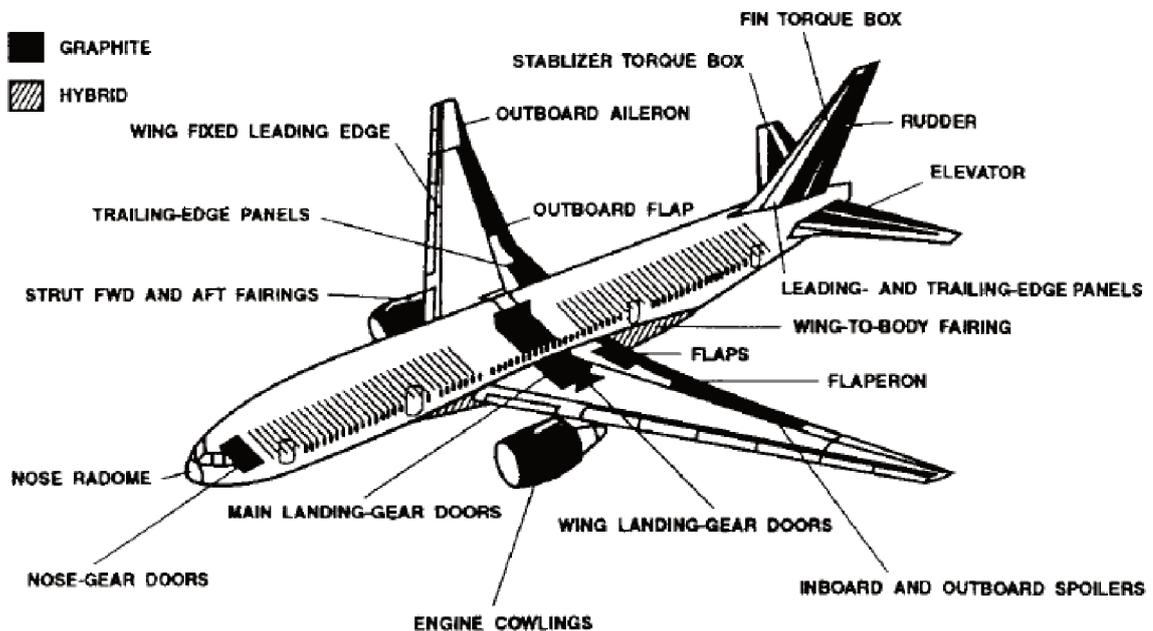


Figura 1 – Utilização de compósitos no Boeing 777 (JONES, 1999).

2 Materiais Compósitos

Um material compósito é um material resultante da combinação de dois ou mais materiais com propriedades e características distintas. Os materiais não se dissolvem ou se fundem, preservando suas identidades individuais. Eles trabalham como um único material, possuindo homogeneidade quando analisados em nível macroscópico.

A fase continua do material é denominada matriz, ela é responsável pela coesão do material. A fase dispersa, conhecida como reforço, é formada por fibras contínuas ou partículas. O reforço é o principal responsável pela resistência mecânica do composto. A combinação entre matriz e reforço permitem a criação do compósito.

Na Figura 2 podemos observar que mesmo possuindo uma densidade menor, alguns compósitos possuem resistência mecânica equivalente a ligas metálicas, por exemplo, quando comparamos fibra de carbono com matriz polimérica (CFRP) e aço (ASHBY, 2005). É importante ressaltar que a resistência individual dos componentes constituintes é menor que a resistência do conjunto quando combinados.

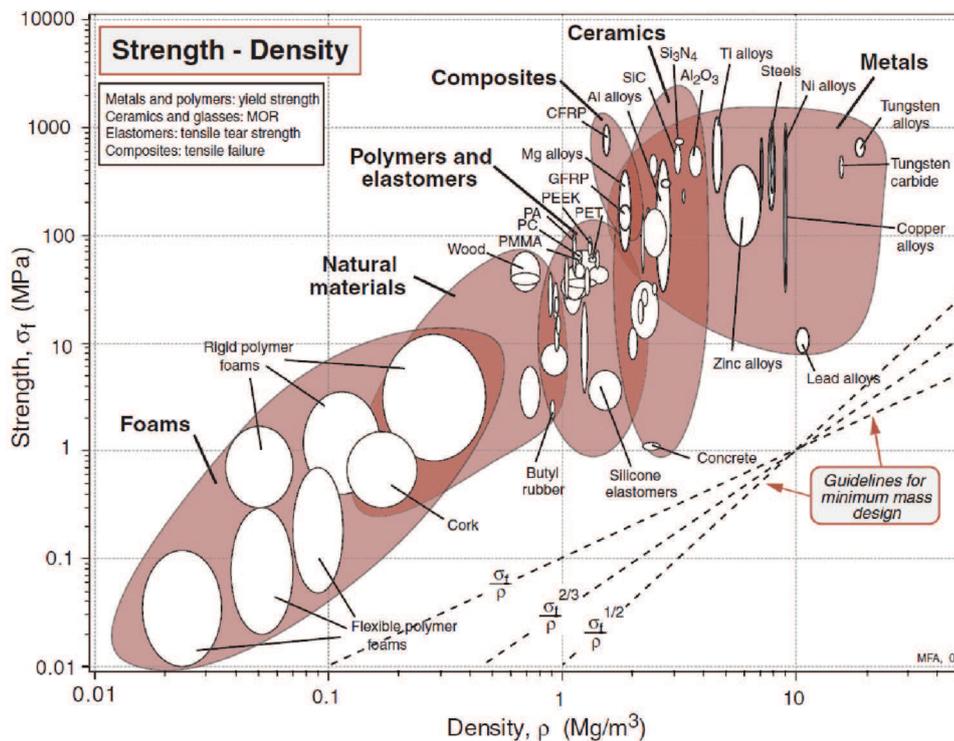


Figura 2 – Gráfico com a relação entre resistência e densidade para diferentes tipos de materiais (ASHBY, 2005).

2.1 Reforço

Geralmente o reforço é formado por fibras, que são finos filamentos agrupados. Os reforços podem ser de diversos tipos de materiais, como por exemplo, fibra de carbono, fibra de vidro e fibra de aramida. Sua distribuição na matriz pode ser na forma particulada, fibra contínua ou fibra descontínua.

Na Tabela 1 são apresentados as propriedades mecânicas de alguns tipos de reforços. Os tipos mais utilizados de fibras são carbono, vidro e aramida, principalmente em conjunto com matrizes poliméricas (HULL; CLYNE, 1996).

Tabela 1 – Comparativo de propriedades entre reforços diferentes

Fibra	Densidade (g/cm^3)	Young (GPa)	Poisson	Yield (GPa)	Alongamento (%)
SiC	3.0	400	0.20	2.4	0.6
Boron	2.6	400	0.20	4.0	1.0
HM Carbon ^a	1.95	380/12 ^b	0.20	2.4	0.6
HS Carbon ^c	1.75	230/20 ^b	0.20	3.4	1.1
E-glass	2.56	76	0.22	2.0	2.6
Nicalon TM	2.6	190	0.20	2.0	1.0
Kevlar TM 49	1.45	130/10 ^b	0.35	3.0	2.3
FP TM	3.9	380	0.26	2.0	0.5
Saffil TM	3.4	300	0.26	2.0	0.7
SiC whisker	3.2	450	0.17	5.5	1.2
Cellulose (flax)	1.0	80	0.3	2.0	2.0

Fonte (HULL; CLYNE, 1996)

^a Alto módulo

^b axial/radial

^c Alta resistência

2.1.1 Fibras de Carbono

Fibras de carbono são bastante utilizadas como reforços em compósitos avançados em uma grande variedade de aplicações, principalmente nas áreas aeronáutica e aeroespacial. Elas possuem de 4 a 10 μm de espessura (SHACKELFORD, 2008), alta resistência mecânica, alta resistência térmica, baixo coeficiente de expansão e baixa densidade, podendo resistir a ambientes de alta temperatura e pressão. Podem ser utilizadas em matrizes poliméricas, cerâmicas e metálicas.

As fibras de carbono são produzidas, principalmente, a partir de dois precursores, o piche ou o poliácridonitrilo (PAN) (SMITH, 1998). O PAN é o precursor mais utilizado, ele é processado em 3 etapas distintas: (1) estabilização, (2) carbonação e (3) grafitação. Na primeira etapa as fibras de PAN são tracionadas e oxidadas ao ar em um ambiente com a temperatura entre 200 e 220°C.

Posteriormente, na segunda etapa, ocorre a carbonização. As fibras estabilizadas de PAN são aquecidas em um ambiente inerte a uma temperatura entre 1000 e 1500°C, se transformando em fibra de carbono pela eliminação de O, H e N. Durante esse processo formam-se fibrilas com a estrutura da grafite, o que aumenta a resistência a tração do material. Ao final da segunda etapa temos fibra de carbono de elevada resistência a tração.

Finalmente, na terceira etapa, ocorre o processo de grafitação. Essa etapa tem como objetivo aumentar o módulo de elasticidade da fibra. Entretanto, esse processo reduz sua resistência a tração. A grafitação é realizado acima dos 1800°C, intensificando a orientação das cristalites de grafite no interior da fibra.

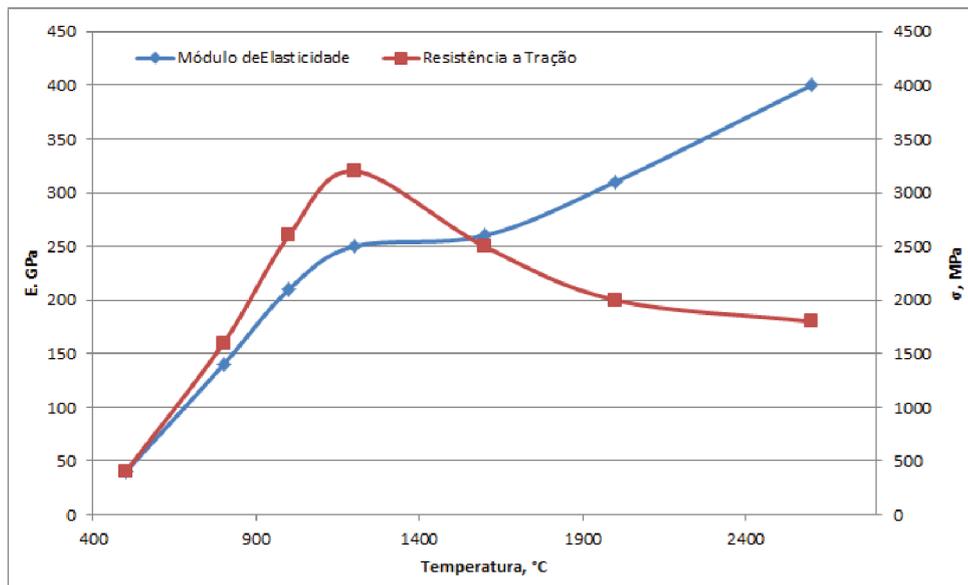
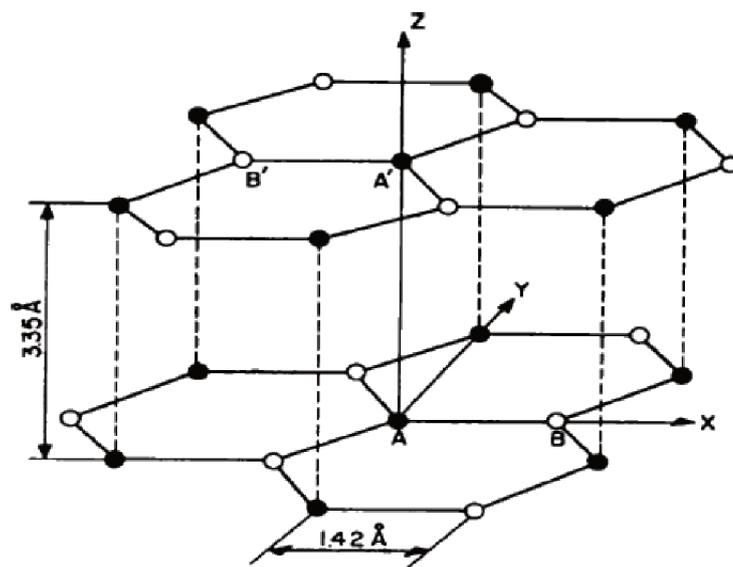
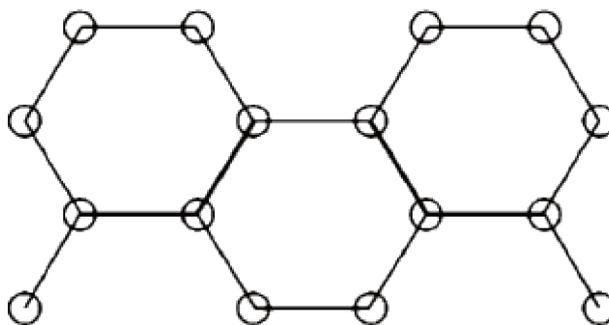


Figura 3 – Efeito temperatura do tratamento térmico sobre resistência a tração e módulo de elasticidade de fibras de carbono obtidas de PAN (SMITH, 1998).

