



---

UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

**DESENVOLVIMENTO DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO DE LAMINADOS DE  
MATERIAL COMPOSTO POLIMÉRICO DE FIBRA DE VIDRO PARA APLICAÇÃO NA  
CONSTRUÇÃO AERONÁUTICA**

por

JOSÉ HENRIQUES ISCOLD DE OLIVEIRA

PROF. ORIENTADOR: DR. ALEXANDRE QUEIROZ BRACARENSE

Belo Horizonte, 30 de Janeiro 2007

---

## ÍNDICE

1	Introdução .....	1
1.1	Breve histórico sobre materiais compostos.....	1
1.2	Materiais compostos na industria aeronáutica .....	1
1.3	Substituição do alumínio por materiais compostos na industria aeroespacial.....	4
1.3.1	Aplicações atuais dos materiais compostos na industria aeroespacial .....	5
1.4	Substituição do contraplacado aeronáutico por materiais compostos na aviação geral ....	10
1.5	Desenvolvimento.....	11
2	Objetivos e Contribuições.....	13
3	Revisão Bibliográfica .....	14
3.1	Introdução.....	14
3.2	Contraplacado Aeronáutico.....	14
3.3	Materiais compostos unidirecionais .....	15
3.3.1	Constituição física .....	16
3.3.2	Propriedades Mecânicas .....	18
3.4	Materiais compostos ortotrópicos .....	26
3.4.1	Propriedades Mecânicas de Lâminas de Materiais Compostos .....	26
3.4.2	Resistência Mecânica das Lâminas .....	29
3.5	Laminados de materiais compostos.....	32
3.5.1	Determinação das tensões e deformações de um laminado .....	37
3.6	O processo de impregnação do tecido pela resina.....	42
3.6.1	Parâmetros importantes para o processo RTM .....	42
3.7	Ensaio de Caracterização de Laminados de Materiais Compostos.....	47
3.7.1	Ensaio Mecânicos .....	47
4	Metodologia .....	54
4.1	Introdução .....	54
4.2	Justificativa do Processo.....	55
4.3	Metodologia de Fabricação.....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
4.3.1	Especificação dos materiais .....	58
4.4	Seqüência de fabricação de uma placa .....	60
4.5	Metodologia de Ensaio.....	67
4.5.1	Introdução .....	67
4.5.2	Metodologia para a fabricação dos corpos de prova .....	68
4.5.3	Ensaio de Tração .....	69

---

4.5.4 Ensaio de Cisalhamento.....	69
4.5.5 Ensaio para a determinação da densidade do material composto .....	71
4.5.6 Ensaio para a determinação da quantidade de vazios no material composto .....	71
4.6 Metodologia numérica.....	72
4.7 Comparação entre o Contraplacado e o Laminado de Material Composto .....	72
5 Resultados dos Ensaios.....	74
5.1 Resultados dos Ensaios de Densidade.....	74
5.2 Resultados do ensaio de ignição.....	76
5.3 Resultado do ensaio para conteúdo de vazios.....	77
5.4 Resultados dos Ensaios de Tração/Cisalhamento .....	78
6 Análise dos resultados .....	86
6.1 Análise Estatística .....	86
6.1.1 Metodologia .....	86
6.2 Resultados após tratamento estatístico .....	86
7 Conclusões do trabalho.....	88
8 Sugestões para trabalhos futuros.....	89
9 Referências Bibliográficas.....	90
10 ANEXO A.....	93
10.1 Defeitos de tecelagem dos tecidos de fibra de vidro .....	93
11 ANEXO B.....	101
11.1 Especificação do fio (roving) para a fabricação do tecido.....	101
12 ANEXO C.....	102
12.1 Especificação da resina LY1316 e endurecedor HY1208 .....	102
13 ANEXO D.....	103
13.1 Programa MatLab® para calculo de laminados.....	103
14 ANEXO E.....	108
14.1 Desenhos de construção do dispositivo de teste Iosipescu .....	108

---

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Tipos de estruturas de fuselagem de aviões [2] .....	2
Figura 2 – Comparativo de performance dos materiais compostos em relação aos materiais tradicionalmente utilizados na indústria aeroespacial. [4] .....	5
Figura 3 – Evolução da substituição de componentes por materiais compostos (Fonte DRL Braunschweig) [4].....	6
Figura 4 – O atual estado da arte na utilização de materiais compostos na aviação civil [4] .....	7
Figura 5 – Percentual de material composto usado na aviação militar [4] .....	8
Figura 6 – Comparativo entre os mecanismos de rotores principais de helicópteros [4] .....	9
Figura 7 – O estado da arte no projeto de fuselagens de helicópteros [4] .....	10
Figura 8 - Torno para desenrolar toras de madeira .....	15
Figura 9 - Lamina unidirecional e eixos de referência [1] .....	16
Figura 10 – Seção transversal típica de um material composto unidirecional [1].....	16
Figura 11 - Distribuição de carga no material .....	20
Figura 12 - Curvas tensão/deformação das fibras.....	21
Figura 13 – Curvas tensão/deformação de matrizes .....	22
Figura 14 - Módulos de elasticidade x fração em volume de fibra.....	23
Figura 15 - Sistemas de coordenadas global e local de uma lâmina [1] .....	29
Figura 16 - Curvas de Tensão admissível x Ângulo de orientação das fibras de um composto típico de fibra de vidro /epóxi [7].....	30
Figura 17 - Comparação entre as duas teorias de falha [7] .....	32
Figura 18 - Deformação de um laminado no plano XZ [7].....	33
Figura 19 - Variações de deformação, módulo de elasticidade e tensão ao longo da espessura do laminado [7].....	34
Figura 20 - Laminado ortotrópico [7] .....	35
Figura 21 - Curva Tensão x Deformação de um Laminado [7].....	38

---

Figura 22 - Curvas experimentais e teóricas do laminado $[0/90]_{2s}$ [7] .....	39
Figura 23 – Algoritmo para análise de tensão em uma lâmina de um laminado.....	40
Figura 24 - Algoritmo para análise de tensão em um laminado .....	41
Figura 25 – Tipos de tecelagem dos tecidos de fibra de vidro [3].....	44
Figura 26 - Velocidade crítica de injeção de resina em função da porosidade da fibra [10] .....	46
Figura 27 - Gráfico do efeito do vácuo na distribuição de vazios no molde [11][12].....	46
Figura 28 - Corpos de prova de ensaio de tração: tipo reto com e sem placas de extremidade [24].	48
Figura 29- Esquema do teste de compressão modificado IITRI [7] .....	49
Figura 30– Ensaio de torção no tubo. [7] .....	50
Figura 31– Representação do corpo de prova do teste Iosipescu.[25].....	52
Figura 32– Esquema de montagem do teste Iosipescu.[25] .....	52
Figura 33– Diagrama do processo VARTM .....	57
Figura 34 - Equipamentos para a fabricação das placas laminadas.....	57
Figura 35 – Desenho esquemático do equipamento de fabricação de placas.....	58
Figura 36– Tecido 145 gr/m <sup>2</sup> tecelagem Plain Weave.....	58
Figura 37 – Foto ampliada 50 vezes do tecido utilizado na fabricação das placas. ....	59
Figura 38 -Envelope controle ambiental temperatura e umidade [27].....	61
Figura 39 – Sensores de pressão e temperatura e controlador de temperatura.....	62
Figura 40 – Cilindro de injeção da resina .....	64
Figura 41 – Revestimento do molde com saco plástico e teste do vácuo .....	64
Figura 42 – Gráfico temperatura x tempo para a cura da resina.....	65
Figura 43 – Teste de infusão de resina no tecido.....	66
Figura 44 – Placa numero 2 fabricada pelo processo RTM .....	66
Figura 45 – Esquema para retirada dos corpos de prova das placas.....	67
Figura 46 – Corte das placas e corpos de prova utilizando o disco diamantado .....	68
Figura 47 – Geometria do corpo de prova na direção “fill” [24].....	69

---

---

Figura 48 – Geometria do corpo de prova para o ensaio de cisalhamento [26] .....	70
Figura 49 – Dispositivo do teste de cisalhamento Iosipescu .....	70
Figura 50 – Curva carga deformação teórica de um laminado .....	73
Figura 51 – Balança Ohaus.....	74
Figura 52 – Gráfico dos resultados de medida de densidade .....	75
Figura 53– Resultados do teste de ignição nos corpos de prova .....	77
Figura 54– Ensaio de tração nos corpos de prova com a máquina universal Instron.....	79
Figura 55 – Corpos de prova rompidos por tração .....	79
Figura 56 – Gráfico do ensaio de tração do corpo de prova 1 da sub-placa 3.1.....	82
Figura 57 – Gráfico de tensão de ruptura por tração dos corpos de prova.....	82
Figura 58 – Teste de cisalhamento dos corpos de prova com o dispositivo Iosipescu .....	83
Figura 59 – Corpo de prova rompido por cisalhamento .....	84
Figura 60 – Gráfico tensão de ruptura por cisalhamento dos corpos de prova .....	85
Figura 61 – Resultados dos ensaios após o tratamento estatístico.....	87

---

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades Mecânicas do Contraplacado Aeronáutico (Brotero et alli, 1941)[5].....	15
Tabela 2 - Propriedades das Fibras .....	21
Tabela 3 - Parâmetros do processo RTM segundo diversos autores.....	47
Tabela 4 – Características do Processo RTM [15] .....	56
Tabela 5 – Tabela comparativa entre o Contraplacado Aeronáutico e uma Chapa de material composto .....	73
Tabela 6- Resultados do teste de densidade dos corpos de prova .....	75
Tabela 7– Resultado do ensaio de ignição para trinta aapresentas. ....	76
Tabela 8– Resultados do ensaio de conteúdo de vazios para trinta.....	78
Tabela 9– Resultados do teste de tração dos corpo de prova. ....	80
Tabela 10 – Resultados do teste de cisalhamento nos corpos de prova.....	84

---

## LISTA DE SIMBOLOS

- A : Área seção transversal
- $A_f$  : Área de fibra
- $A_m$  : Área de matriz
- [A] : Matriz de rigidez extensional
- [B] : Matriz de rigidez de acoplamento
- $C_k$  : Constante empírica
- $D_p$  : Diâmetro de uma esfera
- [D] : Matriz de rigidez de flexão
- $E_C$  : Módulo de elasticidade do composto
- $E_f$  : Módulo de elasticidade da fibra
- $E_m$  : Módulo de elasticidade da matriz
- $G_f$  : Módulo de elasticidade de cisalhamento da fibra
- $G_{LT}$  : Módulo de elasticidade de cisalhamento
- $G_m$  : Módulo de elasticidade de cisalhamento da matriz
- h : espessura da lâmina
- k : deformação por flexão
- $K_m$  : permeabilidade do meio poroso
- l : comprimento
- m : índice de matriz
- M : momento unitário externo
- $M_d$  : densidade medida do composto
- N : carga unitária externa
- $P_C$  : carga no composto

---

$P_f$  : carga na fibra

$P_m$  : carga na matriz

[Q] : matriz de rigidez

r : raio

t : espessura

[T] : matriz de transformação

$T_d$  : densidade teórica do composto

$u_0$  : distância

u : velocidade

U : vetor velocidade superficial

V: percentagem de vazios

$V_f$  : fração em volume de fibra

$V_m$  : fração em volume de matriz

$W_C$  : peso do composto

$W_f$  : fração em peso de fibra

$W_m$  : fração em peso de matriz

$\alpha$ : ângulo

$\Delta P$  : diferença de pressão

$\varepsilon$ : deformação unitária

$\xi$ : coeficiente Halpin Tsai

$\phi$ : porosidade do material

$\nu_{LT}$ : coeficiente de Poisson maior

$\nu_{TL}$ : coeficiente de Poisson menor

$\sigma_C$ : tensão no material composto

---

$\sigma_f$ : tensão unitária na fibra

$\sigma_m$ : tensão unitária na matriz

---

## **RESUMO**

Este trabalho consiste no desenvolvimento de um processo de fabricação de laminado plano de material composto polimérico de fibra de vidro, para substituição do contraplacado aeronáutico neste tipo de construção. Propõe-se uma metodologia para a produção destes laminados, baseada no processo de infusão de resina por meio da técnica de RTM (Resin Transfer Moulding). Por meio de uma revisão da literatura são definidos os ensaios físicos e mecânicos necessários para caracterização do material e a sua posterior comparação com o contraplacado aeronáutico. Propõe-se também o desenvolvimento de um programa computacional para a determinação teórica do gráfico carga/ deformação de um corpo de prova deste material, de forma a possibilitar a comparação com os ensaios de tração realizados com os corpos de prova retirados das placas produzidas pelo processo desenvolvido.

Com os resultados obtidos pelo processo de fabricação das placas concluiu-se que é viável a substituição do contraplacado aeronáutico pelas placas de laminado plano de material composto polimérico de fibra de vidro.

O método numérico produz um resultado bem próximo aos ensaios experimentais de rompimento dos corpos de prova por tração, possibilitando que ele seja usado para a simulação do revestimento a estrutura da aeronave na fase de projeto.

---

## **ABSTRACT**

This work has the objective to develop a fiber glass and polymeric matrix composite laminated plate to substitute plywood on aeronautical construction. This process consists of a resin infusion in fiber glass textile by RTM (Resin Transfer Molding) technique. Based on a literature revision, mechanical tests to measure the properties of these new material are defined, in order to compare with the plywood. Additionally, it is also proposed a computational program, to obtain a theoretical load x deformation graphic in order to compare this graphic with tensile test applied over samples obtained from plates made by the method.

Based on tests results, the plywood can be replaced by a fiber glass and polymeric matrix composite laminated plate.

The numerical method produce a result compatible with experimental method used to measure de ultimate tensile strength of samples. Than, numerical method could be used to simulate the tickness of skin structure of a airplane during prject or design fase.

---

# 1 Introdução

## 1.1 Breve histórico sobre materiais compostos

Segundo Daniel e Ishai, 1994[1] existem referências Bíblicas que os egípcios, usavam palha misturada ao barro na fabricação de tijolos para as construções, o que pode ser comprovado em (Êxodos 5.7). O concreto armado é um composto largamente utilizado na atualidade na construção civil e começou o seu desenvolvimento no século 19, quando foram usados pequenos pedaços de barras de aço misturados à argamassa. As resinas fenólicas, misturadas com pedaços de asbesto, foram introduzidas no início do século XX.

O primeiro casco de barco foi fabricado de material composto em 1942. A trançagem dos filamentos foi inventada em 1946 e aplicada à tecnologia de mísseis em 1950. O planador FS-24 “Phönix”, construído no *Akademisch Fliegergruppe* de Stuttgart, em 1957, foi a primeira aeronave construída em fibra de vidro. A primeira fibra de boro e as fibras de carbono de alta resistência foram introduzidas no início de 1960, com aplicações avançadas na indústria aeronáutica em 1968. Matrizes metálicas, tipo boro-alumínio foram introduzidas em 1970. A empresa Dupont desenvolveu o Kevlar (ou aramid) em 1973.

Os compostos se difundiram completamente na década de 70, nas indústrias aeroespaciais, automobilísticas, de equipamentos esportivos e aplicações biomédicas.

Os anos da década de 1980 marcam o grande incremento da utilização das fibras de alto módulo.

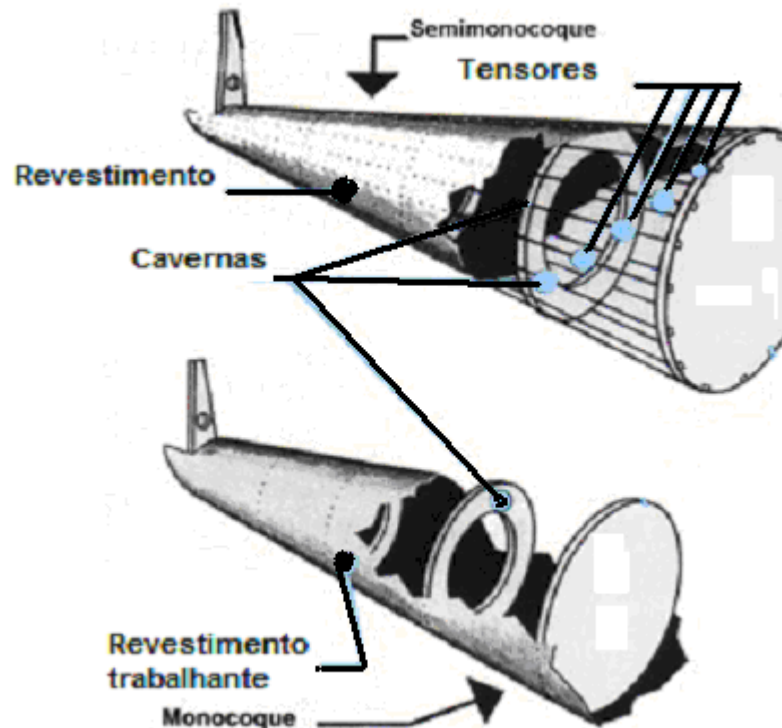
Atualmente, a ênfase está no desenvolvimento dos novos sistemas metal/matriz e cerâmica/matriz, bem como nos sistemas carbono/carbono para as aplicações em altas temperaturas.

## 1.2 Materiais compostos na indústria aeronáutica

A construção aeronáutica tradicional consiste na fabricação da estrutura da aeronave em madeira ou alumínio e posteriormente o seu recobrimento com placas ou chapas de madeira ou alumínio. Este tipo de construção recebe o nome de estrutura monocoque ou semi-monocoque. A Figura 1 abaixo apresenta estes dois tipos construtivos. A palavra monocoque vem do Francês e quer dizer corpo único, ou seja, uma estrutura em forma de casca, capaz de suportar todas as cargas a ela imposta. Esta concepção é utilizada na construção aeronáutica desde 1930. A estrutura semi-

---

monocoque difere da monocoque, porque, neste tipo aparece um terceiro elemento que são os tensores longitudinais.



**Figura 1 – Tipos de estruturas de fuselagem de aviões [2]**

O maior desenvolvimento dos materiais de revestimento de estruturas de aeronaves, ocorreu durante a Segunda Grande Guerra Mundial. Nesta época já se usavam em grande escala as ligas leves de alumínio em forma de chapas finas.

Um material conhecido como *Gordon Aerolite*, fabricado com fibras não retorcidas de linho e resina fenólica foi desenvolvido no final da década de 1930 pelo Dr. Norman de Bruyne no Centro de Pesquisa de Cambridge na Inglaterra, para aplicação aeronáutica. Este material foi utilizado no revestimento da fuselagem do caça de combate *Spitfire*, sendo o seu peso igual ao da fuselagem revestida com alumínio e com a mesma resistência.

Ainda durante a Segunda Grande Guerra, uma empresa inglesa desenvolveu o projeto e construiu um caça bombardeiro chamado DH98 Mosquito, no qual toda a estrutura e os revestimentos eram em madeira. Nesta época, o consumo de alumínio na indústria bélica estava

---

acima da capacidade de produção das indústrias metalúrgicas, o que tornou imperativo o desenvolvimento de materiais alternativos para a construção de aviões.

No Brasil, também nesta época, o Instituto de Pesquisas Tecnológicas de São Paulo, iniciou as pesquisas e trabalhos para a produção de lâminas contraplacadas de madeira para aplicação aeronáutica. A produção deste material iniciou-se no último trimestre de 1940 e foi interrompida no ano de 1992.

Segundo a revista da Associação de Aviação Experimental (EAA-USA) especializada em construção de aviões esportivos leves, de 475 modelos de projetos disponíveis 198 modelos são de aviões construídos de madeira, ou seja, cerca de 42%, isto demonstra a importância deste material ainda hoje para a aviação.

Entretanto, devido às dificuldades de obtenção de madeiras de qualidade adequada ao uso aeronáutico, sobretudo devido ao processo de exploração não sustentável que se adotou até os dias de hoje, têm sido necessário o desenvolvimento de novas técnicas para construção e manutenção de aeronaves com projeto original em madeira.

O principal material utilizado para substituir a madeira na construção de aeronaves leves é o material composto, com fibras sintéticas. Este material além de substituir a madeira nas suas características particulares traz diversas vantagens para a construção aeronáutica, dentre elas:

- Menor peso em relação à madeira e às ligas de alumínio devido à maior rigidez específica e à maior resistência específica.
- As propriedades mecânicas do material podem ser aumentadas na direção do maior esforço da peça.
- Redução do número de peças em um componente do avião em relação ao caso deste componente ser fabricado com material metálico.
- Ausência de corrosão em caso de ambientes com grande umidade ou com maresia.
- Excelente resistência à fadiga.
- Estabilidade dimensional.

---

Middleton [3] (1990) informa em seu livro sobre materiais compostos utilizados em aviões que a longarina da deriva do Airbus A310-300 fabricada em material composto em forma de uma viga caixão pesa 56,7 kg, apesar dos seus 8,3 metros. A mesma longarina, quando fabricada em alumínio pesa 20% a mais. Além disto a facilidade de fabricação da longarina de material composto é bem maior, tendo em vista que são apenas 95 peças, ao invés de 2076 peças, quando esta mesma peça é fabricada em alumínio.

### **1.3 Substituição do alumínio por materiais compostos na indústria aeroespacial**

Segundo a EADS [4] (*European Aeronautic Defense and Space*) os materiais compostos são ao lado do alumínio, os materiais mais importantes para a construção aeronáutica na atualidade. Nos últimos 40 anos, os materiais compostos passaram a representar 15% de redução de peso estrutural nos aviões comerciais, e 50% de redução de peso nos helicópteros e aviões militares.

No período de 2002 a 2003, várias instituições européias (EADS, SICOMP, Universidades, etc.) organizaram o evento *COMPOSIT Thematic Network* [4]. Este evento foi constituído de dez workshops, que tiveram como objetivo detectar os problemas de utilização dos materiais compostos em vários ramos de transportes, dentre eles o ramo aeroespacial.

As conclusões destes workshops foram dentre outras:

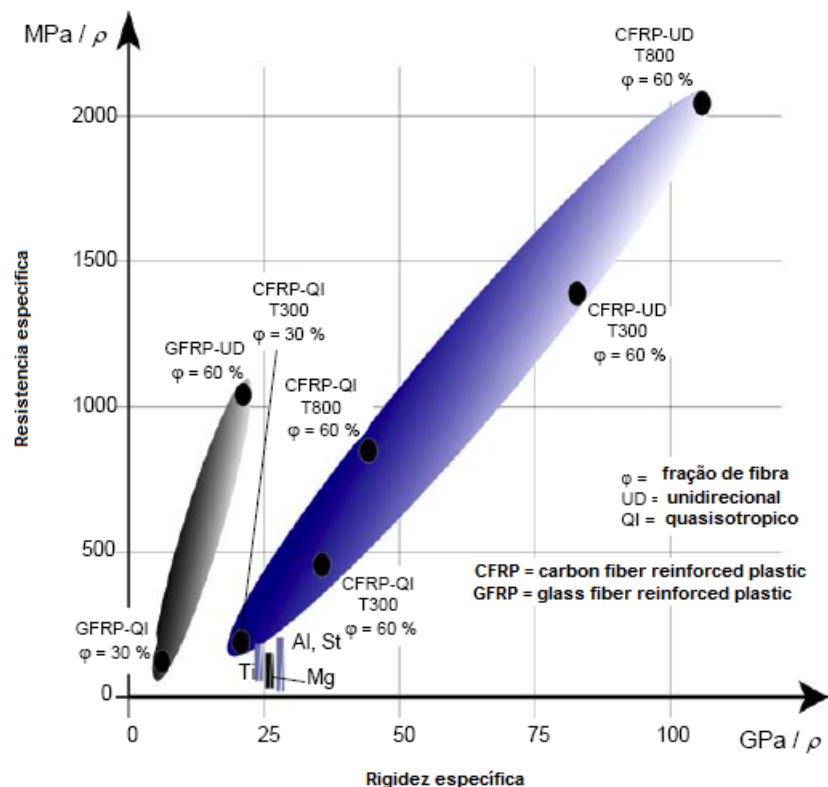
- Diminuição de custos. Desenvolver processos de fabricação automáticos de materiais compostos, isto é, desenvolvimento e aplicação de tecnologias de conformação de tecidos, em conjunto com sistemas de resina que permitam a impregnação do tecido, e a sua cura, sem a utilização de autoclave.
- Desenvolvimento de metodologias de projeto, e ferramentas analíticas que permitam a simulação do material composto e do processo de fabricação. (Especialmente comportamento não linear, e comportamento de longo prazo).
- Desenvolvimento de sistemas de materiais, (fibras, sistemas de resinas, binders) com relação a custo, métodos de fabricação e performance. Como por exemplo, desenvolver a nanotecnologia aplicada a materiais compostos.

- Desenvolver técnicas avançadas de união de peças ou partes, (colagem, ou uniões aparafusadas) para aumentar a performance destes conjuntos e diminuir custos de fabricação.

### 1.3.1 Aplicações atuais dos materiais compostos na industria aeroespacial

Segundo a EADS, devido à alta resistência específica, alta rigidez específica, alta resistência à fadiga, alta resistência à corrosão, e alta capacidade de absorver energia, os materiais compostos se tornaram materiais com emprego crescente no ramo aeroespacial.

A Figura 2 apresenta a comparação de performance mecânica dos materiais compostos em relação ao aço, alumínio e titânio que são materiais tradicionalmente utilizados na industria aeroespacial.

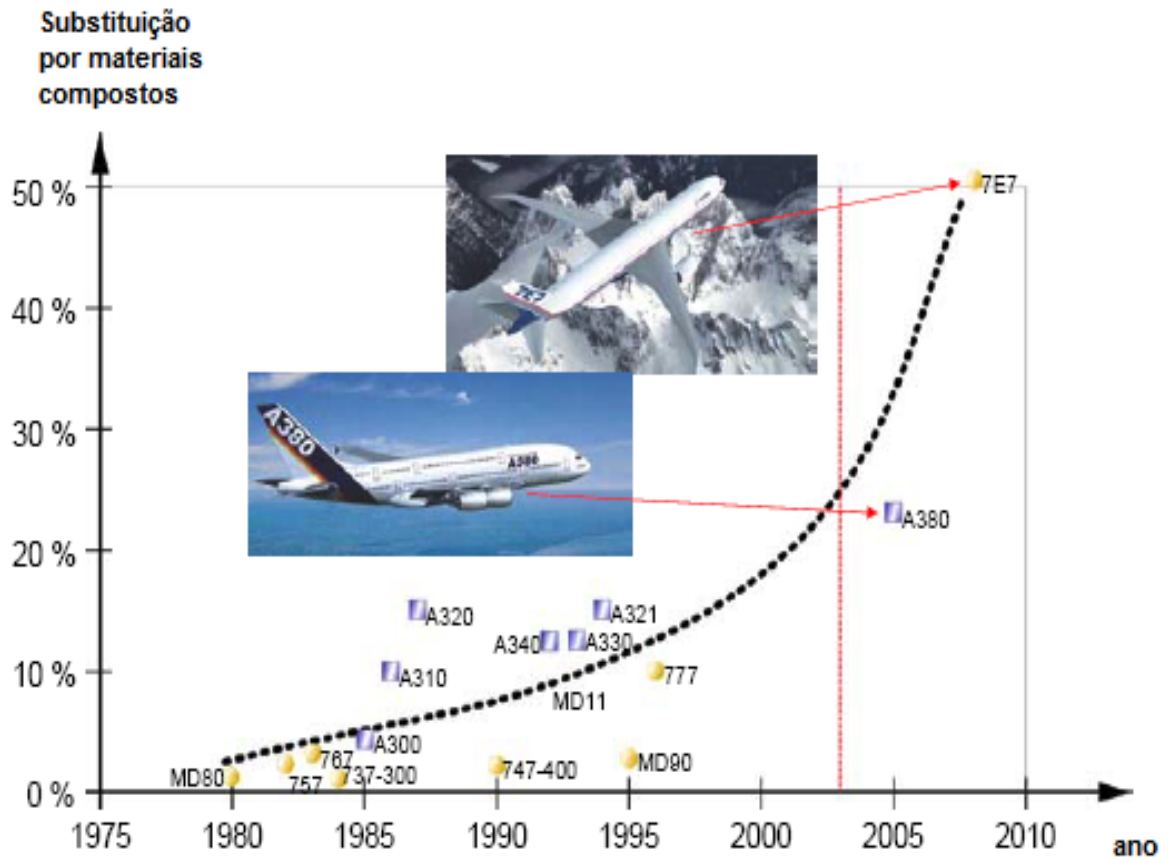


**Figura 2 – Comparativo de performance dos materiais compostos em relação aos materiais tradicionalmente utilizados na industria aeroespacial. [4]**

O problema da utilização destes materiais na industria aeronáutica, é que, principalmente na aviação civil, por questões de segurança, eles têm que ser submetidos a processos de qualificação, e homologação muito rigorosos que consomem muitos recursos e tempo.

### 1.3.1.1 O estado da arte dos materiais compostos na área de aviação civil

Na Europa a Airbus e nos EEUA a Boeing, são os fabricantes de aviões que lideram o desenvolvimento desta tecnologia que permite a substituição dos materiais tradicionais pelos materiais compostos. A Figura 3 apresenta a evolução deste processo nas duas empresas.



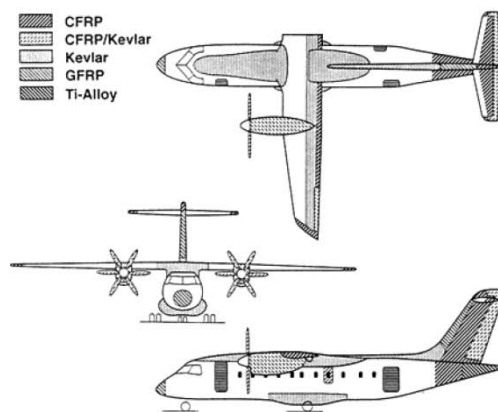
**Figura 3 – Evolução da substituição de componentes por materiais compostos (Fonte DRL Braunschweig) [4]**

A Figura 4 apresenta o estado da arte de aplicação de materiais compostos na área da aviação civil. Nela observa-se que, além da quantidade de peças fabricadas de material composto ter crescido substancialmente, a importância estrutural destas peças também cresceu.

Aplicação de materiais compostos no avião Boeing 777



Aplicação de materiais compostos no avião Donier 328



Aplicação de materiais compostos no avião Airbus A 380



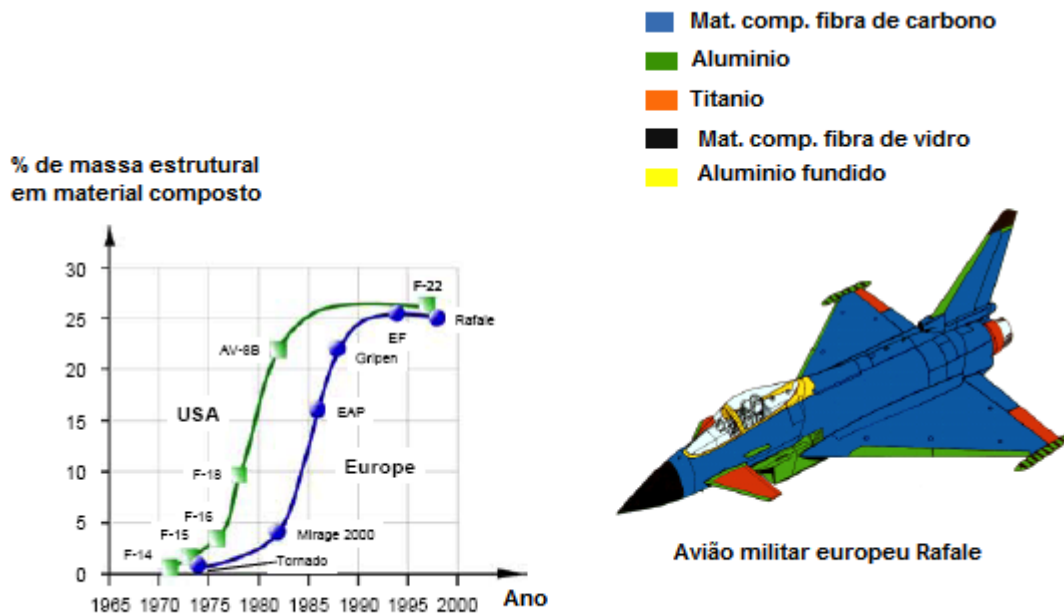
Figura 4 – O atual estado da arte na utilização de materiais compostos na aviação civil

[4]

---

### 1.3.1.2 O estado da arte dos materiais compostos na área da aviação militar

Na aviação militar, a aplicação dos materiais compostos está em um estágio bem mais avançado do que na aviação civil, como é apresentado na Figura 5.



**Figura 5 – Percentual de material composto usado na aviação militar [4]**

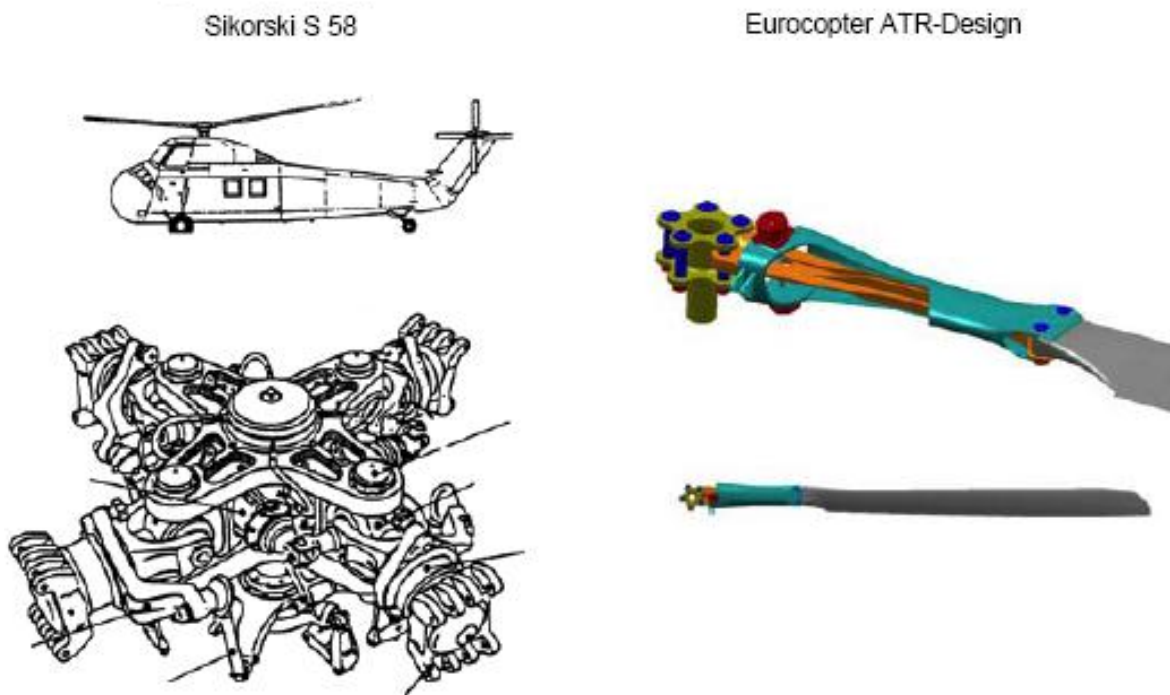
Segundo a EADS os motivos que provocam a utilização mais intensiva de material composto na aviação militar do que na aviação civil, são os seguintes:

- Requerimentos de segurança menos rígidos quanto à utilização de novos materiais.
- Maior quantidade de verbas para pesquisa e desenvolvimento na área militar, visto que os governos dão suporte aos centros de pesquisa.
- Peças de menor tamanho.

