GERALDO DANTAS SILVESTRE FILHO

**Projeto e análise estrutural de haste femoral de implante de quadril
em material compósito polimérico**

Tese apresentada à Escola de Engenharia de
São Carlos da Universidade de São Paulo,
como parte dos requisitos para obtenção do
título de Doutor em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Assoc. Jonas de Carvalho

São Carlos

2006

Dedicatória

A meus pais, Geraldo e Eremita.

A meus irmãos, Fabrício e Dulcyana.

Pelo amor, amparo e carinho recebidos ao longo do período do curso de pós-graduação.

Agradecimentos

Ao Prof. Dr. Jonas de Carvalho, minha gratidão, pelo auxílio e dedicação durante o processo de orientação e por tornar este trabalho possível.

A Kelen, pela sua presença constante na minha vida.

Ao Prof. Dr. Benedito de Moraes Purquerio pelos ensinamentos que contribuíram para meu crescimento científico e intelectual durante toda a fase deste projeto.

Aos professores Dr. Gilberto Orivaldo Chierice, Dr. Salvador Claro Neto, Dr. Dirceu Spinelli e Dr. Waldek Wladimir Bose Filho, por concederem seus laboratórios de pesquisa.

Às secretárias de pós-graduação Ana Paula e Beth, pelo carinho e descontração.

Aos funcionários do Departamento de Engenharia Mecânica, Adão Santo Bolzan, Carlos Alberto Maragno, Cristina de Cássia Cavallieri, José Carlos Botelho, José Carlos Risardi, Margareth Aparecida Selvagio Bueno e Wilma Nordi de Oliveira, pela amizade e pelo agradável ambiente de trabalho.

À Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, por disponibilizar sua estrutura.

Ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), pela concessão da bolsa de doutorado e pelo suporte financeiro para a realização desta pesquisa.

Aos amigos da pós-graduação, pelo companheirismo nestes anos de convivência.

E, principalmente, a Deus, pelas bênçãos concedidas.

Geraldo Dantas Silvestre Filho
São Carlos, Julho de 2006.

Resumo

SILVESTRE FILHO, G. D. *Projeto e análise estrutural de haste femoral de implante de quadril em material compósito polimérico*. 2006. 204p. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2006.

Neste trabalho propõe-se o projeto e a análise estrutural de uma haste femoral de implante de quadril em material compósito polimérico. No trabalho, realizaram-se algumas etapas com a finalidade de obter parâmetros confiáveis de comportamento do material, visando à consistência dos resultados numéricos e experimentais. Primeiramente, faz-se um levantamento bibliográfico sobre o comportamento mecânico dos materiais compósitos poliméricos reforçados, como também dos critérios de falha existentes para este tipo de material. Em seguida, apresentam-se as etapas experimentais com a descrição dos procedimentos de fabricação dos corpos-de-prova e os resultados obtidos a partir dos ensaios quase-estáticos de tração do poliuretano derivado de óleo de mamona. A etapa seguinte foi desenvolver um dispositivo de ensaio monotônico quase-estático para a haste femoral em poliuretano com o objetivo de levantar a curva força-deslocamento seguindo as especificações das normas ISO 7206-3 e ISO 7206-4. Com base nos resultados experimentais obtidos, foi possível propor um reforço estrutural, na forma de tubo, na haste femoral em poliuretano e adotar uma análise de falha progressiva para determinar o seu comportamento mecânico. Para esta finalidade foi implementado um modelo de material em sub-rotina FORTRAN, compilada em conjunto com um programa de elementos finitos (ABAQUS). Concluiu-se, que o modelo de material implementado e o reforço estrutural proposto para a haste femoral traz contribuições inovadoras, visto que se pode prever com mais precisão o comportamento mecânico da haste femoral reforçada com o tubo em material compósito polimérico.

Palavras-chave: projeto, análise estrutural, haste femoral, materiais compósitos poliméricos reforçados, comportamento mecânico, modelo de material, simulação computacional.

Abstract

SILVESTRE FILHO, G. D. *Design and structural analysis of hip implant femoral stem in polymeric composite materials*. 2006. 204p. Thesis (Doctorate) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2006.