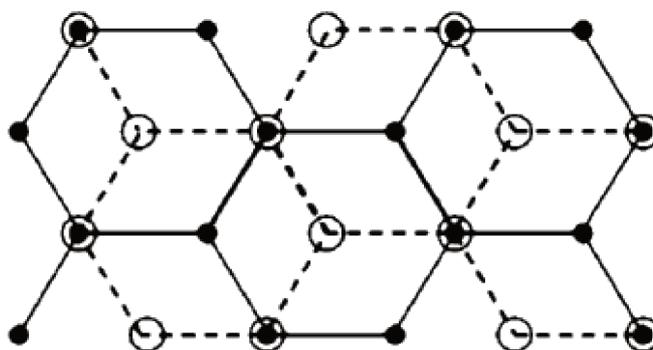
Fibras de carbono obtidas através do precursor PAN possuem uma resistência a tração entre, aproximadamente, 2,34 e 3,17 GPa, com um módulo de elasticidade em tração entre 193 e 413 GPa. O módulo de elasticidade em tração possui um aumento contínuo conforme a temperatura do tratamento aumenta, entretanto, após aproximadamente 1200°C a resistência a tração das fibras começa a diminuir, conforme é possível observar na Figura 3. Na Figura 4 é representada a estrutura cristalina do grafite.



(a) Vista tridimensional



(b) Vista bidimensional de uma única camada



(c) Vista bidimensional de duas camadas adjacentes

Figura 4 – Representação da estrutura cristalina do grafite (CHUNG, 2010).

2.1.2 Fibras de Vidro

Fibras de vidro possuem uma elevada razão resistência/peso, resistência ao calor, baixas temperaturas, umidade e corrosão, também são fáceis de fabricar e possuem um custo relativamente baixo. Dentre os tipos existentes se destacam o Vidro E e o Vidro S. O Vidro E tem uma resistência a tração de aproximadamente 3,4 GPa e um módulo de elasticidade de 72,3 GPa.

O Vidro S possui uma relação resistência/peso mais elevada que o Vidro E, entretanto, ele é mais caro, sendo geralmente utilizado em aplicações aeronáuticas ou militares. Sua resistência a tração é de aproximadamente 4,4 GPa, enquanto que seu módulo de elasticidade é 85,4 GPa.

O processo para a fabricação da fibra de vidro é o da trefilagem de monofilamentos de vidro, em seguida os filamentos são unidos para formar um feixe de fibra, obtendo-se então os fios. Os feixes são unidos entre si por meio de um ligante resinoso. As fibras podem ser unidas para formar telas e mantas. O processo de fabricação do Vidro S e do Vidro E se diferenciam pela composição química do vidro. A tabela 2 apresenta a composição química e propriedades mecânicas de diferentes tipos de vidro.

Tabela 2 – Composição química e propriedades mecânicas de fibras de vidro

	Tipo de Vidro				
	E	S	R	C	D
<i>Componente</i>					
SiO ₂	54	65	60	65	74
Al ₂ O ₃	15	25	25	4	-
CaO	18	-	9	14	0.2
MgO	4	10	6	3	0.2
B ₂ O ₃	8	-	-	5.5	23
F	0.3	-	-	-	-
Fe ₂ O ₃	0.3	-	-	-	-
TiO ₂	-	-	-	-	0.1
Na ₂ O	-	-	-	8	1.2
K ₂ O	0.4	-	-	0.5	1.3
<i>Propriedades Mecânicas</i>					
Densidade	2.54	2.49	2.49	2.49	2.16
Resistência a tração (GPa)	3.5	4.65	4.65	2.8	2.45
Módulo de Elasticidade (GPa)	73.5	86.5	86.5	70.0	52.5
Alongamento Máximo (%)	4.5	5.3	5.3	4.0	4.5

Fonte (KELLY, 2007, p. 431)

2.1.3 Fibras de Aramida

Desenvolvida pela DuPont e introduzidas comercialmente em 1972 sob o nome Kevlar. As fibras de aramida, nome genérico dado as fibras de poliamida aromática, possuem alta resistência mecânica e a altas e baixas temperaturas, entretanto, possuem baixa resistência a cargas de compressão. Foram as primeiras fibras orgânicas com resistência suficiente para serem utilizados em estruturas aeronáuticas (BAKER; KELLY, 2004).

As fibras de aramida possuem uma grande capacidade de absorver energia durante a fratura, essa propriedade a torna um material excelente para proteção balística (BAKER; KELLY, 2004), como por exemplo, blindagem de viaturas militares, capacetes e tanques de combustível. Na aviação fibras de aramida são bastante utilizadas na cobertura de turbinas, nos helicópteros na caixa de transmissão. Também são utilizadas em radomes e outras aplicações que necessitem de eficiência estrutural e propriedades elétricas apropriadas.

Na Figura 5 é possível observar a unidade de repetição de uma fibra de aramida, uma poliamida aromática. A ligação transversal entre as cadeias poliméricas é feita por ligações de hidrogênio, resultando em uma resistência elevada no sentido longitudinal da fibra e uma resistência fraca no sentido transversal (BAKER; KELLY, 2004). Essa característica faz com que a fibra de aramida, assim como a fibra de carbono, tenham baixa resistência a cargas de cisalhamento (GAY, 2003). A falha por compressão ocorre devido a um processo de desfribilação resultante da presença de interfaces de ligação fracas. Elas reduzem a resistência de fibras individuais criando uma grande capacidade de absorver energia.

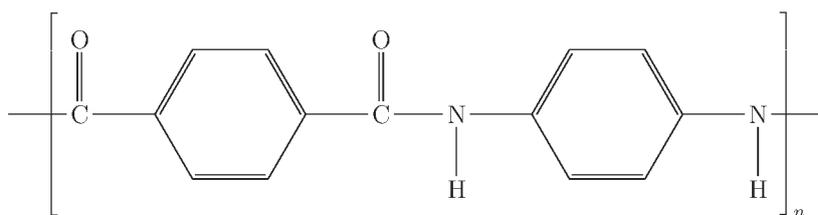


Figura 5 – Unidade química do Kevlar (SMITH, 1998).

2.2 Matriz

A matriz é o aglomerante do compósito, responsável pela transmissão de carga para as fibras e conformabilidade. As propriedades mecânicas da matriz podem alterar drasticamente as propriedades do compósito, como por exemplo, a resistência a compressão, a resistência ao carregamento transversal e ao cisalhamento entre camadas. Em compostos criados a partir de fibras curtas a matriz exerce um papel fundamental na transferência de carregamento, portanto, a resistência do compósito é dependente da qualidade da interface entre a matriz e o reforço (HARRIS, 1999).

Outra função da matriz é isolar as fibras individualmente. Essa função tem grande importância pois um reforço possui mais resistência mecânica em forma de fibra isolada do que na forma de um aglutinado sólido. Além do mais, a matriz garante proteção ambiental, evitando assim problemas de abrasão ou contaminação.

Existem diferentes tipos de matrizes, os principais tipos são polimérica, cerâmica e metálica. Na Tabela 3 é possível visualizar as propriedades mecânicas de alguns tipos de matrizes.

Tabela 3 – Comparativo de propriedades entre matrizes diferentes

Matriz	Densidade (g/cm^3)	Young (GPa)	Poisson	Yield (GPa)	Alongamento (%)
<i>Termorrígidos</i>					
Resina epoxy	1.1-1.4	3-6	0.38-0.40	0.035-0.1	1-6
Poliéster	1.2-1.5	2.0-4.5	0.37-0.39	0.04-0.09	2
<i>Termoplásticos</i>					
Nylon 6.6	1.14	1.4-2.8	0.3	0.06-0.07	40-80
Polipropileno	0.90	1.0-1.4	0.3	0.02-0.04	300
PEEK	1.26-1.32	3.6	0.3	0.17	50
<i>Metais</i>					
Al	2.7	70.0	0.33	0.2-0.6	6-20
Mg	1.80	45.0	0.35	0.1-0.3	3-10
Ti	4.5	110.0	0.36	0.3-10	4-12
<i>Cerâmicos</i>					
Borosilicate glass	2.3	64	0.21	0.10	0.2
SiC	3.4	400	0.20	.04	0.1
Al ₂ O ₃	3.8	380	0.25	0.5	0.1

Fonte (HULL; CLYNE, 1996)

2.2.1 Matriz Polimérica

Entre as matrizes poliméricas se destacam as termorrígidas e as termoplásticas. As matrizes poliméricas são amplamente utilizadas devido a sua baixa densidade e a facilidade de processamento. Para sua utilização na indústria aeroespacial é necessário que ela tenha resistência a solventes, como por exemplo, fluidos hidráulicos, combustível. Também é importante que suportem altas temperaturas, geralmente entre 80 e 150 °C, conforme a aplicação. Na tabela 4 são apresentadas propriedades térmicas de matrizes poliméricas. Durante a produção do compósito, também é de grande importância que a matriz não altere a direção do reforço ou que lhe provoque algum dano. Na Tabela 5 há uma comparação entre as características, vantagens e desvantagens de matrizes termoplásticas e termorrígidas.

Tabela 4 – Estabilidade Térmica de Matrizes Poliméricas

Polímero	Simbolo	Cristalinidade	Transição Vítre (°C)	Temp. Máx. (°C)
<i>Termorrígidos</i>				
Polyester	PE	não	80 - 100	50
Epoxy	Ep	não	120 - 180	150
Phenolic	Ph	não	130 - 180	200
Bismaleimide	BMI	não	180 - 200	220
Polyimide	PI	não	300 - 330	280
<i>Termoplásticos</i>				
Polyamide (Nylon)	PA	sim	80	125
Poly(phenylene sulphide)	PPS	sim	100	260
Poly(ether ether ketone)	PEEK	sim	143	250
Polycarbonate	PC	não	145	125
Polysulphone	PS	não	190	150
Poly(ether imide)	PEI	não	210	170
Thermoplastic polyimide	TPI	não	270	240

Fonte (HARRIS, 1999)

2.2.2 Matriz Metálica

Matrizes metálicas são produzidas, principalmente, utilizando ligas metálicas de Alumínio, Titânio ou Magnésio (HULL; CLYNE, 1996, p. 34). As propriedades mecânicas podem ser melhoradas por tratamentos térmicos ou mecânicos. A adição do reforço costuma provocar um aumento pequeno de rigidez, entretanto, outras propriedades são melhoradas, como por exemplo, características de resistência a deformação térmica (CLYNE; WITHERS, 1993). Outra característica dos metais apresentados é que eles possuem uma alta afinidade ao oxigênio, portanto, a produção de compósitos utilizando essas matrizes possuem implicações que devem ser consideradas, entre elas as reações químicas que podem ocorrer entre a interface e a matriz.

Tabela 5 – Comparação entre Termoplásticos e Termorrígidos

Termorrígido	Termoplástico
<i>Características Principais</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Sofre mudanças químicas quando curado • Baixa deformação para falha • Baixa resistência a fratura • Processamento é irreversível • É possível obter baixa viscosidade • Absorve umidade • Alta resistência a solventes 	<ul style="list-style-type: none"> • Não precisa ser curado • Alta deformação para falha • Alta resistência a fratura • Alta viscosidade • Processamento é reversível • Absorve um pouco de umidade • Resistência limitada a solventes
<i>Vantagens</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Baixa temperatura de processamento • Bom umedecimento de fibra • Moldável em formas complexas • Resistente a deformações 	<ul style="list-style-type: none"> • Curto tempo de processamento • Reciclável • Pós moldado pode ser reprocessado • Processamento rápido • Vida em estoque longa sem refrigeração • Alta resistência a delaminação
<i>Desvantagens</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Longo tempo de processamento • Tempo de cura longo • Tempo de estocagem curto requer refrigeração 	<ul style="list-style-type: none"> • Baixa resistência a solventes • Pode ser propenso a deformações • Requer alta temperatura e pressão para processamento

Fonte (BAKER; KELLY, 2004)

2.2.3 Matriz Cerâmica

Para uso em altas temperaturas geralmente é utilizado uma matriz cerâmica, que pode ser de Alumina, Carbetto de Silício, Nitreto de Silício, ou outros materiais cerâmicos. A principal vantagem em adicionar reforço nesses materiais é melhorar suas propriedades mecânicas. Materiais cerâmicos geralmente são muito quebradiços, a adição de reforços melhora a resistência mecânica a tração, tornando o material mais resistente e flexível. Um exemplo é a adição de uma fase metálica na cerâmica, o que aumenta sua tenacidade a fratura, já que a deformação plástica do reforço metálico evita que ocorra a propagação da trinca (TRAVITZKY, 1998).