---

### 1.3.1.3 O estado da arte dos materiais compostos na área de helicópteros

No caso dos helicópteros os materiais compostos tem sido usados há mais de 40 anos, principalmente no rotor principal. A substituição do alumínio por fibras de carbono nas pás do rotor aumentou a vida útil destes componentes em 200 vezes. A Figura 6 apresenta a evolução das pás dos rotores e do mecanismo de controle das pás. Atualmente todos o rotores de helicópteros são fabricados de material composto, devido ao seu grande desempenho em relação à fadiga.



**Figura 6 – Comparativo entre os mecanismos de rotores principais de helicópteros [4]**

Nos dias atuais, as células dos helicópteros têm usado intensivamente os materiais compostos sob a forma de painéis tipo *sandwich* com objetivo de redução de peso, e também no piso da fuselagem, para a proteção dos passageiros e pilotos, porque este tipo de estrutura tem a capacidade de absorver maior energia de impacto em relação ao alumínio. A Figura 7 apresenta o estado da arte de utilização de materiais compostos nos helicópteros.

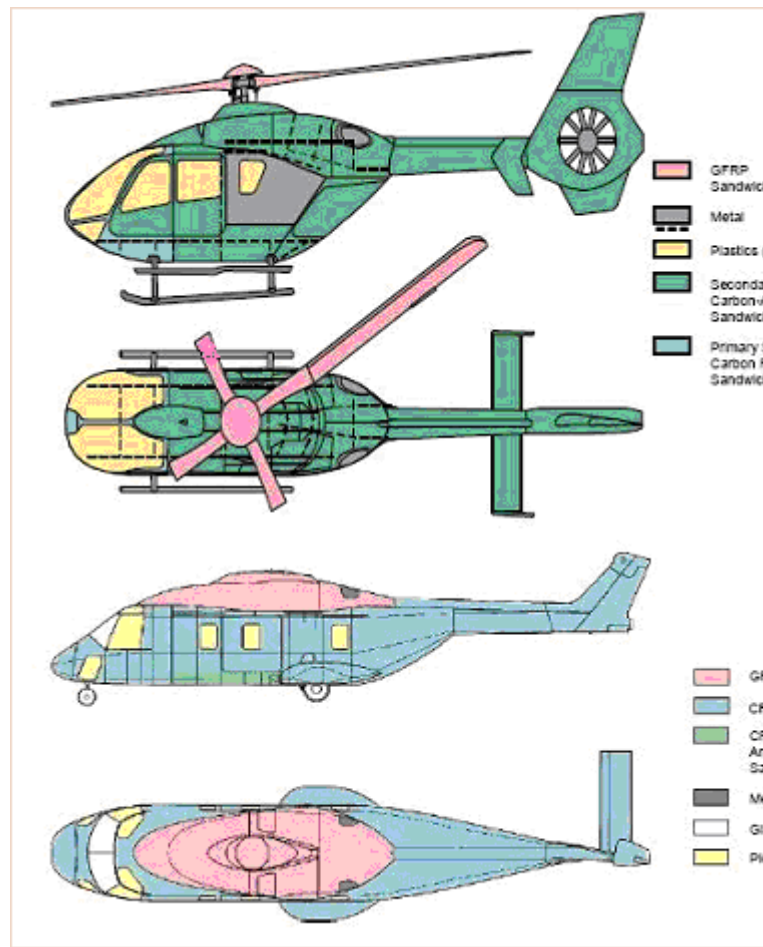


Figura 7 – O estado da arte no projeto de fuselagens de helicópteros [4]

#### 1.4 Substituição do contraplacado aeronáutico por materiais compostos na aviação geral

Para o desenvolvimento de novas aeronaves utilizando processos de fabricação exclusivamente desenvolvidos para materiais compostos, existe, atualmente, uma grande variedade de técnicas e soluções de projeto e construção. Porém, algumas aplicações específicas ainda exigem a utilização de técnicas semelhantes às utilizadas na construção em madeira, como, por exemplo, as almas de longarinas tipo caixão, o revestimento de cavernas e alguns tipos de revestimento de superfícies aerodinâmicas. Além disso, a frota de aeronaves, em todo o mundo, que utilizam madeira como principal material de construção ainda é muito grande e existe uma demanda considerável de manutenção e reparo das aeronaves que se encontram em operação.

---

Assim, a principal motivação para esta tese é o desenvolvimento de um processo de fabricação de chapas de material composto para aplicação aeronáutica que possam substituir o contraplacado aeronáutico de madeira em novas aplicações de projeto de aeronaves leves, quando conveniente, e em manutenções e reparos de aeronaves já construídas que utilizam este material.

## **1.5 Desenvolvimento**

A presente tese, será dividida nos seguintes capítulos:

O Capítulo 2 apresenta os objetivos e a contribuição deste trabalho.

O Capítulo 3 apresenta uma extensa revisão da literatura disponível, cobrindo assuntos acerca de: i) principais características dos contraplacados aeronáuticos de madeira; ii) materiais compostos unidirecionais e sua formulação matemática; iii) materiais compostos ortotrópicos laminados e sua formulação matemática; iv) processos de fabricação de lâminas de materiais compostos; v) ensaios de caracterização mecânica de materiais compostos ortotrópicos laminados.

O Capítulo 4 apresenta a metodologia proposta pelo autor para a fabricação, ensaios e caracterização de lâminas de materiais compostos visando a substituição do contraplacado aeronáutico na indústria de aeronaves leves.

O Capítulo 5 apresenta o resultados dos ensaios mecânicos e físicos, realizados em corpos de provas, que foram retirados das placas fabricadas pelo processo RTM.

O Capítulo 6 faz a análise e o tratamento estatístico dos resultados dos ensaios.

O Capítulo 7 apresenta as conclusões do trabalho.

O Capítulo 8 apresenta sugestões para trabalhos futuros

O Capítulo 9 fornece as referências bibliográficas deste trabalho.

O Capítulo 10 apresenta o Anexo A, que apresenta por meio de figuras os principais defeitos não admissíveis nos tecidos de fibra de vidro.

O Capítulo 11 apresenta o Anexo B, que fornece a especificação do fio utilizado para a fabricação do tecido de fibra de vidro utilizado na fabricação das placas.

---

O Capítulo 12 apresenta o Anexo C, que fornece a especificação da resina epóxi e do endurecedor utilizados na fabricação das placas.

O Capítulo 13 apresenta o Anexo D, que fornece o programa em MatLab<sup>®</sup> para o cálculo de laminados.

O Capítulo 14 apresenta o Anexo E, que contém os desenhos de fabricação do dispositivo de teste de cisalhamento pelo método Iosipescu.

---

## 2 Objetivos e Contribuições

De acordo com os argumentos apresentados na introdução deste trabalho, o objetivo geral deste trabalho é o desenvolvimento de um processo de fabricação de chapas de material composto para aplicação aeronáutica que possam substituir o contraplacado aeronáutico de madeira em novas aplicações de projeto de aeronaves leves, quando conveniente, e em manutenções e reparos de aeronaves já construídas que utilizam este material.

Os objetivos específicos deste trabalho são:

- Definição e desenvolvimento de um processo de fabricação de laminados de materiais compostos adequados à substituição do contraplacado aeronáutico de madeira na fabricação de aeronaves leves.
- Estabelecer um procedimento numérico de estimativa das propriedades mecânicas dos laminados que será validado e ajustado, de acordo com as caracterizações dos laminados, por meio dos ensaios mecânicos.
- Estabelecer a forma de relação entre as propriedades mecânicas experimentais destes laminados com as previsões numéricas obtidas por meio da formulação clássica de laminados ortotrópicos, que visa estudar a possibilidade de utilização de um método numérico para cálculo de propriedades mecânicas durante o projeto de novas aeronaves.

A contribuição deste trabalho é, basicamente, o desenvolvimento de materiais com aplicação específica para a substituição do contraplacado aeronáutico de madeira que deixou de ser fabricado no Brasil na década de 90 e, até o presente, não possui substituto com qualidade comprovada.

---

## 3 Revisão Bibliográfica

### 3.1 Introdução.

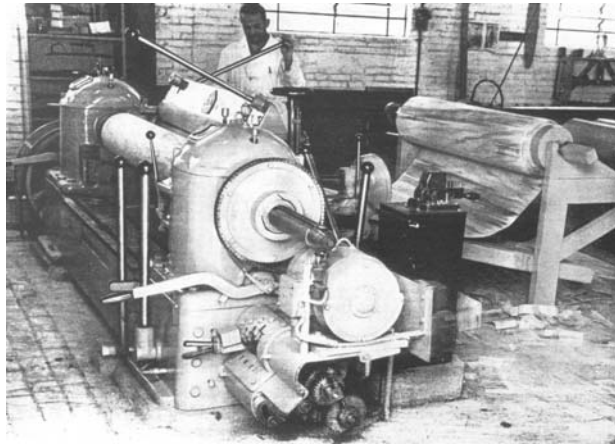
Neste capítulo é realizada uma revisão bibliográfica abordando os seguintes tópicos: i) processo de fabricação e características mecânicas do contraplacado aeronáutico; ii) conceitos clássicos sobre materiais compostos; iii) ensaios de caracterização de materiais compostos. Estas informações servirão de base para a elaboração da metodologia proposta para a execução deste trabalho.

### 3.2 Contraplacado Aeronáutico

No Brasil, o Instituto de Pesquisa Tecnológico de São Paulo, fabricou contraplacados aeronáuticos até meados da década de 90.

As folhas de pinho para a fabricação do contraplacado aeronáutico eram obtidas, no Brasil, pelo descascamento de uma tora de *Araucária Angustifolia*. Neste processo, a tora, após um complicado processo de preparação, era fixada entre os cabeçotes de um torno especial conforme a Figura 8 e descascada por meio de uma lâmina de aço. Assim obtém-se folhas de madeira com menos de 0,15 mm de espessura (Brotero et alli, 1941) [5].

As folhas depois de cortadas em tamanho correto para colagem eram secas em estufas até uma umidade entre 7 e 12% para se evitar a formação de vapor durante o processo de colagem com prensagem à quente. A cola empregada era o baquelite em filme (resina fenólica) que é termoplástica estável. A pressão de colagem é da ordem de 20 kgf/cm<sup>2</sup>, com temperatura de 140<sup>0</sup>C durante um tempo variável em função da espessura do contraplacado (Brotero et alli, 1941) [5].



**Figura 8 - Torno para desenrolar toras de madeira**

No contraplacado aeronáutico, as folhas de madeira são superpostas e coladas com as fibras cruzadas em ângulo reto, e sempre com um número ímpar de folhas. Para espessuras de até 3mm do contraplacado são utilizadas três folhas, para espessuras acima de 3 mm, são utilizadas o maior número possível de folhas, e sempre em número ímpar.

Sendo um produto para uso aeronáutico, devem-se ter certas características físicas e mecânicas especiais, tais como baixo peso específico, grande flexibilidade, alta resistência à tração e ao cisalhamento. Brotero et alli (1941)[5] realizaram um grande número de ensaios físicos e mecânicos. A Tabela 1 apresenta um resumo das características mecânicas dos contraplacados obtidos por Brotero et alli (1941)[5].

**Tabela 1 – Propriedades Mecânicas do Contraplacado Aeronáutico  
(Brotero et alli, 1941)[5]**

Espessura Chapa (mm)	Densidade Média (g/m <sup>2</sup> )	Resistência à tração (kgf/cm <sup>2</sup> )			Tração a 45° em relação às fibras externas (kgf/cm <sup>2</sup> )	Módulo de Elasticidade (kgf/cm <sup>2</sup> )	
		Tração paralela às fibras	Tração normal às fibras	Soma das resistências		Tração paralela às fibras	Tração normal às fibras
0,8	603	1272	795	2067	578	137100	67500
1,0	752	1195	949	2144	551	148000	70500
1,2	857	1307	869	2176	463	147600	79500
1,5	1007	1107	995	2102	479	131900	87500
2,0	1409	1094	880	1974	361	137800	94500
2,5	1667	1041	947	1988	428	144700	84500
3,0	1987	1092	783	1875	353	120500	72100

### 3.3 Materiais compostos unidirecionais

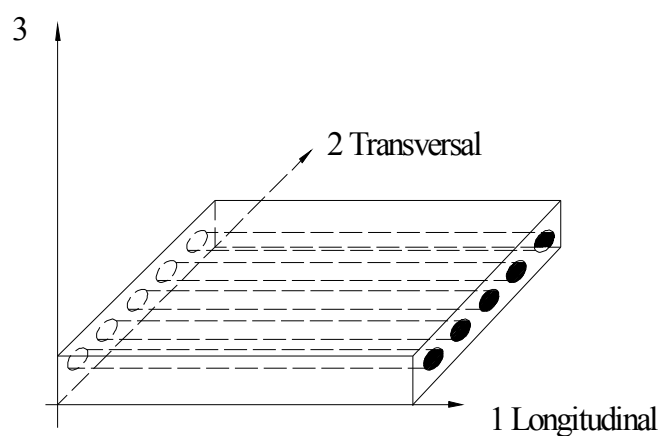
Um composto unidirecional consiste de fibras paralelas imersas em uma matriz. Várias camadas podem ser construídas, na mesma direção ou em várias direções de modo a formar uma peça com características pré-determinadas de resistência e rigidez.

---

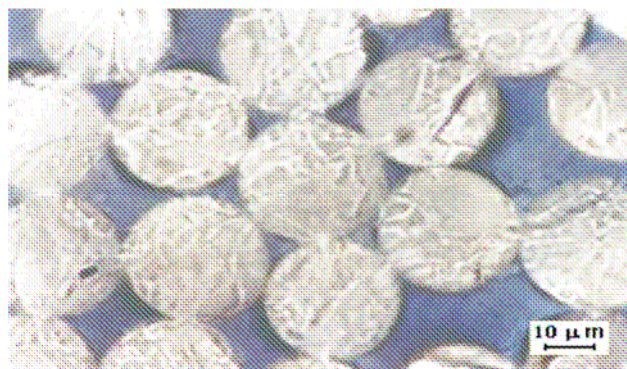
### 3.3.1 Constituição física

Uma lâmina de material composto unidirecional é apresentada de forma esquemática na Figura 9. A direção paralela às fibras é geralmente chamada de direção longitudinal (eixo 1). A direção perpendicular às fibras é chamada de direção transversal (eixos 2 e 3).

Uma peça fabricada com laminas de um composto unidirecional tem a sua seção transversal, semelhante à apresentada na Figura 10. Por causa da estrutura deste tipo de material composto, obtêm-se diferentes propriedades nas direções longitudinais e transversais. Portanto, um material composto unidirecional é considerado como um material transversalmente anisotrópico.



**Figura 9 - Lamina unidirecional e eixos de referencia [1]**



**Figura 10 – Seção transversal típica de um material composto unidirecional [1]**

As quantidades de fibra de vidro e matriz podem ser medidas em peso ( $w_f$  e  $w_m$  denotando, respectivamente, o peso de fibra e matriz) ou em volume ( $v_f$  e  $v_m$  denotando, respectivamente, o volume de fibra e matriz). As seguintes relações podem ser estabelecidas:

---


$$v_c = v_f + v_m \quad (3.1)$$

$$w_c = w_f + w_m \quad (3.2)$$

onde  $v_c$  e  $w_c$  denotam, respectivamente o volume e o peso total do material composto. As quantidades relativas, em volume ( $V_f$  e  $V_m$ ) e peso ( $W_f$  e  $W_m$ ), de cada componente podem ser calculadas como:

$$V_f = \frac{v_f}{v_c}, \quad V_m = \frac{v_m}{v_c} \quad (3.3)$$

$$W_f = \frac{w_f}{w_c}, \quad W_m = \frac{w_m}{w_c} \quad (3.4)$$

De acordo com os valores destas relações, pode-se obter materiais com comportamentos mecânicos diferentes.

Ao generalizar as equações (3.3) e (3.4) para materiais compostos com  $n$  número de componentes, podem-se ter as seguintes expressões:

$$\rho_c = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i \quad (3.5)$$

$$\rho_c = \frac{1}{\sum_{i=1}^n (W_i / \rho_i)} \quad (3.6)$$

$$W_i = \frac{\rho_i}{\rho_c} V_i \quad (3.7)$$

$$V_i = \frac{\rho_c}{\rho_i} W_i \quad (3.8)$$

onde  $\rho_i$  denota a densidade de cada componente de acordo com o índice subscripto.

O valor da densidade do material composto calculado pelas equações 3.5 ou 3.6, é um valor normalmente acima do valor experimental ou real. Esta diferença é ocasionada, em geral, pelos vazios que o material contém. Quanto maior a diferença encontrada, maior é a quantidade de vazios ou defeitos no material e pior a sua qualidade. Um material de boa qualidade não deve conter mais do que 1% de vazios, sendo que um percentual de 5% indica um material de péssima qualidade [6]. A medida de vazios em um material composto deve ser realizada de acordo com a norma ASTM D2734-94.

---

A fração em volume de vazios pode ser determinada pela seguinte expressão:

$$V_v = \frac{\rho_{ct} - \rho_{ce}}{\rho_{ct}} \quad (3.9)$$

onde  $\rho_{ct}$  denota a densidade teórica do material composto,  $\rho_{ce}$  a densidade medida experimentalmente do material composto.

### 3.3.2 Propriedades Mecânicas

Diversos autores apresentam o desenvolvimento completo das equações utilizadas para a determinação das propriedades mecânicas de compostos unidirecionais. Em geral, estes desenvolvimentos se subdividem quanto ao tipo de carregamento aplicado no composto: i) longitudinal e ii) transversal.

#### 3.3.2.1 Carregamento Longitudinal

Ao levar-se em consideração esforços longitudinais e admitir as seguintes hipóteses: i) as fibras têm propriedades e diâmetros uniformes; ii) as fibras são contínuas e paralelas entre si; e iii) existe uma colagem perfeita entre as fibras e a matriz, de forma que não poderá ocorrer um deslocamento relativo entre estes dois elementos, Agarwall e Broutman (1990)[7] postulam que:

$$\varepsilon_c = \varepsilon_f = \varepsilon_m \quad (3.10)$$

ou seja, a deformação do composto é igual à deformação da fibra e da matriz.

Ao partir desta hipótese, pode-se então obter uma relação entre as propriedades mecânicas do composto, da fibra e da matriz, sendo:

$$\sigma_c = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \quad (3.11)$$

$$E_c = E_f V_f + E_m V_m \quad (3.12)$$

onde  $E_c$  é o módulo de elasticidade longitudinal do material composto.

A equação (3.12) apresenta que a contribuição da fibra e da matriz para a elasticidade do material é proporcional às suas frações em volume. Esta equação, importante para ciências dos materiais compostos, é comumente chamada de Regra da Mistura (Calcote, 1969; Agarwal e Broutman, 1990[7]; Chang, 1993; Daniel e Ishai, 1994[1]). Para compostos com  $n$  componentes, as equações (3.11) e (3.12) se tornam:

---

$$\sigma_c = \sum_{i=1}^n \sigma_i V_i \quad (3.13)$$

$$E_c = \sum_{i=1}^n E_i V_i \quad (3.14)$$

Assim, a relação tensão/deformação do material composto dependerá da:

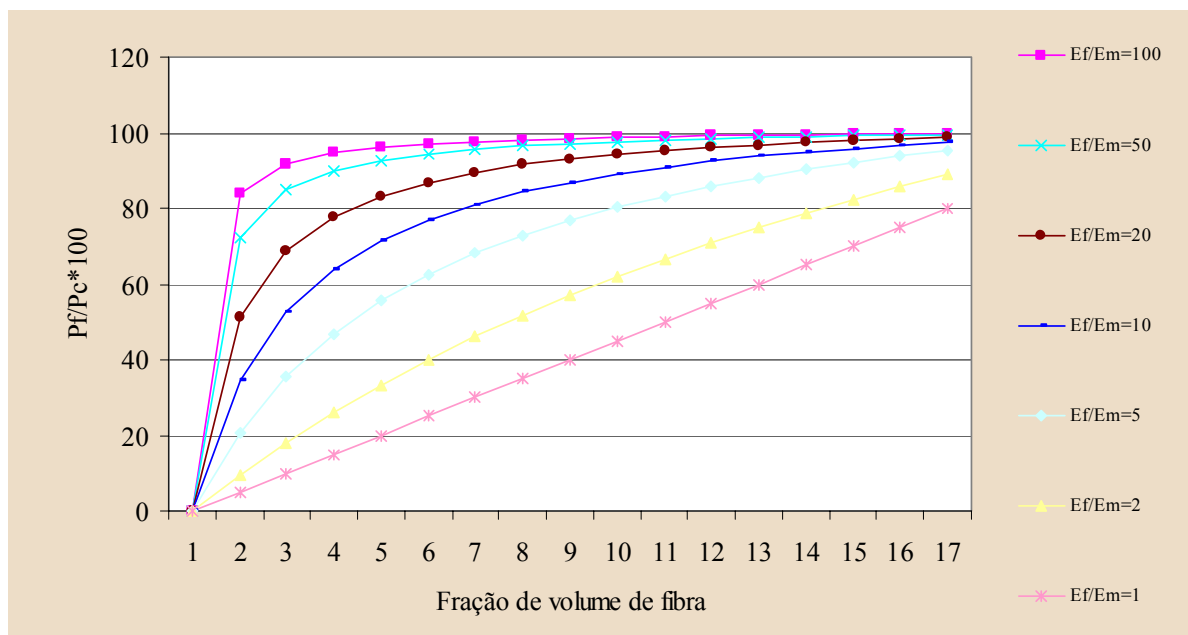
- Relação tensão/deformação da fibra
- Relação tensão/deformação da matriz
- Fração em volume da fibra e da matriz

Outra equação importante apresentada por Agarwall e Broutman (1990) [7] é uma relação entre a carga na fibra e a carga externa aplicada ao composto.

$$\frac{P_f}{P_c} = \frac{\sigma_f A_f}{\sigma_f A_f + \sigma_m A_m} = \frac{\frac{E_f}{E_m}}{\left(\frac{E_f}{E_m}\right) + \left(\frac{V_m}{V_f}\right)} \quad (3.15)$$

Na equação (3.15), pode-se observar que, para aproveitar ao máximo a resistência da fibra deve-se ter a maior relação possível entre o módulo de elasticidade da fibra e o módulo de elasticidade da matriz.

A Figura 11 apresenta o gráfico da equação (3.15) onde a relação percentual entre a carga na fibra e a carga externa aplicada ao composto pode ser determinada em função da fração em volume da fibra e da relação entre os módulos de elasticidade da fibra e da matriz.



**Figura 11 - Distribuição de carga no material**

Entretanto, a hipótese de elasticidade limita a utilização do material, pois impõe uma limitação à carga de trabalho da peça (regime elástico). Segundo Agarwal e Broutman (1990) [7], existem quatro estágios de incremento da carga sobre um material composto, a saber:

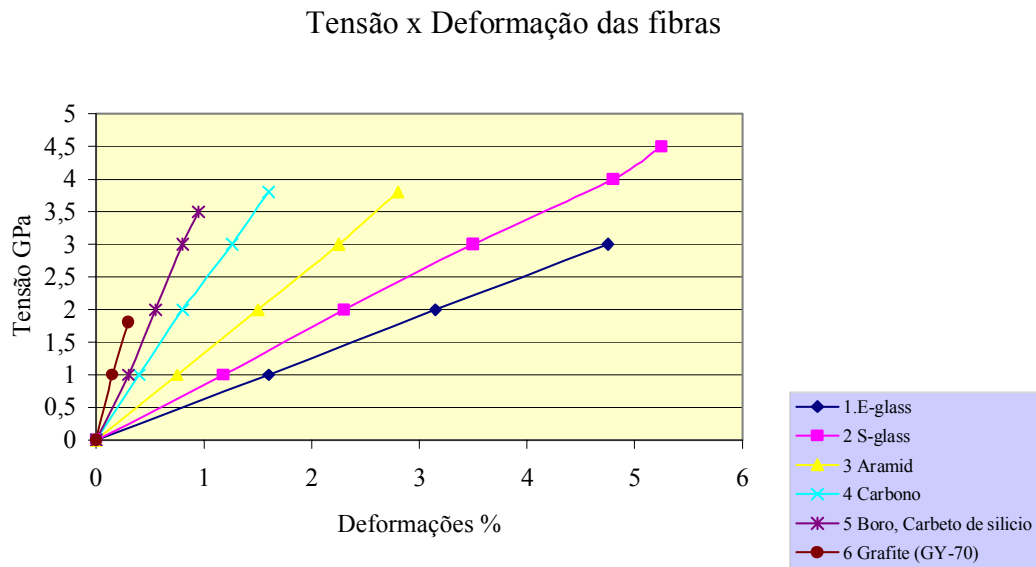
- No primeiro estágio, a fibra e a matriz se deformam de forma elástica.
- No segundo estágio, a fibra continua a se deformar de forma elástica, mas a matriz passa a se deformar plasticamente.
- No terceiro estágio, a fibra e matriz se deformam de forma plástica.
- No quarto e último estágio as fibras se rompem.

No segundo estágio (Daniel e Ishai, 1994) [1] o composto trabalha com a sua máxima eficiência e capacidade. Nesta situação pode-se calcular o módulo de elasticidade pela seguinte expressão:

$$E_c = E_f V_f + \left( \frac{d\sigma_m}{d\varepsilon_m} \right)_{\varepsilon_c} V_m \quad (3.16)$$

A equação (3.16) é a equação (3.12) onde o termo  $E_m$  foi substituído pela inclinação da curva tensão/deformação da matriz no ponto de deformação do composto.

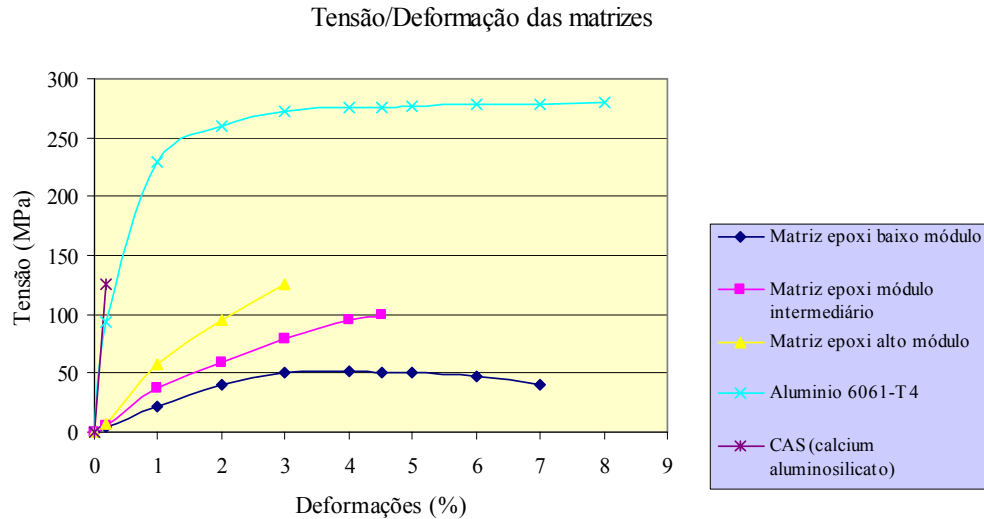
A Figura 12 apresenta curvas de tensão/deformação para diversos tipos de fibras, cujas propriedades estão apresentadas na Tabela 2 (Daniel e Ishai, 1994)[1]. A Figura 13 apresenta curvas de tensão/deformação típicas para alguns tipos de matrizes.



**Figura 12 - Curvas tensão/deformação das fibras**

**Tabela 2 - Propriedades das Fibras [1]**

Tipo	Fabricante	Resistencia à Tração MPa (ksi)	Módulo de Elasticidade GPa (Msi)	Densidade g/cm <sup>3</sup>
E-glass	Dow Corning	3450 (500)	72.5 (10.5)	2.54
S-glass	Dow Corning	4480 (650)		
Carbono AS4	Hercules	3730 (540)	235 (34)	1.81
Carbono T300	Union Carbide	2760 –3450 (400 500)	228 (33)	1.76
Carbono HTS	Hercules	2830 (410)	248 (36)	1.82
Carbono IM-6	Hercules	4480 (650)	290 (42)	1.80
Carbono IM-7	Hercules	5170 (750)	290 (42)	1.80
Grafite T-50	Union carbide	2070 (300)	393 (57)	1.67
Grafite GY-70	Celanese	1725 (250)	517 (75)	1.86
Pixe, tipo P	Union Carbide	1725 (250)	345 (50)	2.02
Boro	AVCO	3280 – 3660 (475 – 530)	365 – 414 (53 – 60)	2.1 – 3.0
Kevlar (Aramid)	DuPont	3800 (500)	131 (19)	1.45
SCS 5.6 mil/C	Textron	4140 (600)	400 (58)	3.05
SCS Nicalon	Nippon Carbon	2070 (300)	172 (25)	2.60
Alumina FP-2	DuPont	1725 (250)	380 (55)	3.70
Alumina Nextel 610	3 M	1900 (275)	370 (54)	3.75
Alumina Saphikon	Saphikon	3100 (450)	380 (55)	3.80
Silica	-	5800 (840)	72.5 (10.5)	2.19
Tungstenio	-	4140 (600)	414 (60)	19.3



**Figura 13 – Curvas tensão/deformação de matrizes**

### 3.3.2.2 Carregamento Transversal

Segundo Agarwall e Broutman (1990)[7], para a determinação das propriedades transversais, a principal hipótese a ser considerada é que existe igualdade entre as tensões da fibra, da matriz e do composto conforme a equação (3.17). Nota-se a diferença em relação à determinação das propriedades longitudinais, onde era considerado que existia igualdade na deformação do composto e seus elementos.

$$\sigma_f = \sigma_m = \sigma_c \quad (3.17)$$

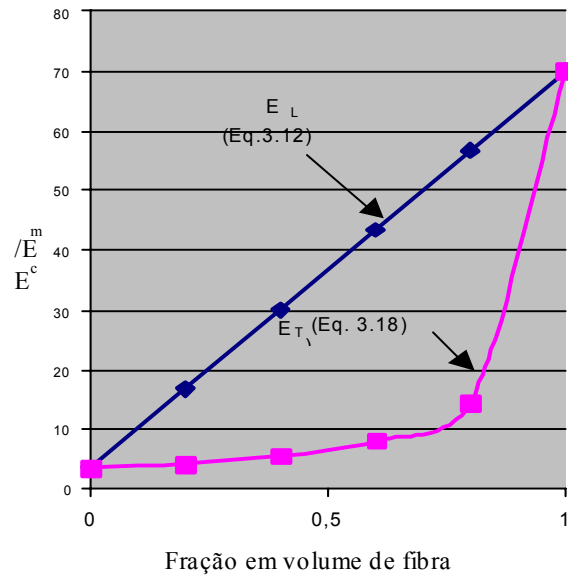
Agarwall e Broutman (1990)[7], apresentam a equação (3.18) que relaciona o módulo de elasticidade transversal de um material composto unidirecional com os módulos de elasticidade transversais da fibra e da matriz.

$$\frac{1}{E_c} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \quad (3.18)$$

esta equação para um material composto com  $n$  número de componentes pode ser generalizada como:

$$\frac{1}{E_c} = \frac{1}{\sum_{i=1}^n (V_i/E_i)} \quad (3.19)$$

Graficamente a equação (3.19) correspondente ao carregamento transversal e a equação (3.14) correspondente ao carregamento longitudinal são apresentadas na Figura 14.



**Figura 14 - Módulos de elasticidade x fração em volume de fibra**

Pode-se observar que no caso de carregamento transversal o aumento da fração em volume das fibras é muito menos efetivo para aumentar a resistência do material composto, do que no caso do carregamento longitudinal.

Entretanto, em um composto real as fibras estão dispersas de forma aleatória e não estão totalmente separadas da matriz, o que contraria a hipótese de que as áreas de matriz e fibra são iguais. Na literatura é apresentada uma solução mais adequada para o comportamento mecânico transversal de materiais compostos, chamada equação de Halpin Tsai (1969). Vários trabalhos científicos atestam que a equação Halpin e Tsai (1969) prevê com boa exatidão o comportamento observado experimentalmente.

A equação de Halpin e Tsai pode ser escrita como (Agarwall e Broutman, 1990) [7]:

$$\frac{E_{ct}}{E_m} = \frac{1 + \xi \cdot \eta \cdot V_f}{1 - \eta V_f} \quad (3.20)$$

onde os termos  $\eta$  e  $\xi$  são definidos como:

$$\eta = \frac{(E_f/E_m) - 1}{(E_f/E_m) + \xi} \quad (3.21)$$

$$\xi = 2 \cdot \frac{a}{b} \quad (3.22)$$

---

Onde  $a/b$  denota a razão de aspecto da seção transversal das fibras.

Para o cálculo da resistência transversal de um material composto utiliza-se a tensão de ruptura da matriz  $\sigma_{MU}$  como um valor de referência corrigido por um *fator de redução de resistência* que, em geral, depende de relações entre as propriedades da fibra e matriz e de suas frações em volume. Diversos métodos são estabelecidos para o cálculo do *fator de redução de resistência*, entre eles, o método da resistência dos materiais e o método avançado de elasticidade.

### 3.3.2.3 Carregamento de Cisalhamento

De forma semelhante à determinação das propriedades transversais, para a determinação das propriedades de cisalhamento, considera-se a hipótese de que as tensões de cisalhamento na fibra, na matriz e no composto são iguais.

$$\tau_f = \tau_m = \tau_c \quad (3.23)$$

Assim, Agarwall e Broutman (1990) [7] apresentam a seguinte relação entre o módulo de cisalhamento do composto e os módulos de cisalhamento da matriz e da fibra:

$$G_{LT} = \frac{G_f G_m}{G_m V_f + G_f V_m} \quad (3.24)$$

Ainda de forma semelhante ao tratamento das propriedades transversais, existe uma equação de Halpin e Tsai (1969), que modifica a equação (3.24) de forma a levar em consideração a disposição aleatória das fibras dentro da matriz.

$$G_{LT} = \frac{1 + \xi \eta V_f}{1 - \eta V_f} G_m \quad (3.25)$$

onde  $\eta$  é definido como:

$$\eta = \frac{(G_f/G_m) - 1}{(G_f/G_m) + \xi} \quad (3.26)$$

e  $\xi$  é sugerido igual a 1 por Halpin e Tsai (1969).

---

### 3.3.2.4 Coeficientes de Poisson

Para um composto unidirecional, dois Coeficiente de Poisson são definidas. O primeiro ( $\nu_{LT}$ ) relaciona a tensão longitudinal com a deformação transversal e recebe o nome de Maior Coeficiente de Poisson. O segundo, chamado de Menor Coeficiente de Poisson ( $\nu_{TL}$ ), relaciona a tensão transversal com a deformação longitudinal.

Agarwall e Broutman (1990)[7] apresentam a seguinte relação para o Maior Coeficiente de Poisson:

$$\nu_{LT} = \nu_f V_f + \nu_m V_m \quad (3.27)$$

onde  $\nu_m$  e  $\nu_f$  denotam os coeficientes de Poisson da matriz e da fibra respectivamente.

O Menor Coeficiente de Poisson pode ser calculado pela seguinte expressão:

$$\nu_{TL} = \frac{E_T}{E_L} \nu_{LT} \quad (3.28)$$

### 3.3.2.5 Cargas de Compressão

Quando as peças com materiais compostos unidirecionais são submetidas à carga de compressão, as fibras comportam-se como longas colunas e microflambagens destas fibras podem ocorrer (Agarwall e Broutman, 1990) [7]. Em compostos unidirecionais com pequeno volume de fibra, as fibras podem falhar mesmo que a matriz ainda esteja no regime elástico. Entretanto na maioria dos casos práticos, onde  $V_f > 0.40$ , a microflambagem das fibras ocorre depois que a matriz entra em escoamento, ocorrendo portanto descolamento das fibras e microfissuras na matriz (Agarwall e Broutman, 1990)[7].