A design and structural analysis of a femoral stem using a polymeric composite material is proposed in this work. The work had some steps in order to achieve trusty parameters for the material behavior aiming the consistence of numerical and experimental results. In the first step, a bibliographic review of mechanical behavior of reinforced polymeric composite materials as well as failure criterion was done. Following experimental steps are presented with specimen manufacturing procedure description and the results obtained from quasi-statics tension tests of polyurethane derivated from castor oil. The next step was the development of a monotonic quasi-static test device for the polyurethane femoral stem aiming to determine the force-displacement curve according to ISO 7206-3 and ISO 7206-4 standards. Considering the experimental results obtained it was possible to propose a structural reinforcement, which consists on a tube, in the polyurethane femoral stem and to adopt a progressive failure analysis in order to determine its mechanical behavior. A material model using FORTRAN sub-routine was developed and compiled joint with a finite element program (ABAQUS). The conclusion is that the model developed and the structural proposed reinforcement for the femoral stem bring innovation for this contribution once it is possible to preview accurately the mechanical behavior of the reinforced femoral stem with tube in polymeric composite material.

Keywords: design, structural analysis, femoral stem, reinforced polymeric composite materials, mechanical behavior, material model, computational simulation.

Lista de Figuras

CAPÍTULO 1

FIGURA 1.1 – Diagrama esquemático do fêmur humano	1
FIGURA 1.2 – Diagrama esquemático das articulações do quadril humano	3
FIGURA 1.3 – Diagrama esquemático de uma substituição artificial total do quadril	5
FIGURA 1.4 – Fotografia mostrando dois projetos de substituição total do quadril	9

CAPÍTULO 2

FIGURA 2.1 – Organograma de classificação dos materiais compósitos	21
FIGURA 2.2 – <i>Space Ship One</i> sobre a fuselagem do avião de lançamento <i>White Knight</i>	27
FIGURA 2.3 – O avião <i>Virgin Atlantic Global Flyer</i>	27
FIGURA 2.4 – Cilindros de compósito polimérico reforçado com fibra de carbono	29
FIGURA 2.5 – Perfis estruturais pultrudados em fibra de vidro e resina epóxis	30
FIGURA 2.6 – Quadro de bicicleta com estrutura tubular fabricada em fibra de carbono	32
FIGURA 2.7 – Autoclave de grandes dimensões	35
FIGURA 2.8 – Desenho esquemático do processo de enrolamento filamentar	36
FIGURA 2.9 – Representações esquemáticas das técnicas de enrolamento de filamento circunferencial helicoidal e polar	36
FIGURA 2.10 – Desenho esquemático do processo de pultrusão	38
FIGURA 2.11 – Desenho esquemático do processo de entrelaçamento	39
FIGURA 2.12 – Esquema do processo de moldagem por transferência de resina	40

CAPÍTULO 3

FIGURA 3.1 – Ciclo de projeto com materiais compósitos	51
FIGURA 3.2 – Estado de tensões sobre um ponto material	60
FIGURA 3.3 – Planos ortogonais de simetria de uma lâmina	61
FIGURA 3.4 – Lâmina ortotrópica no sistema de coordenadas local 1-2-3	63
FIGURA 3.5 - Lâmina ortotrópica com isotropia transversal no plano 2-3	66
FIGURA 3.6 – O sistema de coordenadas (1-2)	70
FIGURA 3.7 – Nomenclatura do laminado	73
FIGURA 3.8 – Forças e momentos no plano x-y	75
FIGURA 3.9 – Testes utilizados no WWFE com seus respectivos tipos de laminados e carregamentos	85
FIGURA 3.10 – Pontuação geral de acordo com a capacidade de previsão	89