Entre as desvantagens da matriz cerâmica podemos citar o alto custo proveniente da dificuldade de fabricação, a dificuldade no processo de união do reforço com a matriz, a baixa resistência mecânica e as micro-trincas provenientes de pequenas deformações na estrutura (BAKER; KELLY, 2004).

Apesar das desvantagens compósitos com matrizes cerâmicas são utilizados em diversas aplicações, entre elas se destacam turbinas aeronáuticas, misseis. Devido a sua capacidade de suportar altas temperaturas elas são amplamente utilizadas na fabricação de discos de freio de carros de alta performance ou aeronaves.

2.3 Laminado

Uma lâmina é uma camada de matriz e fibras unidirecionais ou tecido. Com duas ou mais lâminas formamos um laminado, que pode ser formado por camadas de diferentes materiais empilhadas em diferentes direções. Essa montagem possui a função de direcionar a resistência mecânica para a região de maior interesse, conforme a solicitação de carga existente no componente.

Para identificar os laminados é utilizado um código que indica o número de camadas, a direção, o tipo e a sequência de empilhamento (DANIEL; ISHAI, 2006). Por exemplo, um laminado composto por 4 lâminas unidirecionais na direção 0 pode ser descrito como $[0/0/0/0]$ ou, de forma simplificada, $[0]_4$. O subscrito "S" e "T", abaixo do colchete indicam, respectivamente a simetria ou o número de camadas. O subscrito abaixo do ângulo da camada indica o material, podendo ser "C" para fibra de carbono, "G" para fibra de vidro e "K" para fibra de aramida. Com base nessas informações podemos codificar o laminado apresentado na Figura 6 como $[0^\circ_C / +90^\circ_C / 0^\circ_K / 0^\circ_K / +90^\circ_C / 0^\circ_C]_T$, $[0^\circ_C / +90^\circ_C / 0^\circ_{2K} / +90^\circ_C / 0^\circ_C]_T$ ou $[0^\circ_C / +90^\circ_C / 0^\circ_K]_S$.

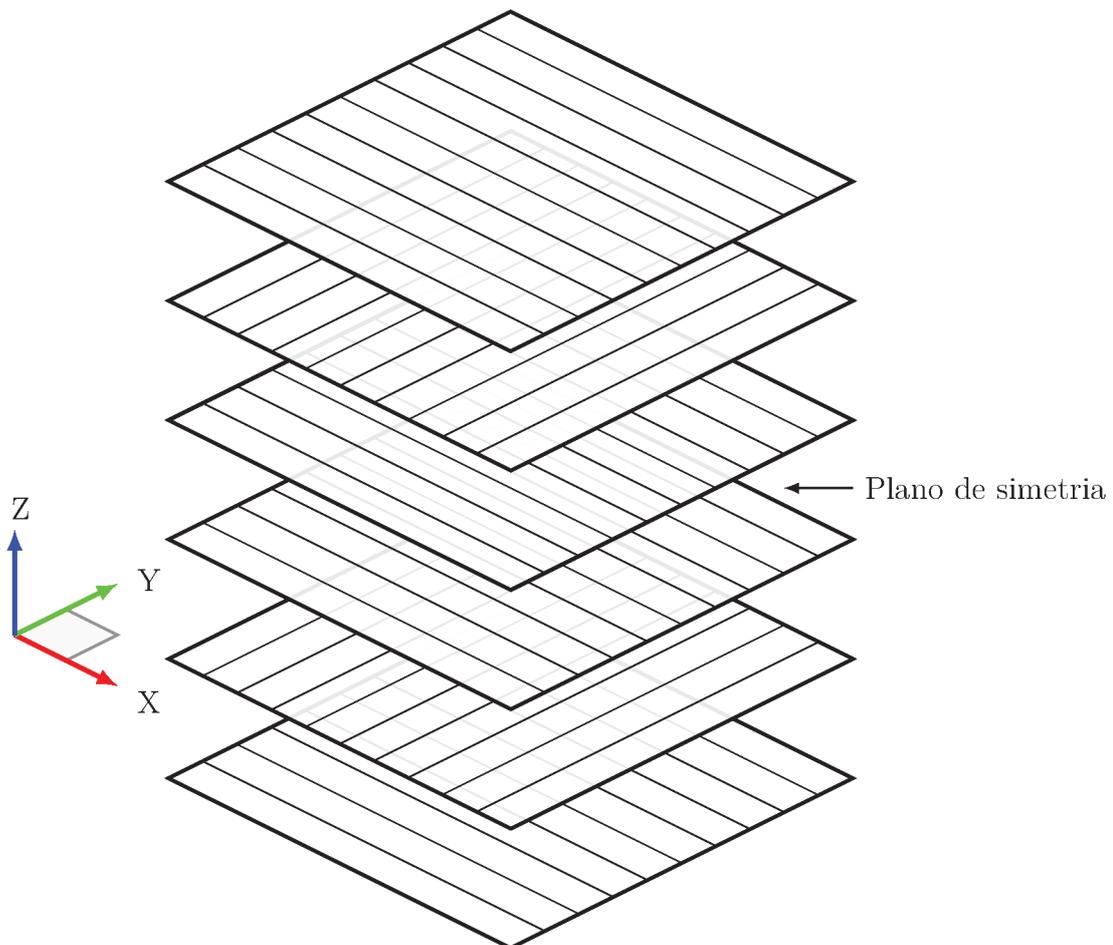


Figura 6 – Laminado formado por seis camadas.

2.4 Análise Micromecânica e Macromecânica

Compósitos podem ser analisados em diferentes níveis e escalas, podemos realizar uma análise Micromecânica ou Macromecânica (HULL; CLYNE, 1996; DANIEL; ISHAI, 2006). A análise Macromecânica, no nível da lâmina, considera o material homogêneo. Os critérios de falha utilizam valores médios de resistência mecânica sem considerar os mecanismos de falha localizada. Essa aproximação é recomendada para o estudo de compósitos laminados e suas estruturas.

A análise Micromecânica é o estudo da interação entre os elementos constituintes do compósito em um nível microscópico. Ao contrário da análise Macromecânica, ela trata do estado de deformação, tensão, falhas de interface, falhas locais da matriz ou do reforço, considerando as propriedades e a relação entre os elementos constituintes do compósito (JONES, 1999). O estudo micromecânico é de grande importância para estudar os mecanismos de falha de compósito e a predição das propriedades do laminado como função dos elementos constituintes.

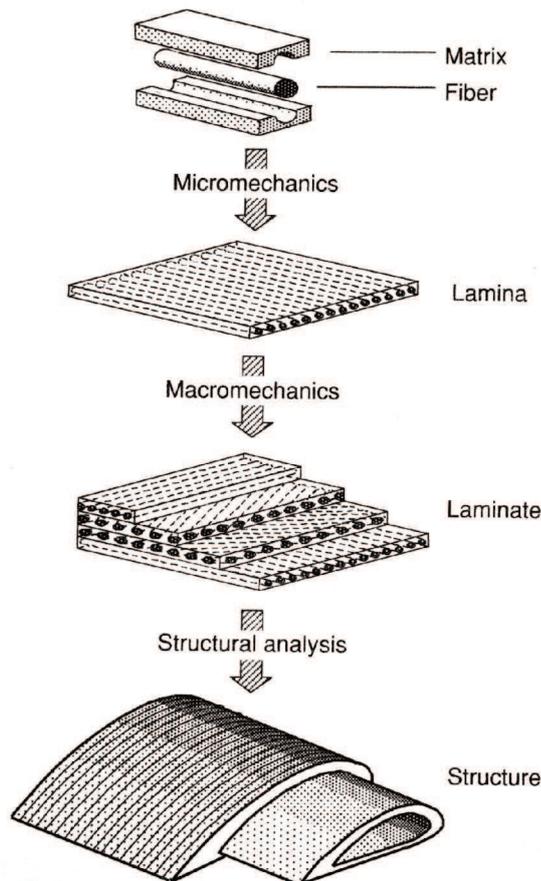


Figura 7 – Níveis de observação e tipos de análises em materiais compósitos (DANIEL; ISHAI, 2006).

3 Propriedades Mecânicas

Uma lâmina pode ser caracterizada mecanicamente pelas seguintes propriedades (DANIEL; ISHAI, 2006):

E_1, E_2, E_3 = Módulo de elasticidade nas principais direções

G_{12}, G_{23}, G_{13} = Módulo de cisalhamento nos planos 1-2, 2-3 e 1-3

$\nu_{12}, \nu_{23}, \nu_{13}$ = Coeficiente de Poisson

F_{1t}, F_{2t}, F_{3t} = Resistência a tração nas principais direções

F_{1c}, F_{2c}, F_{3c} = Resistência a compressão nas principais direções

F_{12}, F_{23}, F_{13} = Resistência ao cisalhamento nos planos 1-2, 2-3 e 1-3

$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ = Coeficiente de expansão térmica nas principais direções

$\kappa_1, \kappa_2, \kappa_3$ = Coeficiente de condutividade térmica nas principais direções

Além das propriedades apresentadas também temos:

Relação de volume de fibras: V_f ou $f = \frac{\text{volume de fibras}}{\text{volume do compósito}}$

Relação de massa de fibras: $W_f = \frac{\text{massa de fibras}}{\text{massa do compósito}}$

Relação de volume da matriz: $M_f = \frac{\text{volume da matriz}}{\text{volume do compósito}}$

Relação de massa da matriz: $W_m = 1 - W_f = \frac{\text{massa da matriz}}{\text{massa do compósito}}$

Relação de volume de espaços vazios: $V_v = 1 - V_f - V_m = \frac{\text{volume de espaço vazio}}{\text{volume do compósito}}$

Algumas propriedades não possuem associação com a direção da fibra, como por exemplo, densidade e o calor específico. Elas são representadas como um valor escalar e são constantes independente da direção de análise. Por outro lado, propriedades, como por exemplo, módulo de elasticidade e coeficiente de Poisson, são diretamente dependentes da direção da fibra e são associadas a sua direção, sendo representadas por um vetor ou tensor (DANIEL; ISHAI, 2006). Em materiais anisotrópicos os valores dessas propriedades dependem da direção da fibra.

Na Figura 8 é possível ver uma representação de uma lâmina unidirecional e suas três direções principais. A direção 1, longitudinal, é paralela a sentido da fibra. A direção 2, transversal, é perpendicular a direção da fibra. A direção 3 é transversal normal ao plano 1-2.

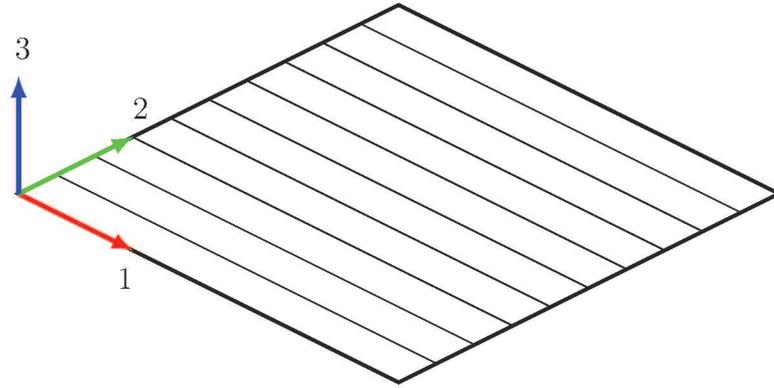


Figura 8 – Principais direções de uma camada unidirecional. 1 - Longitudinal, 2 - Transversal, 3 - Transversal fora do plano.

Utilizando um modelo de placas, conforme ilustrado na Figura 9, é possível derivar as propriedades mecânicas de um laminado a partir das propriedades de seus materiais constituintes (GAY, 2003; HULL; CLYNE, 1996).