Na literatura é apresentada a expressão para a máxima tensão de compressão que uma peça com material composto unidirecional pode suportar.

$$\sigma'_{LU} = \frac{(E_f V_f + E_m V_m) \left(1 - V_f^{\frac{1}{3}}\right) \epsilon_{mu}}{\nu_f V_f + \nu_m V_m} \quad (3.29)$$

---

Nesta expressão  $\epsilon_{mu}$  é o valor máximo da deformação da matriz. No caso de uma resina epoxi  $\epsilon_{mu} = 0.005$ .

### 3.4 Materiais compostos ortotrópicos

Entende-se por um material composto ortotrópico o conjunto de camadas de material composto com propriedades mecânicas distintas em direções ortogonais. Cada uma destas camadas (*ply* ou lâmina) é constituída de uma camada de fibra (unidirecional ou multidirecional) com a matriz.

Nas aplicações de engenharia as peças estruturais são construídas com várias lâminas, as quais formam um laminado, com espessura suficiente para resistir aos esforços solicitantes. As direções de cada lâmina devem ser escolhidas de forma a proporcionar características mecânicas pré-determinadas em cada direção da peça final.

Para conhecer as propriedades de um laminado, precisa-se, primeiramente, estudar as características de uma lâmina.

Na primeira parte deste item serão apresentadas as equações que permitem calcular as tensões e deformações em uma lâmina, em função de carregamentos externos. Na parte final desta seção serão apresentadas as teorias de falhas dos materiais compostos poliméricos ortotrópicos e apresentadas as equações para calcular a resistência mecânica destes materiais.

#### 3.4.1 Propriedades Mecânicas de Lâminas de Materiais Compostos

A relação mais geral entre tensão/deformação é conhecida como *lei generalizada de Hooke*, e pode ser escrita como:

$$\sigma_{ij} = E_{ijkl} \epsilon_{kl} \quad (3.30)$$

Onde  $E_{ijkl}$  é um tensor de quarta ordem e seus componentes são as constantes elásticas do material. Na forma mais geral este tensor possui 81 elementos independentes. Entretanto, devido às propriedades de simetria do próprio tensor e do material pode-se simplificá-lo de forma a reduzir o número de constantes independentes.

Agarwall e Broutman (1990)[7] demonstram que para os materiais ortotrópicos tem-se nove constantes independentes:

$$(E_{ijkl}) = \begin{bmatrix} E_{1111} & E_{1122} & E_{1133} & 0 & 0 & 0 \\ E_{1122} & E_{2222} & E_{2233} & 0 & 0 & 0 \\ E_{1133} & E_{2233} & E_{3333} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & E_{2323} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & E_{1313} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & E_{1212} \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

Simplificando a notação tensorial, distinguindo as componentes axiais das componentes tangenciais pode-se reescrever as equações (3.30) e (3.31) na seguinte forma:

$$\sigma_i = Q_{ij} \varepsilon_j \quad i,j = 1,2,3,4,5,6 \quad (3.32)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.33)$$

onde a matriz  $Q$  é denominada matriz de rigidez.

Considerando que uma lâmina é muito fina, podem-se desprezar as deformações e tensões no eixo  $x_3$ , o que leva à seguinte expressão para uma lâmina ortotrópica bi-direcional (Agarwall e Broutman, 1990)[7].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.34)$$

Em diversas fontes da literatura (Calcote, 1969; Agarwal e Broutman, 1990[7]; Chang, 1993; Daniel e Ishai, 1994[1]) encontra-se a dedução de expressões para a determinação da matriz de rigidez de lâminas ortotrópicas de acordo com as propriedades dos seus componentes (fibra e matriz). Estas expressões são reproduzidas a seguir:

$$Q_{11} = \frac{E_L}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} \quad (3.35)$$

$$Q_{22} = \frac{E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} \quad (3.36)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{TL} E_L}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} = \frac{\nu_{LT} E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} \quad (3.37)$$

$$Q_{66} = G_{LT} \quad (3.38)$$

onde  $G_{LT}$  é o módulo de elasticidade transversal.

Caso a direção das fibras não seja ortogonal às bordas da lâmina, é necessário restabelecer as equações anteriores levando em consideração a orientação das fibras em relação à lâmina. Para isto, define-se, ortogonalmente à direção das fibras um sistema de coordenadas (local) e ortogonalmente à direção da lâmina, um sistema de coordenadas (global).

Assim, reescrevendo a matriz de rigidez no sistema de coordenadas global, a equação (3.34) se torna (Agarwall e Broutman, 1990)[7]:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & 0 \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.39)$$

onde a matriz  $\bar{Q}$  é a matriz de rigidez no sistema de coordenadas global e seus termos são calculados de acordo com as equações 3.40 a 3.45.

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} * \cos^4 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \quad (3.40)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11} * \sin^4 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \quad (3.41)$$

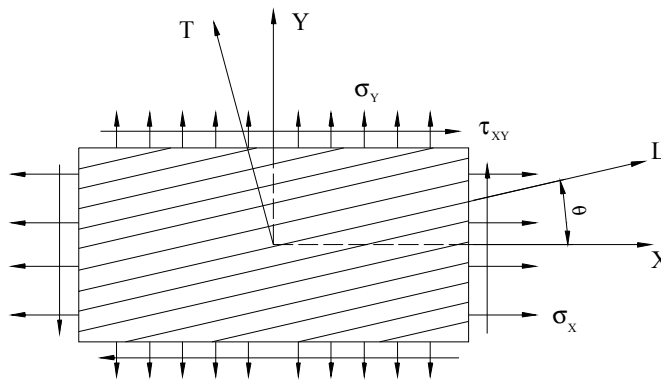
$$\bar{Q}_{12} = \bar{Q}_{21} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) * \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\cos^4 \theta + \sin^4 \theta) \quad (3.42)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) * \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\cos^4 \theta + \sin^4 \theta) \quad (3.43)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) * \sin \theta \cos^3 \theta - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos \theta + \sin^3 \theta \quad (3.44)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) * \sin^3 \theta \cos \theta - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos^3 \theta + \sin \theta \quad (3.45)$$

sendo  $\theta$  o ângulo entre o sistema de coordenadas global (lâmina) e o sistema de coordenadas local (fibras) ver Figura 15.



**Figura 15 - Sistemas de coordenadas global e local de uma lâmina [1]**

### 3.4.2 Resistência Mecânica das Lâminas

De forma análoga aos materiais isotrópicos, quando uma lâmina de material composto é sujeita a um carregamento externo, é necessário transformar o estado tri-axial em um estado uniaxial de tensão, para que este valor possa ser comparado com valores de referência obtidos por meio de ensaios.

Para os materiais compostos tem-se uma dificuldade adicional porque as suas propriedades mecânicas variam também com a direção. Assim, nos materiais compostos os limites de resistência devem ser especificados de acordo com o tipo e a direção do carregamento. Assim, para lâminas de material composto, é necessário especificar os limites:

- Tensão de ruptura por tração longitudinal ( $\sigma_{LU}$ )
- Tensão de ruptura por tração transversal ( $\sigma_{TU}$ )
- Tensão de ruptura por cisalhamento ( $\tau_{LTU}$ )
- Tensão de falha por compressão longitudinal ( $\sigma'_{LU}$ )
- Tensão de falha por compressão transversal ( $\sigma'_{TU}$ )

Deve-se lembrar também que estas tensões são referenciadas aos eixos locais do material composto ( $L, T$  conforme Figura 15), enquanto que as tensões atuantes são referenciadas aos eixos globais ( $X, Y$  conforme Figura 15), sendo, portanto, necessário fazer a transformação das tensões atuantes para os eixos locais do material composto (Agarwall e Broutman, 1990)[7].

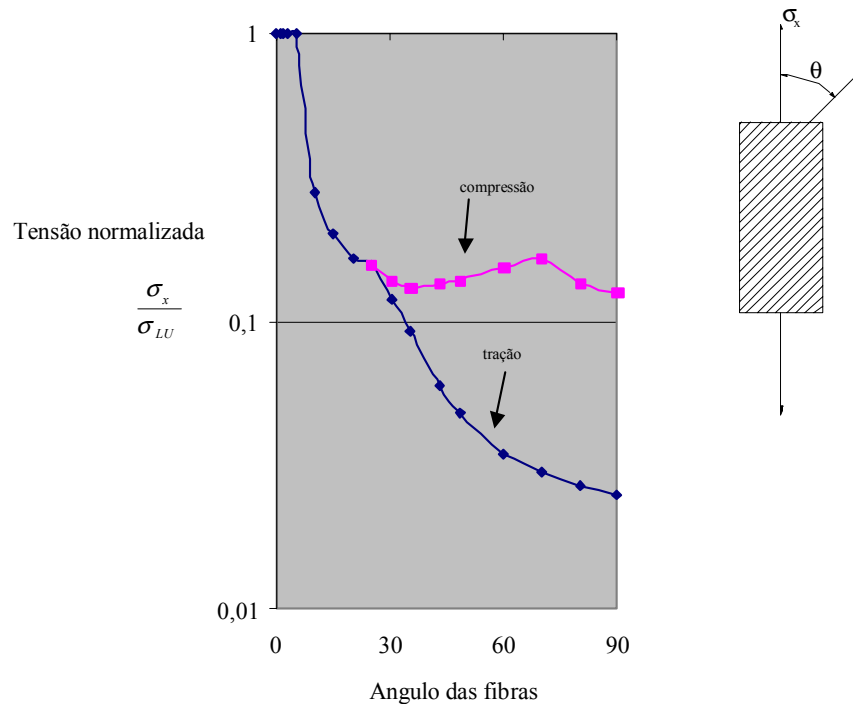
---

Na literatura (Calcote, 1969; Agarwal e Broutman, 1990[7]; Chang, 1993; Daniel e Ishai, 1994[1]) são apresentadas três teorias de falhas para uma lâmina ortotrópica, a saber: i) Teoria de Máxima Tensão; ii) Teoria de Máxima Deformação e iii) Teoria do Trabalho Máximo.

### 3.4.2.1 Teoria da Máxima Tensão

A teoria da máxima tensão estabelece que a falha da peça irá ocorrer, se qualquer tensão segundo os eixos principais do material ultrapassar o valor máximo admissível.

A Figura 16, apresenta as curvas que fornecem os valores de tensões admissíveis de uma lâmina ortotrópica de fibra de vidro epóxi.



**Figura 16 - Curvas de Tensão admissível x Ângulo de orientação das fibras de um composto típico de fibra de vidro /epóxi [7]**

---

### 3.4.2.2 Teoria da Máxima Deformação

A teoria da máxima deformação estabelece que a falha da peça irá ocorrer, se qualquer deformação segundo os eixos principais do material ultrapassar o valor máximo admissível.

### 3.4.2.3 Teoria do Máximo Trabalho

A teoria do máximo trabalho foi desenvolvida por Tsai e Hill, (Agarwall e Broutman, 1990)[7]. A teoria estabelece que no estado plano de tensão, a falha do material irá ocorrer quando a seguinte desigualdade é violada:

$$\left(\frac{\sigma_L}{\sigma_{LU}}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_L}{\sigma_{LU}}\right)\left(\frac{\sigma_T}{\sigma_{LU}}\right) + \left(\frac{\sigma_T}{\sigma_{TU}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{\tau_{LTU}}\right)^2 < 1$$

Este critério leva em consideração a interação entre as resistências, o que não é feito na Teoria da Máxima Tensão. A Figura 17 apresenta uma comparação entre estas duas teorias de falha para uma lâmina ortotrópica de fibra de vidro epóxi. A teoria do máximo trabalho prevê uma resistência menor que a teoria da máxima tensão, sendo, portanto, mais conservativa.

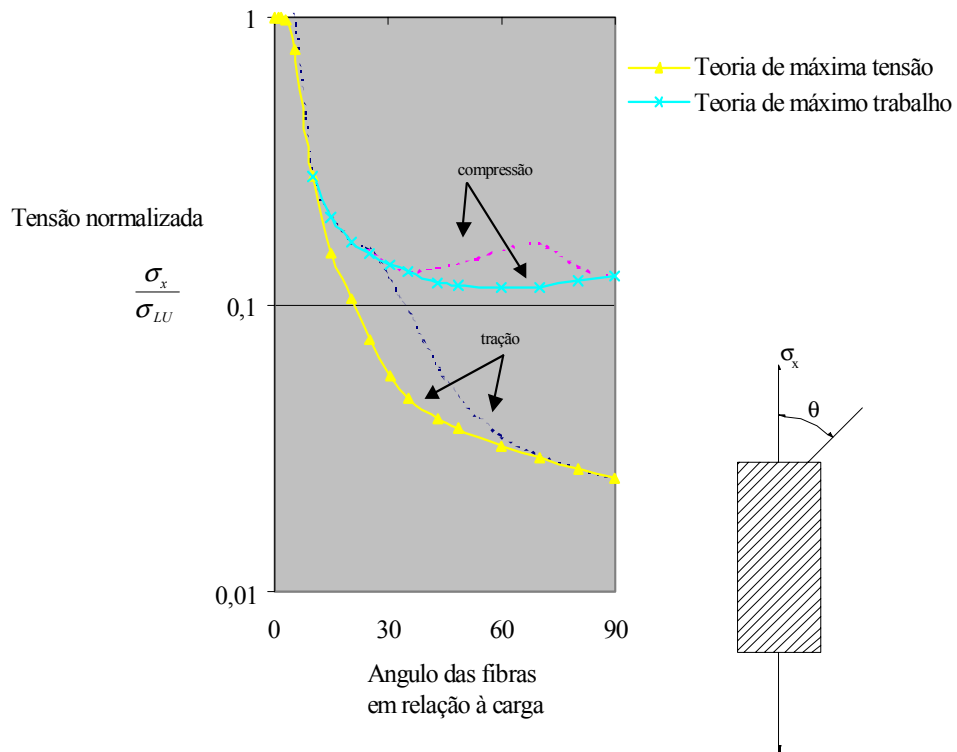


Figura 17 - Comparação entre as duas teorias de falha [7]

### 3.5 Laminados de materiais compostos

Um laminado é um material formado de duas ou mais lâminas coladas entre si e atuando como um único material estrutural.

Admitindo-se a hipótese de que as seções planas de um laminado continuam planas e perpendiculares ao plano médio do laminado após uma deformação – Teoria Clássica da Laminação, conforme apresentada na Figura 18, Agarwall e Broutman (1990)[7] determinam que a tensão na  $k$ -ésima lâmina de um laminado pode ser obtida como:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.46)$$

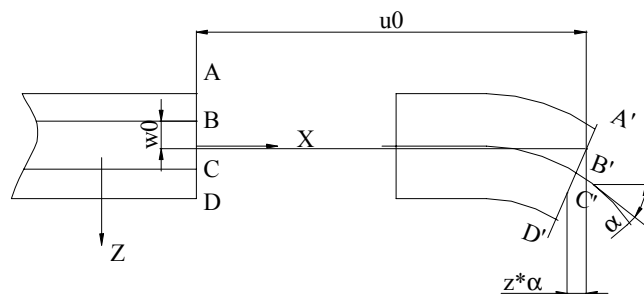
onde  $z$  denota a posição vertical da lâmina no laminado (sendo  $z = 0$  o plano médio do laminado),  $(\varepsilon_x^0 \ \varepsilon_y^0 \ \gamma_{xy}^0)$  denotam as deformações unitárias no plano médio e  $(k_x \ k_y \ k_{xy})$  denotam a curvatura da placa, sendo:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (3.47)$$

$$\begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ 2 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (3.48)$$

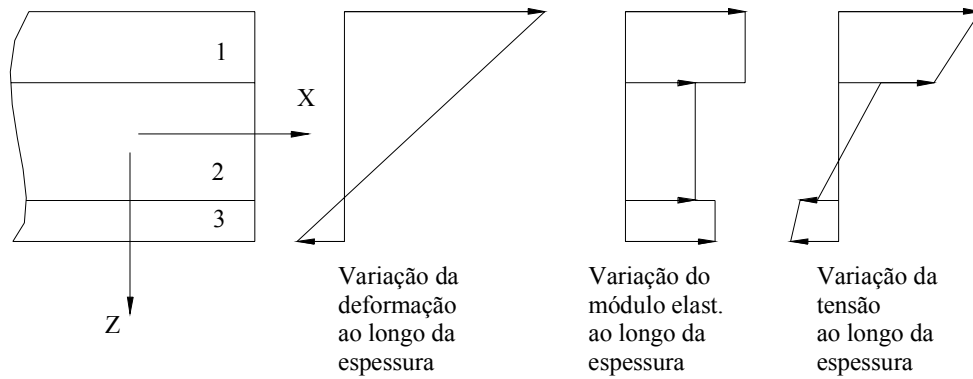
Segundo (Agarwall e Broutman, 1990) [7]:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.49)$$



**Figura 18 - Deformação de um laminado no plano XZ [7]**

As equações (3.46) e (3.49) permitem concluir que a variação da deformação ao longo da espessura do laminado é linear, enquanto que a variação do módulo de elasticidade e das tensões não é linear, conforme apresentado na Figura 19.



**Figura 19 - Variações de deformação, módulo de elasticidade e tensão ao longo da espessura do laminado [7]**

Como em um laminado as tensões variam de uma lâmina para outra – equação (3.46), é recomendável utilizar um sistema que represente as forças e os momentos atuantes na seção transversal do laminado ao invés das tensões em cada lâmina.

As forças e momentos aplicados em um laminado podem ser obtidos por meio da integração das tensões ao longo da sua espessura. Por unidade de comprimento, pode-se escrever as forças  $(N_x \ N_y \ N_{xy})$  e os momentos  $(M_x \ M_y \ M_{xy})$  aplicados em um laminado como:

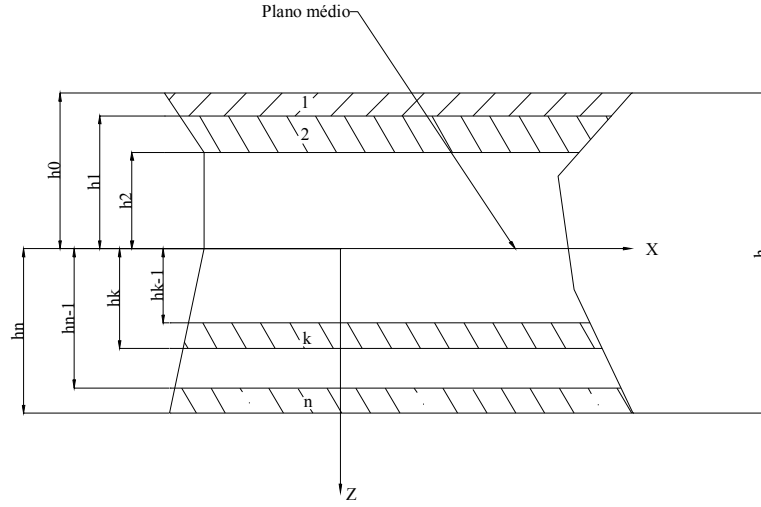
$$N_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_x dz \quad N_y = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_y dz \quad N_{xy} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_{xy} dz \quad (3.50)$$

$$M_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_x z dz \quad M_y = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_y z dz \quad M_{xy} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_{xy} z dz \quad (3.51)$$

Sendo então um laminado ortotrópico com  $n$  lâminas, conforme apresentado na Figura 20, as forças e momentos aplicados no seu plano médio podem ser calculados por:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_{k=1}^{k=n} \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad (3.52)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^{k=n} \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz \quad (3.53)$$



**Figura 20 - Laminado ortotrópico [7]**

Introduzindo a equação (3.46) nas equações (3.52) e (3.53), pode-se obter facilmente (Agarwall e Broutman, 1990)[7]:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} dz \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \lambda_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} dz \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.54)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} z dz \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \lambda_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} z dz \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.55)$$

Ainda pode-se escrever que:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.56)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.57)$$

onde:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n \left( \overline{Q}_{ij} \right)_k (h_k - h_{k-1}) \quad (3.58)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n \left( \overline{Q}_{ij} \right)_k (h_k^2 - h_{k-1}^2) \quad (3.59)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n \left( \overline{Q}_{ij} \right)_k (h_k^3 - h_{k-1}^3) \quad (3.60)$$

ou, de forma matricial simplificada:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ k \end{Bmatrix} \quad (3.61)$$

As matrizes A, B e D são chamadas, respectivamente, **matriz de rigidez extencional**, **matriz de rigidez de acoplamento**, e **matriz de rigidez de flexão**, respectivamente. A matriz de rigidez extencional se refere às forças resultantes devido às deformações no plano médio, e a matriz de rigidez de flexão se refere aos momentos resultantes devido à curvatura da placa.

A matriz de rigidez de acoplamento refere-se ao acoplamento entre a flexão e a deformação linear da placa, isto é, as forças normais e de cisalhamento atuantes no plano médio da placa resulta não só na deformação linear, mas também em momentos e rotações que produzem curvatura da placa. Esta observação foi demonstrada experimentalmente por Ashton et al (1969) segundo (Agarwall e Broutman, 1990) [7].

Quando o laminado é constituído do empilhamento de várias lâminas ortotrópicas em uma seqüência arbitrária de orientações das fibras, as matrizes de rigidez são completas, isto é, todos os seus termos são diferentes de zero. Entretanto é possível, e até desejável, especificar uma seqüência de empilhamento de forma que alguns termos das matrizes sejam nulos. Em certos casos é preciso fazer alguns termos ficarem nulos para evitar o indesejável acoplamento entre a flexão e a torção ou entre as forças normais no plano médio e as deformações por cisalhamento. Estes acoplamentos podem produzir tensões indesejadas na estrutura se as deformações forem impedidas de acontecer.

Nos laminados simétricos, onde as lâminas de mesmas características e mesma orientação de fibras são colocadas simetricamente em relação ao plano médio do laminado, a *matriz de rigidez de acoplamento* é nula. Desta forma o acoplamento entre a flexão e o cisalhamento é eliminado.

Três tipos diferentes de laminados podem ser construídos: i) laminados unidirecionais com todas as lâminas com fibras orientadas em uma única direção; ii) laminados com camadas cruzadas onde as lâminas tem as fibras à  $0^0$  e  $90^0$  e iii) laminados com camadas em ângulo onde as lâminas tem as fibras orientadas à  $\pm\theta$ . Todos estes laminados podem ser simétricos.

### 3.5.1 Determinação das tensões e deformações de um laminado

Nesta seção, será apresentado o método da determinação da relação tensão/deformação de um laminado para uma dada carga conhecida.

Para conhecer as deformações no plano médio do laminado, deve-se utilizar a forma inversa da equação (3.61), sendo:

$$\begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ k \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A' & B' \\ C' & D' \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A' & B' \\ B' & D' \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} \quad (3.62)$$

Onde:

$$[A'] = [A^{-1}] - [A^{-1}][B][D'][-[A^{-1}][B]]^T \quad (3.63)$$

$$[B'] = -[A^{-1}][B][D'] \quad (3.64)$$

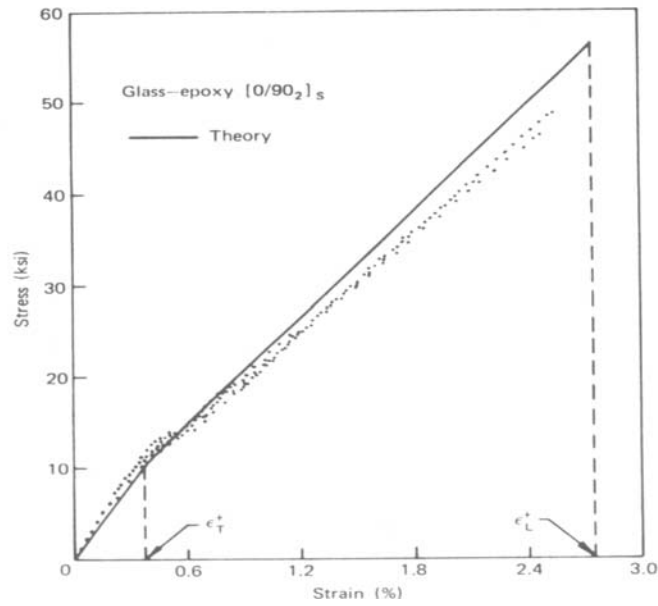
$$[C'] = -[D'][-[B][A^{-1}]] = [B']^T = [B'] \quad (3.65)$$

$$[D'] = [D] - [B][A^{-1}][B]^{-1} \quad (3.66)$$

Desta forma, conhecidas as deformações no plano médio do laminado e conhecidas as curvaturas das placas, podem-se calcular os valores de tensão em cada lâmina, usando a equação (3.46).

Estas equações são válidas quando todas as lâminas do laminado estão intactas (sem defeitos). Com o aumento da carga externa, algumas lâminas, individualmente, podem falhar, tornando o comportamento do laminado diferente do previsto pelas equações acima.

A Figura 21, apresenta o diagrama tensão / deformação de um laminado típico, onde as quinias correspondem às falhas de cada uma das lâminas.



**Figura 21 - Curva Tensão x Deformação de um Laminado [7]**

Para a construção deste tipo de gráfico, deve-se calcular a relação tensão/deformação do laminado através da equação (3.62) até que alguma lâmina falhe (ultrapasse seu limite de resistência). Deste ponto em diante, deve-se recalculer as matrizes  $\bar{A}$ ,  $\bar{B}$  e  $\bar{D}$ , de forma a corrigir os valores de  $(\bar{Q}_{ij})_k$  da lâmina fraturada. Como regra conservativa é sugerido que quando uma lâmina falhar em uma direção todas as suas propriedades nas outras direções, mesmo que não afetadas, sejam consideradas nulas.

Deve-se calcular também o acréscimo de carga sofrido pelas lâminas adjacentes, por meio de:

$$\begin{Bmatrix} \Delta N \\ \Delta M \end{Bmatrix}_i = \begin{bmatrix} \bar{A} & \bar{B} \\ \bar{B} & \bar{D} \end{bmatrix}_i \begin{Bmatrix} \Delta \epsilon^0 \\ \Delta k \end{Bmatrix}_i \quad (3.67)$$

Esta carga adicional deve ser acrescentada ao laminado remanescente da seguinte forma:

$$\begin{Bmatrix} N_X \\ N_Y \\ N_{XY} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} N_X \\ N_Y \\ N_{XY} \end{Bmatrix}_{i-1} + \begin{Bmatrix} \Delta N_X \\ \Delta N_Y \\ \Delta N_{XY} \end{Bmatrix}_i \quad (3.68)$$

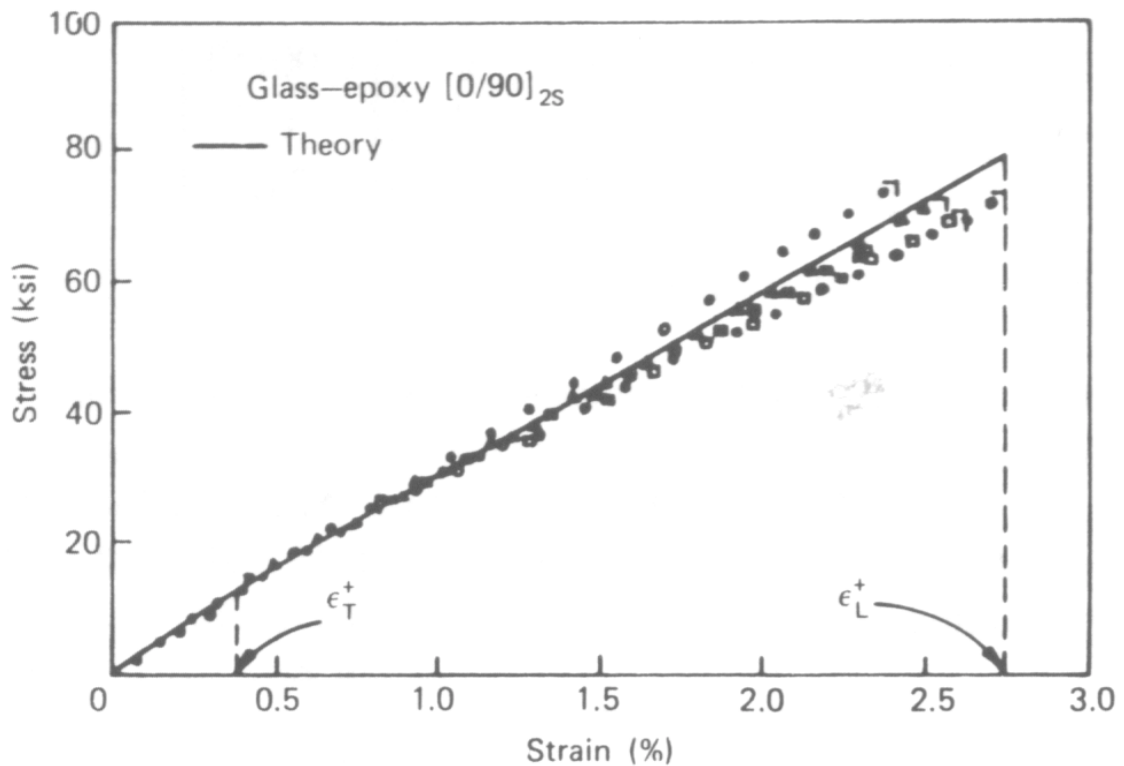
$$\begin{Bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_{XY} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_{XY} \end{Bmatrix}_{i-1} + \begin{Bmatrix} \Delta M_X \\ \Delta M_Y \\ \Delta M_{XY} \end{Bmatrix}_i \quad (3.69)$$

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix}_{i-1} + \begin{Bmatrix} \Delta\epsilon_x^0 \\ \Delta\epsilon_y^0 \\ \Delta\gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix}_i \quad (3.70)$$

$$\begin{Bmatrix} k_X \\ k_Y \\ k_{XY} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} k_X \\ k_Y \\ k_{XY} \end{Bmatrix}_{i-1} + \begin{Bmatrix} \Delta k_X \\ \Delta k_Y \\ \Delta k_{XY} \end{Bmatrix}_i \quad (3.71)$$

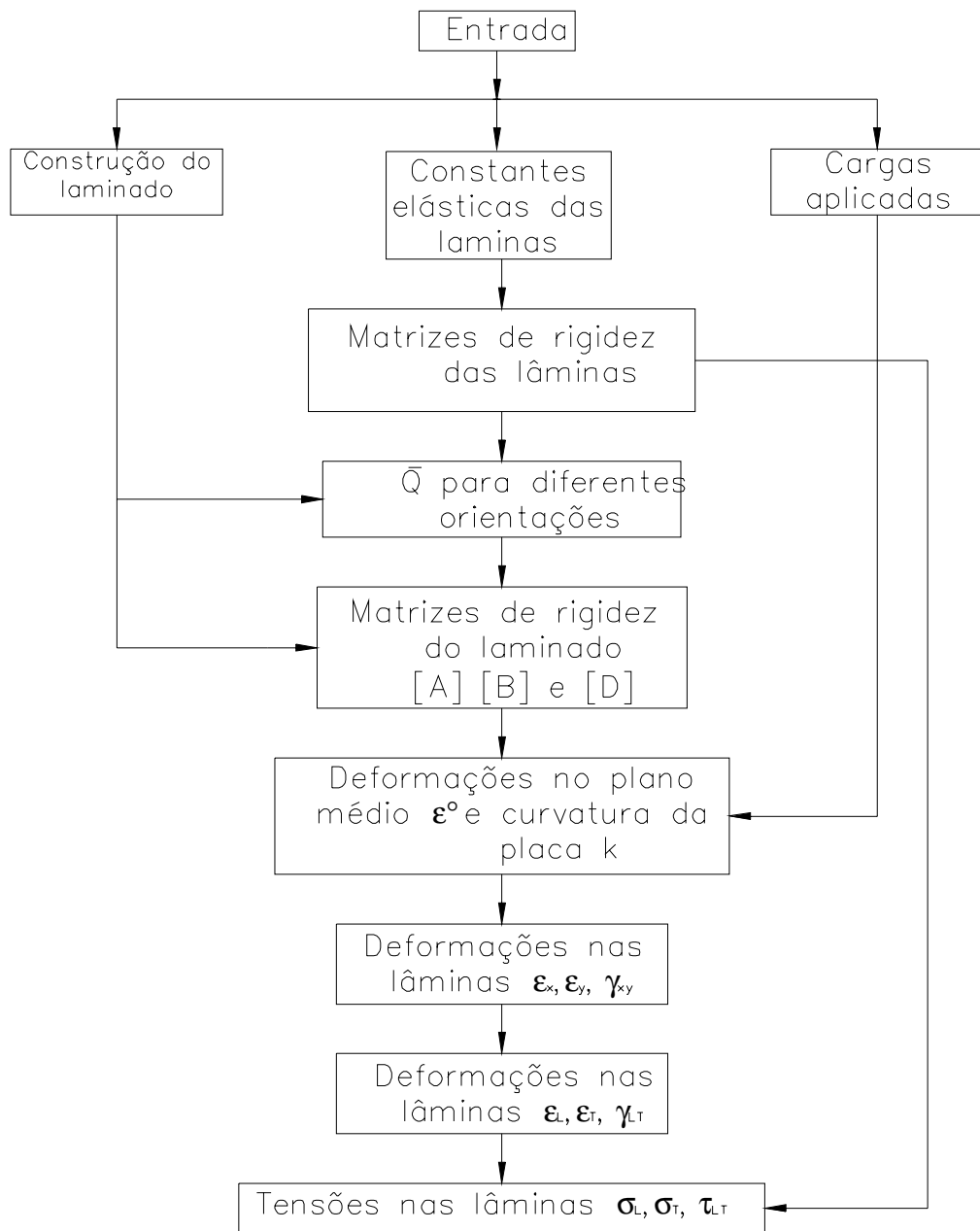
este procedimento deve ser repetido até que a última lâmina falhe.

Resultados experimentais de Hahn e Tsai segundo (Agarwall e Broutman, 1990)[7] são apresentados na Figura 22 e comparados com os resultados obtidos por meio da aplicação desta teoria. Pode-se observar que os resultados, em termos de engenharia, são bastante precisos.