CAPÍTULO 4

FIGURA 4.1 – Fabricação dos corpos de prova de tração	93
FIGURA 4.2 – Corpos de prova de tração levados a um forno micro-controlado	94
FIGURA 4.3 – Protótipo físico da haste em ABS com pinos para criação dos canais	96
FIGURA 4.4 – Dimensões em milímetros do corpo de prova de tração	97
FIGURA 4.5 – Determinação do coeficiente de Poisson	98
FIGURA 4.6 – Dispositivo para avaliar a haste femoral.	99
FIGURA 4.7 – Montagem do dispositivo: parte inferior e superior	100
FIGURA 4.8 – Posicionamento da haste segundo a norma ISO 7206	101
FIGURA 4.9 – Curvas tensão-deformação de engenharia: ensaio de tração	102
FIGURA 4.10 - Curvas tensão-deformação verdadeira: ensaio de tração	104
FIGURA 4.11 - Curva tensão-deformação de engenharia x verdadeira	104
FIGURA 4.12 – Módulo de elasticidade e pico de tensão: ensaio de tração	105
FIGURA 4.13 – Curva deformação transversal-deformação longitudinal	106
FIGURA 4.14 – Fluxograma de análise progressiva de falha em laminados	112
FIGURA 4.15 – Comportamento da degradação pós-falha em compósitos laminados	114

FIGURA 4.16 – Modos de danificação do modo FF e IFF	120
FIGURA 4.17 – Envelope de falha do critério de Puck para os modos de danificação do tipo IFF	124
FIGURA 4.18 – Fator de degradação η como uma função do fator de esforço $f_{E(IFF)} > 1$ calculado acima do limite de falha ($f_{E(IFF)} = 1$) de uma lâmina unidirecional	131
FIGURA 4.19 – Fluxograma do algoritmo da sub-rotina UMAT	135
FIGURA 4.20 – Modelo em CAD da haste femoral de implante de quadril	137
FIGURA 4.21 – Condições de contorno utilizadas para substituir o bloco de granito sintético	138
FIGURA 4.22 – Malha estruturada de elementos finitos tridimensionais do tipo sólido	139
FIGURA 4.23 – Curva tensão-deformação plástica verdadeira para o ensaio de tração	140
FIGURA 4.24 – Geometria do modelo da haste femoral com reforço do tubo estrutural	141
FIGURA 4.25 – Malha livre de elementos finitos do tipo sólido da haste femoral.	142
FIGURA 4.26 – Malha estruturada de elementos finitos do tipo casca do tubo estrutural	142
FIGURA 4.27 – Tubo estrutural em material compósito polimérico reforçado	143

CAPÍTULO 5

FIGURA 5.1 – Ensaio da haste femoral	146
FIGURA 5.2 – Ensaio monotônico: curva força-deslocamento sob 0,8mm/min (ISO 7206-3)	147
FIGURA 5.3 – Ensaio monotônico: curva força-deslocamento sob 0,8mm/min (ISO 7206-3)	147
FIGURA 5.4 – Ensaio monotônico: curva força-deslocamento sob 0,8mm/min (ISO 7206-4)	149
FIGURA 5.5 – Ensaio monotônico: curva força-deslocamento sob 0,8 mm/min (ISO 7206-3 e 7206-4)	149

FIGURA 5.6 – Curva força-deslocamento para ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4	151
FIGURA 5.7 – Curvas força-deslocamento para ensaio segundo a norma ISO 7206-3	153
FIGURA 5.8 – Curva força-deslocamento para ensaio segundo a norma ISO 7206-4	153
FIGURA 5.9 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+10/-10]_{6T}$	156
FIGURA 5.10 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+15/-15]_{6T}$	157
FIGURA 5.11 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+20/-20]_{6T}$	158
FIGURA 5.12 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+20/-20]_{8T}$	159
FIGURA 5.13 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+20/-20]_{6T}$	160
FIGURA 5.14 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+25/-25]_{6T}$	161
FIGURA 5.15 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e para a seqüência de empilhamento $[+25/-25]_{8T}$	162
FIGURA 5.16 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+27/-27]_{6T}$	163
FIGURA 5.17 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+27/-27]_{8T}$	164

FIGURA 5.18 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+30/-30]_{6T}$	164
FIGURA 5.19 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+30/-30]_{6T}$	165
FIGURA 5.20 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+30/-30]_{6T}$	166
FIGURA 5.21 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+30/-30]_{8T}$	167
FIGURA 5.22 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+35/-35]_{6T}$	168
FIGURA 5.23 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+45/-45]_{6T}$	169
FIGURA 5.24 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+70/-70]_{6T}$	171
FIGURA 5.25 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+55/-55/+55/-55/+30/-30]_{2T}$	172
FIGURA 5.26 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+15/-15/+30/-30/+45/-45]_{2T}$	173
FIGURA 5.27 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+20/-20/+20/-20/+15/-15/+15/-10/+10/-10]_{2T}$	174
FIGURA 5.28 – Visualização no pós-processador do ABAQUS do gradiente de tensões da haste femoral obtido nas simulações dos ensaios conforme as normas ISO 7206-3 e ISO 7206-4	175