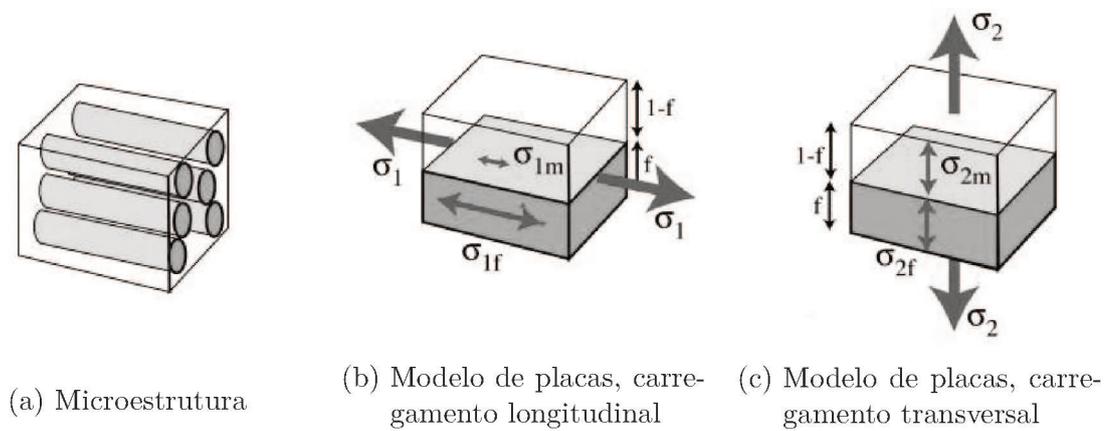


Figura 9 – Modelo de placas (HULL; CLYNE, 1996)

3.1 Módulo de Elasticidade Longitudinal

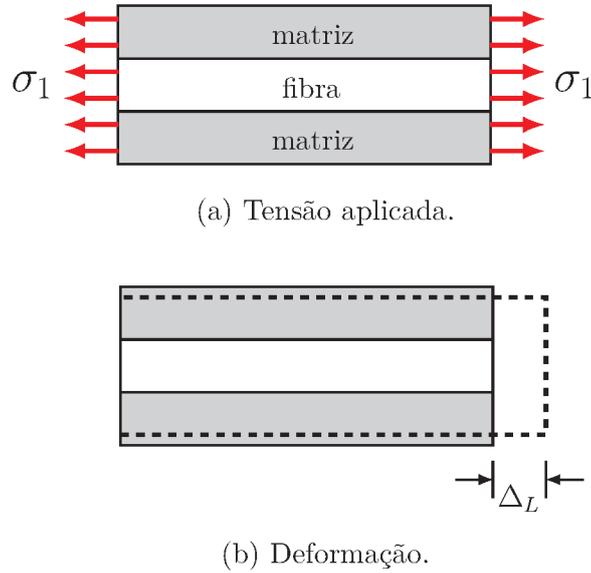


Figura 10 – Modelo para determinação do módulo de elasticidade na direção longitudinal.

Para encontrar o módulo de elasticidade longitudinal (E_1) de uma lâmina unidirecional podemos assumir que a lamina funciona como uma barra simples, onde os componentes constituintes estão perfeitamente unidos e que eles deformam em conjunto, portanto, $\varepsilon_c = \varepsilon_f = \varepsilon_m$. O módulo de elasticidade do reforço e da matriz são E_f e E_m , respectivamente. Portanto, com base na lei de Hooke podemos definir as tensões de cada fase do compósito como

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_1, \quad \sigma_m = E_m \varepsilon_1, \quad \sigma_1 = E_1 \varepsilon_1 \quad (3.1)$$

Como o reforço e a matriz trabalham em conjunto para suportar a carga podemos definir que a área A da lâmina é composta pela área A_f da fibra e a área A_m da matriz, portanto

$$\sigma_1 A = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \quad (3.2)$$

então

$$\sigma_1 = \sigma_f \frac{A_f}{A} + \sigma_m \frac{A_m}{A} \quad (3.3)$$

Sabendo que A_f/A é a relação de volume do reforço V_f e que A_m/A é a relação de volume da matriz, podemos reescrever a equação 3.2 como

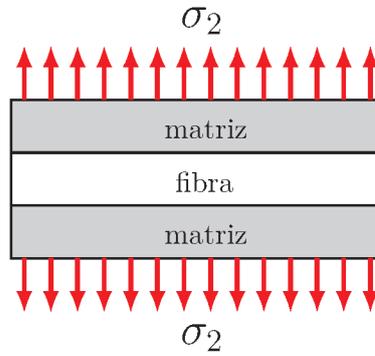
$$\sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \quad (3.4)$$

Finalmente, substituindo a equação 3.1 na equação 3.4 temos

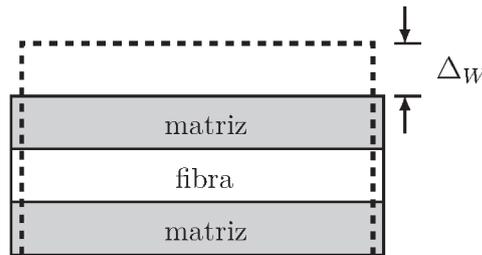
$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad (3.5)$$

Como o módulo de elasticidade da matriz (E_m) é geralmente muito menor que o módulo de elasticidade do reforço (E_f) o fator predominante para determinar o E_1 é o E_f .

3.2 Módulo de Elasticidade Transversal



(a) Tensão aplicada.



(b) Deformação.

Figura 11 – Modelo para determinação do módulo de elasticidade na direção transversal.

O módulo de elasticidade transversal é aquele que considera um carregamento perpendicular em relação a direção da fibra, conforme ilustrado na Figura 11. Nessa direção, podemos escrever o alongamento de cada elemento constituinte como

$$\varepsilon_f = \frac{\sigma_2}{E_f}, \quad \varepsilon_m = \frac{\sigma_2}{E_m}, \quad \varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} \quad (3.6)$$

onde E'_f é o módulo de elasticidade transversal efetivo do reforço. Logo, a deformação total ΔW é resultado da soma das deformações dos elementos constituintes, portanto

$$\Delta W = \Delta W_f + \Delta W_m \quad (3.7)$$

ou

$$\varepsilon_2 W = \varepsilon_f (V_f W) + \varepsilon_m (V_m W) \quad (3.8)$$

Substituindo a equação 3.6 na equação 3.8 temos

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E'_f} + \frac{V_m}{E_m} \quad (3.9)$$

que pode ser reescrita como

$$E_2 = E_m \left[\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{E_m}{E'_f} V_f} \right] \quad (3.10)$$

A equação 3.10 apresenta uma forma de obter o módulo de elasticidade na direção transversal, E_2 , a partir do módulo de elasticidade dos seus elementos constituintes E_m e E'_f , e também utiliza a proporção entre o volume de fibra e o volume de matriz no compósito, V_f .

3.3 Módulo de Cisalhamento

O módulo de cisalhamento pode ser definido como a razão entre a tensão de cisalhamento e sua deformação específica. Essa tensão está relacionada com a força aplicada paralelamente a superfície do elemento, de forma a provocar um deslizamento entre os planos paralelos entre si, conforme ilustrado na Figura 12. A deformação devido ao cisalhamento pode ser escrita como

$$\Delta = \gamma W \quad (3.11)$$

sendo γ a deformação de cisalhamento do compósito. A deformação Δ consiste em dois componentes, portanto

$$\gamma W = \gamma_f V_f W + \gamma_m V_m W \quad (3.12)$$

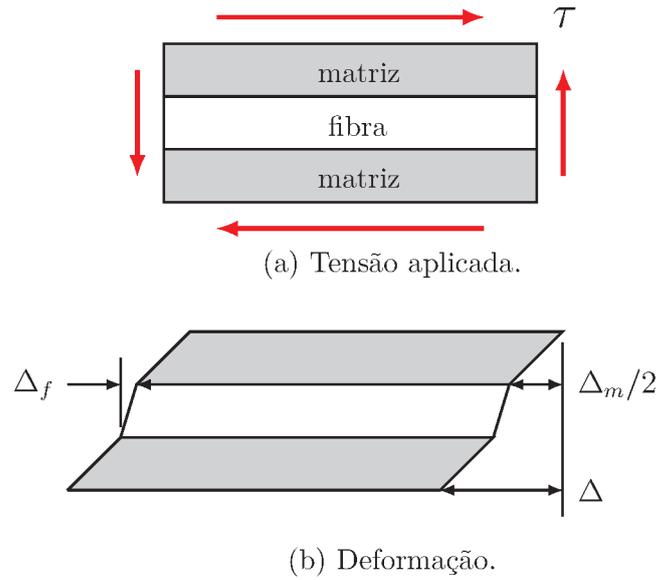


Figura 12 – Modelo para determinação do módulo de cisalhamento.

Considerando que o cisalhamento é igual em todas as partes do compósito temos

$$\gamma_f = \frac{\tau}{G_f}, \quad \gamma_m = \frac{\tau}{G_m}, \quad \gamma = \frac{\tau}{G_{12}} \quad (3.13)$$

Substituindo a equação 3.12 na equação 3.13 obtemos

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m} \quad (3.14)$$

Que pode ser reescrita na forma

$$G_{12} = G_m \left[\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{G_m}{G_f} V_f} \right] \quad (3.15)$$

Utilizando a equação 3.15 é possível obter o módulo de cisalhamento G_{12} de um compósito unidirecional. Essa propriedade terá influencia da relação volumétrica entre o reforço e a matriz, assim como as propriedades individuais de cada fase da lamina.

3.4 Coeficiente de Poisson

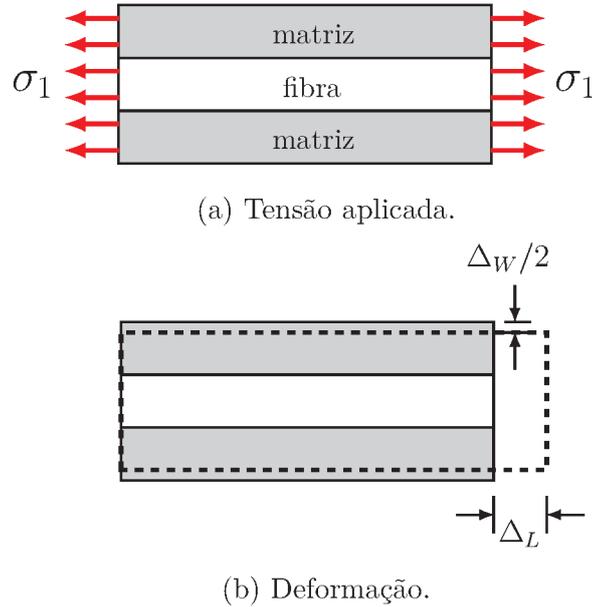


Figura 13 – Modelo para determinação do coeficiente de Poisson.

O coeficiente de Poisson é uma relação entre a deformação transversal e a longitudinal, conforme ilustrado na Figura 13. Portanto, no caso de um compósito, podemos escrevê-lo como

$$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad (3.16)$$

O sinal negativo é devido ao fato que as deformações são em direções opostas. Assim como na derivação de E_2 a deformação transversal pode ser definida como

$$\Delta W = \Delta W_f + \Delta W_m \quad (3.17)$$

ou

$$\varepsilon_2 W = -\nu_f \varepsilon_1 V_f W - \nu_m \varepsilon_1 V_m W \quad (3.18)$$

Substituindo ε_2 da equação 3.16 na equação 3.18 obtemos

$$\nu_{12} = \nu_f V_f + \nu_m V_m \quad (3.19)$$

A equação 3.19 nos fornece um meio de obter uma previsão do coeficiente de Poisson de um compósito a partir das propriedades dos seus materiais constituinte.

4 Resistência Mecânica

A resistência mecânica de um compósito é resultado das propriedades mecânicas dos seus materiais constituintes. Nesse capítulo é apresentado um estudo micromecânico sobre a resistência mecânica de laminados unidirecionais de fibras longas em quatro condições de carregamento, tração e compressão longitudinal, tração transversal e cisalhamento.

A partir de um carregamento arbitrário podem surgir um ou mais modos de falha no compósito. Esse comportamento é ilustrado na Figura 14. O fator determinante para que um determinado modo de falha ocorra é que a tensão produto do carregamento seja maior que o limite de resistência do material. Na falha longitudinal tanto a matriz quanto a fibra tendem a falhar ao mesmo tempo. Na falha transversal e de cisalhamento a falha costuma ocorrer na matriz, já que ela tende a ser o elemento constituinte menos resistente. Para determinar o limite de resistência desses modos de falha é necessário determinar o valor da tensão de falha para cada caso, sendo eles, σ_{1u} , σ_{2u} e τ_{12u} .