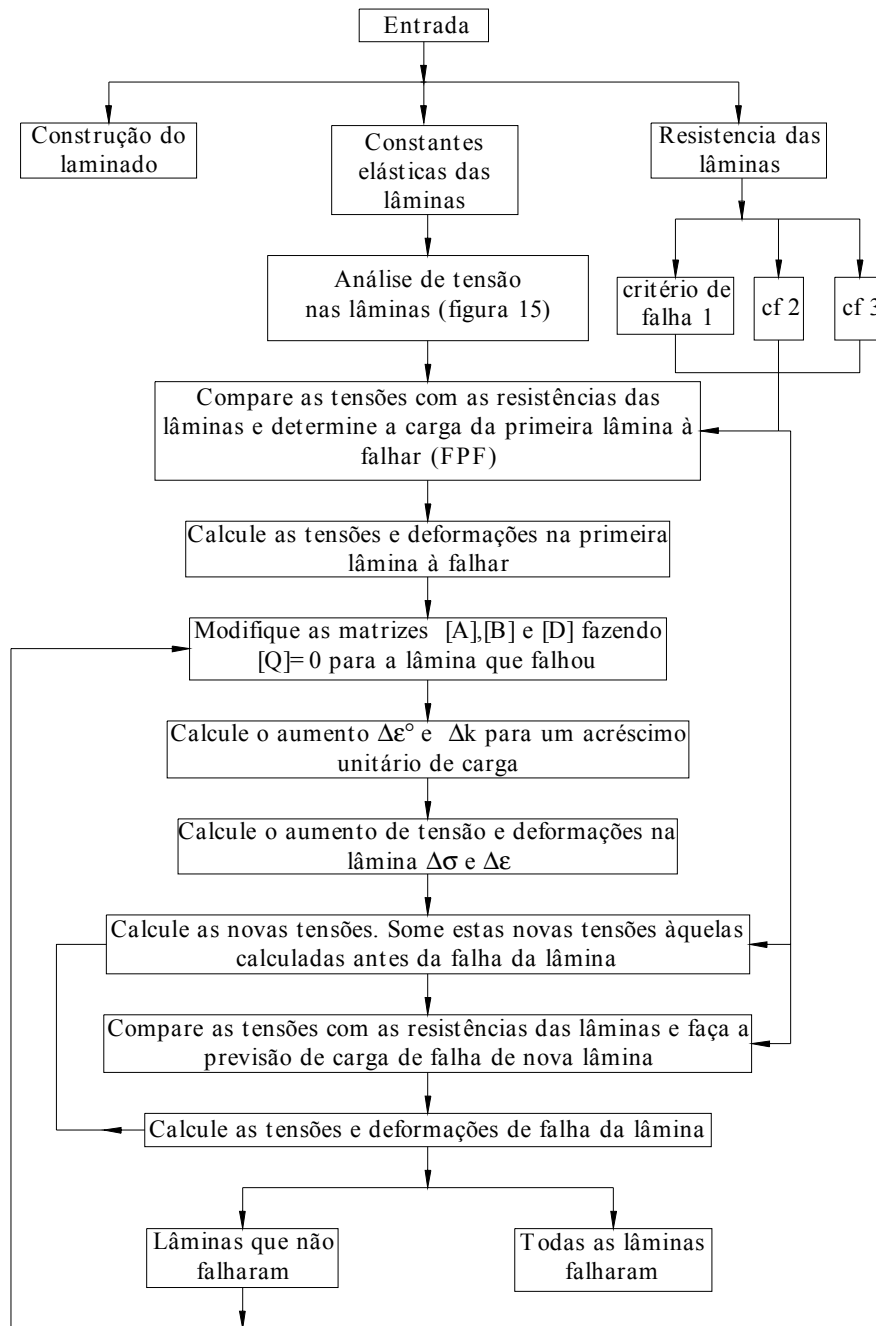


**Figura 22 - Curvas experimentais e teóricas do laminado [0/90]<sub>2s</sub> [7]**

As Figura 23 e Figura 24 apresentam um algoritmo para o cálculo computacional da resistência de laminados de material composto.



**Figura 23 – Algoritmo para análise de tensão em uma lâmina de um laminado**



**Figura 24 - Algoritmo para análise de tensão em um laminado**

---

### 3.6 O processo de impregnação do tecido pela resina

Atualmente são conhecidos diversos processos de impregnação do tecido pela resina, dentre os mais comuns, destacam-se:

- Impregnação *Hand-Lay-Up*: processo manual de impregnação do tecido. Pode ser executado com ou sem moldes.
- Impregnação *Spray-Up*: processo semi-automático de impregnação do tecido, utilizado para peças de grandes dimensões. Consiste, basicamente em jatear um fluxo de resina e fibras sobre um molde.
- Impregnação por *injeção de resina (Resin Transfer Moulding - RTM)*: processo semi-automático de impregnação de resina, utilizado em peças de qualquer dimensão, planas e não planas. Neste processo o tecido é previamente montado em um molde fechado e a resina é injetada sob pressão no interior do molde.
- Impregnação *Pré-peg*: processo onde o tecido utilizado já é fabricado impregnado por uma resina que não sofre o processo de cura à pressão e temperatura ambiente. Neste processo é necessário o uso de autoclaves para elevar a pressão e a temperatura da peça às condições ideais de cura da resina.

Neste trabalho serão apresentadas considerações relevantes apenas para o processo de impregnação por injeção de resina RTM.

#### 3.6.1 Parâmetros importantes para o processo RTM

Nesta seção, serão estudados os principais parâmetros do processo de impregnação do tecido pela resina que são:

- Permeabilidade da fibra
- Viscosidade da resina
- Velocidade de impregnação do tecido pela resina
- Vácuo no processo de impregnação

---

O processo de impregnação do tecido pela resina resume-se, basicamente, no escoamento de um líquido (resina) em um meio poroso (fibra). A lei de Darcy fornece a formulação básica para o macro-escoamento de fluidos em meios porosos.

A equação da lei de Darcy na sua forma mais geral pode ser escrita como:

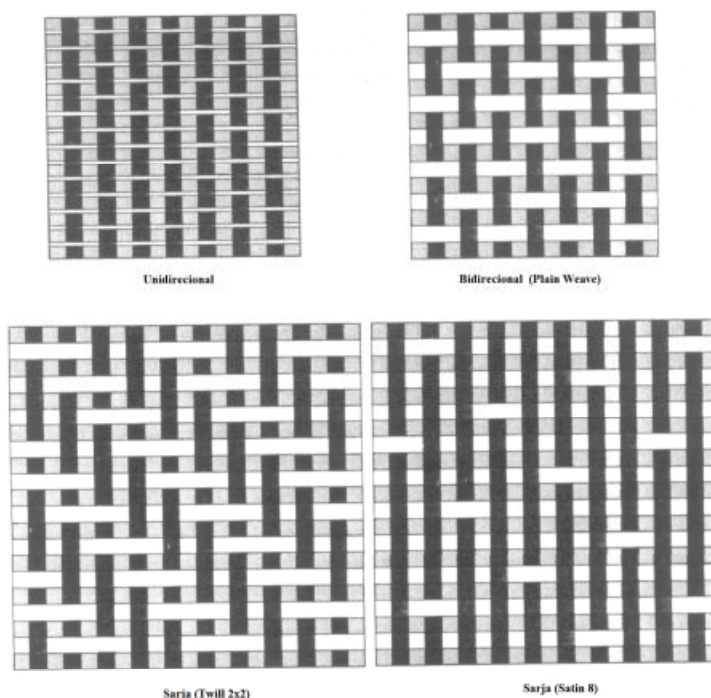
$$U = -\frac{[k]}{\mu} \Delta P \quad (3.72)$$

onde  $U$  é o vetor velocidade superficial,  $\mu$  é viscosidade do fluido Newtoniano,  $[k]$  é um tensor de permeabilidade para um meio poroso anisotrópico e  $\Delta P$  é o gradiente de pressão.

Como apresentado na equação (3.73) a permeabilidade da fibra e a viscosidade da resina são parâmetros determinantes no processo de impregnação.

Pearce et al [21] estudou como o tipo de tecelagem (arquitetura de entrelaçamento dos fios) influencia o escoamento da resina entre os fios do tecido de fibra de vidro no processo de RTM.

A Figura 25 apresenta os tipos de tecelagem bidimensionais. Fica claro que quanto maior for a simetria da tecelagem, mais uniforme é o escoamento da resina no interior do tecido, isto é, a porosidade não varia muito em duas direções ortogonais quaisquer. Este foi um dos motivos que optou-se em adotar o tecido simétrico tipo tela (*plain weave*) neste trabalho como será visto mais adiante. O outro motivo desta escolha, foi que o mercado nacional não oferece com grande disponibilidade os tecidos que não tenham a tecelagem simétrica.



**Figura 25 – Tipos de tecelagem dos tecidos de fibra de vidro [3]**

Segundo Lekakou (1996) [8], devido ao fato que a espessura das peças serem geralmente muito menores que as outras dimensões, o escoamento da resina durante um processo de injeção de resina pode ser considerado como um escoamento bi-dimensional.

Segundo o mesmo pesquisador, baseado em experimentos realizados com tecidos de fibra de vidro tipo trama simétrica, a permeabilidade é a mesma nas duas direções no plano do escoamento, podendo ser aplicada à equação de Darcy na forma simplificada:

$$\phi_m V_x = \frac{K_m}{\eta} \frac{\Delta P}{\Delta x} \quad (3.74)$$

Onde  $\phi_m$  denota a porosidade do material,  $\eta$  a viscosidade do fluido,  $V_x$  a velocidade superficial do fluido e  $\Delta P$  a diferença de pressão na distancia  $\Delta x$ .

A permeabilidade de um meio poroso qualquer  $K_m$  pode ser calculada pela equação de Carman-Kozeny.

$$K_m = \frac{D_p^2 \phi^3}{C_k (1-\phi)^2} \quad (3.75)$$

---

Onde  $D_p$  denota o diâmetro de uma esfera (meio poroso constituído de um empacotamento de esferas),  $\phi$  a porosidade e  $C_k$  se refere a uma constante empírica.

O processo de penetração da resina na fibra é muito complexo, pois a estrutura da fibra é um meio poroso heterogêneo, o que dificulta a determinação de  $C_k$ . O valor de  $C_k$  varia de 150 à 200 para partículas esféricas. Para materiais fibrosos  $C_k$  teve o seu valor experimental determinado como cerca de 180 (González, 1983[9]; Chen,1993[10]).

A porosidade de várias camadas de tecido comprimidas pode ser determinada pela equação:

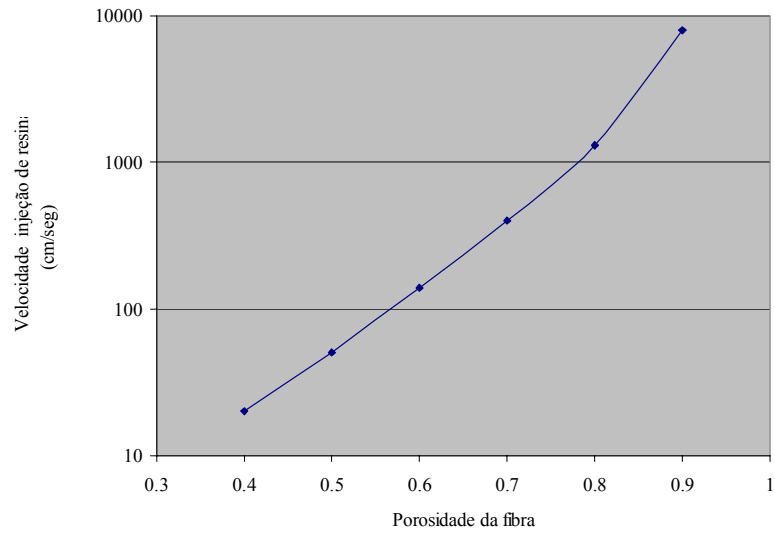
$$\phi = 1 - \frac{\rho_b}{\rho_f} \quad (3.76)$$

Onde  $\rho_b$  denota a densidade aparente do tecido, e pode ser calculada dividindo o peso do tecido pelo volume do molde. O valor de  $\rho_f$  é densidade específica da fibra de vidro e vale 2560 kgf/m<sup>3</sup>.

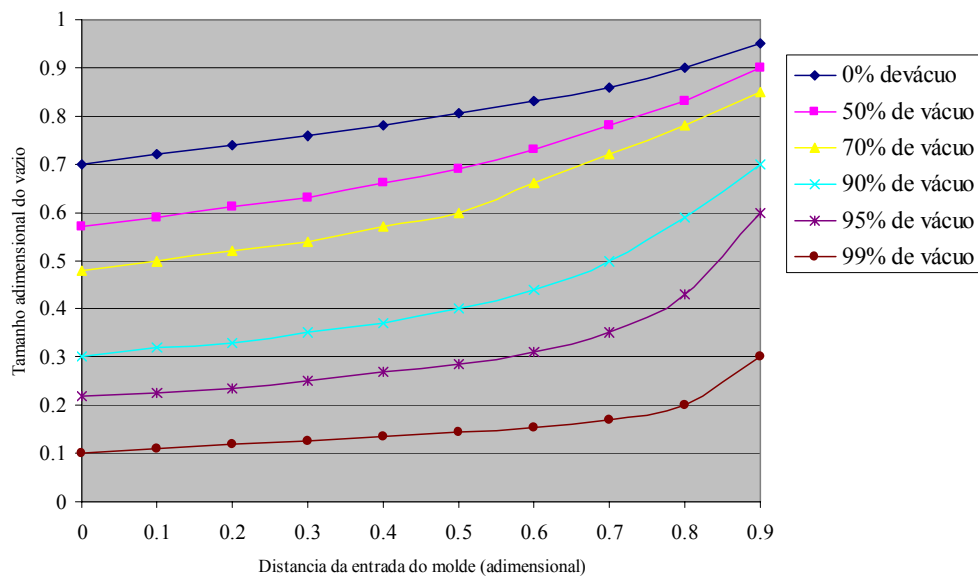
Chen et al. (1995) [11] [12] estudaram também os efeitos da viscosidade da resina e da velocidade de injeção da resina na formação de vazios no material. A viscosidade baixa é favorável em termos de redução do ar aprisionado no estágio inicial de injeção, enquanto que a viscosidade elevada aumenta a pressão de compressão e ajuda no mecanismo da mobilização. Para se ter um bom “molhamento” da fibra é importante que a viscosidade da resina esteja em torno de 100 mPa.s. Foi observado também que para viscosidade muito baixa, e com alta velocidade de injeção foram formadas grandes quantidades de vazios esféricos. Isto ocorreu devido à grande turbulência do escoamento quando a resina entrou em contato com a fibra.

Segundo Chen et al. (1993)[10], o gráfico da Figura 26 apresenta a velocidade de injeção da resina em função da porosidade do material de fibra dentro do molde.

Chen et al. (1995)[11][12] comprovaram experimentalmente que no processo de impregnação da fibra pela resina, a aplicação do vácuo, reduz drasticamente a quantidade de vazios, conforme apresentado na Figura 27. Em todos os experimentos o vácuo reduziu drasticamente o ar aprisionado no interior dos fios.



**Figura 26 - Velocidade crítica de injeção de resina em função da porosidade da fibra [10]**



**Figura 27 - Gráfico do efeito do vácuo na distribuição de vazios no molde [11][12]**

**A**

Tabela 3 apresenta um resumo dos parâmetros do processo RTM que foram utilizados por diversos pesquisadores:

**Tabela 3 - Parâmetros do processo RTM segundo diversos autores**

Autor Artigo	Tipo da resina Fabricante	Pressão de injeção da resina	Viscosidade da resina	Temperatura da resina	Outras informações
Abrahan D. Matheus [13]	LY564+HY2954 CIBA	750 mbar (absoluta)	NI	75 °C	mistura 100:35
Lin M.Y. [14]	NI	100 KPa	0,1 Pa.sec	NI	NI
Beckwith Scott W. [15]	Vinylester (Arotran 50437 Ashland Chemical)+MEKP (Lapersol DDM-9 Pennwal Chemical)	150 KPa	0,175 Pa.sec	26,8°C	Mistura de 1.5% de MEKP/peso
Johnson M. S. [16]	Resina poliéster Synolac 6345+2% Perkadox 16	1,8 bar	0,1008 Pa.sec à 54,9°C e 0,4685 Pa.sec à 25,9°C	22°C e 50°C	Mistura de 2% em peso
Weitzenbock J. R.[17][18]	Shell Vítrea M100	2,5 bar	0,33 Pa.sec	18°C	
Han K. Ken [19]	NI	100 bar – 1 bar	50 Pa.sec	NI	NI
Pearce N.R.L.[20]	Epoxi SP26+ endurecedor 26SL	2 bar	310 Pa.sec	25°C	
Pearce N.R.L.[21]	Resina LY564- 1+Endurecedor HY2954	1,53 à 2,21 bar	0,5-0,7 Pa.sec 0,08-0,125 Pa.sec	25°C-60°C 50°C-160°C	
Thuis H.G.S.J.[22]	Resina LY564- 1+Endurecedor HY2954	1,5 – 3,5 bar			
Thuis H.G.S.J.[22]		4 bar			
Demoulin J. M.Jérôme[23]	Vinylester Altac 580-5 MEKP à 2%-3%	0,3 bar	400 Pa.sec		

### 3.7 Ensaios de Caracterização de Laminados de Materiais Compostos

#### 3.7.1 Ensaios Mecânicos

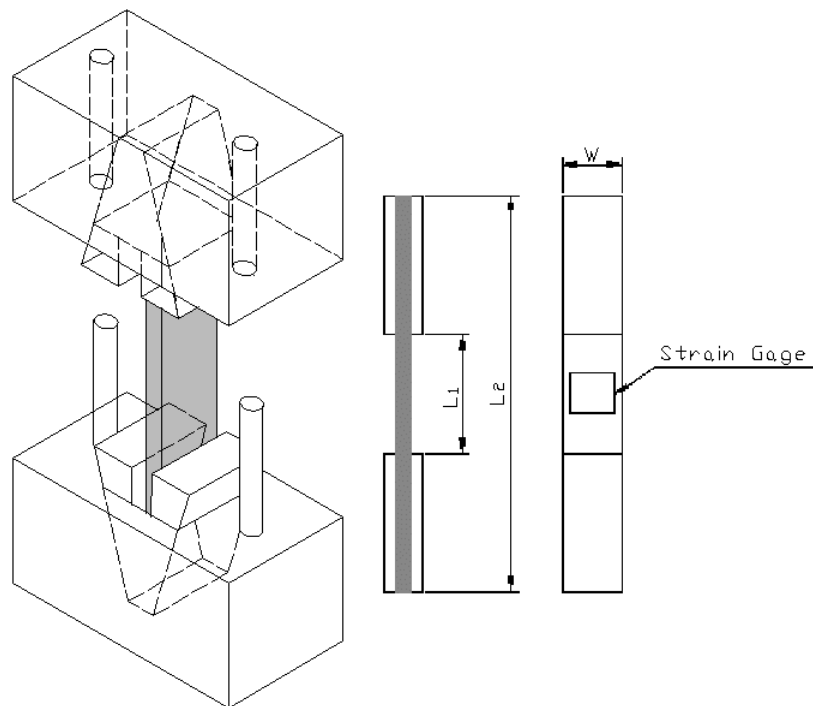
Para um laminado de material composto, existem quatro constantes elásticas independentes que o caracterizam: i) o módulo de elasticidade longitudinal; ii) o módulo de elasticidade transversal; iii) o módulo de cisalhamento e iv) o maior coeficiente de Poisson. Também seis resistências independentes: i) resistência de tração longitudinal; ii) resistência de tração transversal;



---

particularmente relevante em corpos de prova finos e achatados onde geralmente são usados suportes laterais que previnem a flambagem. O uso de suportes laterais pode ser evitado pelo uso de corpos de prova do tipo bloco ou barra. Entretanto, corpos de prova do tipo bloco são mais difíceis de fabricar.

Várias configurações de garra e corpo de prova foram desenvolvidas para medir a resistência à compressão dos compostos. O alinhamento das garras e do corpo de prova é essencial em qualquer ensaio de compressão. O método mais comum, o IITRI desenvolvido pela *Illinois Institute of Technology Research Institute* é esquematicamente apresentado na Figura 29.



**Figura 29- Esquema do teste de compressão modificado IITRI [7]**

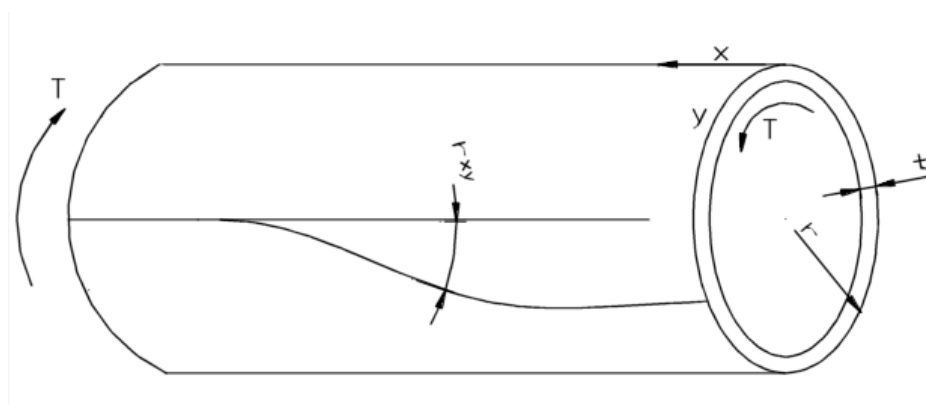
Os dados colhidos no ensaio de compressão são também similares aos do ensaio de tração. A deformação na direção do carregamento pode ser medida por um *strain gauge*. O movimento do cabeçote de máquina de ensaio não fornece uma medição confiável da deformação por que alguns erros podem ser induzidos pelo esmagamento das extremidades do corpo de prova. A deformação na direção perpendicular ao carregamento é medida usando um *strain gauge* pelas limitações de espaço.

---

Com estas medidas, os módulos de elasticidade e os coeficientes de Poisson do material em compressão podem ser determinados e a curva de tensão-deformação em compressão pode ser traçada. O corpo de prova de lados retos é mais bem adaptado para a determinação dos módulos de elasticidade e dos coeficientes de Poisson. Para a determinação da resistência de compressão, corpos de prova com redução de seção são usados para assegurar que a falha não ocorra próximo às extremidades do corpo de prova.

Os ensaios de cisalhamento no plano são os ensaios nos quais o cisalhamento ocorre somente no plano da lâmina do composto. As propriedades que são determinadas por meio destes ensaios são o módulo de cisalhamento e a resistência ao cisalhamento. Nestes ensaios, o corpo de prova é sujeito a carregamentos que produzem um estado puro de tensão, e as deformações resultantes são medidas.

O modo mais fácil de produzir um estado puro de cisalhamento é sujeitar um tubo circular de paredes finas a uma torção em torno de seu eixo como apresentado esquematicamente na Figura 30.



**Figura 30– Ensaio de torção no tubo. [7]**

Isto produz um esforço de cisalhamento uniforme na superfície do tubo. A relação entre o torque,  $T$ , e a tensão de cisalhamento é determinada como:

$$\tau_{xy} = \frac{T}{2\pi r^2 t} \quad (3.77)$$

Onde  $r$  é o raio médio e  $t$  é a espessura da parede do tubo. Desde que a espessura da parede seja pequena se comparada como raio médio, a variação da tensão de cisalhamento por meio da espessura pode ser negligenciada. Então, o tubo de torção é largamente usado como corpo de prova

---

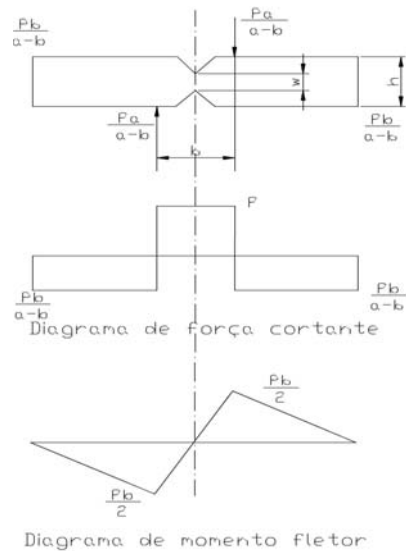
para ensaios de cisalhamento no plano. Segundo (Agarwall e Broutman, 1990) [7], Pagano e Whitney apresentaram que o tubo de torção é o corpo de prova para cisalhamento mais desejável para aplicação no ponto de vista da mecânica. Entretanto, deve-se tomar cuidado para assegurar que somente torque seja aplicado no corpo de prova. O corpo de prova deve ser montado concêntrico e livre para mover-se axialmente. Assim o momento de flexão e as forças axiais não são desenvolvidos pelo tipo de construção do laminado ou orientação das fibras.

O ensaio requer meios para medição acurada do torque aplicado e a deformação resultante. A deformação ao cisalhamento é geralmente medida por meio de *strain gauges*. Visto que os medidores não podem medir deformação no cisalhamento diretamente, a deformação normal a 45° em relação ao eixo do tubo é medida, e com este valor calcula-se a deformação no cisalhamento usando o círculo de Mohr.

Duas preocupações adicionais para o ensaio são prevenir falha na ligação entre o corpo de prova e a extremidade onde o torque é aplicado e evitar flexão nas paredes do corpo de prova. O primeiro é alcançado pelo uso de uma junta adesiva longa nas superfícies interna e externa do tubo. A flexão nas paredes do tubo pode ser evitada pelo uso de um comprimento pequeno ou provendo o tubo de paredes de espessura suficiente.

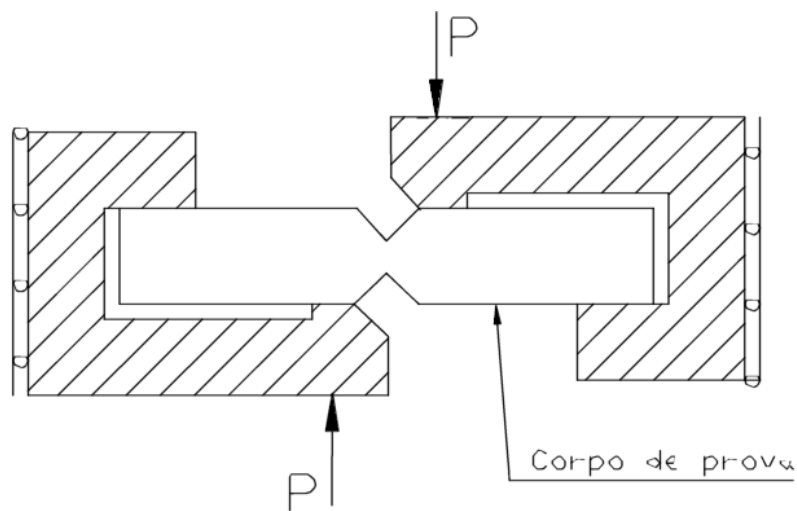
Devido às dificuldades associadas com a fabricação e ensaio de corpos de prova tubulares, há outros métodos de ensaios que são empregados para a determinação das propriedades de cisalhamento no plano de compostos unidirecionais. Entre eles: i) o ensaio de cisalhamento Iosipescu segundo a norma ASTM D5379-93[25]; ii) o ensaio de laminado  $\pm 45^\circ$ ; iii) o ensaio de tração fora de eixo.

O corpo de prova para ensaio de cisalhamento Iosipescu é esquematicamente apresentado na Figura 31. Um estado de cisalhamento puro é alcançado no centro do corpo de prova pela aplicação de dois momentos de ação contrária produzidos por dois binários de força. No meio do corpo de prova, uma força cortante constante de magnitude P é induzida e os momentos de flexão se anulam causando um estado puro de cisalhamento.



**Figura 31– Representação do corpo de prova do teste Iosipescu.[25]**

A montagem do ensaio Iosipescu apresentada na Figura 32 é concebida para impedir a rotação das extremidades do corpo de prova.



**Figura 32– Esquema de montagem do teste Iosipescu.[25]**

Os entalhes a 90° de cada lado do corpo de prova produzem uma distribuição constante da tensão de cisalhamento entre os entalhes ao invés de uma distribuição da tensão de cisalhamento parabólica, característica de corpos de seção transversal uniforme. Então, o valor da tensão de cisalhamento  $\tau$  para o ensaio apresentado nas Figura 31 e Figura 32 é dado pela força cortante dividido pela área transversal:

---

$$\tau = \frac{P}{wt} \quad (3.78)$$

onde,  $w$  denota a altura líquida entre os dois entalhes e  $t$  a espessura do corpo de prova.

Detalhes relativos à execução do ensaio Iosipescu para materiais compostos podem ser obtidos na norma ASTM D5379/D5379M-93[25] e no trabalho de Bittencourt (2000) [26].

Esta seção sobre caracterização experimental de compostos tem somente o objetivo de estabelecer os tipos de ensaios mais usuais executados em materiais compostos. Os ensaios descritos aqui são somente estáticos, conduzidos para determinar propriedades estáticas. Ainda assim a discussão sobre ensaios estáticos está longe de ser completa. Existem muitos ensaios estáticos que são realizados para avaliar propriedades necessárias em projetos sob certas condições, mas não foram discutidas aqui. Por exemplo, ensaios são frequentemente conduzidos para determinar propriedades na direção da espessura. As normas aceitáveis para ensaios não foram amplamente desenvolvidas. Materiais compostos são relativamente novos e mais complexos se comparados aos metais isotrópicos. Sua caracterização possui muitos problemas que não estão presentes em materiais isotrópicos. Experimentos com estes materiais são também limitados. A ASTM tem organizado muitas conferências nos últimos anos em que o assunto é somente dedicado ao ensaio e projeto de materiais compostos. A ASTM publica artigos técnicos especiais (*Special Technical Publications* STP) que são baseados em trabalhos publicados em conferências internacionais sobre materiais compostos.

---

## 4 Metodologia

### 4.1 Introdução

Apresenta-se neste capítulo uma proposta de metodologia para fabricação de laminas de material composto para substituição de contraplacado de madeira na fabricação aeronáutica leve.

A metodologia de fabricação de placas para retirada de corpos de prova e ensaios mecânicos e físicos que irá ser usada neste trabalho está baseada no documento:

- *Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems - DOT/FAA/AR-00/47 - U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration – April 2001 [27]*

Este documento irá fornecer informações, procedimentos detalhados e práticas de engenharia que irão ajudar no controle de repetibilidade de propriedades e processos de fabricação destes materiais compostos que serão utilizados na construção de estruturas primárias e secundárias de aviões.

A metodologia apresentada aplica-se a material composto de resina epóxi e fibra de vidro, ou resina epóxi e fibra de carbono. Adicionalmente, estabelece métodos de ensaio e controle de processo necessários para certificar o material que pode ser usado na fabricação de componentes estruturais de aeronaves que satisfaça o requerimento *14 Code of Federal Regulations (CFR) Part 23*.

Nesta Tese este documento será seguido em parte visto que ele é generalizado e aplicável a qualquer tipo de material composto, bem como apresenta procedimentos de ensaios e controles que ultrapassam o interesse do presente trabalho.

A aviação geral recentemente tem apresentado um crescimento notável na utilização de materiais compostos nas estruturas primárias dos aviões. Muitos aviões novos, fabricados com materiais compostos, estão passando por processo de certificação. Muitos projetos novos estão em fase de desenvolvimento, e utilizam o material composto em suas estruturas primárias, de forma a aproveitar as grandes vantagens destes materiais. Com este notável crescimento de aplicação, processos de certificação fundamentados em filosofias de controle de qualidade, e controle de processo, são necessários para garantir um suprimento de um material seguro e de qualidade.

---

Diferentemente dos materiais convencionais, onde primeiro se produz a matéria prima, e depois, por meio de processos de transformação (laminação, fundição, soldagem, usinagem, etc) se produz a peça, as propriedades de um material composto são obtidas em conjunto com o processo de fabricação da peça ou componente. Portanto é fundamental que as especificações de processo para a produção de peças de material composto contenham todas as informações para garantir que os parâmetros críticos do processo sejam estabelecidos e controlados de forma a se obter um material e uma peça que satisfaçam a um padrão de engenharia.

Em todos os processos de fabricação de materiais compostos, têm-se inúmeras opções ou caminhos para obter um mesmo resultado final na performance da peça que se almeja fabricar. Pode-se variar o tipo de fibra utilizada, a relação quantidade de fibra e resina, o tipo de resina, os processos de impregnação, dentre outros fatores.

Portanto, um dos focos desta metodologia, será a importância em se documentar os procedimentos do processo RTM e as especificações da fibra e da resina de forma a minimizar a variação de resultados de ensaios de propriedades mecânicas do material composto obtido na fabricação das placas.

Na metodologia experimental são determinados os equipamentos de fabricação das placas de material composto laminado (molde com aquecimento, mecanismo de injeção de resina, bomba de vácuo, etc.) bem como os equipamentos e os dispositivos utilizados para os ensaios dos corpos de prova. Na metodologia numérica são apresentados os cálculos da curva tensão/deformação de um corpo de prova do material, sendo que esta curva será utilizada como meio de comparação entre as características do material projetado e o material obtido no processo RTM.

## **4.2 Justificativa do Processo**

O processo RTM foi escolhido para a fabricação das placas por apresentar as características apresentadas na Tabela 4 [Beckwith (1998)][15].

---

**Tabela 4 – Características do Processo RTM [15]**

Vantagens	Desvantagens
<ul style="list-style-type: none"><li>○ As peças são produzidas com ótima tolerância dimensional.</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>○ Os softwares de simulação do preenchimento dos moldes ainda estão em fase de desenvolvimento</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>○ Acabamento superficial de ótima qualidade das peças</li><li>○ Ciclo de produção curto</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>○ O processo requer moldes à prova de vazamentos</li><li>○ O processo é aplicável à produção de 100 a 5000 peças</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>○ Equipamento com baixa pressão de operação</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>○ O alinhamento do tecido dentro do molde requer cuidados adicionais</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>○ Matrizes de baixo custo</li></ul>	
<ul style="list-style-type: none"><li>○ Emissão de elementos voláteis da resina controlada no molde</li></ul>	
<ul style="list-style-type: none"><li>○ Quantidade de mão de obra baixa e sem grande qualificação</li></ul>	
<ul style="list-style-type: none"><li>○ Grande flexibilidade no projeto das peças, reforçadores, mistura de materiais diferentes</li></ul>	
<ul style="list-style-type: none"><li>○ Propriedades mecânicas do material produzido comparável aos produzidos em autoclaves (quantidade de vazios &lt; 1%)</li></ul>	
<ul style="list-style-type: none"><li>○ Bom acabamento em ambas as faces</li></ul>	
<ul style="list-style-type: none"><li>○ O processo permite a fabricação de peças grandes e com alta complexidade</li></ul>	
<ul style="list-style-type: none"><li>○ Produção de peças com baixa fração de matriz</li></ul>	

---

---

### 4.3 Metodologia de Fabricação

A Figura 33 apresenta um diagrama do equipamento RTM operando na sua variação assistida por uma bomba de vácuo, comumente denominada, VARTM.

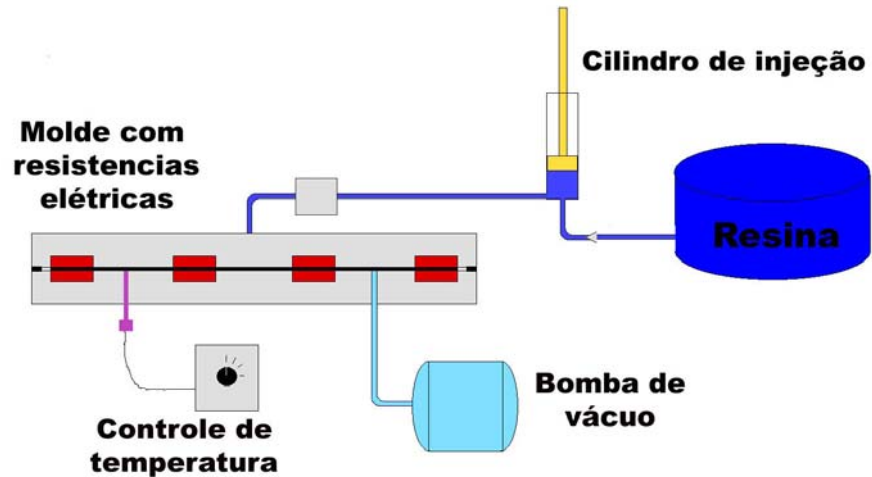


Figura 33– Diagrama do processo VARTM

A Figura 34 apresenta os equipamentos que foram desenvolvidos e instalados na oficina do CEA (Centro de Estudos Aeronáuticos de EEUFMG), onde foram fabricadas as placas de material composto.