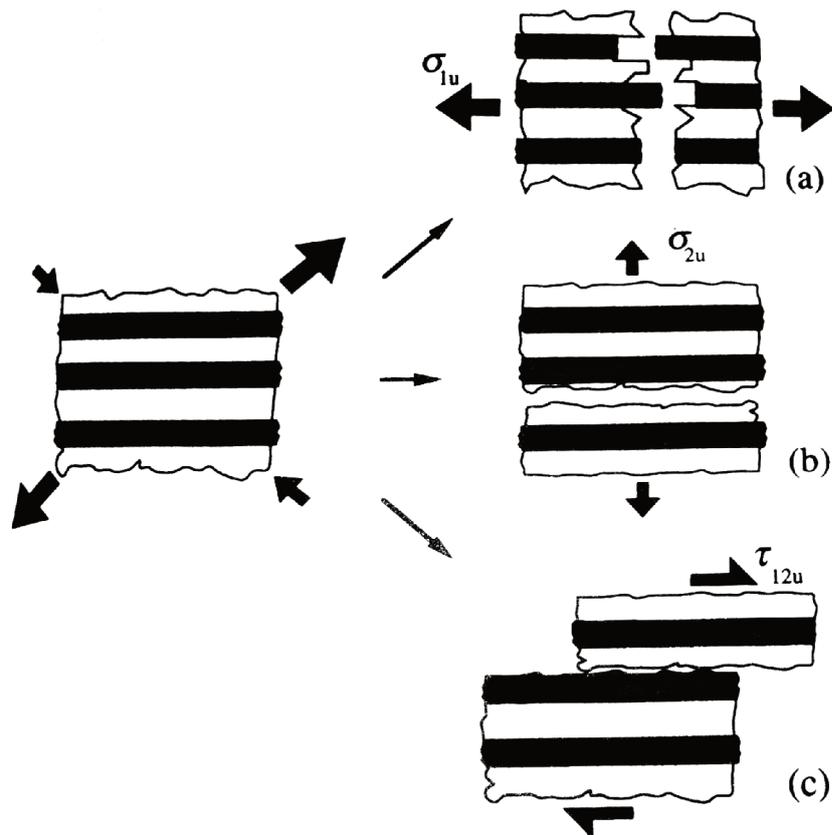


Figura 14 – Modos de falha de uma lâmina unidirecional a partir de um carregamento arbitrário, (a) falha Longitudinal, (b) falha transversal e (c) falha por cisalhamento (HULL; CLYNE, 1996).

4.1 Resistência a tração longitudinal

Quando é aplicado um carregamento na direção longitudinal de uma lâmina a fase com a menor resistência a tração será a primeira a falhar, portanto, podemos definir dois possíveis casos, a matriz possui a menor resistência a tração, $\varepsilon_{fu} > \varepsilon_{mu}$, ou a fibra possui a menor resistência a tração $\varepsilon_{fu} < \varepsilon_{mu}$ (HULL; CLYNE, 1996).

No primeiro caso, quando a resistência a tração da fibra é maior que a resistência mecânica da matriz, a tensão no compósito é fornecida pela regra das misturas (Equação 4.1), até o alongamento gerado pela força atingir ε_{mu} , após esse ponto a matriz começa a sofrer falhas e o carregamento passa a ser gradualmente suportado pelas fibras.

$$\sigma_1 = f\sigma_f + (1 - f)\sigma_m \quad (4.1)$$

Caso a matriz falhe completamente o carregamento passará a ser suportado unicamente pelas fibras, portanto, a tensão no compósito passará a ser somente $\sigma_1 = f\sigma_f$ e a tensão máxima suportada pelo compósito passa a ser $\sigma_{1u} = f\sigma_{fu}$. Entretanto, caso a falha completa da matriz não ocorra a tensão máxima suportada será

$$\sigma_{1u} = f\sigma_{fmu} + (1 - f)\sigma_{mu} \quad (4.2)$$

O gráfico na Figura 15a ilustra o comportamento tensão x deformação de um laminado onde todo o carregamento é transferido para o reforço após a falha completa da matriz (DANIEL; ISHAI, 2006).

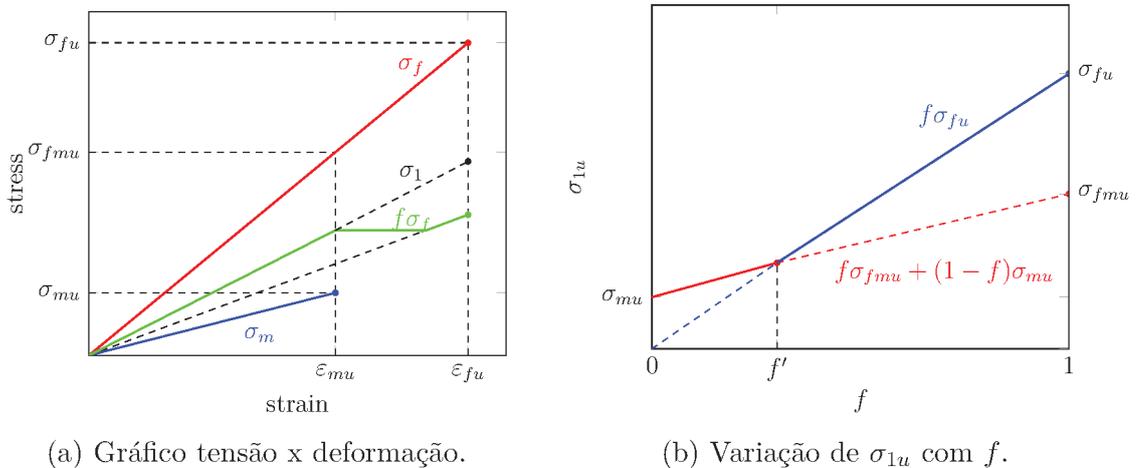


Figura 15 – Comportamento mecânico de um laminado ($\varepsilon_{fu} > \varepsilon_{mu}$).

Como é possível observar a falha por tração longitudinal depende da fração de fibras no laminado. Para determinar a fração de volume necessária para que o reforço suporte

uma transferência de carga completa basta igualar a equação 4.2 a $f\sigma_{fu}$, o que nos leva então a Equação 4.3. Na Figura 15b é apresentado um gráfico que demonstra a variação de σ_{1u} de acordo com a proporção de fibras no compósito.

$$f' = \frac{\sigma_{mu}}{\sigma_{fu} - \sigma_{mfu} + \sigma_{mu}} \quad (4.3)$$

No segundo caso, definido por $\varepsilon_{fu} < \varepsilon_{mu}$, a tensão no compósito é igualmente definida pela regra da mistura (Equação 4.1) até o ponto de falha do reforço. Após esse ponto o carregamento é gradualmente transferido para a matriz. Quando o reforço deixa de suportar qualquer carga a falha do reforço ocorrerá quando a tensão no composto atingir a tensão limite do material, portanto $\sigma_{1u} = (1 - f)\sigma_{mu}$. Caso o reforço ainda suporte carga quando a matriz atingir seu limite de resistência o limite de tensão do compósito será dado por

$$\sigma_{1u} = f\sigma_{fu} + (1 - f)\sigma_{mfu} \quad (4.4)$$

Na Figura 16a é possível visualizar o comportamento tensão x deformação de um laminado onde todo o carregamento é transferido para a matriz após a falha completa do reforço (DANIEL; ISHAI, 2006).

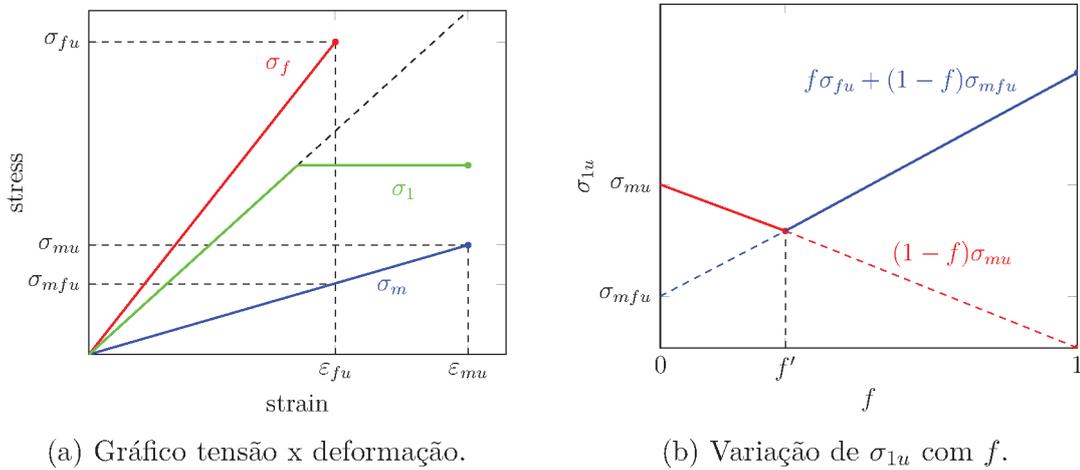


Figura 16 – Comportamento mecânico de um laminado ($\varepsilon_{fu} < \varepsilon_{mu}$).

A relação σ_{1u} pelo volume de fibras é dada pela Equação 4.5 e ilustrada na Figura 16b.

$$f' = \frac{\sigma_{mu} - \sigma_{mfu}}{\sigma_{fu} - \sigma_{mfu} + \sigma_{mu}} \quad (4.5)$$

A análise apresentada é uma aproximação de σ_{1u} . Mesmo após o surgimento de trincas na matriz, ou após a ruptura dos filamentos do reforço, esses componentes ainda

conseguem transmitir algum carregamento. Outra aproximação realizada é considerar que todas as fibras possuem um único valor para σ_{fu} e que elas irão falhar em um mesmo momento. Entretanto, conforme justificado em (HARRIS, 1999; DANIEL; ISHAI, 2006; HULL; CLYNE, 1996), as fibras possuem diferentes valores para σ_{fu} , portanto, é mais correto utilizar uma distribuição estatística e um valor médio $\bar{\sigma}_{fu}$ nas análises. A Tabela 6 apresenta alguns valores calculados utilizando as equações apresentadas nesse capítulo.

Tabela 6 – Dados de falha longitudinal de compósitos

Compósito	E (GPa)	Alongamento (%)	σ_u (MPa)	σ_{mfu} (MPa)	σ_{fmu} (MPa)	f' (vol. %)	σ_{1u} (MPa)
Type 1 (HM) C fibre Epoxy matrix	350 4	0.7 2.0	2500 100	35	-	2.5	1267
Glass fibre Polyester matrix	71 3	2.8 2.0	2000 70	-	1430	10.9	1000
Nicalon fibre Glass matrix	130 70	0.8 0.14	1000 100	-	175	10.8	500

Fonte (HULL; CLYNE, 1996)

4.2 Resistência a compressão longitudinal

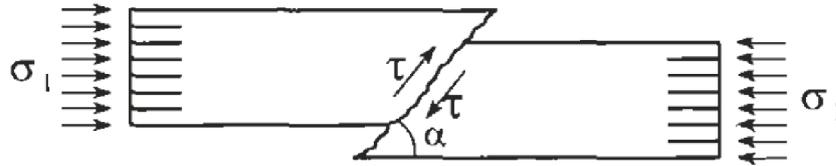
Falha sob compressão pode ocorrer de diferentes modos. Devido as interações que ocorre entre esses modos há uma grande dificuldade em prever as propriedades do material utilizando apenas análise microestrutural. Entretanto, esse modelo pode ser utilizado para entender o comportamento do material e promover melhorias em sua microestrutura.

Falha de compressão costuma estar associada a falha por cisalhamento. A tensão de cisalhamento pode ser calculada usando a equação 4.6. Ela terá um valor máximo quando $\alpha = 45^\circ$. Esse modo de falha ocorre em compósitos unidirecionais com uma alta resistência a compressão (VASILIEV; MOROZOV, 2001).

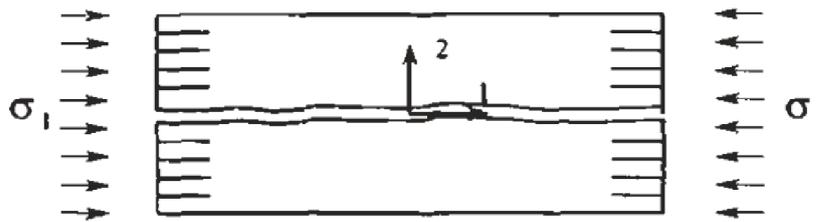
$$\tau = \sigma_1 \sin \alpha \cos \alpha \quad (4.6)$$

Quando a resistência a compressão é baixa o modo de falha predominante é o de falha transversal, conforme demonstrado na Figura 17b. Ela é provocada pela deformação transversal que pode ser expressa pela equação 4.7, sendo ν_{21} o coeficiente de Poisson e $\varepsilon_1 = \sigma_1/E_1$.

$$\varepsilon_2 = \nu_{21}\varepsilon_1 \quad (4.7)$$



(a) Falha de cisalhamento sob compressão.