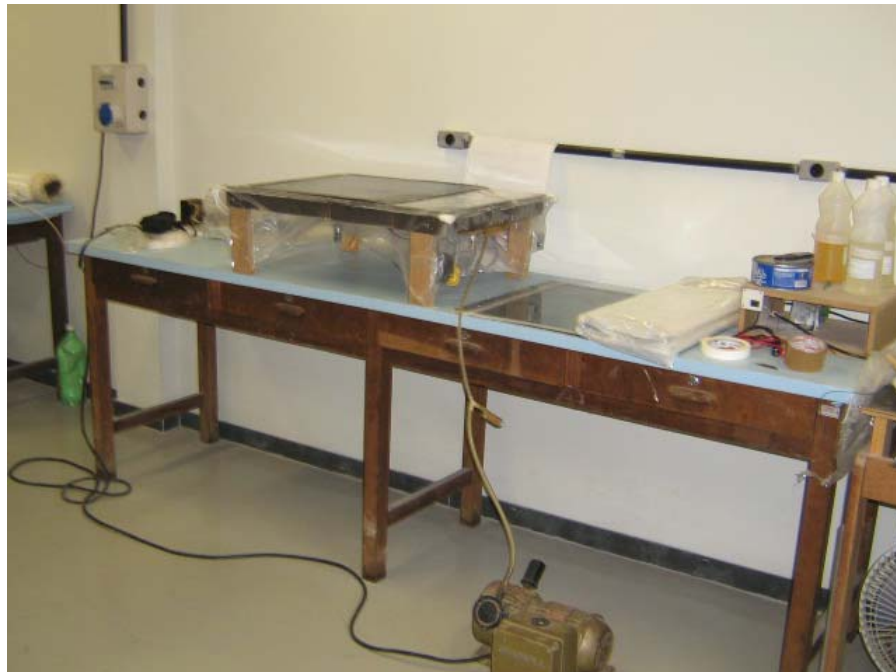
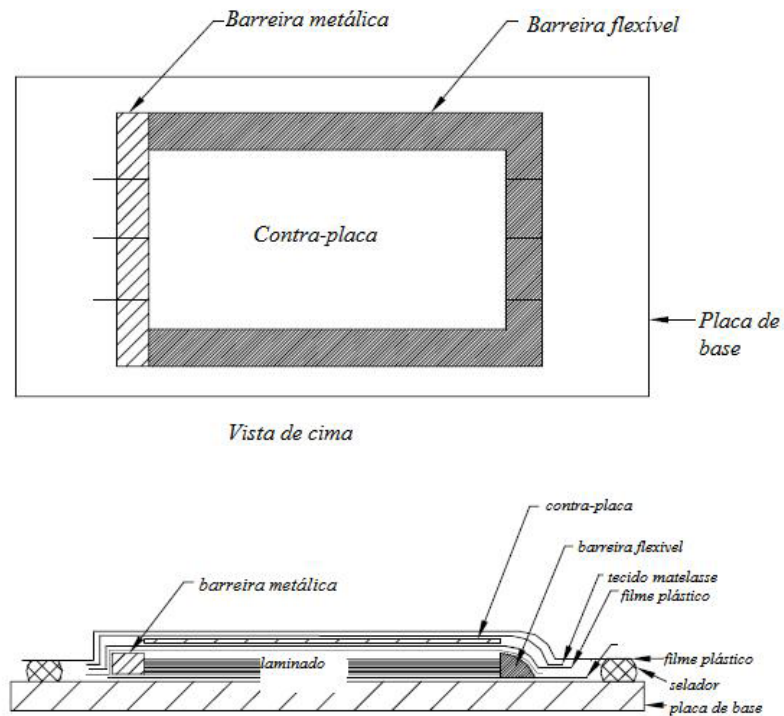


Figura 34 - Equipamentos para a fabricação das placas laminadas

A Figura 35 apresenta o desenho esquemático do equipamento de fabricação de placas.

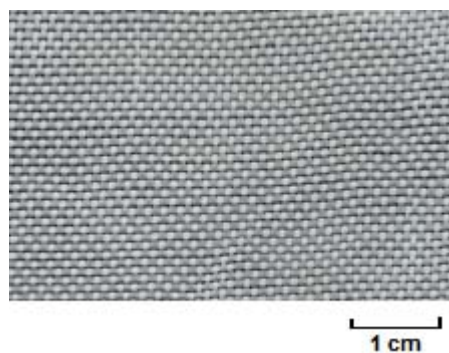


**Figura 35 – Desenho esquemático do equipamento de fabricação de placas.**

#### 4.3.1 Especificação dos materiais

##### 4.3.1.1 Especificação do tecido de fibra de vidro

Foi usado um tecido de 145 gr/m<sup>2</sup>. com a tecelagem chamada de Plain Weave, conforme apresentado na Figura 36.

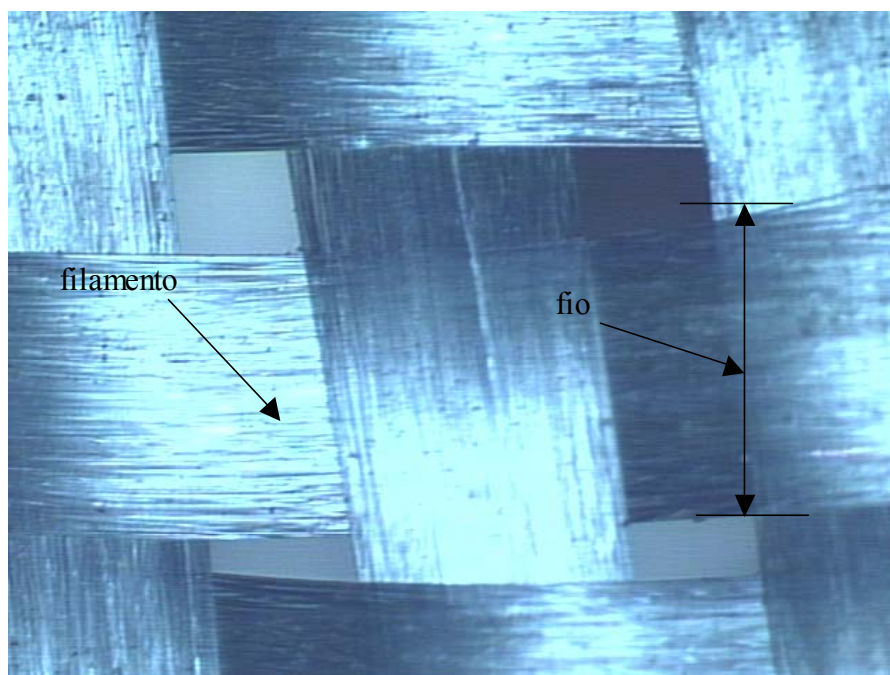


**Figura 36– Tecido 145 gr/m<sup>2</sup> tecelagem Plain Weave**

---

O tecido utilizado na fabricação das placas foi fornecido pela empresa Fibertex Louveira Produtos Têxteis Ltda, e possui a especificação técnica conforme o Anexo B.

A Figura 37 apresenta uma foto ampliada 50 vezes do tecido utilizado na fabricação das placas, e pode-se observar que o tipo de tecelagem é o simétrico, (*plain weave*). Nesta figura é apresentada a diferença entre fio e filamento.



**Figura 37 – Foto ampliada 50 vezes do tecido utilizado na fabricação das placas.**

No Anexo A apresentam-se as figuras com os possíveis defeitos de tecelagem encontrados em um tecido. Nenhum destes defeitos relatados neste anexo serão permitidos nos cortes de tecidos que irão ser utilizados na fabricação das placas.

Não serão admitidos cortes de tecidos que tenham previamente qualquer tipo de contaminação, tais como resina, óleo, poeira, etc.

O tecido deverá ser estocado e cortado em uma sala com o piso limpo, a mesa de corte limpa, livre de poeira e agente contaminante tipo desmoldante, materiais que contenham silicones,

---

óleo ou água. Nesta sala, não devem existir equipamentos que produzam poeira tipo lixadeiras manuais ou de mesa, serras, ou qualquer outro equipamento que produza material particulado.

#### 4.3.1.2 Especificação e cuidados com a resina

A especificação do tipo da resina foi obtida observando-se os seguintes parâmetros:

- Especificação da resina e do endurecedor.
- Proporção da mistura resina/endurecedor.

Os cuidados observados foram:

- Data de validade da resina e do endurecedor.
- Acondicionamento da resina e do endurecedor em embalagem apropriada.
- Estocagem das embalagens em ambiente apropriado.

Neste trabalho será usada a resina LY1316 em conjunto com endurecedor HY1208, ambos fabricados pela empresa Huntsman Advanced Materials Química Brasil Ltda. O ANEXO C fornece os dados de especificação desta resina em conjunto com seu endurecedor padrão.

## 4.4 Seqüência de fabricação de uma placa

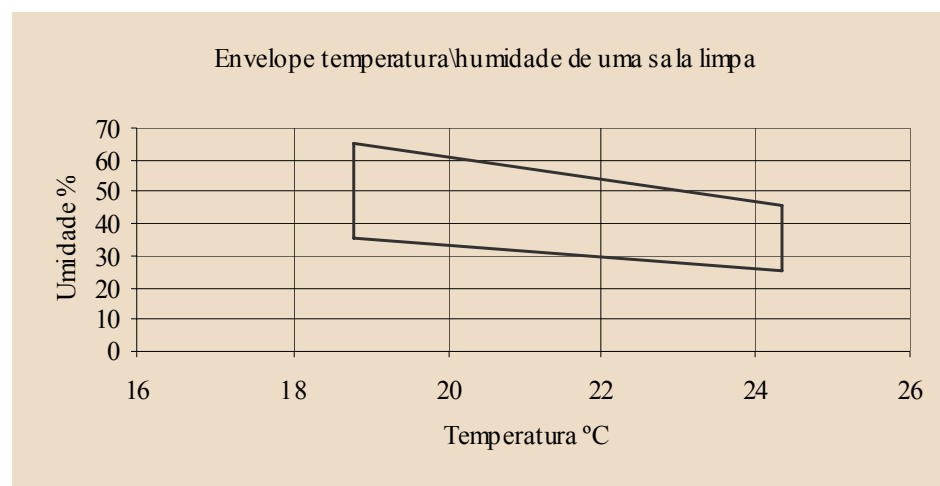
Durante o processo de fabricação de uma placa de material composto pelo processo RTM alguns parâmetros externos foram previamente controlados.

Os seguintes parâmetros são externos e prioritários ao início do processo RTM propriamente dito:

- Controle de temperatura do ambiente
- Controle de umidade do ambiente
- Controle da limpeza das superfícies dos moldes
- Controle de temperatura das chapas dos moldes

- 
- Controle da limpeza dos recipientes de mistura da resina
  - Controle de limpeza da superfície de manipulação e corte das laminas de tecido
  - Controle de defeitos de tecelagem dos tecidos

O controle de umidade do ambiente no processo de fabricação das placas é importante, por causa da resina, que é um material altamente higroscópico, e a absorção de água antes do processo de cura irá modificar a sua resistência mecânica após a cura. O controle de temperatura é importante também por causa da resina, que irá influenciar no tempo de início de reação com o endurecedor e também na viscosidade inicial da mistura resina/endurecedor dentro do molde. O gráfico da Figura 38 apresenta o envelope de controle ambiental temperatura/umidade, dentro do qual o processo pode ser realizado sem problemas para a resina epóxi.



**Figura 38 -Envelope controle ambiental temperatura e umidade [27]**

O controle da superfície do molde consiste em verificar a planicidade da chapa de alumínio (placa de base da Figura 35), o acabamento superficial, a contaminação da superfície com material estranho (óleo, poeira, material adesivo). Caso seja necessária a remoção de qualquer material aderido à superfície da chapa, deverá ser utilizado um pano embebido em *thinner*, ou álcool.

O aquecimento da chapa do molde é obtido por meio de um conjunto de resistências elétricas de aquecimento montadas por baixo da superfície de moldagem, sendo que cada molde possui 4 resistências cada uma com potência de 750 watts. A tensão de alimentação é de 120 V. O controle de temperatura na superfície das chapas dos moldes é obtido por um controlador de

---

temperatura e um termopar tipo J montado em um dos moldes. A Figura 39 apresenta estes equipamentos.



**Figura 39 – Sensores de pressão e temperatura e controlador de temperatura**

Os recipientes de mistura da resina devem ser completamente limpos, sem qualquer vestígio de elementos de contaminação. Não poderão ser usados copos de plástico tipo descartável, tendo em vista que estes recipientes são fabricados com plástico poliestireno, o qual sofre ataque da resina. Os recipientes para pesagem da resina e do endurecedor devem ser de vidro e em hipótese alguma devem conter restos de resina ou de endurecedor, ou mesmo de resina já curada no seu interior.

A superfície de corte do tecido deverá ser plana e limpa, não devendo conter qualquer vestígio de poeira, óleo, silicone, água, etc. De preferência a mesa de trabalho deverá estar no interior de uma sala com controle de umidade, temperatura e poeira, com pressão positiva. Os pedaços cortados do rolo de tecido de fibra de vidro devem ter a borda o mais uniforme possível, (evitar fiapos), devem ser identificados com relação ao ângulo de orientação das fibras ( $0^{\circ}$ ,  $45^{\circ}$ ,  $60^{\circ}$ ,  $90^{\circ}$ , etc) e devem ser acondicionados em envelopes de papel ou plástico. A identificação dos pedaços deve ser feita na embalagem.

Os pedaços de tecido cortados que irão formar o laminado deverão ter a tecelagem uniforme e sem defeitos na orientação e entrelaçamento dos fios. Em nenhuma hipótese deverão ser utilizados na fabricação de placas pedaços de tecido de fibra de vidro, que contenham defeitos de tecelagem, iguais ou semelhantes àqueles apresentados no Anexo A.

---

Terminada a fase de preparação dos materiais que serão utilizados na composição do laminado, inicia-se a preparação dos moldes de RTM.

Nesta etapa, deve-se observar:

- Preparação do molde
- Temperatura inicial das chapas do molde
- Condições de limpeza e desobstrução dos orifícios de injeção da resina
- Preparação do cilindro de injeção da resina
- Montagem dos tecidos sobre o molde
- Fechamento do molde e vedação do vácuo
- Pesagem da resina e do endurecedor
- Mistura da resina e do endurecedor (desgaseificação)
- Injeção da resina e ligação da bomba de vácuo
- Ciclo de aquecimento e resfriamento da placa do molde

A preparação do molde consiste em verificar a limpeza da superfície de algum vestígio de sujeira, poeira ou mesmo de resina curada, impregnação das superfícies com cera desmoldante e depois de líquido desmoldante.

A temperatura inicial da chapa do molde deverá ser de no máximo 34° C, tendo em vista que uma temperatura mais elevada irá acelerar o processo de cura da resina.

Deve-se dar especial atenção às condições de desobstrução e limpeza dos orifícios de injeção da resina de maneira que não sejam introduzidos dentro do molde impurezas ou pedaços de resina já curada que estejam aderidas à parede do bocal de injeção. A inspeção visual é suficiente neste caso.

---

O cilindro de injeção da resina deverá ser testado manualmente quanto ao deslocamento livre do êmbolo, visualmente verificada a sua correta montagem, com relação ao aperto correto das porcas dos tirantes, vedações dos cabeçotes, correto posicionamento da conexão em relação ao suporte da máquina de injeção. A Figura 40 apresenta o cilindro de injeção utilizado nesta montagem.



**Figura 40 – Cilindro de injeção da resina**

A montagem dos cortes de tecido sobre o molde deverá ser conferida com relação à seqüência de montagem que por sua vez deverá obedecer às orientações corretas das fibras. Também observar o correto posicionamento dos tecidos *peel-ply* sempre nas faces externas da montagem dos tecidos.

Depois de conferida a montagem, fechar o sistema com o saco plástico, conforme apresenta a Figura 41, e verificar o vácuo.



**Figura 41 – Revestimento do molde com saco plástico e teste do vácuo**

---

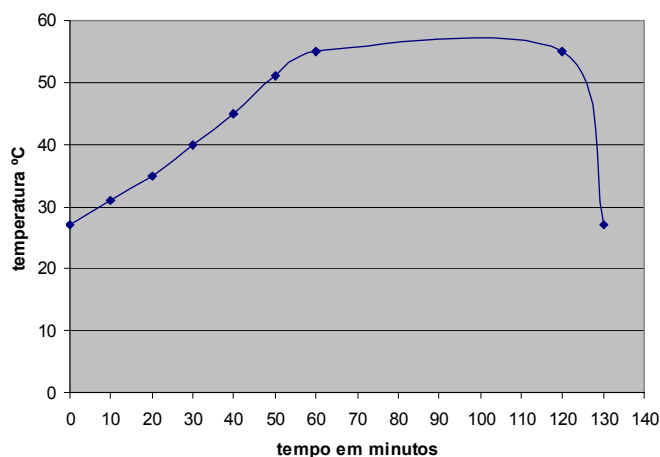
A pesagem da resina e do endurecedor deverá ser realizada em recipientes de material adequado, limpos, e sem umidade. A proporção de endurecedor deverá ser de 13% em peso, em relação à quantidade de resina conforme especificação do fabricante. A quantidade total de resina e endurecedor deverão ser iguais ao peso do tecido para que a fração em peso de matriz seja igual à fração em peso de fibra.

A mistura dos dois componentes deverá ser realizada com a ajuda de uma espátula ou outro dispositivo de mistura, e deverá ser executada até que a mesma fique homogênea. O recipiente que contém a mistura deverá sofrer um processo de desgaseificação de forma a serem eliminadas todas as bolhas de ar porventura existentes na superfície ou no seio da mistura. O processo de desgaseificação consiste em fechar o recipiente onde se encontra a mistura com uma tampa, e por meio de uma conexão central montada na tampa, ligar um tubo com a bomba de vácuo. O tempo do processo de retirada do ar deverá durar até quando visualmente não existirem mais bolhas de ar na superfície, ou no meio do líquido.

Após este preparo, o líquido deverá ser colocado dentro do cilindro de injeção de resina, que por sua vez será ligado às conexões de injeção no molde, e será injetada a mistura (resina + endurecedor) no molde. Logo após o término da injeção, a bomba de vácuo deverá ser ligada.

Depois de ligada a bomba de vácuo, o controle de temperatura deverá ser ajustado de acordo com a curva de cura da resina, apresentada na Figura 42 abaixo.

Após o tempo de cura da resina, o molde poderá ser aberto e a placa retirada.



**Figura 42 – Gráfico temperatura x tempo para a cura da resina**

---

A Figura 43 apresenta o resultado do teste de infusão de uma placa, utilizando somente o peso da coluna de resina. Observar, o formato circular da frente de molhamento do tecido, tendo em vista a simetria de tecelagem do mesmo.



**Figura 43 – Teste de infusão de resina no tecido**

A Figura 44 apresenta o resultado de fabricação de uma placa pelo processo RTM.



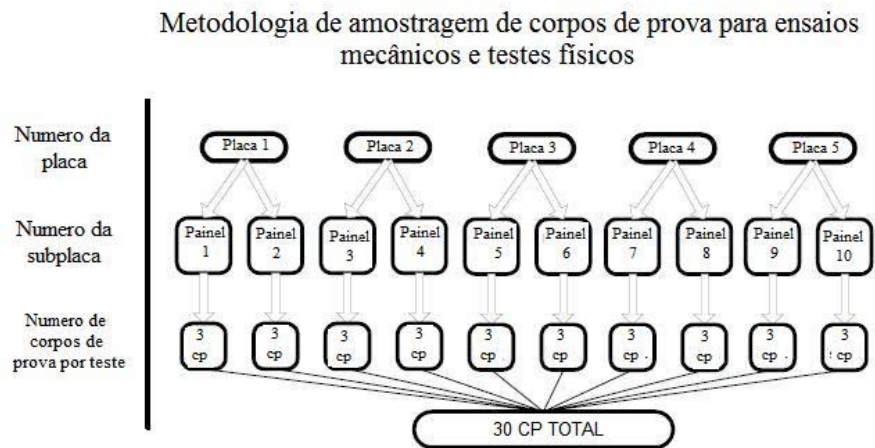
**Figura 44 – Placa numero 2 fabricada pelo processo RTM**

---

## 4.5 Metodologia de Ensaio

### 4.5.1 Introdução

Com o intuito de garantir a confiabilidade dos resultados dos ensaios, adotaremos o seguinte esquema para a determinação do número de corpos de provas.



**Figura 45 – Esquema para retirada dos corpos de prova das placas**

Este esquema equivale ao sistema tipo A (*robust sample*) do documento “*Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems*”. [27]

Após a conclusão dos ensaios, os dados obtidos serão tratados estatisticamente, utilizando uma planilha do excel com o programa ASAP (*Agate Statistical Analysis Program*).

Os métodos de ensaio e as geometrias dos corpos de prova apresentados nas seções seguintes referem-se a procedimentos necessários à caracterização das propriedades mecânicas admissíveis a serem levadas em conta no projeto para um novo tipo de material, que são as placas de material composto polimérico de fibra de vidro.

As seguintes normas ASTM irão servir de base para o método de caracterização do novo material:

- D3039-95 *Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials* [24]

- 
- D5379-93 *Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method* [25]
  - D792-91 *Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement* [28]
  - D2734-94 *Void Content of Reinforced Plastics* [29]
  - D2584-94 *Ignition Loss of Cured Reinforced Resins* [30]

#### 4.5.2 Metodologia para a fabricação dos corpos de prova

Os corpos de prova são cortados dos painéis fabricados, utilizando preferencialmente o processo de corte manual com um estilete. A linha de corte não poderá ser riscada no painel, de forma que será necessária a utilização de uma régua de aço, a qual deverá ser posicionada em marcas de no máximo 3 mm de comprimento feitas nas bordas das placas. O ajuste final da largura e comprimento do corpo de prova deverá ser feito por processo manual de lixamento.

Como o número de corpos de prova a serem fabricados é muito grande, o processo alternativo de corte por máquina com disco de diamante foi utilizado. O disco de diamante foi convenientemente refrigerado com água de forma a não provocar a queima da resina na região do corte, conforme apresenta a Figura 46.



**Figura 46 – Corte das placas e corpos de prova utilizando o disco diamantado**

### 4.5.3 Ensaio de Tração

A norma ASTM D3039-95 [24] estabelece a geometria dos corpos de prova e os procedimentos de ensaios a serem usados na determinação de: i) tensões de ruptura do material por tração na direção longitudinal e transversal; ii) módulo de elasticidade na direção longitudinal e transversal; iii) os coeficientes de Poisson.

A Figura 47 apresenta a geometria do corpo de prova para o ensaio na direção “fill”<sup>1</sup>

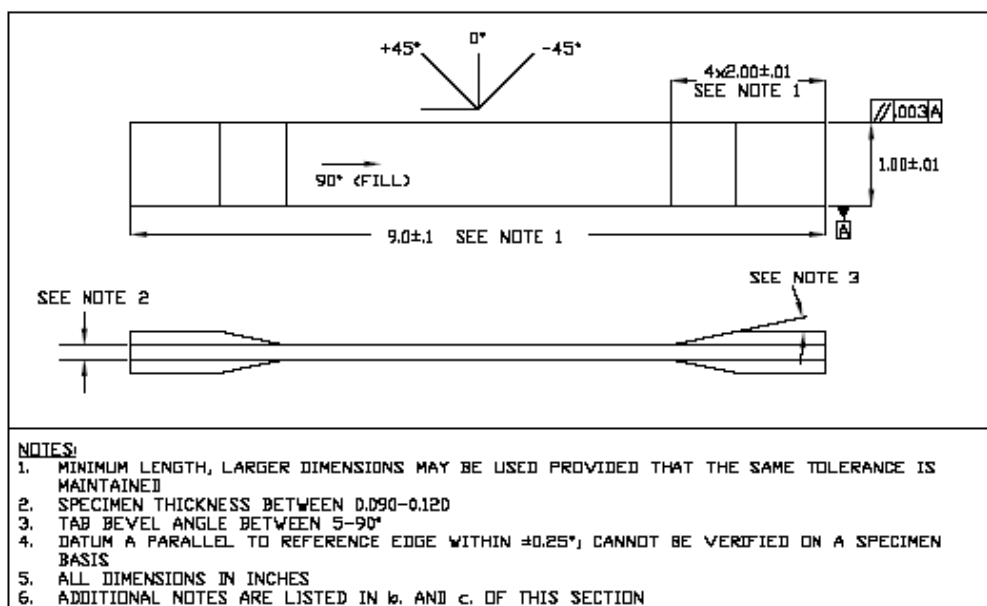


Figura 47 – Geometria do corpo de prova na direção “fill” [24]

### 4.5.4 Ensaio de Cisalhamento

A norma ASTM D5379-93[25] estabelece a geometria dos corpos de prova e os procedimentos de ensaios a serem usados na determinação da tensão de cisalhamento no plano de um material composto, pelo método da viga com um entalhe em V.

A Figura 48 apresenta a geometria do corpo de prova para o ensaio de cisalhamento.

<sup>1</sup> No caso, só serão realizado os ensaios de tração em uma direção, visto que o tecido utilizado na fabricação das placas é totalmente simétrico nas duas direções. Ver Figura 37.



---

#### 4.5.5 Ensaio para a determinação da densidade do material composto

A norma ASTM D792-91[28] estabelece o procedimento de ensaio a ser usado na determinação da densidade de um material composto. O procedimento consiste dos seguintes passos:

1. Pesagem do corpo de prova no ar com uma precisão de 0,1 micro grama.
2. Amarrar o corpo de prova ao braço de uma balança analítica, com um arame bem fino, e pesar o corpo de prova mais uma parte do arame imersos em água destilada à 23<sup>o</sup> C.
3. Pesar o arame, observando que a mesma porção de arame esteja imerso na água destilada.

A densidade do material é determinada pela seguinte expressão:

$$\rho = \frac{a}{(a + w - b)} * 0,9975 \quad (4.1)$$

onde  $\rho$  denota a densidade do material em g/cm<sup>3</sup>,  $a$  o peso do corpo de prova no ar,  $b$  o peso aparente do corpo de prova e do arame parcialmente imerso na água  $w$  o peso do arame parcialmente imerso na água e 0,9975 é a densidade da água destilada à 23<sup>o</sup> C

#### 4.5.6 Ensaio para a determinação da quantidade de vazios no material composto

A norma ASTM D2734-94[29] estabelece o ensaio a ser utilizado na determinação da porosidade ou quantidade de vazios de um material composto. O método de ensaio B estabelece a seguinte expressão:

$$V = 100 - M_d \left( \frac{r}{d_r} + \frac{g}{d_g} \right) \quad (4.2)$$

onde:

V quantidade de vazios em % do volume

M<sub>d</sub> densidade medida do composto gr/m<sup>3</sup>

r fração em peso da resina %

---

g fração em peso da fibra %

$d_r$  densidade da resina  $\text{gr/m}^3$

$d_g$  densidade da fibra  $\text{gr/m}^3$

#### 4.6 Metodologia numérica

Para o cálculo prévio da resistência do laminado, será usado o programa desenvolvido pelo autor em Matlab<sup>®</sup> que permite calcular a curva tensão/deformação de um laminado simétrico com um numero par de lâminas. Este programa está baseado nas equações da teoria clássica da laminação apresentada na revisão bibliográfica (capitulo 3 deste trabalho). O código do programa está apresentado no ANEXO D deste trabalho.

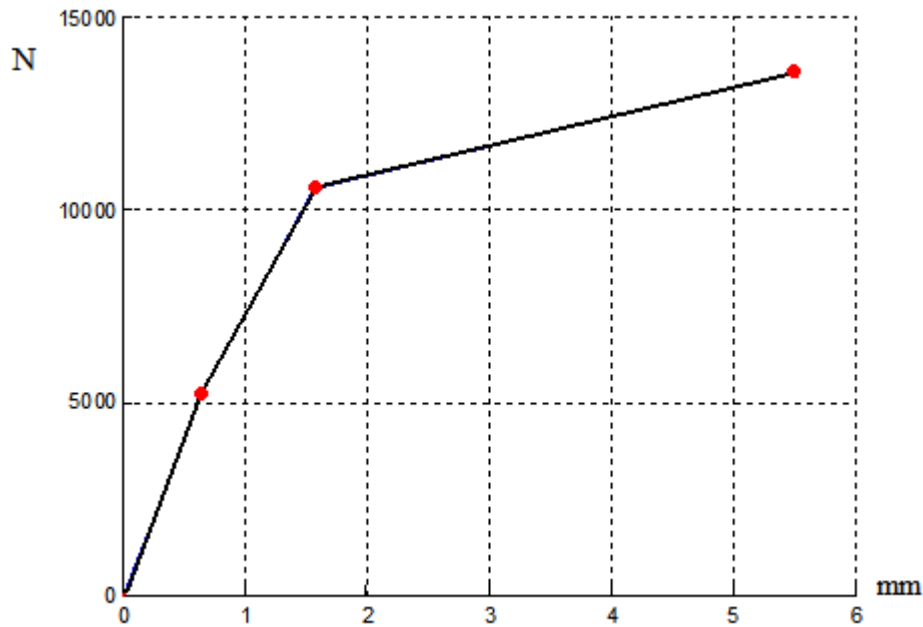
#### 4.7 Comparação entre o Contraplacado e o Laminado de Material Composto

Como ainda não foram executados os ensaios mecânicos nos corpos de prova retirados das placas de material composto, será feita uma comparação prévia de resistência mecânica entre o contraplacado e o laminado de material composto.

Para esta comparação, foi testado um laminado com vinte lâminas  $[0^0_4 / 45^0_4 / 90^0_2]_s$  com espessura de 2.0 mm com tecido 145  $\text{gr/m}^2$  e usando a resina LY1316 com o endurecedor HY1208.

O código apresentado acima serve para caracterizar univocamente o laminado. O colchete indica o inicio do laminado, o colchete no final indica o término do laminado, o ângulo denota a orientação das fibras em relação ao eixo X, que é o eixo longitudinal do laminado, a barra é usada para separar as lâminas com orientação das fibras diferentes, o numero subscripto define o número de lâminas com mesmo ângulo, o subscripto s após o colchete, indica que o laminado é simétrico.

A Figura 50 apresenta a curva carga/deformação de um corpo de prova teórico com 200mm de comprimento e 20mm de largura, deste laminado, calculada pelo programa em Matlab<sup>®</sup>. No eixo das ordenadas está a escala da carga de ruptura em Newtons e no eixo das abscissas está a escala de deformação o material em milímetros.



**Figura 50 – Curva carga deformação teórica de um laminado**

A carga de ruptura deste material é de 13,528 kN, o que dá uma tensão de ruptura de 3382kgf/cm<sup>2</sup> considerando a área da seção transversal do corpo de prova  $A=2 \times 20=40\text{mm}^2=0,4\text{cm}^2$ .

Segundo (Brotero et alli, 1941)[5] no boletim n° 29 do IPT, um contraplacado de 2 mm de espessura tem uma resistência total á ruptura de 1094 kg/cm<sup>2</sup>.

Como na tabela a seguir serão comparados dois materiais diferentes, será utilizada uma grandeza muito comum na área de materiais que é o módulo de resistência. Esta grandeza é definida como sendo a relação entre a sua resistência última à tração, dividida pela densidade do material.

**Tabela 5 – Tabela comparativa entre o Contraplacado Aeronáutico e uma Chapa de material composto**

	Espessura Chapa (mm)	Densidade média (kg/cm <sup>3</sup> )	Resistência à Tração (kgf/cm <sup>2</sup> )	Módulo de resistência (cm)
Contraplacado	2	0.000704	1094	1553977
Mat. Composto	2	0.0018	3382	1878888

Na tabela 5 observa-se que a placa de fibra de vidro, possui um módulo de resistência maior do que o do contraplacado.

---

A partir desta observação conclui-se que os cálculos numéricos indicam que o material irá apresentar bons resultados quanto à diminuição de peso do revestimento de uma aeronave.

## 5 Resultados dos Ensaios

Nesta seção serão apresentados as condições e os resultados dos ensaios realizados com os corpos de provas retirados das placas fabricadas pelo processo proposto.

Serão apresentados os resultados dos ensaios:

- Ensaio de Densidade
- Ensaio de Ignição
- Ensaio de conteúdo de vazio
- Ensaio de Tração
- Ensaio de Cisalhamento

### 5.1 Resultados dos Ensaios de Densidade

O ensaio de densidade dos corpos de prova retirados das placas foi realizado segundo a norma ASTM D792-91[28] e utilizou-se os seguintes equipamentos:

1 balança Ohaus, com carga máxima de 310 g, e resolução de 0.01 g.

Água destilada á temperatura de 23<sup>o</sup>C.

Becker de vidro de 500 ml.

A Figura 51 apresenta uma foto da balança *Ohaus* utilizada.



**Figura 51 – Balança Ohaus**

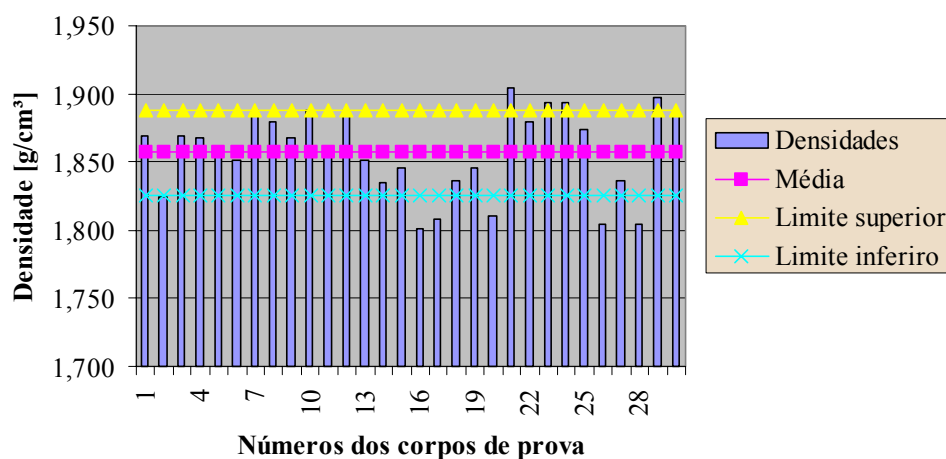
A Tabela 6 apresenta os resultados obtidos .

**Tabela 6- Resultados do teste de densidade dos corpos de prova**

Numero do CP	Densidade dos corpos de prova			
	Peso no ar	Peso na água	Diferença	Densidade
1	2,71	1,26	1,45	1,869
2	2,7	1,22	1,48	1,824
3	2,71	1,26	1,45	1,869
4	2,69	1,25	1,44	1,868
5	2,73	1,26	1,47	1,857
6	2,74	1,26	1,48	1,851
7	2,68	1,26	1,42	1,887
8	2,65	1,24	1,41	1,879
9	2,69	1,25	1,44	1,868
10	2,68	1,26	1,42	1,887
11	2,73	1,26	1,47	1,857
12	2,68	1,26	1,42	1,887
13	2,74	1,26	1,48	1,851
14	2,77	1,26	1,51	1,834
15	2,75	1,26	1,49	1,846
16	2,90	1,29	1,61	1,801
17	2,91	1,30	1,61	1,807
18	2,81	1,28	1,53	1,837
19	2,75	1,26	1,49	1,846
20	2,86	1,28	1,58	1,810
21	2,59	1,23	1,36	1,804
22	2,65	1,24	1,41	1,879
23	2,67	1,26	1,41	1,894
24	2,67	1,26	1,41	1,894
25	2,66	1,24	1,42	1,873
26	2,87	1,28	1,59	1,805
27	2,81	1,28	1,53	1,837
28	2,96	1,32	1,64	1,805
29	2,58	1,22	1,36	1,897
30	2,64	1,24	1,40	1,886

A Figura 52 apresenta os resultados em forma gráfica, com o valor da média e do desvio padrão.

**Resultados do Ensaio de Densidade**



**Figura 52 – Gráfico dos resultados de medida de densidade**

O valor médio da densidade foi de 1,857 g/cm<sup>3</sup> e o desvio padrão foi de Dp = 0,031 que corresponde a 1,67% do valor médio. Nota-se que o processo proposto foi capaz de produzir um material de densidade uniforme.