(b) Falha transversal sob compressão.

Figura 17 – Modos de falha em compósitos unidirecionais sob carregamento de compressão longitudinal (VASILIEV; MOROZOV, 2001)

Os modos de falha apresentados na Figura 17 possuem dobras nas fibras provocadas por flambagem local. Ela provoca uma fragilização na região e a conseqüente falha. Para que esse modo de falha ocorra é necessário a plastificação da matriz, portanto, além das fibras também existe a influencia das propriedades da matriz para a ocorrência desse fenômeno. Uma propriedade utilizada na estimativa de resistência a compressão é a resistência ao cisalhamento da matriz, τ_{Ym} . Outro fator é a média do angulo de desalinhamento das fibras, $\Delta\phi$.

$$\sigma_c = \frac{\tau_{Ym}}{\Delta\phi} \quad (4.8)$$

A equação 4.8 pode ser utilizada para estimar a tensão máxima em compressão suportada pelo compósito (ARGON, 1972). Apesar da equação apresentar uma boa correlação com dados empíricos é difícil determinar o valor correto de $\Delta\phi$ em um laminado (HULL; CLYNE, 1996).

4.3 Resistência a tração transversal

A resistência em laminados unidirecionais é, geralmente, anisotrópica. A adição do reforço reduz a resistência transversal do material. A foto isocromática na Figura 18 mostra a concentração de tensão em um compósito sobre carregamento transversal. É possível observar que ocorre uma concentração de tensão ao redor da fibra. Ela provoca uma fragilização do material, o que faz com que a resistência seja menor do que o material sem reforço. No final, as cargas aplicadas de forma perpendicular ao sentido da fibra provocam a ruptura da matriz. É comum em laminados com camadas em direções perpendiculares que surjam trincas nas laminas carregadas transversalmente antes das laminas carregadas axialmente. O caso de carregamento transversal é considerado o mais crítico em composto unidirecionais (DANIEL; ISHAI, 2006).

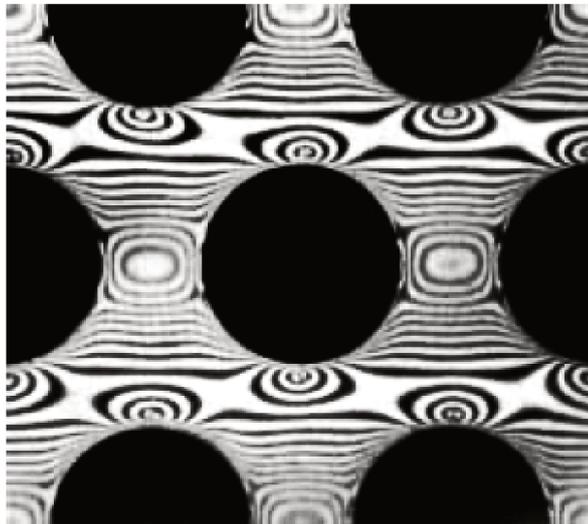
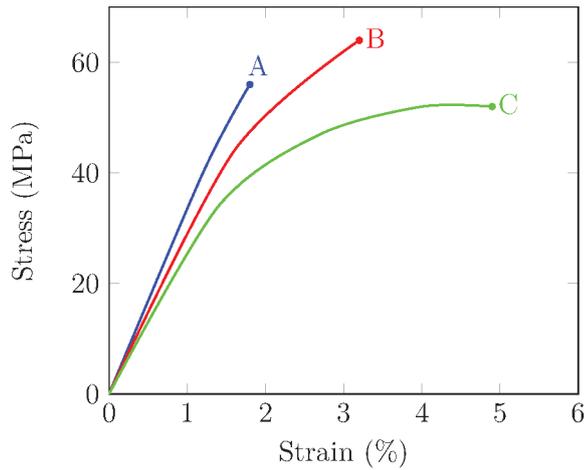


Figura 18 – Foto isocromática mostrando a concentração de tensão em um laminado unidirecional durante um carregamento transversal (HULL; CLYNE, 1996).

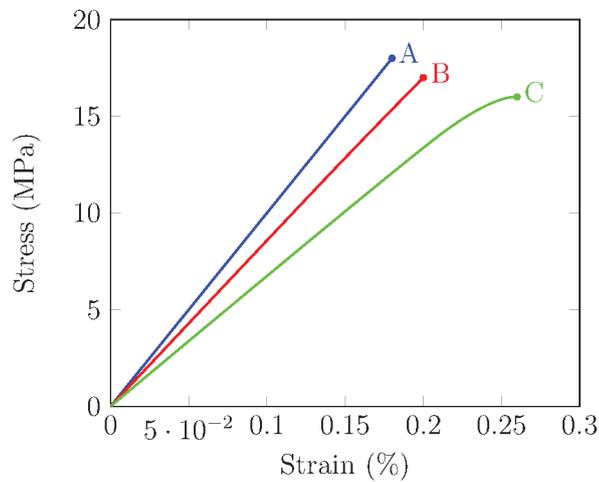
Na Figura 19 é possível comparar a resistência de um laminado sob carregamento transversal em dois casos distintos. A Figura 19a apresenta o resultado para 3 resinas de poliéster sem a adição de reforços. Como é possível observar as resinas *A*, *B* e *C* possuem um limite de 56 MPa, 64 MPa e 52 MPa, respectivamente. Entretanto, conforme demonstrado na Figura 19a, após adição do reforço a resistência ao carregamento transversal para as resinas *A*, *B* e *C* é de 18 MPa, 17 MPa e 16 MPa, respectivamente.

Existem três possíveis modos de falha em uma lâmina sob carregamento transversal, falha de adesão, falha da matriz e falha do reforço. Os dois modos de falha principais são o de ruptura da matriz e o descolamento matriz/fibra. O modo de falha da fibra por carregamento transversal ocorre em fibras de aramida, pois ela possui uma baixa resistência transversal (VASILIEV; MOROZOV, 2001).

Podemos afirmar que a falha por tração transversal sofrerá grande influência das propriedades mecânicas da matriz e da forma que os materiais foram unidos. Devido a



(a) Resina sem reforço.



(b) Resina com reforço.

Figura 19 – Gráfico tensão x deformação de resina poliéster (HULL; CLYNE, 1996).

dificuldade de se fazer uma estimativa simples para σ_{2u} é necessário realizar uma simplificação. Nessa aproximação, as fibras são consideradas como um conjunto de volumes vazios. Isso provoca a redução da área total do compósito (HULL; CLYNE, 1996). Então, podemos utilizar a seguinte equação para definir σ_{2u} , onde f é a relação de fibras na lâmina

$$\sigma_{2u} = \sigma_{mu} \left[1 - 2 \left(\frac{f}{\pi} \right)^{1/2} \right] \quad (4.9)$$

A Equação 4.9 nos permite prever a resistência microestrutural de uma lâmina sob carregamento transversal. Como é possível observar na Figura 20, os valores obtidos pelo cálculo aproximado ficam próximos aos resultados de teste. Esses valores, apesar de não serem exatos, podem ser utilizados como um guia para a fase de desenvolvimento. Posteriormente será necessários realizar ensaios para avaliar a verdadeira resistência do compósito.

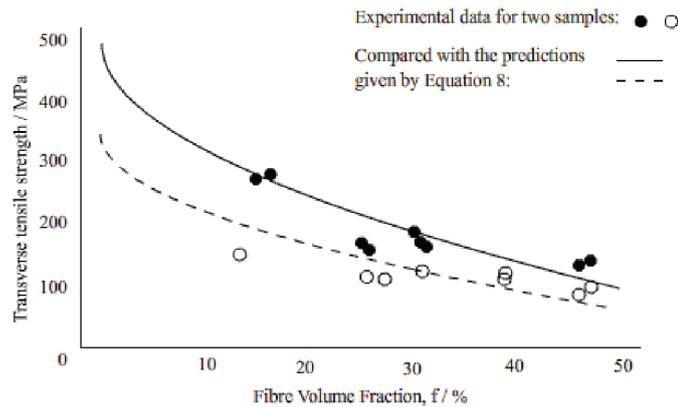


Figura 20 – Gráfico comparativo entre o valor estimado pela Equação 4.9 e o valor obtido em testes físicos (HULL; CLYNE, 1996).

4.4 Cisalhamento

Falhas de cisalhamento dependem da direção da fibra e podem ocorrer em três pares de planos (Figura 21). Os planos mais propícios para ocorrer falhas são τ_{12} , τ_{13} , τ_{32} e τ_{23} (HULL; CLYNE, 1996). No caso de uma lâmina fina no plano 1-2 a resistência ao cisalhamento será dada por τ_{12u} , que é o plano onde teremos a maior magnitude de tensão de cisalhamento. Esse caso de tensão possui as mesmas características apresentadas no estudo de resistência ao carregamento transversal, as cargas de cisalhamento provocam a concentração de tensão ao redor das fibras do reforço, entretanto, diferentemente do carregamento transversal, a concentração de tensão ocorre de forma mais suave e possui mais espaço para se acomodar.

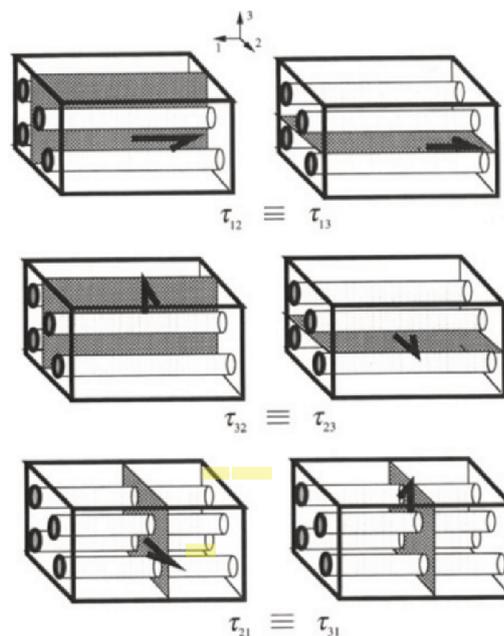


Figura 21 – Planos de cisalhamento em uma lâmina unidirecional. (HULL; CLYNE, 1996)

Não há um método analítico para calcular a resistência ao cisalhamento de um laminado. Utilizando o método das diferenças finitas é possível estimar como o fator de concentração de tensão de cisalhamento varia com o volume de fibras do reforço, conforme exibido na Figura 22.

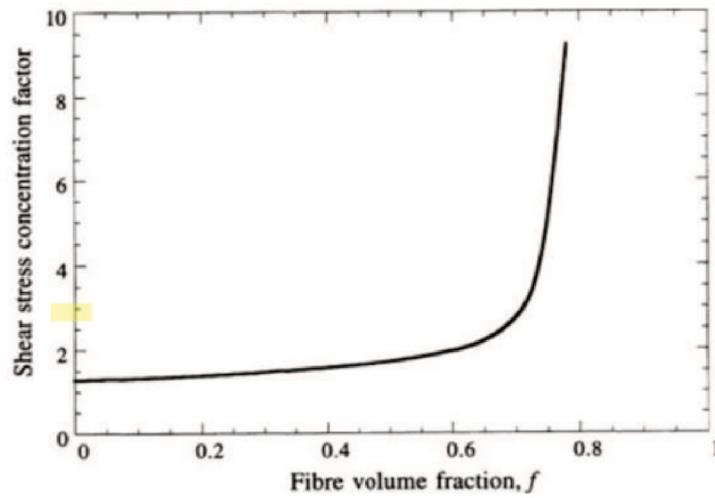


Figura 22 – Fator de concentração de tensão em cisalhamento. (HULL; CLYNE, 1996)

5 Critérios de Falha

Este capítulo apresenta dois critérios bastante difundidos nas análises de estruturas aeronáuticas, o critério da Máxima Tensão Principal e o critério de Tsai-Hill. Ambos podem ser utilizados quando o compósito não está submetido há carregamentos conjugados. A falha de um laminado pode ser definida pelos três modos de falha apresentados no capítulo 4, a saber, falha axial, transversal e de cisalhamento. Diversos critérios de falha foram propostos para lâminas sujeitas ao estado plano de tensão.

Um material isotrópico possui, geralmente, dois parâmetros de resistência, tensão normal e cisalhamento. Entretanto, em compósitos, os parâmetros de falha são baseados na direção local, já que esse tipo de material costuma ter um comportamento ortotrópico, ou seja, suas propriedades variam de acordo com o ângulo considerado na análise. As teorias de falhas se baseiam em encontrar as tensões locais no compósito e posteriormente compara-las com seus valores admissíveis, dessa forma é possível determinar se a falha ocorrerá.

5.1 Máxima Tensão Principal

Este critério é um método simples e direto de prever se ocorrerá uma falha no compósito. Ele não considera a interação entre os modos de falha. Nesse critério a falha ocorre quando ao menos um dos componentes de tensão excede o seu valor máximo correspondente, σ_{1u} , σ_{2u} , τ_{12u} (DANIEL; ISHAI, 2006; HULL; CLYNE, 1996). É necessário obter as direções principais da lâmina que está sendo analisada a partir de σ_x , conforme ilustrado na Figura 23.

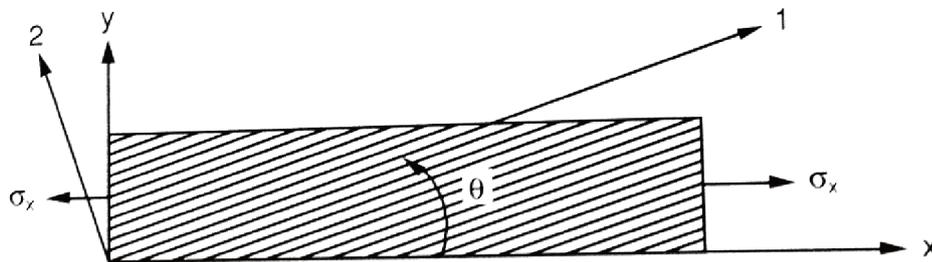


Figura 23 – Carregamento uniaxial na direção fora do eixo do compósito (DANIEL; ISHAI, 2006).

Portanto, o critério de máxima tensão principais diz que caso uma das condições presentes na equação 5.1 seja satisfeita haverá uma falha no material.

$$\sigma_1 \geq \sigma_{1u} \quad (5.1)$$

$$\sigma_2 \geq \sigma_{2u}$$

$$\tau_{12} \geq \tau_{12u}$$

Entretanto, para obtermos os valores de $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ é necessário transformar as coordenadas globais do carregamento em coordenadas locais. Para transformar os valores de tensão em relação as coordenadas locais do laminado podemos utilizar a equação

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

sendo a matriz T definida como

$$\begin{bmatrix} T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \cos \theta \sin \theta \\ -\cos \theta \sin \theta & \cos \theta \sin \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

No caso do carregamento uniaxial ilustrado na Figura 23, onde $\sigma_y = \tau_{xy} = 0$, os valores críticos de σ_{xu} para os modos de falha longitudinal, transversal e de cisalhamento são apresentados na equação 5.4.

$$\sigma_{xu} = \frac{\sigma_{1u}}{\cos^2 \theta} \quad (5.4)$$

$$\sigma_{xu} = \frac{\sigma_{2u}}{\sin^2 \theta}$$

$$\sigma_{xu} = \frac{\tau_{12u}}{\sin \theta \cos \theta}$$

É possível plotar um gráfico do valor de σ_{xu} de acordo com a variação do ângulo θ entre o carregamento e a direção da fibra, como ilustrado na Figura 24. O gráfico gerado pelo critério da tensão máxima principal não é contínuo, ocorrendo a alteração de modo de falha onde as curvas se sobrepõem.

5.2 Tsai-Hill

O critério de Tsai-Hill considera a interação entre os modos de falha. Uma de suas vantagens sobre o critério de máxima tensão principal é que ele é formado por uma função contínua (HARRIS, 1999). Ele é uma generalização do critério de von Mises para metais dúcteis (BAKER; KELLY, 2004). Esse critério assume que o escoamento de um material ocorre quando a energia de distorção atinge um determinado limite. A energia de distorção é a parte da energia total que causa uma deformação no material ao invés de uma alteração no volume.

A densidade de energia de distorção, considerando um elemento em um estado triaxial de tensões, pode ser escrita como

$$U_d = \frac{(1 + \nu)}{6E} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2] \quad (5.5)$$

Com base em um ensaio de tração uniaxial podemos calcular a densidade de energia de distorção considerando $\sigma_1 = \sigma_y$ e $\sigma_2 = \sigma_3 = 0$, portanto

$$U_{\text{tração}} = \frac{(1 + \nu)}{6E} [2\sigma_e^2] = \frac{(1 + \nu)}{3E} \sigma_e^2 \quad (5.6)$$

Logo, não ocorrerá falha quando $U_d = U_{\text{tração}}$, dessa forma o critério de von Mises para um estado triaxial de tensões pode ser escrito como

$$(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2 < 2\sigma_y^2 \quad (5.7)$$

Sendo σ_y o limite de escoamento do material obtido a partir do ensaio de tração. Se considerarmos o estado plano de tensão temos que $\sigma_3 = 0$, portanto, podemos reescrever a equação 5.7 como

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_y}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_y^2} = 1 \quad (5.8)$$

A equação é então modificada para levar em conta a anisotropia e os diferentes modos de falha dos compósitos, o que resulta na equação 5.9, onde σ_1 , σ_2 e τ_{12} são as tensões impostas pelo problema e σ_{1y} , σ_{2y} , σ_{3y} e τ_{12y} são as tensões de escoamentos obtidas em ensaios de tração e de cisalhamento.

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{1y}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{2y}}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_{1y}^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_{2y}^2} + \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_{3y}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12y}}\right)^2 = 1 \quad (5.9)$$

Considerando compósitos unidirecionais e transversalmente isotrópicos, ($\sigma_{2u} = \sigma_{3u}$), obtemos a equação 5.10, conhecida como o critério de Tsai-Hill.

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{1u}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{2u}}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sigma_{1u}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12u}}\right)^2 = 1 \quad (5.10)$$

Esse critério nos permite criar um envelope de falha que em conjunto com os valores para σ_1 , σ_2 e τ_{12} proporciona um método para analisar se ocorrerá uma falha no compósito quando ele for submetido a um determinado carregamento. Ele é amplamente utilizado em análises estruturais de componentes aeronáuticos feitos com compósitos e possui uma boa correlação com ensaios.

6 Discussão

Nesse trabalho foram apresentados dois critérios de falha para compósitos. Ambos são utilizados quando se deseja avaliar o desempenho de um composto sob um determinado carregamento. Por exemplo, é possível utilizar ambos os métodos em um modelo de elementos finitos para avaliar se ocorrerá uma falha em um componente estrutural. Essa informação possui um grande valor, pois torna possível realizar melhorias no produto antes de sua versão final, conseqüentemente existe uma redução no custo de desenvolvimento.

O critério da Máxima Tensão Principal é relativamente simples e apresenta uma resposta direta. Entretanto, esse critério não considera a interação entre os modos de falha e analisa cada um individualmente. Essa característica pode acarretar a uma interpretação indevida dos resultados. Conseqüentemente, pode ser possível que se obtenha um falso positivo, ou seja, o critério indica que não haverá falha, quando na verdade a peça irá falhar durante um ensaio ou sua utilização. Portanto, o critério pode ser utilizado para uma primeira análise, mas é recomendado que outros critérios sejam usados em conjunto, principalmente em áreas críticas para garantir a confiabilidade do resultado e evitar prejuízos durante a vida útil do componente analisado.

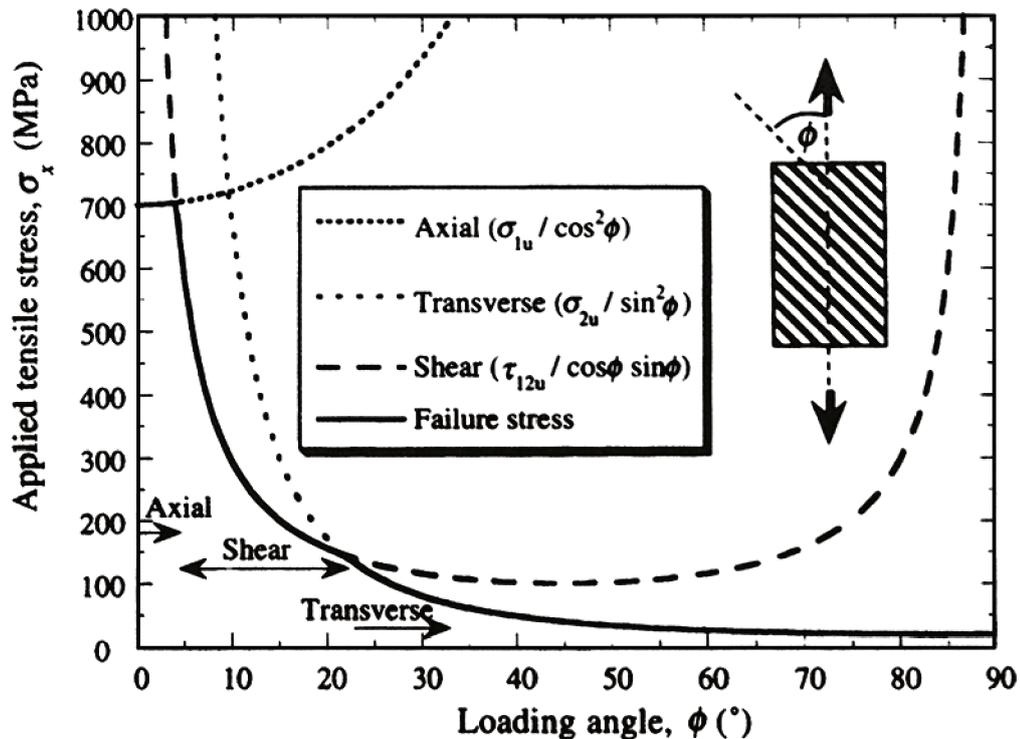


Figura 24 – Relação do ângulo ϕ com o modo de falha de um laminado de poliéster/fibra de vidro (HULL; CLYNE, 1996).

Na Figura 24 é apresentado o gráfico de tensão por ângulo de carregamento. Ele possui 3 curvas criadas a partir da equação 5.4. É possível observar que a falha axial do compósito ocorre quando $\sigma_{ux} = 700$ MPa e o ângulo de carregamento está entre 0 e 5°. A partir desse ângulo, entre 5° e 22°, o modo de falha predominante é o de cisalhamento. Após 22° a falha ocorre predominantemente de modo transversal. A precisão desses valores dependerá dos valores de σ_{1u} , σ_{2u} e τ_{12u} , que devem ser obtidos através de cálculos analíticos ou de ensaios de caracterização do material.

Também é importante observar a necessidade de compósitos formados por lâminas em diferentes direções. Conforme o ângulo de entrada do carregamento ϕ se eleva a resistência do material é reduzida de forma considerável. Portanto, para preservá-la é necessário camadas em outras direções, de forma a garantir que o compósito manterá sua resistência de forma independente a direção do carregamento aplicado.

Outro critério apresentado foi o de Tsai-Hill, ele utiliza o mesmo conceito do critério de von Mises para metais. Ele nos permite avaliar a interação entre os modos de falha de um compósito e produz resultados próximos ao obtidos em ensaios. Assim como o critério da Máxima Tensão Principal é necessário obter dados experimentais de resistência do material que será utilizado. Na Figura 25 temos uma comparação entre resultados teóricos obtidos utilizando o critério de Tsai-Hill e dados experimentais, para dois compósitos diferentes de acordo com a variação do ângulo θ . Em ambos os casos os resultados foram satisfatórios e houve correlação entre previsão e teste.