## 5.2 Resultados do ensaio de ignição

O ensaio de ignição dos corpos de prova retirado das placas foi realizado segundo a norma ASTM D2584-02[30] e utilizou-se os seguintes equipamentos:

1 mufla, temperatura máxima 550°C,

6 cadinhos de cerâmica,

1 balança analítica Marte, carga máxima 500g, carga mínima 0,025g, menor divisão 0,001.

Foram ensaiados trinta corpos de prova com dimensões de 25x25x2 (mm), que foram retirados das placas fabricadas.

A finalidade desse procedimento foi determinar a proporção de fibra e a proporção de matriz contidas nos corpos de prova.

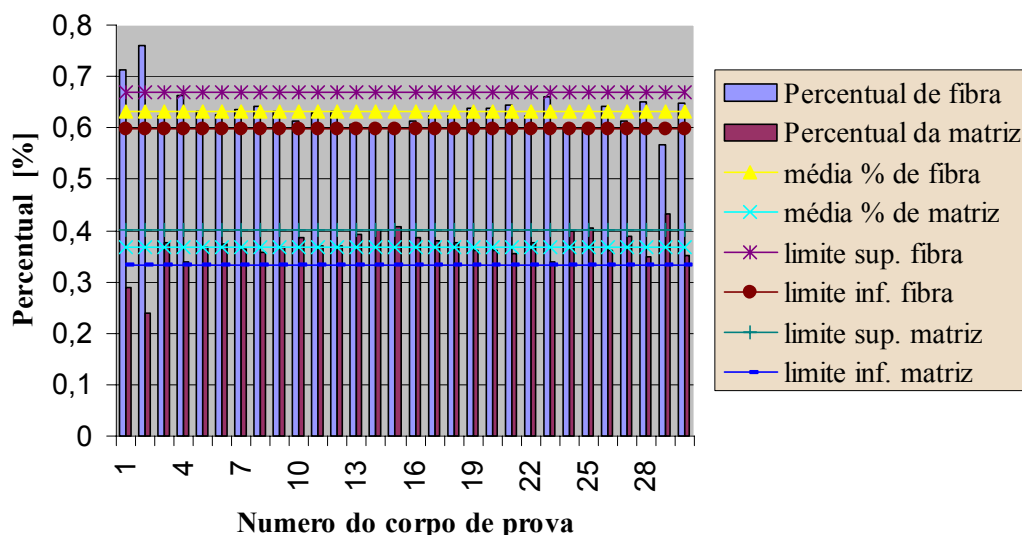
A Tabela 7 apresenta os resultados do ensaio de ignição para trinta amostras.

**Tabela 7– Resultado do ensaio de ignição para trinta amostras.**

Número do CP	Ensaio de ignição					
	Peso do CP com matriz	Peso do CP após ignição	Diferença	% em peso de fibra	% em peso de matriz	cheque
1	2,709	1,927	0,782	0,711	0,289	1
2	2,729	2,074	0,665	0,759	0,241	1
3	2,701	1,680	1,021	0,621	0,379	1
4	2,689	1,779	0,91	0,661	0,339	1
5	2,712	1,717	0,995	0,633	0,367	1
6	2,740	1,714	1,026	0,625	0,375	1
7	2,682	1,707	0,975	0,636	0,364	1
8	2,658	1,698	0,951	0,642	0,358	1
9	2,687	1,698	0,989	0,632	0,368	1
10	2,676	1,682	0,994	0,628	0,372	1
11	2,732	1,678	1,054	0,614	0,386	1
12	2,676	1,687	0,989	0,630	0,370	1
13	2,809	1,704	1,105	0,606	0,394	1
14	2,899	1,734	1,165	0,598	0,402	1
15	2,755	1,693	1,062	0,614	0,386	1
16	2,913	1,729	1,184	0,593	0,407	1
17	2,769	1,720	1,049	0,621	0,379	1
18	2,744	1,707	1,037	0,622	0,378	1
19	2,673	1,709	0,964	0,639	0,361	1
20	2,673	1,708	0,965	0,639	0,361	1
21	2,649	1,706	0,943	0,644	0,356	1
22	2,749	1,713	1,036	0,623	0,377	1
23	2,587	1,708	0,879	0,660	0,340	1
24	2,859	1,717	1,142	0,600	0,400	1
25	2,870	1,712	1,158	0,596	0,404	1
26	2,656	1,701	0,955	0,640	0,360	1

27	2,807	1,717	1,090	0,611	0,399	1
28	2,962	1,680	1,282	0,567	0,433	1
29	2,576	1,675	0,901	0,650	0,350	1
30	2,643	1,713	0,930	0,648	0,352	1

### Teste de Ignição



**Figura 53– Resultados do teste de ignição nos corpos de prova**

Os resultados dos ensaios de ignição nos corpos de prova evidenciaram que o processo proposto foi capaz de produzir um material com as frações de fibra e de matriz razoavelmente constantes, sendo o percentual médio de fibra, em peso, de 63,2%. Normalmente, um material composto no processo de *hand lay up* possui em peso 50% de fibra e 50% de matriz. Quando se quer melhorar a resistência mecânica do material composto, aumenta-se a quantidade de fibra, mas este aumento pode acarretar outros problemas, tais como a falta de impregnação das fibras pela resina ou vazios internos. A média de quantidade de matriz ou resina, em peso, foi de 36,7%.

### 5.3 Resultado do ensaio para conteúdo de vazios

O ensaio de conteúdo de vazios dos corpos de prova retirados das placas foi realizado segundo a norma ASTM D2734-94[29].

A Tabela 8 apresenta os resultados do ensaio de vazios para trinta corpos de prova.

**Tabela 8– Resultados do ensaio de conteúdo de vazios para trinta corpos de prova**

Número do CP	Peso com matriz	Peso após ignição	diferença	Ensaio de conteúdo de vazios		cheque	densidade	densidade teórica	% de vazios
				%em peso de fibra	% em peso de matriz				
1	2,709	1,927	0,782	0,711	0,299	1	1,925	1,942	0,91
2	2,729	2,074	0,655	0,760	0,240	1	1,990	2,023	1,62
3	2,701	1,680	1,021	0,622	0,378	1	1,796	1,810	0,82
4	2,689	1,779	0,910	0,661	0,339	1	1,850	1,867	0,91
5	2,712	1,717	0,995	0,633	0,367	1	1,800	1,826	1,44
6	2,740	1,714	1,026	0,625	0,375	1	1,800	1,815	0,87
7	2,682	1,707	0,975	0,636	0,364	1	1,820	1,831	0,60
8	2,658	1,707	0,951	0,642	0,358	1	1,830	1,839	0,498
9	2,687	1,698	0,989	0,632	0,368	1	1,800	1,824	1,353
10	2,732	1,678	1,054	0,614	0,386	1	1,800	1,800	0,015
11	2,676	1,682	0,994	0,628	0,372	1	1,800	1,820	1,098
12	2,676	1,687	0,989	0,630	0,370	1	1,800	1,822	1,239
13	2,809	1,704	1,105	0,606	0,394	1	1,789	1,790	0,058
14	2,899	1,734	1,165	0,598	0,402	1	1,778	1,778	0,039
15	2,913	1,729	1,184	0,593	0,407	1	1,770	1,772	0,149
16	2,755	1,693	1,062	0,614	0,386	1	1,783	1,800	0,983
17	2,769	1,720	1,049	0,621	0,379	1	1,790	1,809	1,093
18	2,744	1,707	1,037	0,622	0,378	1	1,800	1,811	0,610
19	2,673	1,709	0,964	0,639	0,361	1	1,830	1,835	0,279
20	2,673	1,708	0,965	0,639	0,361	1	1,820	1,834	0,795
21	2,649	1,706	0,943	0,644	0,356	1	1,829	1,841	0,691
22	2,749	1,713	1,036	0,623	0,377	1	1,810	1,812	0,138
23	2,587	1,708	0,879	0,660	0,340	1	1,848	1,865	0,915
24	2,859	1,717	1,142	0,600	0,400	1	1,780	1,781	0,108
25	2,870	1,712	1,158	0,596	0,404	1	1,760	1,776	0,932
26	2,656	1,701	0,955	0,640	0,360	1	1,830	1,836	0,362
27	2,807	1,717	1,090	0,611	0,399	1	1,780	1,796	0,938
28	2,576	1,675	0,901	0,650	0,350	1	1,835	1,850	0,843
29	2,962	1,680	1,282	0,567	0,433	1	1,720	1,738	1,068
30	2,643	1,713	0,930	0,648	0,352	1	1,835	1,847	0,681

Como pode ser visto na Tabela 8 a maioria dos corpos de prova apresentaram uma quantidade de vazios abaixo de 1% , o que é um indicativo da qualidade do processo proposto de forma a obter-se um material de excelente qualidade estrutural. Segundo Matheus [13] o aumento da quantidade de vazios é um fator muito comprometedor do desempenho mecânico dos materiais compostos. Segundo ele, Judd e Wright reportaram que um aumento de 1% de vazios corresponde a um decréscimo de 7% na resistência de cisalhamento de uma viga curta.

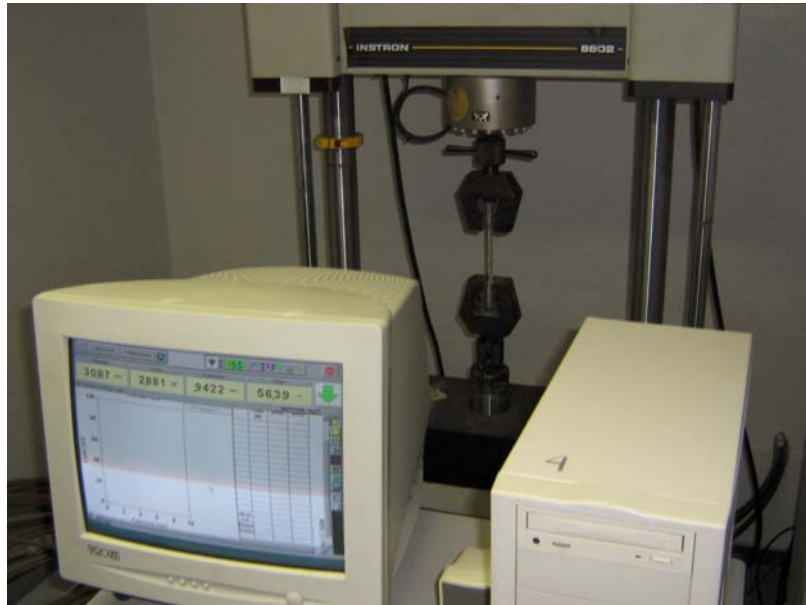
#### **5.4 Resultados dos Ensaios de Tração/Cisalhamento**

Os ensaios de tração e de cisalhamento dos corpos de prova retirados das placas foram realizados segundo a norma ASTM D3039/D3039M-00[24] e ASTM D5379-93[25]

A máquina de tração universal marca Instron modelo 8802 com capacidade de carga de 250kN, equipada com sistema de controle de teste Instron Fast Track 8800 e software Merlin Instron versão 4.05. Data de certificado de teste de calibração 13/09/06.

---

Antes do rompimento dos mesmos na máquina de tração, foram realizadas medidas de largura e espessura ao longo do comprimento dos mesmos, com a respectiva marcação destas medidas. A finalidade desse procedimento foi a de determinar a posição do ponto de rompimento, e posterior cálculo da área resistente nesta posição. A Figura 54 apresenta o ensaio de tração nos corpos de prova com a máquina *Instron*.



**Figura 54– Ensaio de tração nos corpos de prova com a máquina universal Instron**

A Figura 55 apresenta alguns corpos de prova rompidos.



**Figura 55 – Corpos de prova rompidos por tração**

**Tabela 9– Resultados do ensaio de tração dos corpo de prova.**

Ensaio Instron - Tração						
Subplaca 1.1	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação unitária	Área da seção do CP (mm <sup>2</sup> )	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	15991	7,04	0,028	48,45	330,04	11720
CP2	16142	7,06	0,028	49,58	325,54	11527,62
CP3	15450	6,24	0,024	49,83	310,04	12421,39
Subplaca 1.2	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação unitária	Área da seção do CP (mm <sup>2</sup> )	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	27183	8,40	0,033	82,16	330,86	9839,43
CP2	24608	7,94	0,031	84,25	292,08	9188,24
CP3	-	-	-	-	-	-
Subplaca 2.1	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação unitária	Área da seção do CP (mm <sup>2</sup> )	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	24164	6,67	0,026	66,02	365,97	13717,20
CP2	2413,4	7,16	0,028	65,72	368,39	12862,80
CP3	23784,4	6,71	0,026	65,37	363,79	13553,95
Subplaca 2.2	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação unitária	Área da seção do CP (mm <sup>2</sup> )	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	23206,8	5,66	0,022	66,40	349,46	15435,52
CP2	23227,5	5,67	0,022	66,04	351,67	15505,72
CP3	24303,5	6,75	0,027	65,53	370,85	13735,30
Subplaca 3.1	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação unitária	Área da seção do CP (mm <sup>2</sup> )	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	23132,56	6,83	0,027	66,16	349,60	12792,29
CP2	2321,24	5,83	0,023	65,08	356,64	15280,29
CP3	23399,23	9,01	0,036	65,41	357,7	9914,12
Subplaca 3.2	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação unitária	Área da seção do CP (mm <sup>2</sup> )	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	22146,49	7,09	0,028	66,76	331,70	11688,20

CP2	23979,4	7,91	0,031	64,04	374,39	11830,33
CP3	22430,21	5,86	0,023	67,5	332,30	14175,43
Subplaca 4.1	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação unitária	Área da seção do CP (mm <sup>2</sup> )	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	21477,28	6,51	0,026	70,05	306,57	11764,73
CP2	19747,17	5,65	0,022	70,93	278,40	12317,10
CP3	21811,34	6,83	0,027	70,61	308,88	11290,12
Subplaca 4.2	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação unitária	Área da seção do CP (mm <sup>2</sup> )	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	23170,92	6,90	0,027	70,43	328,95	11908,90
CP2	24640,95	7,93	0,031	69,49	354,56	11174,24
CP3	23440,87	7,25	0,029	69,26	338,43	11656,20
Subplaca 5.1	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação unitária	Área da seção do CP (mm <sup>2</sup> )	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	23016,39	7,29	0,029	64,54	356,59	12216,92
CP2	23242,03	8,12	0,032	63,81	364,19	11212,68
CP3	22629,92	7,73	0,030	64,56	350,51	11334,50
Subplaca 5.2	Carga (N)	Deformação (mm)	Deformação unitária	Área da seção do CP (mm <sup>2</sup> )	Tensão (Mpa)	E (Mpa)
CP1	23244,98	8,38	0,033	64,01	363,09	10830,93
CP2	22675,63	8,11	0,032	60,68	373,63	11514,73
CP3	23890,17	7,87	0,031	66,07	361,54	11474,45

A Figura 56 apresenta o gráfico de ensaio do corpo de prova numero 1 da sub-placa 3.1

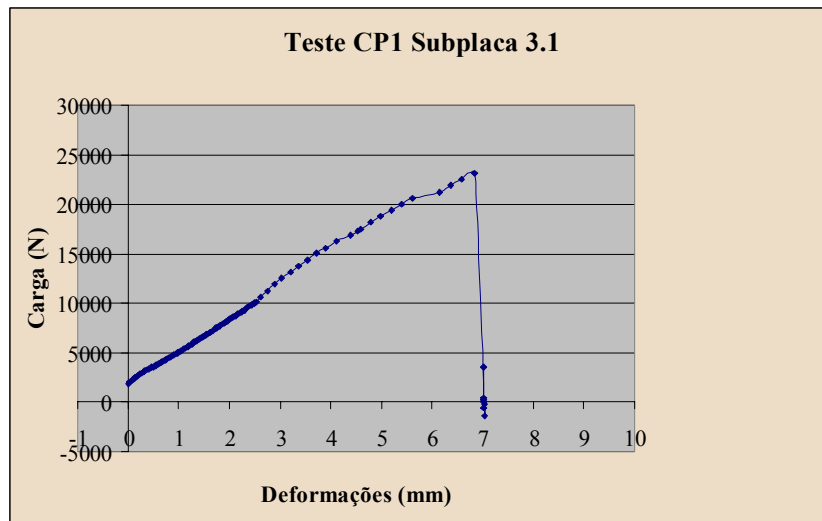


Figura 56 – Gráfico do ensaio de tração do corpo de prova 1 da sub-placa 3.1

O gráfico apresenta uma característica do material composto que é a ausência da região de escoamento.

### Tensões de ruptura dos Corpos de Prova

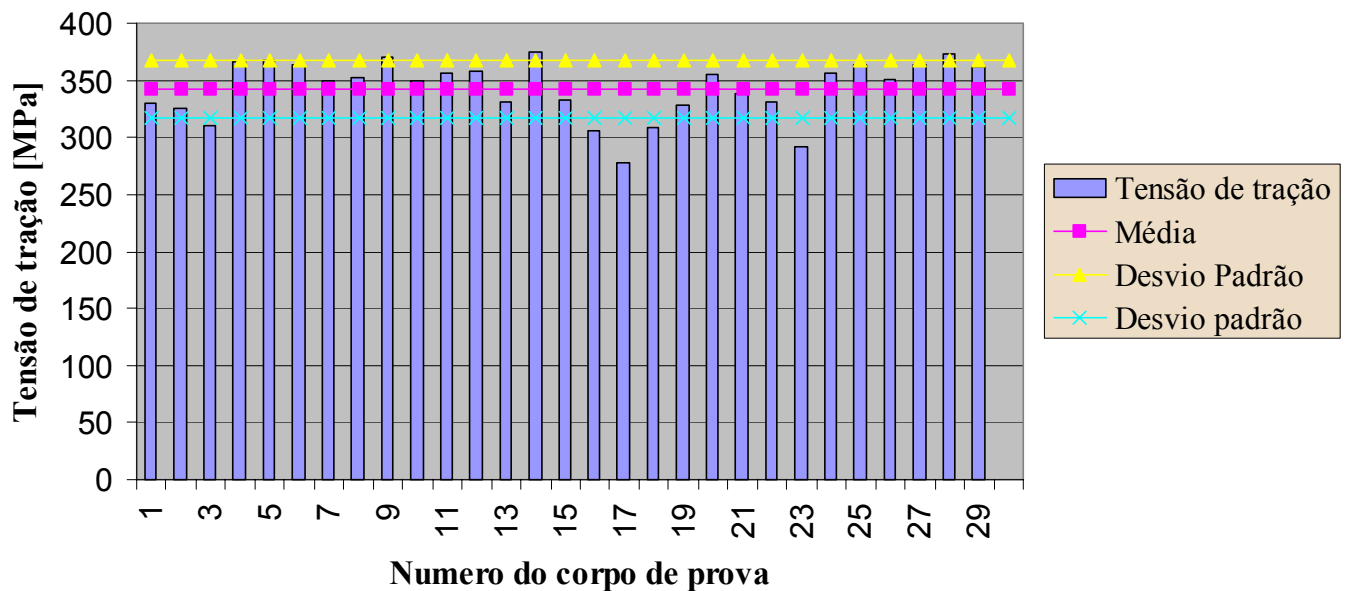


Figura 57 – Gráfico de tensão de ruptura por tração dos corpos de prova

---

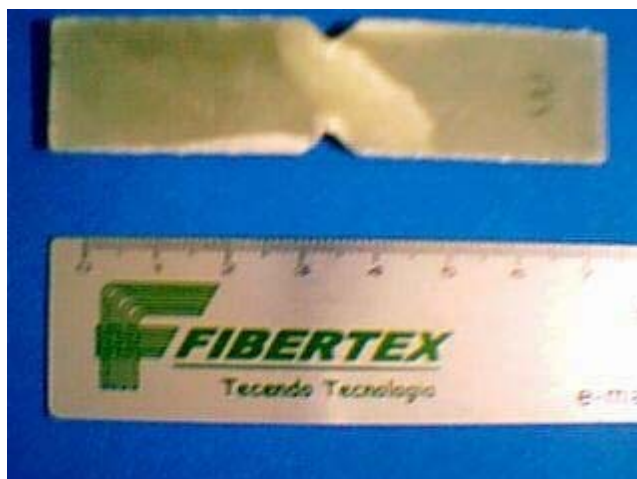
O valor médio da tensão de ruptura nos corpos de prova foi de 342,97 MPa e o desvio padrão foi de  $D_p = 25,26$  que corresponde a 7,3% do valor médio. Nota-se que o processo proposto foi capaz de produzir um material de resistência à tração bastante uniforme, conforme será comprovado na análise estatística adiante.

A literatura apresenta vários resultados para a tensão de tração de material composto de fibra de vidro. Por exemplo, (Agarwall e Broutman, 1990) [7] apresenta o valor de tensão de tração de um material composto de fibra de vidro/epóxi comercial como sendo 1062 MPa, já Daniel e Ishai, 1994[1] apresentam o valor de 1080 MPa para um material composto unidirecional típico. O autor Middleton [3] (1990) apresenta os valores de 900 MPa para GFRP unidirecional e 460 MPa para GFRP com tecido laminado. Pode-se observar que os valores variam muito em função principalmente do tipo de tecelagem que é utilizado na fabricação da fibra de vidro. O autor Matheus [13] apresenta um valor experimental de 274 MPa com um  $CV\% = 8.2$ . Neste trabalho, o material ensaiado foi uma placa fabricada pelo processo RTM, com tecido de fibra de vidro *plain weave* 196 g/m<sup>2</sup> 12 laminas e resina epóxi LY564 com endurecedor HY-2954 e com uma fração de fibra de 50,4%. Quando o material tem uma fração em peso de fibra de 63,9% o valor da tensão de ruptura sobe para 332,9 MPa com um  $CV\%=6,6$ . Este resultado aproxima-se razoavelmente do valor encontrado neste trabalho.

Para o ensaio de cisalhamento, foi utilizado o dispositivo de teste Iosipescu conforme apresenta a Figura 58.



**Figura 58 – Teste de cisalhamento dos corpos de prova com o dispositivo Iosipescu**



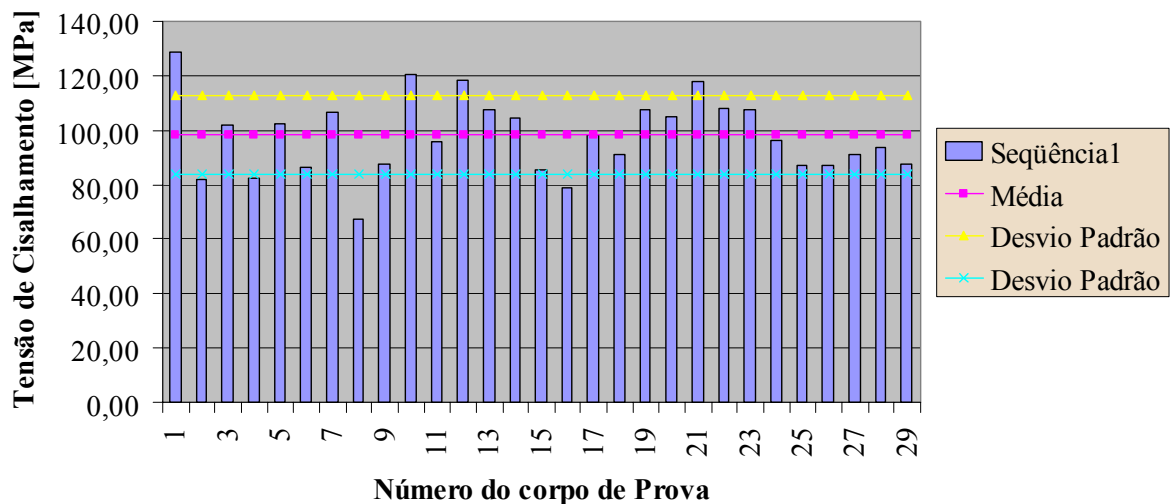
**Figura 59 – Corpo de prova rompido por cisalhamento**

**Tabela 10 – Resultados do ensaio de cisalhamento nos corpos de prova**

Teste de cisalhamento					
Subplaca	Carga (N)	Largura do CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Área (mm <sup>2</sup> )	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
Subplaca 1.1					
CP1	4762,68	20	1,85	37	128,72
CP2	3137,69	20	1,92	38,4	81,71
CP3	3709,7	20	1,82	36,4	101,91
Subplaca 1.2					
CP1	3153,79	20	1,91	38,2	82,56
CP2	3705,43	20	1,81	36,2	102,36
CP3	3634,38	20	2,1	42	86,54
Subplaca 2.1					
CP1	5635,22	20	2,65	53	106,32
CP2	3600,36	20	2,66	53,2	67,68
CP3	4606,04	20	2,62	52,56	87,63
Subplaca 2.2					
CP1	6429,63	20	2,67	53,4	120,41
CP2	5022,69	20	2,62	52,4	95,85
CP3	-	-	-	-	-
Subplaca 3.1					
CP1	6222,43	20	2,63	52,6	118,3
CP2	5727,07	20	2,66	53,2	107,65
CP3	5483,31	20	2,62	52,4	104,65
Subplaca 3.2					
CP1	4797,94	20	2,81	56,2	85,37
CP2	4452,05	20	2,82	56,4	78,94
CP3	5142,91	20	2,62	52,4	98,15
Subplaca 4.1					
CP1	5073,41	20	2,79	55,8	90,92
CP2	5729,91	20	2,66	53,2	107,71
CP3	5557,2	20	2,64	52,8	105,25

Subplaca 4.2	Carga (N)	Largura do CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Área (mm <sup>2</sup> )	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP1	6113,44	20	2,59	51,8	118,02
CP2	5637,32	20	2,61	52,2	107,99
CP3	5691,26	20	2,64	52,8	107,79
Subplaca 5.1	Carga (N)	Largura do CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Área (mm <sup>2</sup> )	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP1	4864,51	20	2,53	50,6	96,14
CP2	5159,72	20	2,97	59,4	86,86
CP3	4389,49	20	2,52	50,4	87,09
Subplaca 5.2	Carga (N)	Largura do CP (mm)	Espessura do CP (mm)	Área (mm <sup>2</sup> )	Tensão de Cisalhamento (Mpa)
CP1	4804,3	20	2,64	52,8	90,99
CP2	4787,7	20	2,55	51	93,88
CP3	4388,88	20	2,09	41,88	104,78

### Tensão de ruptura por cisalhamento dos corpos de prova



**Figura 60 – Gráfico tensão de ruptura por cisalhamento dos corpos de prova**

O valor médio da tensão de cisalhamento nos corpos de prova foi de 98,35 MPa e o desvio padrão foi de  $D_p = 14,17$ . Nota-se que o processo proposto foi capaz de produzir um material de resistência à cisalhamento uniforme, conforme será comparado na análise estatística.

Da mesma forma, a literatura apresenta vários resultados para a tensão de cisalhamento de material composto de fibra de vidro. Por exemplo, (Agarwall e Broutman, 1990) [7] apresenta o valor de tensão de cisalhamento de um material composto de fibra de vidro/epóxi comercial como sendo 72 Mpa. Já Daniel e Ishai, 1994[1] apresentam o valor de 89 MPa para um material composto unidirecional típico. Os outros autores citados neste trabalho não fazem referência a este

---

valor. Como as placas produzidas neste trabalho possuem fibras direcionadas no ângulo de 45° é justificável um aumento da resistência ao cisalhamento em relação ao material unidirecional.

## **6 Análise dos resultados**

### **6.1 Análise Estatística**

Se comparados com os materiais metálicos, os materiais compostos possuem alto grau de variabilidade em suas propriedades físicas e mecânicas. Esta variabilidade é devido a uma série de fatores, incluindo, mas não se limitando à qualidade de fabricação das fibras e das resinas, manuseio adequado deste material, processo de fabricação da peça, seqüência de laminação, condições ambientais, e técnicas de ensaio. Por estes motivos o custo dos ensaios de materiais compostos é relativamente elevado.

Estas características dos materiais compostos impõem a utilização de técnicas avançadas de cálculos estatísticos para a determinação de propriedades físicas e mecânicas destes materiais para serem usadas nos projetos de peças.

#### **6.1.1 Metodologia**

Conforme foi mencionado no item (4.5), Metodologia de ensaios, o esquema adotado para a análise estatística equivale ao sistema tipo A (*robust sample*) do documento “*Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems*” [27].

Após o término dos ensaios, os dados obtidos foram tratados estatisticamente, utilizando uma planilha do excel com o programa ASAP (*Agate Statistical Analysis Program*) que se baseia na metodologia apresentada por Shyprykevich [27]. Para informações adicionais para esta metodologia ou análise estatística em geral, deve-se consultar MIL-HDBK-17-1E, capítulo 8. [31]

### **6.2 Resultados após tratamento estatístico**

A Figura 61 apresenta a tela dos resultados após o tratamento estatístico dos resultados dos ensaios mecânicos em todos os corpos de prova utilizando o programa ASAP.

COMPANY	Universidade Federal de Minas Gerais			
MATERIAL	Fibra de Vidro			
PROPERTY	Tensão de Ruptura/Tensão de Cisalhamento/			
COMMENTS				
DATE	dezembro 5, 2006			
DATA SUMMARY				
STATISTIC	TEST CONDITION			
	Tensão de ruptura	Tensão de cisalhame	Módulo de Elasticida	
Sample Size	29	29	29	
No. of Batches	11	11	11	
Mean	342,97	98,35	12389,14	
Std.dev	25,26	13,93	1528,62	
% Co. Variation	7,36	14,17	12,34	
Minimum	278,39	67,68	9188,00	
Maximum	374,38	128,72	15505,00	
$K_b$	1,6541	1,6541	1,6541	
$K_a$	2,7975	2,7975	2,7975	
Equal C.V. Basis Values				
B-Basis Value	277,65	79,62	10029,48	
A-Basis Value	232,50	66,67	8398,42	

**Figura 61 – Resultados dos ensaios após o tratamento estatístico**

No quadro da Figura 61 o significado de cada linha é :

- *Sample size* = número de corpos de prova
- *No. of Batches* = numero de grupos de corpos de prova
- *Mean* = média dos valores
- *Std dev.* = desvio padrão
- *% Co. Variation* = covariância
- *Minimum* = valor mínimo
- *Maximum* = valor máximo
- $K_B$  = coeficiente de tolerância pelo método B (90% de probabilidade)
- $K_A$  = coeficiente de tolerância pelo método A (99% de probabilidade)
- *B Basis Value* = valor admissível de projeto da propriedade pelo método B (90% de probabilidade)

- 
- *A Basis Value = valor admissível de projeto da propriedade pelo método A (99% de probabilidade)*

## 7 Conclusões do trabalho

Os resultados obtidos neste trabalho apresentaram a viabilidade de se obter um material de qualidade aeronáutica pelo processo RTM.

Esta afirmativa pode ser corroborada pelos fatos:

- Ao seguir a metodologia descrita neste trabalho para a fabricação das placas, obter-se-a pelo processo, placas com espessuras relativamente uniformes. A diferença de espessura na mesma placa foi da ordem de 13 centésimos de milímetro, o que é perfeitamente aceitável para a aplicação proposta para este material.
- A densidade do material de  $1,857 \text{ g/cm}^3$  é o que a literatura indica para este tipo de material.
- Os resultados dos ensaios de tração apresentam que o material obtido pelo processo desenvolvido neste trabalho possui uma tensão de ruptura muito próxima do que foi previsto na teoria. Enquanto o método numérico indicou uma tensão de ruptura do laminado de 2 mm de espessura na direção longitudinal de  $3382 \text{ kgf/cm}^2$ , o teste de tração indicou para este material uma tensão média de ruptura de  $3429 \text{ kgf/cm}^2$ . Isto quer dizer que, o programa desenvolvido neste trabalho, pode ser usado como uma ferramenta de otimização de espessuras de revestimentos de estruturas de aeronaves. Isto é, se forem conhecidas as cargas unitárias nos revestimentos curvos ou em peças planas, o programa permite simular as possíveis orientações das fibras e o número de camadas necessárias na laminação do revestimento.
- Os resultados dos ensaios de cisalhamento apresentam que o material obtido pelo processo de RTM possui um valor desta tensão um pouco acima dos valores citados na literatura. Entretanto tal resultado pode ser justificado pela presença de 8 lâminas com orientação das fibras a  $45^0$ , em um total de 20 lâminas da placa fabricada.
- Foi apresentado que o módulo de resistência do material de fibra de vidro é acima do módulo de resistência do contraplacado aeronáutico. Isto significa que, uma

---

aeronave com revestimento constituído de placas de fibra de vidro tem um potencial de ser mais leve do que a fabricada com revestimento de contraplacado aeronáutico.

- Os ensaios de vazios apresentaram que a variação deste parâmetro nas placas produzidas foi muito dispersa, mas com a tendência de aproximação para o valor de 1%, para o qual a literatura classifica este material composto como sendo de boa qualidade.

## **8 Sugestões para trabalhos futuros**

Como sugestões para trabalhos futuros de pesquisa no tema aqui desenvolvido, qual seja, o de fabricação de placas planas de fibra de vidro pelo processo RTM, temos:

- Fabricação de placas planas com material híbrido com matriz epóxi. O material híbrido é um tecido de fibra de vidro misturado com fibras de carbono.
- Estudos da micrografia do material, no sentido de avaliar como a variação dos parâmetros do processo de RTM influencia a qualidade da placa obtida.
- Estudos da permeabilidade e da porosidade dos diversos tipos de tecelagem da fibra de vidro, visando à otimização do espalhamento da resina sobre as diversas camadas de tecido.
- Estudos e ensaios das placas como painéis submetidos à cargas de compressão, verificando o comportamento das mesmas quanto ao aspecto de flambagem.
- Ensaios de corpos de prova para determinação de resistência interlaminar.

---

## 9 Referências Bibliográficas

1. Daniel, Isaac M., Ishai, Ori , Engineering Mechanics of Composite Materials. Oxford University Press. (1994).
2. Wikipédia Dictionary
3. Middleton, D. H., Composite Materials in Aircraft Structures. Longman Scientific & Technical. (1990)
4. The Research Requirements of the Transport Sectors to Facilitate an Increased Usage of Composite Materials – Part I : The Composite Material Research Requirements of the Aerospace Industry – Prepared by EADS Deutschland GmbH,Corporate Research Center June 2004. Supported by the European Comission under Contract G4RT-CT-2001-05054
5. Brotero, Frederico A.;Vieira, Armando; Alvarenga, Eduardo Mello, Boletim N<sup>o</sup> 29, Instituto de Pesquisa Tecnológica de S. Paulo, Dezembro 1941.
6. Judd, N. W. C. and Wright, W. W., Voids and their effects on the mechanical properties of composites – An appraisal. SAMPE Journal,(1978),14,10-14.
7. Agarwal, Bhagwan D., Broutman, Lawrence J., Analysis and Performance of Fiber Composites. John Wiley & Sons, Inc., Second Edition. (1990)
8. Lekakou, C. ; Johari, M. A. K. ; Norman, D. ; Bader, M. G. – Measurement techniques and effects on in-plane permeability of woven cloths in resin transfer moulding. Composites Part A 27A (1996) 401-408.
9. Gonzales, V. M., Studies of Reactive Polymer Processing with Fiberglass Reinforcement, PhD. Diss., Univ. of Minnessota, Mineapolis (1983).
10. Chen, Y. T., Resin Transfer Molding of Polycyanate: Chemorheology, Molding, Experiment, and Wetting Visualization, PhD. Diss., Univ. of Minnessota, Mineapolis (1993)
11. Chen, Yung-Tin; Davis, H. Ted; Macosko, Christopher W. – Wetting of Fiber Mats for Composites Manufacturing: I. Visualization Experiments – AIChE Journal, October (1995) Vol. 41, No.10.