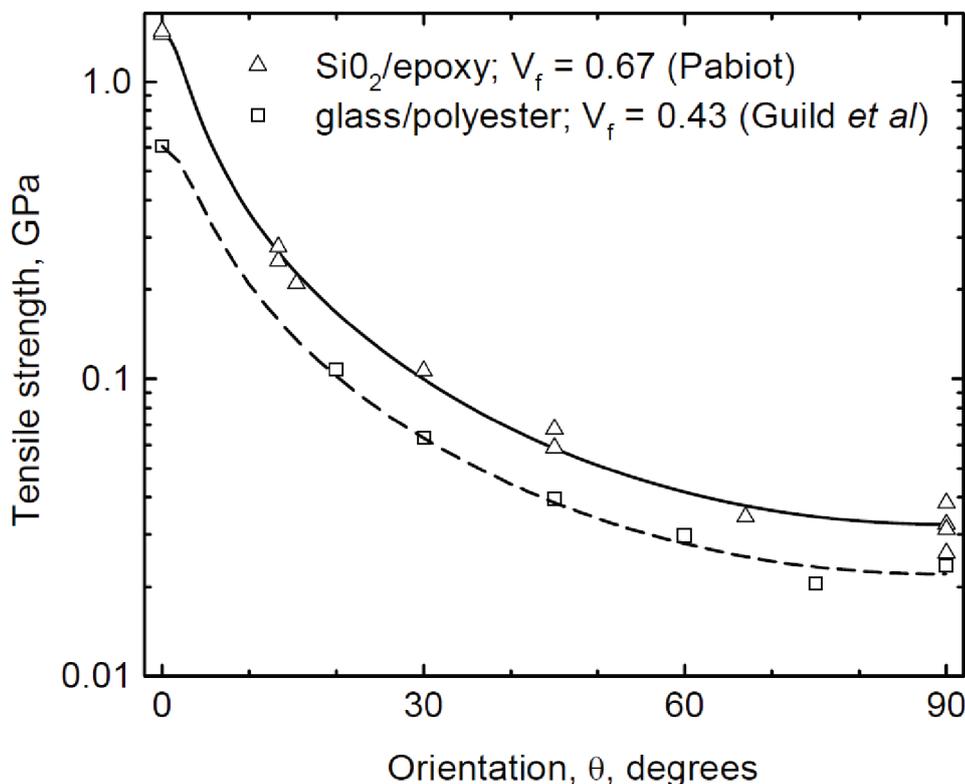


Figura 25 – Comparação entre os resultados obtidos utilizando o critério de Tsai-Hill e resultados experimentais para dois compósitos diferentes (HARRIS, 1999).

É possível realizar uma comparação entre os dois critérios. Na Figura 26 são apresentadas duas curvas e uma nuvem de pontos. A curva contínua representa a tensão de falha variando de acordo com o ângulo ϕ considerando o critério da Máxima Tensão Principal. A linha pontilhada apresenta a mesma informação, mas considerando o critério de Tsai-Hill. Finalmente, os pontos apresentam o resultado experimental da amostra. A partir desse gráfico é possível concluir que ambos os critérios, considerando um carregamento de tração axial, apresentam resultados satisfatórios e próximos aos resultados obtidos através do ensaio.

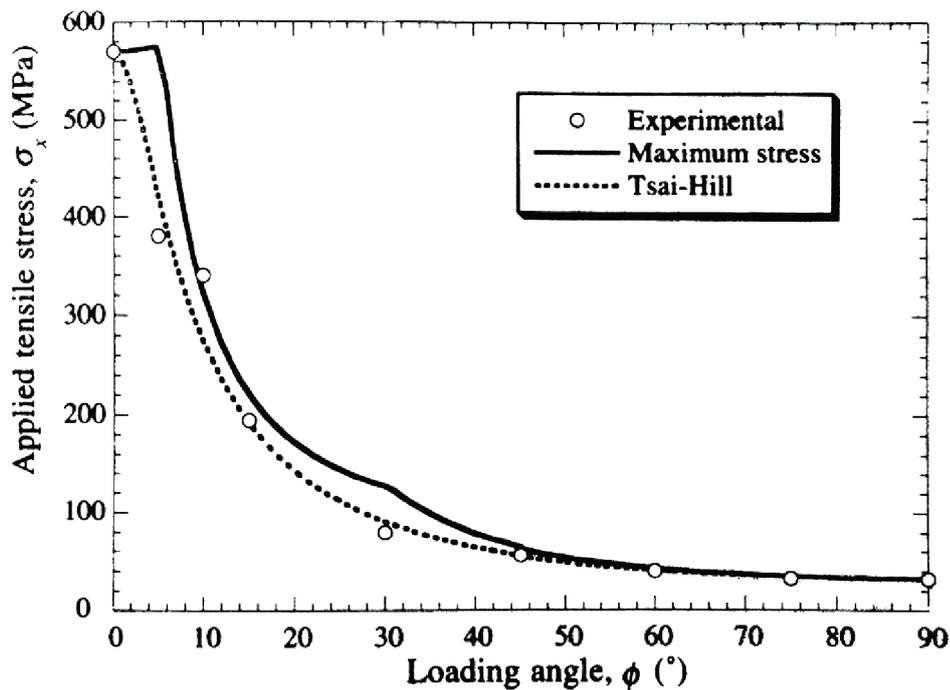


Figura 26 – Comparação entre resultados experimentais, o critério da Máxima Tensão Principal e o critério de Tsai-Hill para o caso de carregamento de tração transversal (HULL; CLYNE, 1996).

Apesar da boa correlação entre os critérios apresentados no caso de carregamento transversal é possível ocorrer divergência em outros casos de carga. A Figura 27 apresenta os resultados para um carregamento de cisalhamento associado a tração transversal. Os eixos horizontal e vertical apresentam os valores de tensão onde a falha ocorrerá, nos modos de carregamento transversal e de cisalhamento, respectivamente. Esse envelope nos mostra que o critério de Tsai-Hill possui uma boa correlação com os resultados de ensaio. Por outro lado, nesse caso, o critério da Máxima Tensão Principal diverge do resultado de ensaio e apresenta valores menos conservativos.

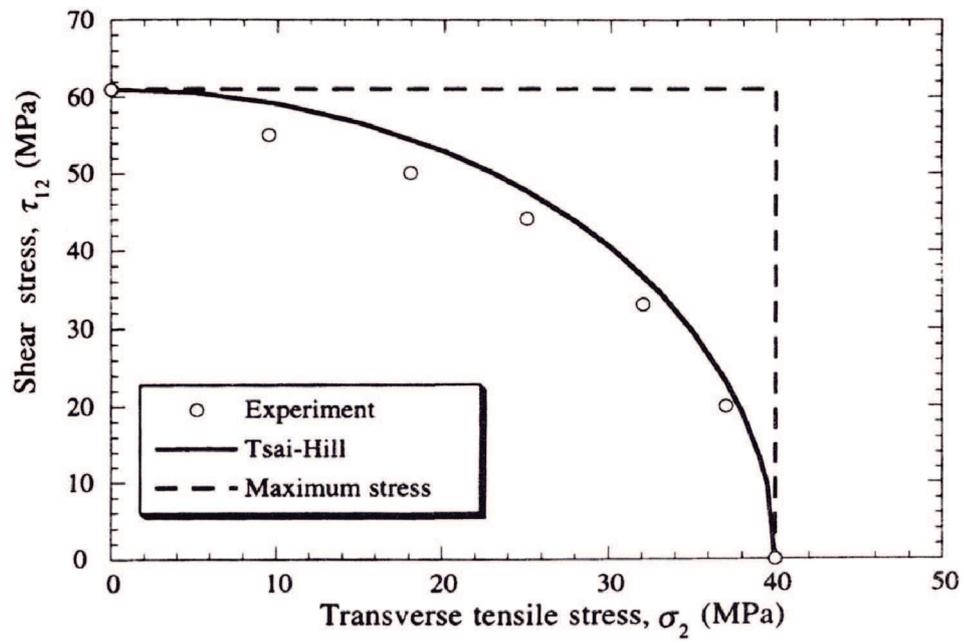


Figura 27 – Comparação entre resultados experimentais, o critério da máxima tensão principal e o critério de Tsai-Hill para um caso de cisalhamento com tração transversal (HULL; CLYNE, 1996).

7 Conclusão

Este trabalho apresentou a resistência mecânica na microestrutura de um compósito considerando os casos de carga longitudinal, cisalhamento e tração transversal, considerado o caso mais crítico. A determinação das tensões limites do material permite avaliar e estudar se um compósito resiste aos carregamentos solicitados durante a sua vida útil.

Cada modo de carregamento provoca uma distribuição de tensões no laminado, que pode provocar um modo de falha específico. No caso de carregamento longitudinal em tração pode ocorrer a ruptura do reforço ou da matriz, dependendo de qual constituinte falhe primeiro o comportamento do compósito será alterado. No carregamento longitudinal em compressão o compósito pode ter uma falha por cisalhamento, caso ele possua uma alta resistência mecânica a compressão. Caso a resistência seja baixa pode ocorrer uma separação transversal entre as fibras.

O carregamento transversal apresenta o modo mais crítico para compostos unidirecionais. A adição do reforço cria uma região de concentração de tensão ao redor da fibra. Ela provoca o enfraquecimento da matriz e colabora para sua ruptura. O reforço não é muito solicitado nesse carregamento, a sua colaboração com a resistência depende da interface de ligação entre fibra/matriz.

A resistência mecânica, no caso de cisalhamento, não possui uma aproximação matemática simples, portanto é necessário utilizar outros métodos para obter uma estimativa que possa ser utilizada em análises preliminares. A realização de testes para verificar os resultados obtidos é fundamental para a validação do modelo. Assim como no caso de tração transversal o cisalhamento provoca uma concentração de tensão ao redor do reforço, de forma mais suave, mas que provoca o enfraquecimento do material.

As aproximações utilizadas nos modelos de análises diretas podem introduzir erros na avaliação da resistência mecânica de materiais compósitos. Portanto, é necessário a realização de testes que comprovem os resultados obtidos ou a utilização de um critério de falha.

Também foram apresentados dois critérios de falha para serem utilizados na avaliação de compósitos. Eles permitem analisar os casos de carga combinados e criar um envelope de cargas que descreve quais são os carregamentos críticos para um determinado laminado. Para ser possível executar essa análise é necessário realizar ensaios preliminares para obter uma amostra dos limites de resistência dos materiais que serão utilizados.

Para trabalhos futuros podem ser adicionados estudos sobre a resistência mecânica considerando o carregamento transversal em compressão e a resistência a fadiga. Além do mais, conforme apresentado nesse trabalho, diferentes critérios podem divergir entre si. Portanto, é importante apresentar a aplicação de outros critérios, como por exemplo, o critério da Máxima Deformação Principal ou o critério de Tsai-Wu.

Referências

- ARGON, A. S. Fracture of composites. *Academic*, 1972.
- ASHBY, M. F. *Materials selection in mechanical design*. 3rd. ed. Linacre House, Jordan Hill, Oxford OX2 8DP: Butterworth-Heinemann, 2005.
- BAKER, A.; KELLY, D. *Composite materials for aircraft structures*. 2nd. ed. 1801 Alexander Bell Drive, Reston, VA 20191-4344: AIAA, 2004.
- CHUNG, D. D. L. *Composite Materials: Science and Applications*. 318 Jarvis Hall, NY 14260-4400: Springer, 2010.
- CLYNE, T. W.; WITHERS, P. J. *An introduction to Metal Matrix*. New York, NY, USA: Cambridge University Press, 1993.
- DANIEL, I. M.; ISHAI, O. *Engineering mechanics of composite materials*. 2nd. ed. 198 Madison Avenue, New York, New York 10016: Oxford University Press, 2006. v. 3.
- GAY, D. *Composite materials: design and applications*. 2000 N.W. Corporate Blvd., Boca Raton, Florida 33431: CRC press, 2003.
- HALE, J. Boeing 787 from the ground up. *Aero Quaterly*, Boeing, n. 04, p. 17-19, 2006.
- HARRIS, B. *Engineering Composite Materials*. London, England: Institute of Materials, 1999.
- HULL, D.; CLYNE, T. W. *An Introduction to Composite Materials*. [S.l.]: Cambridge University Press, 1996.
- JONES, R. M. *Mechanics of composite materials*. 2nd. ed. 325 Chestnut Street, Philadelphia, PA, 19106: Taylor and Francis, 1999.
- KELLY, A. *Concise encyclopedia of composite materials*. 2nd. ed. Lausanne, Switzerland: Elsevier, 2007.
- NIU, M. C. Y. *Airframe Structural Design*. 8th. ed. 2056 Westwood Blvd, Los Angeles, California 90025: Conmilit Press LTD., 1995.
- SHACKELFORD, J. F. *Ciência dos materiais*. 6^a. ed. [S.l.]: Pearson Prentice Hall, 2008.
- SMITH, W. *Princípios de ciência e engenharia de materiais*. [S.l.]: McGraw-Hill, 1998. v. 892.
- TRAVITZKY, N. Microstructure and mechanical properties of alumina/copper composites fabricated by different infiltration techniques. *Materials letters*, Elsevier, v. 36, n. 1, p. 114-117, 1998.
- VASILIEV, V.; MOROZOV, E. *Mechanics and Analysis of Composite Materials*. First edition. Oxford, UK: Elvesier, 2001.