- 
12. Chen, Yung-Tin; Davis, H. Ted; Macosko, Christopher W. – Wetting of Fiber Mats for Composites Manufacturing: II. Air Entrapment Model – AIChE Journal, October (1995) Vol. 41, No.10.
  13. Abraham, D., Matthews, S. and Mellhagger, R., A comparison of physical of glass fibre epoxy composites produced by wet lay-up with autoclave consolidation and resin transfer moulding. *Composites Part A* 29 A (1998) 795-801.
  14. Lin M. Y., Mrphy M. J., Hahn H. T., Resin transfer moldig process optimization, *Composites:Part A* 31 (2000) 361-371.
  15. Beckwith Scott W.; Hyland Craig R. , Resin Transfer Molding: A decade of Technology Advances – SAMPE Journal Vol. 34 N° 6 November/December (1998).
  16. Johnson, M. S.;Rudd, C. D.;Hill D. J. –Microwave assisted resin transfer moulding – *Composites Part A* 29A (1998) 71-86.
  17. Weitzenböck, J. R.;Shenoi, R. A.;Wilson P. A. – Radial flow permeability measurement. Part A: Theory – *Composite Part A* 30 (1999) 781-796.
  18. Weitzenböck, J. R.;Shenoi, R. A.;Wilson P. A. – Radial flow permeability measurement. Part B: Application – *Composite Part A* 30 (1999) 797-813.
  19. Han, Ken K.;Lee, William C.;Rice, Brian P.- Measurements of the permeability of fiber performs and applications – *Composites Science and Technology* 60 (2000) 2435- 2441.
  20. Pearce, N.R.L.;Guild F. J.;Summerscales J. – Improving the resin transfer moulding process for fabric- reinforced composites by of fabric architecture - *Composites Part A* 31 (2000) 1433-1441.
  21. Pearce, N.R.L.;Guild F. J.;Summerscales J. – An investigation into the effects of fabric architecture on the processing and properties of fiber reinforced composites produced by resin transfer moulding.- *Composites Part A* 29A (1998) 19-27.
  22. Thuis H. G. S. J., Biemans C. , Design, fabrication and testing of a composite bracket for aerospace applications. *Composites Structures* Vol.38, No.1-4, pp. 91-98 (1997).
  23. Demoulin J. M. Jérôme, Welcome To... Resin Transfer Molding (RTM) Page, Brigham Young University (BYU), College of Engineering and Technology.
  24. Norma ASTM D3039/D 3039M - 00 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, 2002.

- 
25. Norma ASTM D5379/D 5379 M – 98 Standard Test Method for Shear Properties of Polymer Matrix Composite Materials by the V-Notched Beam Method, 1998.
  26. Bittencourt, Carolina Bastos., Procedimento de Ensaio para avaliar propriedades são cisalhamento de materiais compósitos-Método da viga com entalhe em V – Escola de Engenharia de Itajubá, Instituto de Engenharia Mecânica, Departamento de Produção.
  27. Tomblin, John S., Ng, Yeow C. and Raju K. S. - Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems- DOT/FAA/AR-00/47 April (2001)- Final Report.
  28. Norma ASTM D 792 – 00 Standard Test Method for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement, 2000.
  29. Norma ASTM D2734 – 94 (Reapproved 2003) Standard Test Method for Void Content of Reinforced Plastics , 2003.
  30. Norma ASTM D2548 – 02 Standard Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins, 2002.
  31. Composite Materials Handbook, Volume 1. Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials, MIL-HDBK-17-1F volume 1 de 5 17 june 2002.

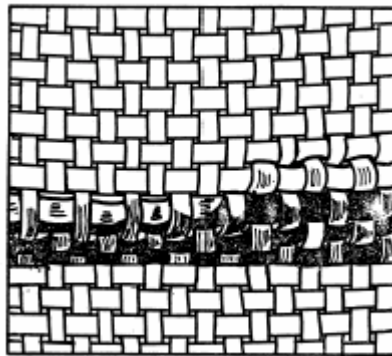
---

## 10 ANEXO A

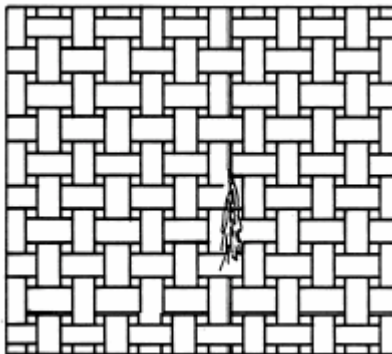
### 10.1 Defeitos de tecelagem dos tecidos de fibra de vidro

As figuras seguintes apresentam vários tipos de defeitos encontrados na tecelagem dos tecidos de fibra de vidro, sendo que todos eles desqualificam o material para a fabricação de placas.

Puchamento de um fio, fazendo com que ocorra uma distorção ou falta de planicidade do tecido.

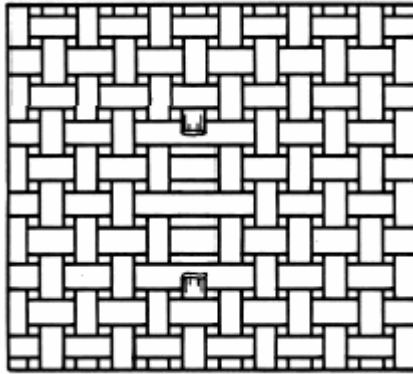


Quebra de alguns filamentos de um fio do tecido

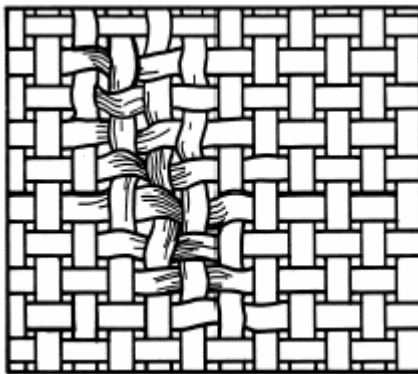


---

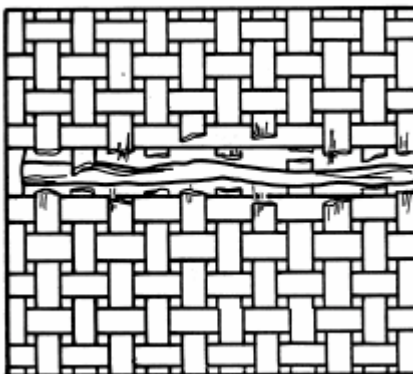
Quebra de um fio completo, seja na direção longitudinal (urdidura) ou transversal (trama)



Criação de um vinco, ou forte dobramento permanente de alguns fios do tecido.

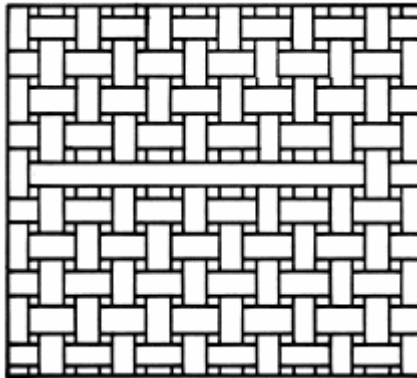


Corte de alguns fios da tecelagem

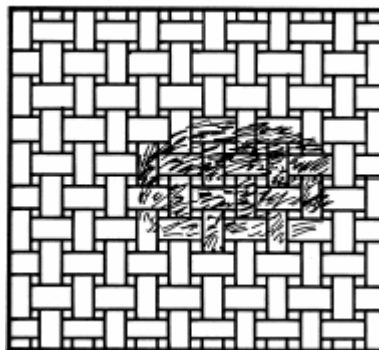


---

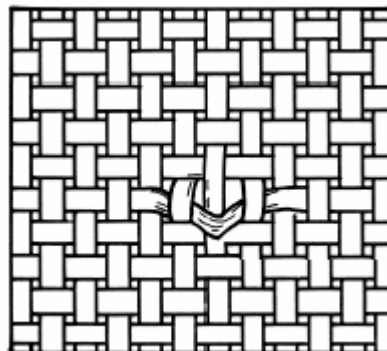
Fio que não foi corretamente tecido durante um determinado intervalo



Sujeira ou contaminação dos fios de tecelagem em uma determinada região do tecido

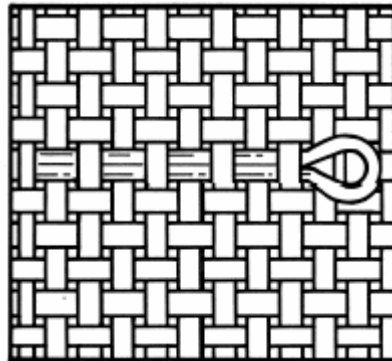


Abertura de um buraco no tecido devido à deformação de um fio

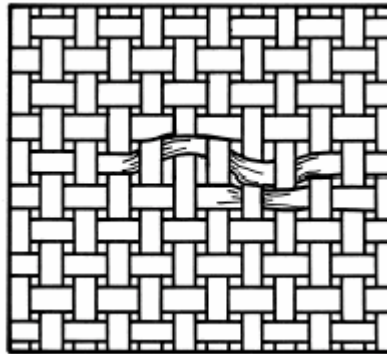


---

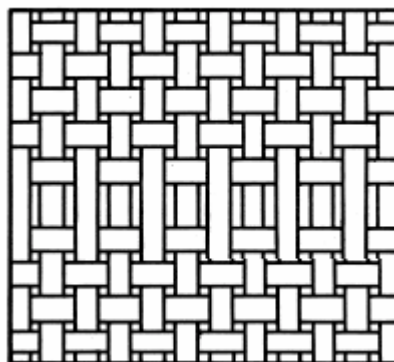
Fio duplo, formando um nó ou argola na tecelagem.



Fio solto ou bambo na tecelagem, podendo ser na direção longitudinal (urdidura) ou transversal (trama)

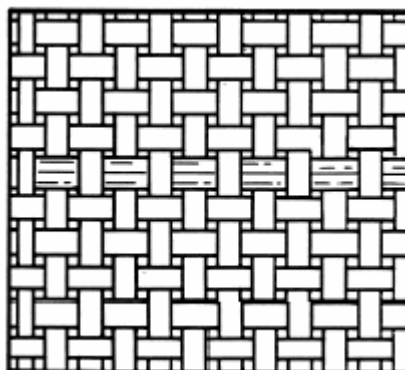


Falta de um fio na tecelagem

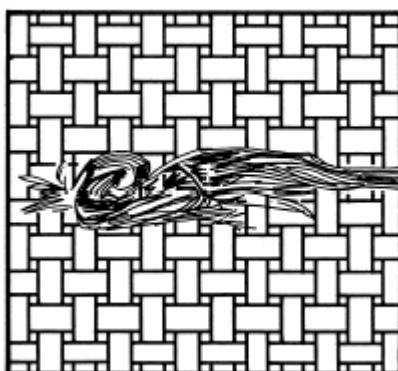


---

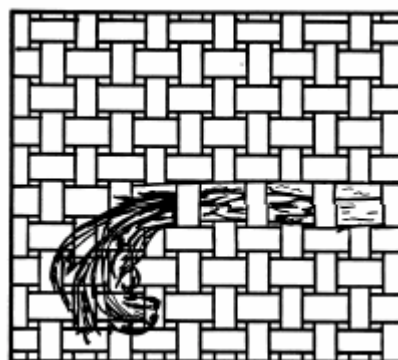
Fio duplo na tecelagem



Fios embolados sobre a superfície do tecido

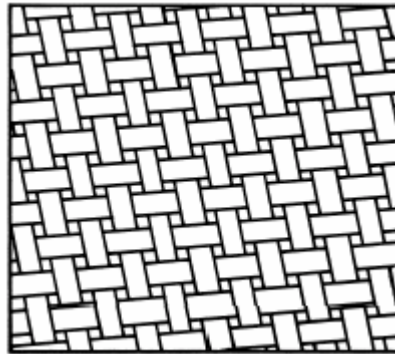


Pedaço de fio embolado trançado com os fios normais da tecelagem

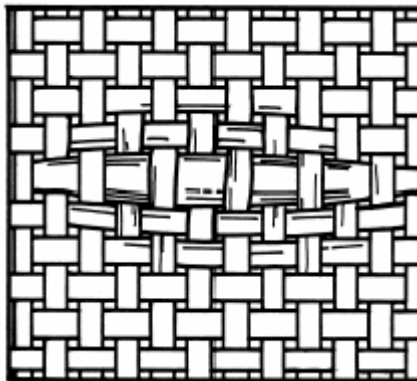


---

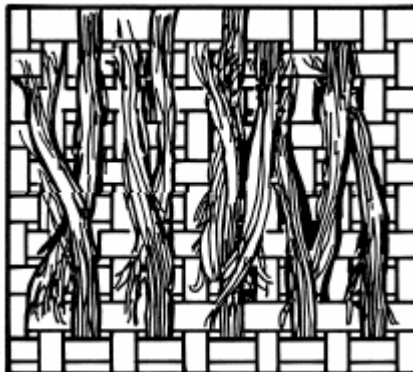
Deformação generalizada dos fios da tecelagem



Fio com maior quantidade de filamentos em um determinado comprimento

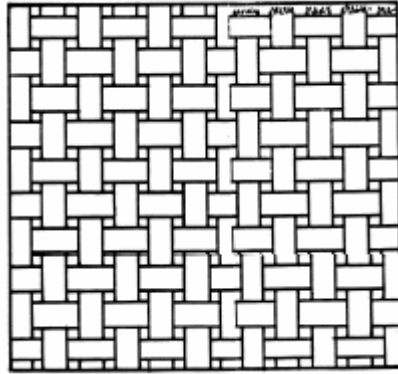


Vários fios rompidos na tecelagem

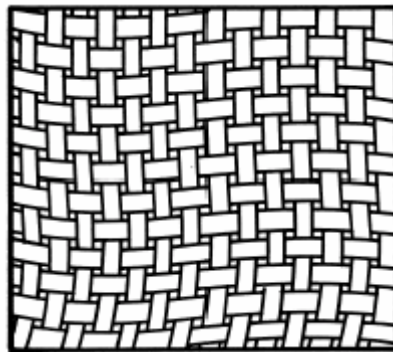


---

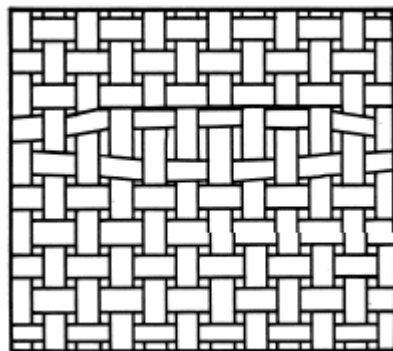
Um pedaço do tecido que foi cortado e depois ajuntado



Ondulação generalizada nos fios do tecido

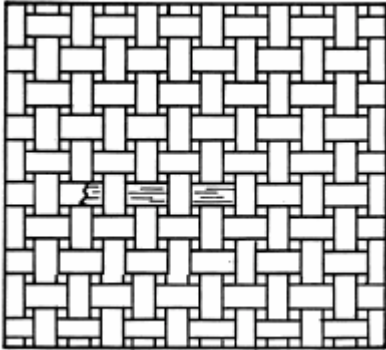


Buraco aberto na tecelagem devido ao maior afastamento entre dois fios



---

Fio que foi quebrado e depois trespessado com outro fio



---

## 11 ANEXO B

### 11.1 Especificação do fio (roving) para a fabricação do tecido

#### Roving Contínuo para Enrolamento ou Filamento Winding, Pultrusão e Tecelagem.

##### Descrição

O Roving de Fibra de Vidro Advantex® Type 30® - 111A é um roving direto, especialmente projetado para os processos de enrolamento (filamento winding), tecelagem, reforços de cabos telefônicos e pultrusão, sendo compatível com resinas poliéster, viniléster e epóxi. As fibras são tratadas superficialmente para rápida molhagem e facilidade de processamento. As bobinas, que são envolvidas com filme plástico tipo Tack-Pack® e acondicionadas em embalagens de papelão, apresentam um formato cilíndrico, sendo o desenrolamento feito pela parte interna da mesma.

Owens Corning, por meio de seu processo System Thinking™, desenvolveu e introduziu as Fibras de Vidro Advantex®, com um novo nível de performance ambiental. Esta nova formulação de fibra de vidro representa um avançado acesso às regulamentações sobre o meio-ambiente, pois é livre de boro, o que minimiza os poluentes do ar no processo de manufatura. Advantex® combina as excelentes propriedades mecânicas e elétricas do tradicional vidro 'E' com a resistência à corrosão ácida do vidro 'E-CR'. Advantex® atende aos requisitos ditados para ambos os vidros tipo 'E' e 'E-CR' tanto na norma ISO 2078, como na ASTM D578-98.

##### Destaques

- Excelente processabilidade
- Tratamento Multi-Compatível
- Rápida Molhagem

Para garantir a qualidade de seus produtos, a Owens Corning produz o roving direto 111A com tecnologia avançada, química superficial inovadora e um grande comprometimento com controle estatístico de processo. O Sistema da Qualidade de todas as unidades de manufatura da Owens Corning é certificada atendendo aos requisitos das normas ISO 9001:2000. Os rovings são manufaturados a partir de um conjunto de filamentos contínuos de vidro unidos em cabos únicos. Tratamento químico, de alta performance, é aplicado para otimizar a adesão do vidro na matriz polimérica. O produto é otimizado para se adequar às suas necessidades de custo e desempenho.

Obs: podem ocorrer variações no diâmetro externo em função do peso das bobinas

##### Produtos Disponíveis

Produto	Texg/km	% Sólidos	% Umidade	Diâmetro do Filamento (μ)	Nº Filamentos por cabo
<b>111A 100</b>	<b>100</b>	<b>0,65</b>	<b>0,050</b>	<b>13</b>	<b>300</b>

Método de análise Owens Corning MT.P001

## 12 ANEXO C

### 12.1 Especificação da resina LY1316 e endurecedor HY1208

Descrição		
O Araldite LY1316 é uma resina epóxi modificada, transparente, de baixa viscosidade, livre de solventes e cargas. Quando combinada com o endurecedor HY1208 possui cura à temperatura ambiente, produzindo um termofixo de alta aderência e resistência mecânica.		
Aplicações		
O conjunto resina/ endurecedor serve para a impregnação de tecidos e mantas de fibra de vidro.		
Mistura		
Proporção da mistura deve ser 100 LY1316 e 13 HY1208 em peso. Procedimento: Mexer bastante cada componente antes de iniciar a mistura. Pesar cada um deles de forma precisa $\pm 5\%$ em recipientes limpos e secos. Colocar a resina e o endurecedor juntos e mexer no mínimo durante 3 minutos de forma a obter uma mistura homogênea.		
Propriedades típicas dos componentes		
Propriedade	Araldite LY1316	Endurecedor HY1208
Cor Gardner	0-3	<3
Viscosidade à 25 <sup>o</sup> C mPas	550-750	20-30
Densidade à 20 <sup>o</sup> C gr/cm <sup>3</sup>	1.0-1.05	0.9-0.96
Propriedades típicas da mistura		
Propriedade	Unidade	Valor de teste
Tempo de uso (100g)	minuto	30-35
Tempo de desmoldagem	hora	8-10
Viscosidade da mistura	D-2393	450 –650
Propriedades típicas do produto curado		
Propriedade	Método de ensaio	Valores de teste
Peso específico (gr/cm <sup>3</sup> )	Método PM 49/70	1.0 – 1.05
Dureza – Shore D	Método PM 119-0/82	82-88
Resistência à compressão	DIN53454	8-9 kgf/mm <sup>2</sup>
Resistência à flexão	DIN53452	10-12 kgf/mm <sup>2</sup>
Resistência à tração	DIN53455	4.9-5.2 kgf/mm <sup>2</sup>
HDT (°C)	Método PM 124-0/81	58-62
Resistência ao impacto	ISSO 179	16-18 Kpcm/cm <sup>2</sup>
Nota: ciclo de cura 7 dias à 25 <sup>o</sup> C		
Armazenamento		
Conforme orientação estes produtos devem ser mantidos embalados em ambientes com temperatura entre 18 e 25 <sup>o</sup> C, para que tenham prazo de validade de 1 ano à partir da data de envio.		
Precauções de Segurança		
Não deixar atingir os olhos e a pele e as roupas. Evitar a inalação de vapor ou névoa. Manter as embalagens fechadas. Utilizar os produtos somente sob ventilação adequada e lavar as mãos com bastante água após o trabalho.		

---

## 13 ANEXO D

### 13.1 Programa MatLab® para calculo de laminados

```
%*****
%Programa para Calculo de Laminados de Tecidos de Fibra de Vidro / Epóxi
% Data: Abril/2006
% Autores: Jose Henriques Iscold de Oliveira e Rodrigo Viana Torres
%*****
% Programa desenvolvido para a tese de doutourado em Engenharia Mecanica de
% Projetos do Departamento de Engenharia Mecanica da UFMG.
%*****
% Funcionamento do programa:
%Enunciado do problema

%Para um laminado simetrico temos os seguintes constantes elasticas e
%tensoes de ruptura: EL=38.6 GPa ET=8.27 GPa GLT=4.14 GPa niLT=0.26
%SigmaLU=1062MpaSigmaLinhaLU=610MPaSigmaTU=31MPaSigmaLinhaTU=118MPa

%TalTU=72 MPa. Do laminado foi retirados um corpo de prova com as dimensoes
%250mmx20mm e testado com carga axial. Determinar a curva
%cargaxdeformação para as pegas da maquina afastadas uma da outra de 200mm.
%O programa está montado para o calculo de um laminado com qualquer numero
%par de laminas
%*****
clear

%Dados de Entrada
largura= input('Entre com o valor da largura do corpo de prova:');
comprimento= input('Entre com o valor da medida entre tabs do corpo de prova:');
EL=input('Entre com o valor do módulo de elasticidade longitudinal do composto:');
ET=input('Entre com o valor do módulo de elasticidade transversal do composto:');
GLT=input('Entre com o valor do módulo de elasticidade de cisalhamento:');
niLT=input('Entre com o valor do coeficiente de poisson:');
SigLU=input('Entre com o valor da tensão de ruptura por tração longitudinal do composto:');
Sig1LU=input('Entre com o valor da tensão de ruptura por compressão longitudinal do composto:');
SigTU=input('Entre com o valor da tensão de ruptura por tração transversal do composto:');
Sig1TU=input('Entre com o valor da tensão de ruptura por compressão transversal do composto:');
TalTu=input('Entre com o valor da tensão de ruptura por cisalhamento do composto:');
nc = input('Entre com o numero de camadas,deve ser numero par: ');
espessura= input('entre com o valor da espessura do laminado [mm]: ');

%Sequencia de laminação

for j = 1:(nc/2)
    sequencia(1,j) = input('entre com o valor de teta: ');
end
sequencia
% end

%Calculo da matriz [Q]

niTL=(niLT*ET)/EL;

Q11 = (EL)/(1-(niLT*niTL));

Q12 = (niLT*ET)/(1-(niLT*niTL));
```

---

```

Q13 = 0;

Q21=Q12;

Q22= (ET)/(1-(niLT*niTL));

Q23 = 0;

Q31 = 0;

Q32 = 0;

Q33 = GLT;

Q=[Q11 Q12 Q13;Q21 Q22 Q23;Q31 Q32 Q33];

%Matrizes de transformação T

T45 = [0.5 0.5 1 ; 0.5 0.5 -1 ; -0.5 0.5 0];
Tm45 = [0.5 0.5 -1 ; 0.5 0.5 1 ; 0.5 -0.5 0];
T90 = [0 1 0 ; 1 0 0 ; 0 0 -1];

% Obtenção das matrizes Qbarra

Qb0 = Q;

teta1=(45)*pi/180;

Qb1145=(Q11*(cos(teta1))^4)+(Q22*sin((teta1))^4)+
+(2*(Q12+2*Q33)*((sin(teta1))^2)*((cos(teta1))^2));
Qb2245= (Q11*(sin(teta1))^4)+(Q22*(cos(teta1))^4)+
+(2*(Q12+2*Q33)*((sin(teta1))^2)*((cos(teta1))^2));
Qb1245=(Q11+Q22-4*Q33)*(sin(teta1)^2)*(cos(teta1)^2)+
+Q12*((cos(teta1))^4)+(sin(teta1)^4);
Qb2145 = Qb1245;
Qb3345=Q11+Q22-(2*Q12)-(2*Q33)*(sin(teta1)^2)*(cos(teta1)^2)+
+9Q33*((cos(teta1))^4)+(sin(teta1)^4);
Qb1345= ((Q11-Q12-(2*Q33))*(sin(teta1))*(cos(teta1)^3))-
-((Q22-Q12-(2*Q33))*(cos(teta1))*((sin(teta1))^3));
Qb3145 = Qb1345;
Qb2345=((Q11-Q12-(2*Q33))*(cos(teta1))*((sin(teta1))^3))-
-((Q22-Q12-(2*Q33))*((cos(teta1))^3)*(sin(teta1)));
Qb3245 = Qb2345;
Qb45 = [Qb1145 Qb1245 Qb1345;Qb2145 Qb2245 Qb2345;Qb3145 Qb3245 Qb3345];

teta2=(-45)*pi/180;

Qb11m45= (Q11*(cos(teta2))^4)+(Q22*(sin(teta2))^4)+
+(2*(Q12+2*Q33)*((sin(teta2))^2)*((cos(teta2))^2));
Qb22m45= (Q11*(sin(teta2))^4)+(Q22*(cos(teta2))^4)+
+(2*(Q12+2*Q33)*((sin(teta2))^2)*((cos(teta2))^2));
Qb12m45=(Q11+Q22-4*Q33)*(sin(teta2)^2)*(cos(teta2)^2)+
+Q12*((cos(teta2))^4)+(sin(teta2)^4);
Qb21m45 = Qb12m45;
Qb33m45= (Q11+Q22-(2*Q12)-(2*Q33))*(sin(teta2)^2)*(cos(teta2)^2)+
+Q33*((cos(teta2))^4)+(sin(teta2)^4);
Qb13m45= ((Q11-Q12-(2*Q33))*(sin(teta2))*(cos(teta2)^3))-
-((Q22-Q12-(2*Q33))*(cos(teta2))*((sin(teta2))^3));
Qb31m45 = Qb13m45;

```

---

---

```

Qb23m45= ((Q11-Q12-(2*Q33))*(cos(teta2))*((sin(teta2))^3))-
-((Q22-Q12-(2*Q33))*((cos(teta2))^3)*(sin(teta2)));
Qb32m45 = Qb23m45;
Qbm45=[Qb11m45 Qb12m45 Qb13m45;Qb21m45 Qb22m45 Qb23m45;Qb31m45 Qb32m45 Qb33m45] ;

```

```
teta3=(90)*pi/180;
```

```

Qb1190= (Q11*(cos(teta3))^4)+(Q22*(sin(teta3))^4)+
+(2*(Q12+2*Q33)*((sin(teta3))^2)*((cos(teta3))^2));
Qb2290= (Q11*(sin(teta3))^4)+(Q22*(cos(teta3))^4)+
+(2*(Q12+2*Q33)*((sin(teta3))^2)*((cos(teta3))^2));
Qb1290= (Q11+Q22-4*Q33)*(sin(teta3)^2)*(cos(teta3)^2)+
+Q12*((cos(teta3)^4)+(sin(teta3)^4));
Qb2190 = Qb1290;
Qb3390= (Q11+Q22-(2*Q12)-(2*Q33))*(sin(teta3)^2)*(cos(teta3)^2)+
+Q33*((cos(teta3)^4)+(sin(teta3)^4));
Qb1390= ((Q11-Q12-(2*Q33))*(sin(teta3))*(cos(teta3)^3))-
-((Q22-Q12-(2*Q33))*(cos(teta3))*((sin(teta3))^3));
Qb3190 = Qb1390;
Qb2390= ((Q11-Q12-(2*Q33))*(cos(teta3))*((sin(teta3))^3))-
-((Q22 - Q12 -(2*Q33))*((cos(teta3))^3)*(sin(teta3)));
Qb3290 = Qb2390;
Qb90 = [Qb1190 Qb1290 Qb1390;Qb2190 Qb2290 Qb2390;Qb3190 Qb3290 Qb3390] ;

```

```
% Calculo da matriz A
```

```

for j=1:(nc/2)
if sequencia(1,j)==0
Qb{j} = Qb0 + Qb90 ;
elseif sequencia(1,j)==45
Qb{j} = 2 * Qb45 ;
elseif sequencia(1,j)==-45
Qb{j} = 2 * Qbm45 ;
elseif sequencia(1,j)==90
Qb{j} = Qb0 + Qb90 ;
else
error('Valor diferente de 0, 45, -45 ou 90');
end
end

```

```

A = zeros(3);
for j=1:(nc/2)
A = A + Qb{j};
end
A = 2*(espessura/nc)*A;

```

```
% Calculo da falha do primeiro laminado FPF
```

```

B= A(1);
C= Qb90(2);
D= A(3);
E= A(4);
F= A(9);
G= Qb90(1);
H= A(2);
epsonx= (SigTU/1000)/(G+((C*((-H*F)+(D*D)))/((F*B)-(D*D))));

```

```
% Calculo da deformação de falha da primeira lamina
```

---

```

delta1= comprimento*epsonx;
epsony= (((-E*F)+(D*D))*epsonx)/((F*B)-(D*D));
gamaxy= -(D*(epsonx+epsony))/F;
Nx= B*epsonx+ H*epsony + D*gamaxy;

% Calculo da carga de falha da primeira lamina

Px1= largura*Nx;

% Calculo da falha do segundo laminado

% Calculo da nova matriz [A]

for j=1:(nc/2)
    if sequencia(1,j)==0
        Qb{j} = Qb0 + Qb90 ;
    elseif sequencia(1,j)==45
        Qb{j} = 2 * Qb45 ;
    elseif sequencia(1,j)==-45
        Qb{j} = 2 * Qbm45 ;
    elseif sequencia(1,j)==90
        Qb{j} = zeros(3);
    else
        error('Valor diferente de 0, 45, -45 ou 90');
    end
end

A = zeros(3);
for j=1:(nc/2)
    A = A + Qb{j};
end
A = 2*(espessura/nc)*A;

% Calculo do incremento de deformação de falha da segunda lamina
Sigma= [Qb45]*[epsonx;epsonx;epsonx];
Sigma45= T45*Sigma;
B=((-A(2)*A(9))+A(3)*A(3))/((A(5)*A(9)-(A(3)*A(3))));
C=((-A(3))/(A(9)))*(1+(B));
D= ((Qb45(2)-(Qb45(1)*B)-(Qb45(3)*C))*0.5)+((Qb45(1)-(Qb45(2)*B)-(Qb45(3)*C))*0.5)+((Qb45(3)-
(Qb45(3)*B)-(Qb45(9)*C))*(-1));
depsonx= ((SigTU/1000)-(Sigma45(2)*epsonx))/D;
ddelta= comprimento*depsonx;
depsony= B*depsonx;
dgamaxy= C*depsonx;
dNx= A(1)*depsonx+ A(2)*depsony + A(3)*dgamaxy;

% Calculo do incremento de carga de falha da segunda lamina
dPx= largura*dNx;
delta2=delta1+ddelta;
Px2=Px1+dPx;

% Calculo da falha do terceiro laminado

epsontotx= (SigLU/1000)/EL;
ddepsonx=epsontotx-epsonx-depsonx;
dddelta=comprimento*ddepsonx;
ddPx=largura*2*(espessura/nc)*ddepsonx*EL;
deltatot=delta2+dddelta;

```

---

---

```
Ptot=Px2+ddPx;  
Px1=Px1*1000  
Px2=Px2*1000  
Ptot=Ptot*1000
```

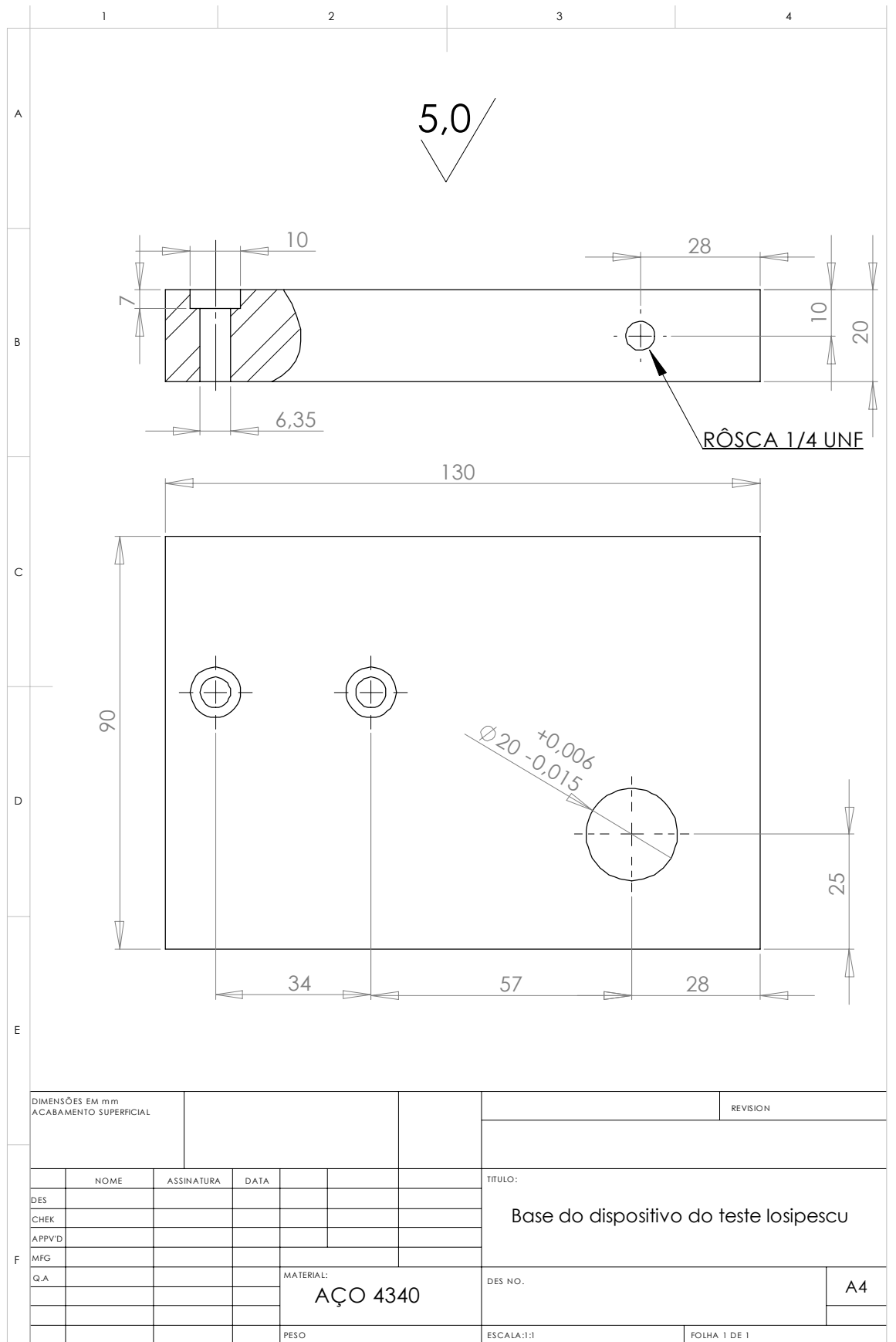
```
%Grafico de Carga x Deformação  
vetordelta=[0 delta1 delta2 deltatot];  
vetorP=[0 Px1 Px2 Ptot];  
figure(1);  
hold on;  
plot(vetordelta,vetorP,'b',vetordelta,vetorP,'xr')  
%zoom on;  
grid on;  
axis([0 6 0 13000]);  
  
xlabel('deformação mm');  
ylabel('Carga');
```

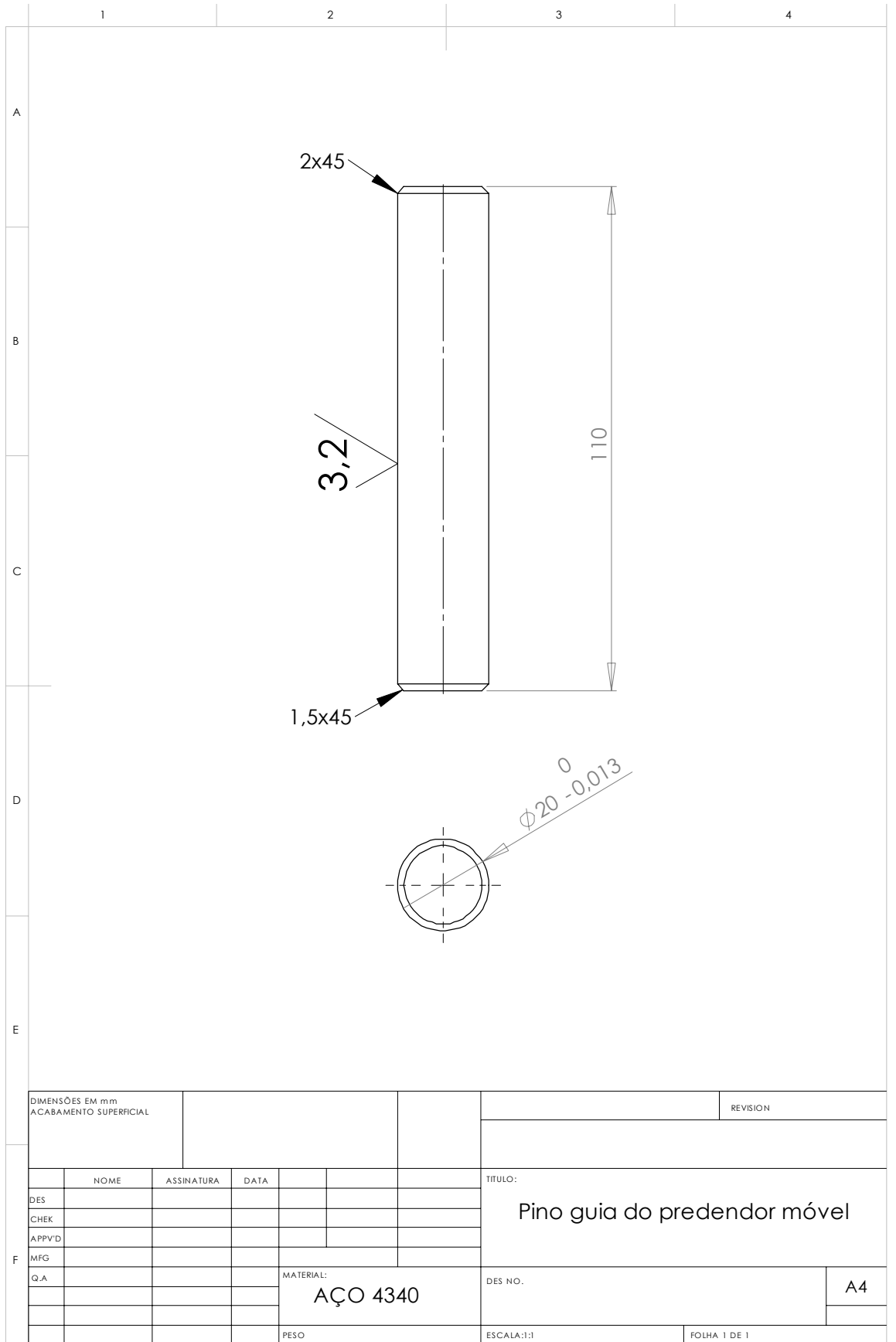
---

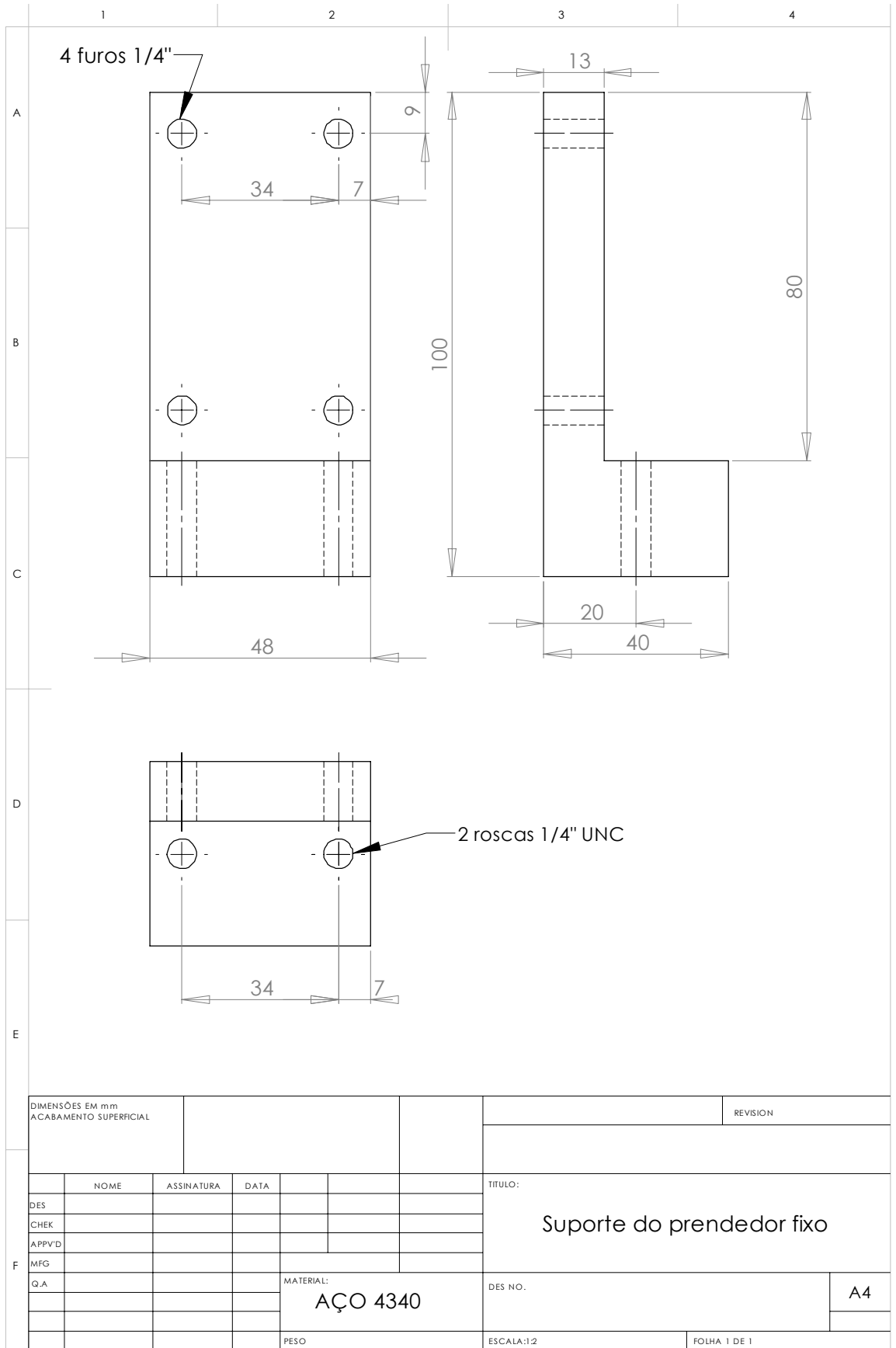
## **14 ANEXO E**

### **14.1 Desenhos de construção do dispositivo de teste Iosipescu**

As páginas a seguir apresentam os desenhos de fabricação do dispositivo utilizado no ensaio de cisalhamento os corpos de prova.

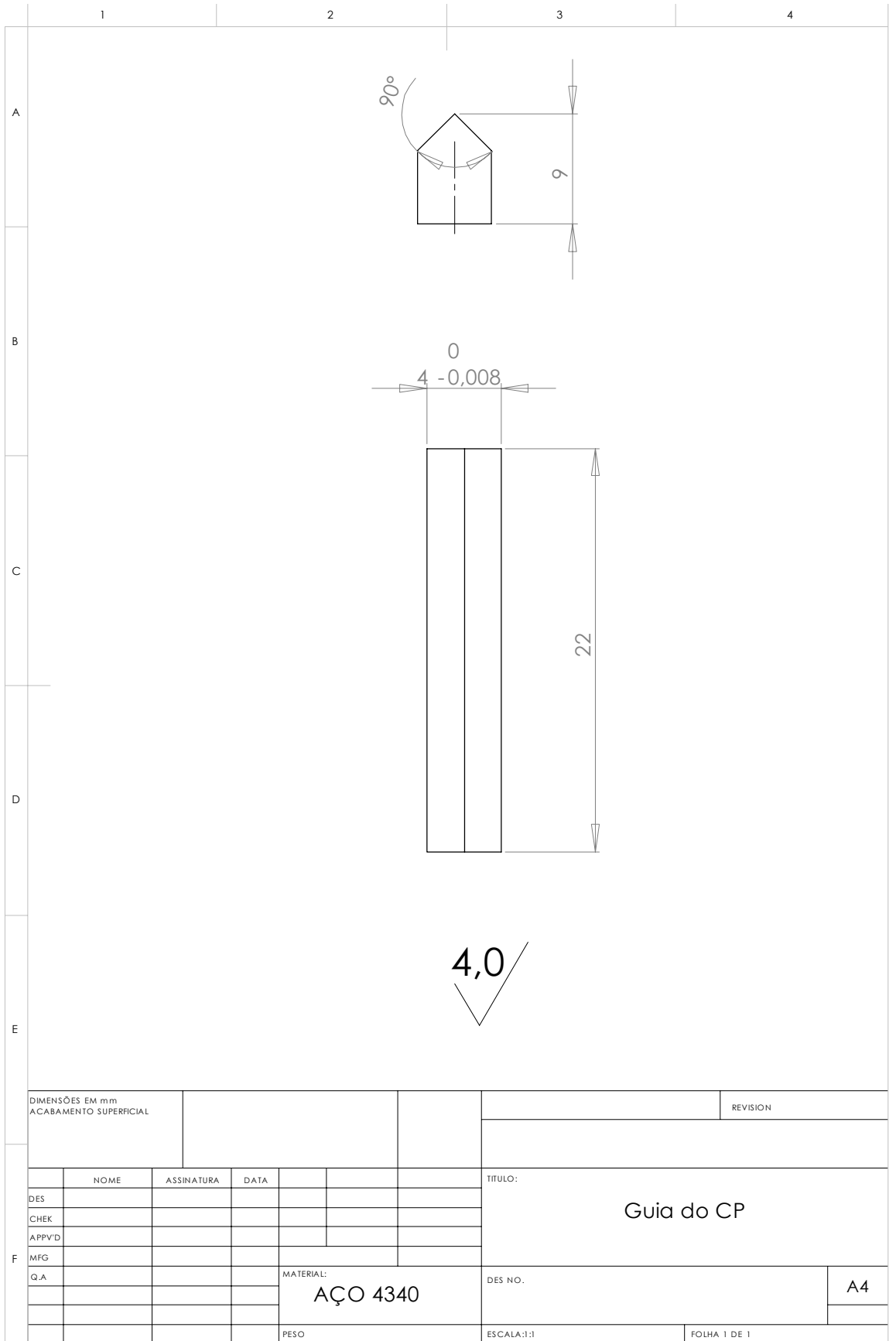




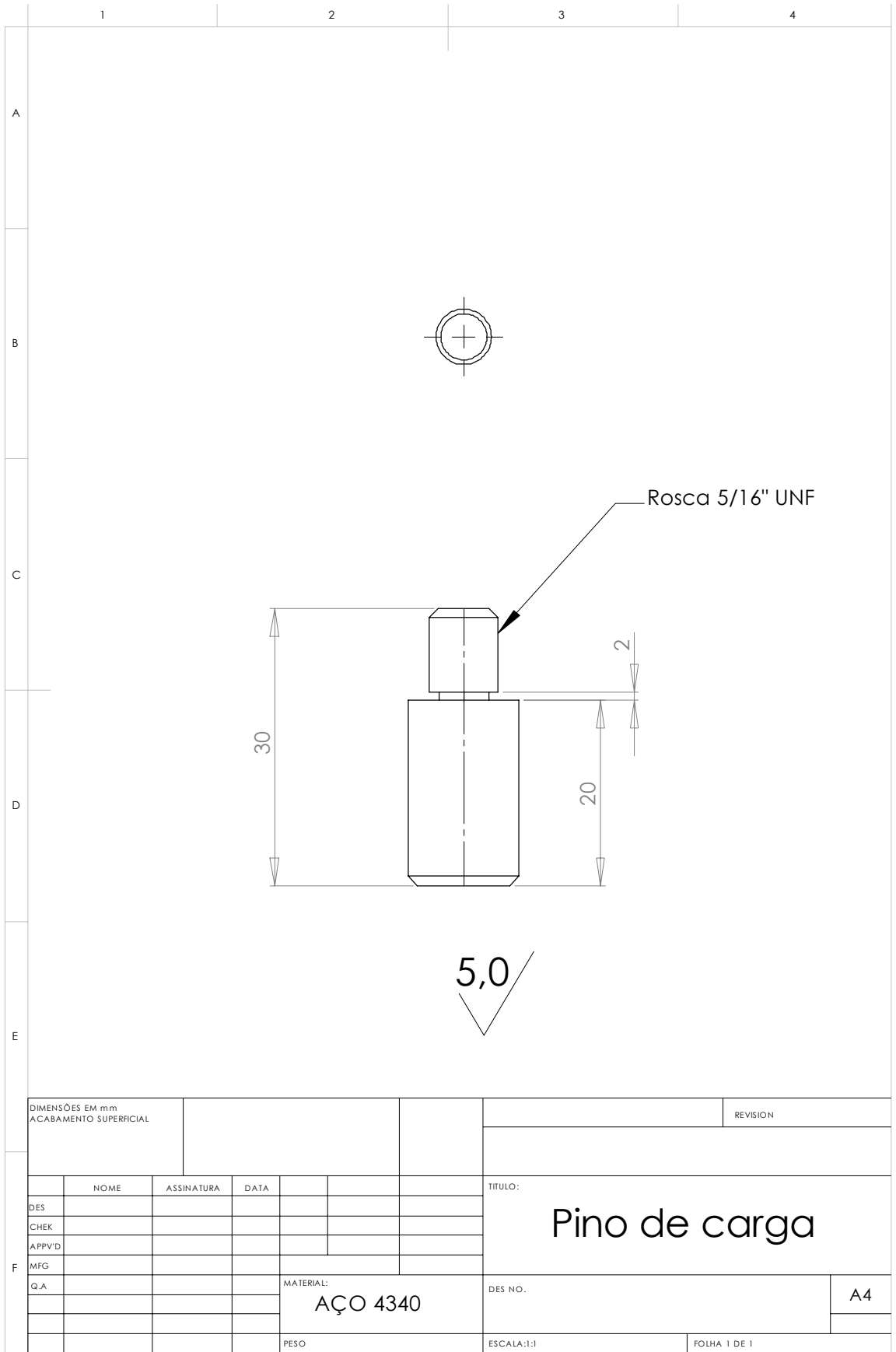


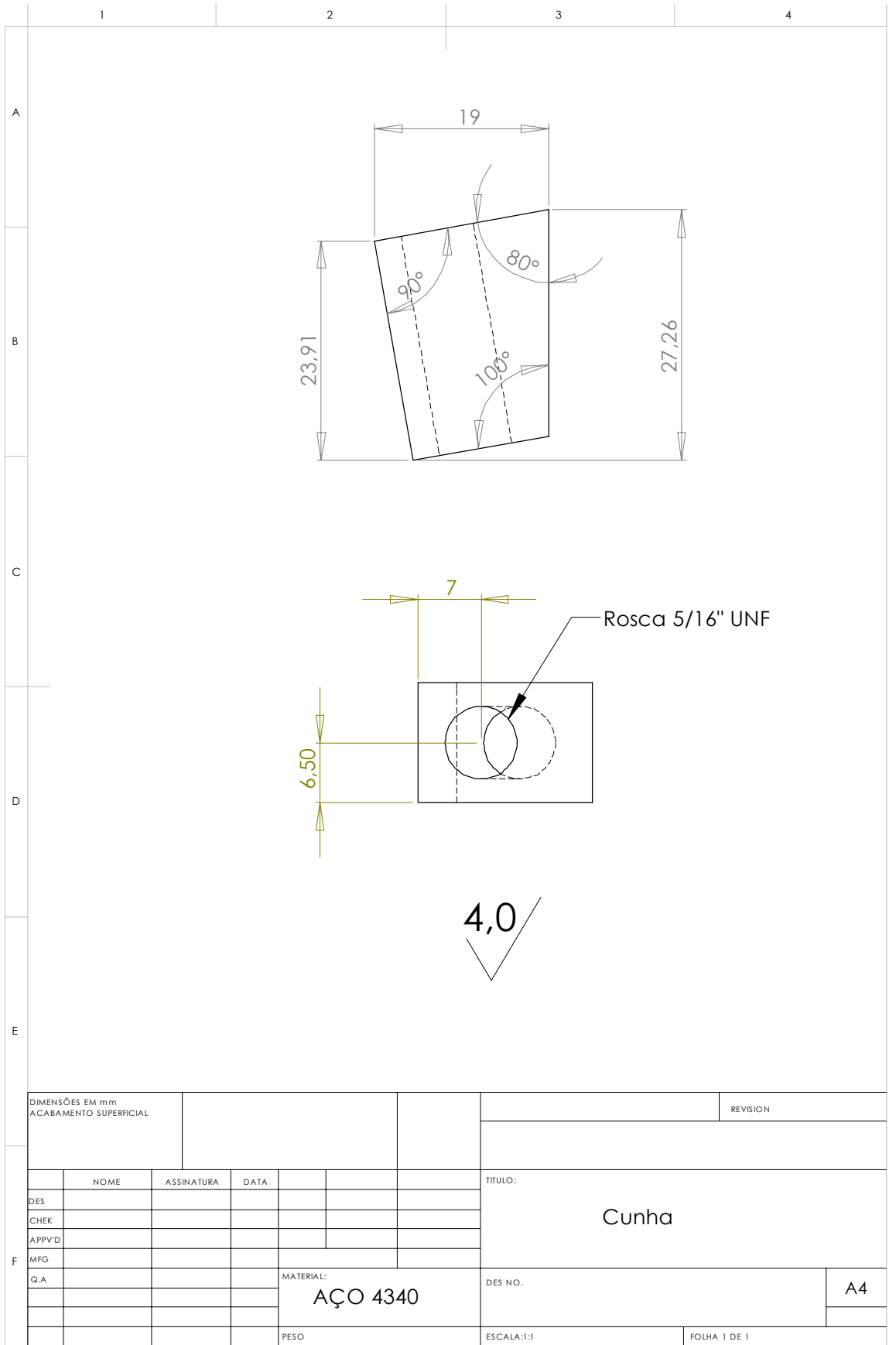
DIMENSÕES EM mm ACABAMENTO SUPERFICIAL						REVISION	
						TÍTULO:	
						Suporte do prendedor fixo	
						DES NO.	
						A4	
						ESCALA:1:2	
						FOLHA 1 DE 1	

	NOME	ASSINATURA	DATA			
DES						
CHEK						
APPV'D						
MFG						
Q.A						
				MATERIAL:		
				AÇO 4340		
				PESO		

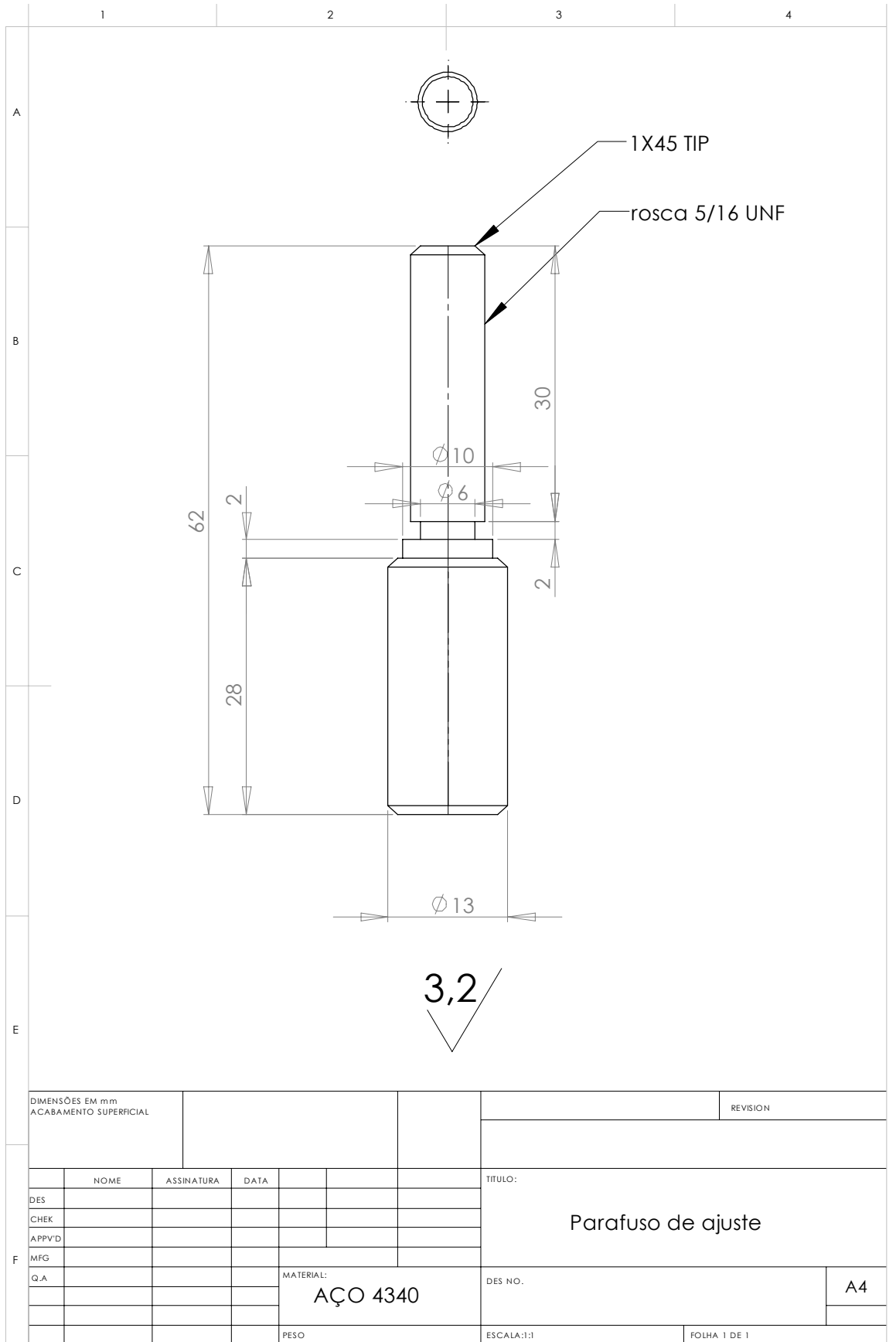


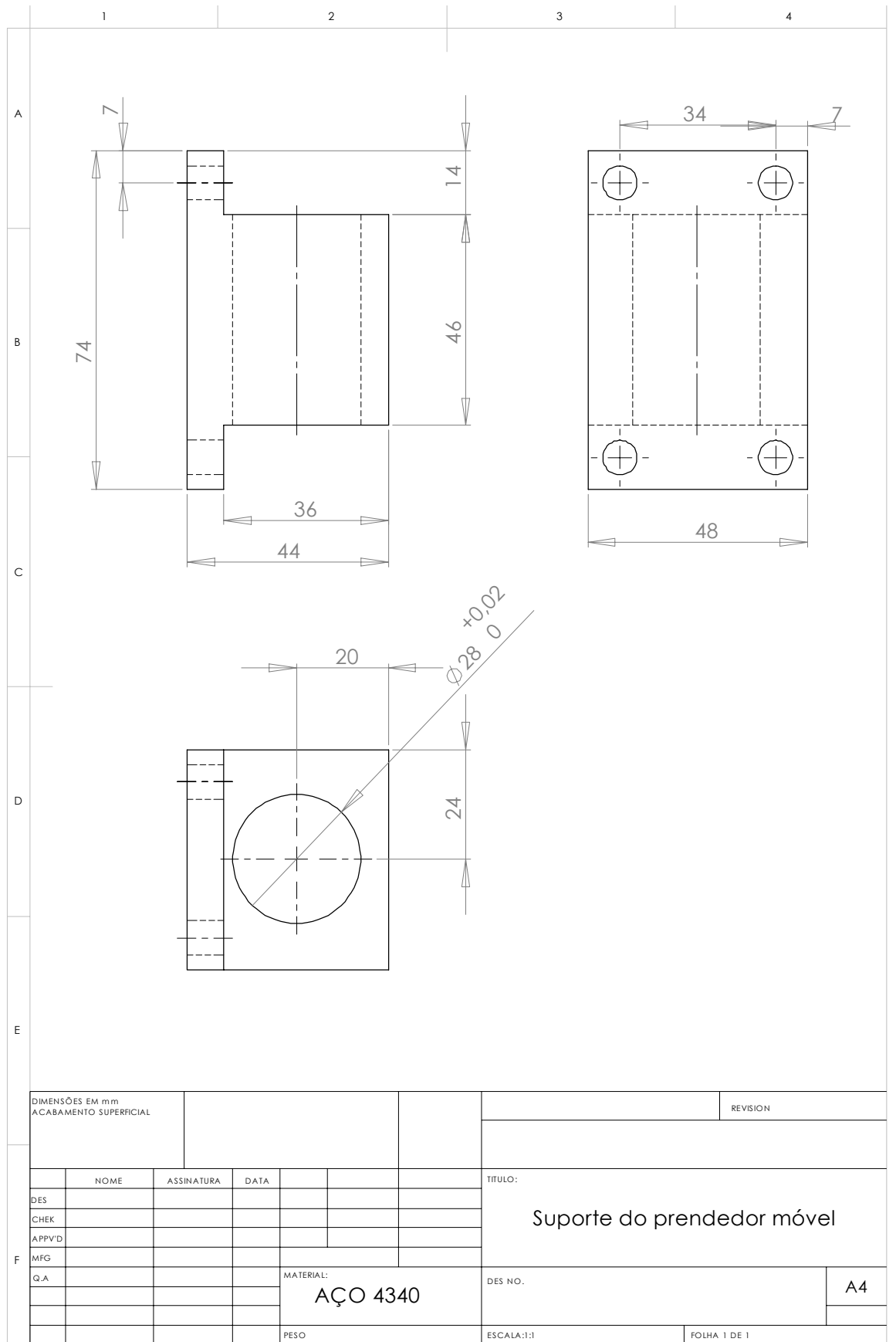
DIMENSÕES EM mm						REVISION
ACABAMENTO SUPERFICIAL						
	NOME	ASSINATURA	DATA			TÍTULO:
DES						Guia do CP
CHEK						
APPV'D						
F	MFG					
	Q.A					
				MATERIAL:		DES NO.
				<b>AÇO 4340</b>		<b>A4</b>
				PESO	ESCALA:1:1	FOLHA 1 DE 1

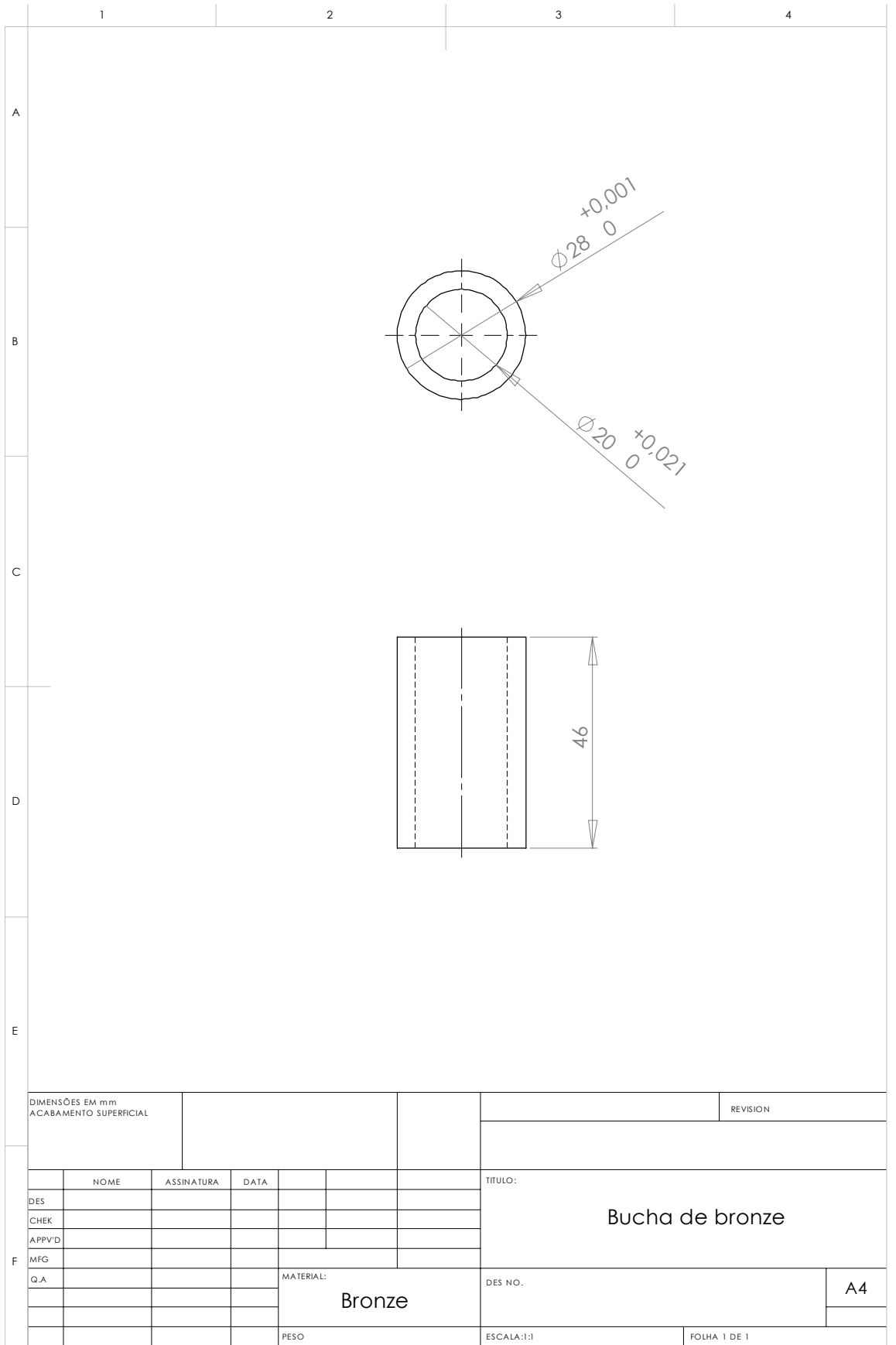


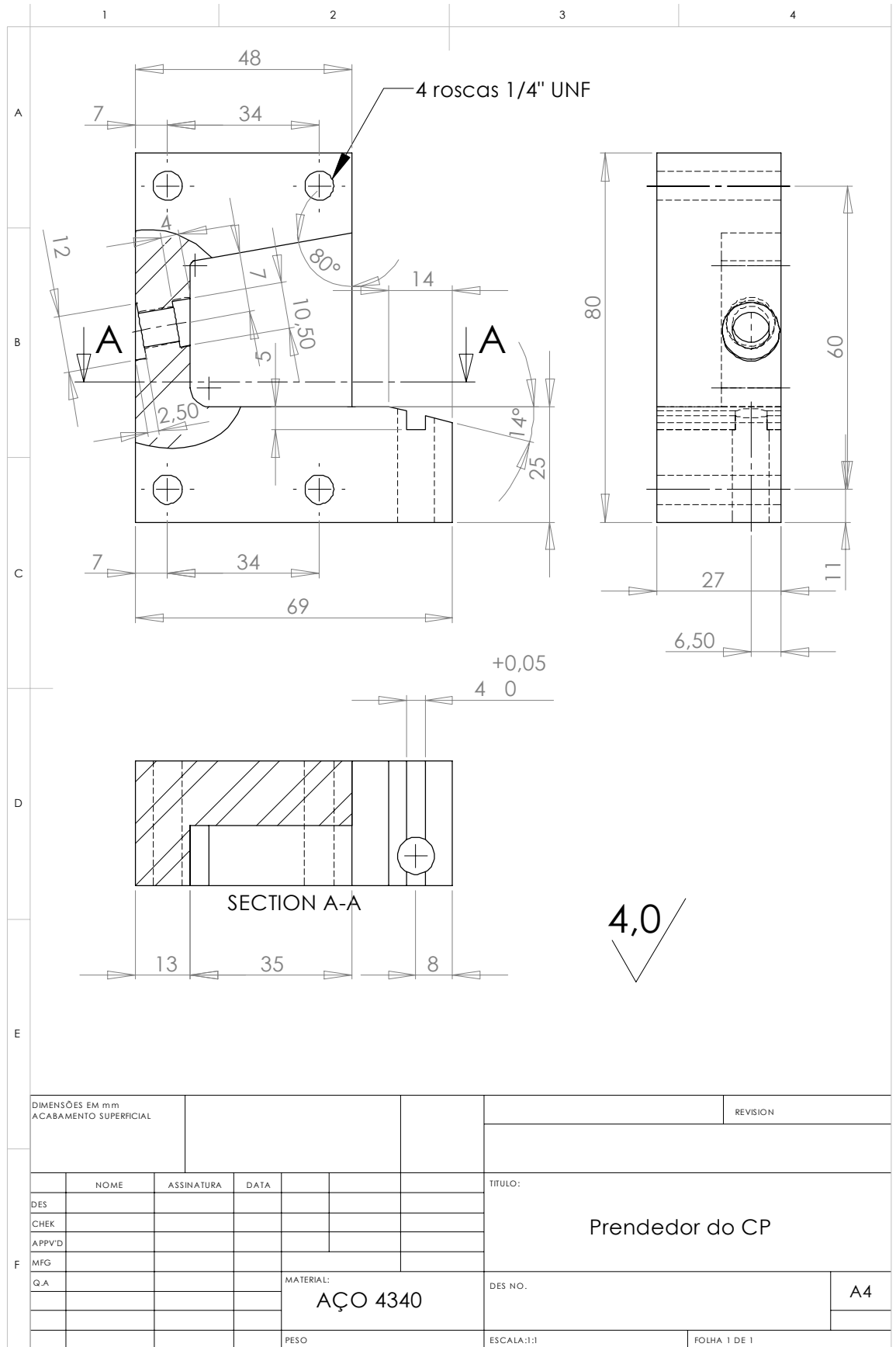


DIMENSÕES EM mm						REVISION
ACABAMENTO SUPERFICIAL						
	NOME	ASSINATURA	DATA			TÍTULO:
DES						Cunha
CHEK						
APPV'D						
MFG						
Q.A				MATERIAL:	DES NO.	A4
				AÇO 4340		
				PESO	ESCALA:1:1	FOLHA 1 DE 1









DIMENSÕES EM mm ACABAMENTO SUPERFICIAL						REVISION	
						TÍTULO:	
						Prendedor do CP	
						DES NO.	
				MATERIAL:		A4	
				AÇO 4340			
				PESO		ESCALA:1:1	
						FOLHA 1 DE 1	