Lista de Tabelas

CAPÍTULO 1

TABELA 1.1 – Características mecânicas do osso do fêmur humano na direção longitudinal como na direção transversal ao eixo do osso	4
TABELA 1.2 - Características mecânicas de três ligas metálicas usadas comumente para o componente da haste femoral de Implante de quadril	9

CAPÍTULO 2

TABELA 2.1 - O mercado de compósitos na América do Sul por país	44
---	----

CAPÍTULO 3

TABELA 3.1 – Propriedades elásticas de uma lâmina ortotrópica	64
TABELA 3.2 – Os trabalhos dos autores para o <i>WWFE</i> e suas organizações	86
TABELA 3.3 – Resumo das características-chave das teorias avaliadas no <i>WWFE</i>	87

CAPÍTULO 4

TABELA 4.1 – Proporções de mistura dos constituintes do granito sintético	101
TABELA 4.2 – Comparação dos resultados experimentais do <i>prepreg</i> M10 com valores da literatura	109
TABELA 4.3 – Valores recomendados para os parâmetros de inclinação	122
TABELA 4.4 – Ajuste das propriedades do ponto material devido à danificação da matriz	126
TABELA 4.5 – Ajuste das propriedades do ponto material devido à danificação da fibra	127
TABELA 4.6 – Ajuste das propriedades do ponto material devido à danificação da fibra	129

TABELA 4.7 - Ajuste das propriedades do ponto material devido à danificação segundo o Modo A,B e C	132
TABELA 4.8 – Valores determinados para os parâmetros de degradação η_A e η_{BC}	133

CAPÍTULO 5

TABELA 5.1 – Resumo dos casos analisados para avaliar a resistência à carga estática da haste femoral	154
--	-----

Lista de Abreviaturas e Siglas

ABMACO – Associação Brasileira de Materiais Compósitos
ASPLAR – Associação do Plástico Reforçado
ASTM – American Society for Testing and Materials
BID – Banco Interamericano de Desenvolvimento
CAD – Computer Aided Design
CAWAR – Computer Aided Filament Winding of Asymmetric Parts using Robots
CDPs – Corpos-de-Prova
CETECOM – Centro Tecnológico de Compósitos
CLT – Classical Laminate Theory
CPLs – Compósitos Poliméricos Laminados
CRF – Compósito Reforçado por Fibra
CRFs – Compósitos Reforçados por Fibras
CTA – Centro Técnico Aeroespacial
DEMA – Departamento de Engenharia de Materiais
DIN – Deutsches Institut für Normung
EESC – Escola de Engenharia de São Carlos
FEA – Finite Element Analysis
FEIPLAR – Feira e Congresso Internacionais do Plástico Reforçado
FF – Failure Fibre
GNV – Gás Natural Veicular
GQATP – Grupo de Química Analítica e Tecnologia de Polímeros
H₂ – Hidrogênio
IFF – Inter Fibre Failure
IGES – Initial Graphics Exchange Specification
IPT – Instituto de Pesquisas Tecnológicas
IQSC – Instituto de Química de São Carlos
ISO – International Organization for Standardization
MDI – Difenilmetano Diisocianato
NLW – Equipamento Não-Linear de Bobinagem
RTM – Resin Transfer Molding

TCL – Teoria Clássica de Laminados

UFSCar – Universidade Federal de São Carlos

UMIST – University of Manchester Institute of Science and Technology

USP – Universidade de São Paulo

WWFE – World Wide Failure Exercise

Lista de Símbolos

$[A]$ – matriz de rigidez planar

$[B]$ – matriz de acoplamento entre a rigidez planar e a rigidez à flexão

$[D]$ – matriz de rigidez à flexão

$[\bar{Q}]$ – Matriz de rigidez reduzida transformada

$[Q]$ – Matriz de rigidez reduzida

$[T]$ – Matriz de transformação de coordenadas

$[T]^{-1}$ – Matriz inversa da matriz de transformação de coordenadas

$[T]^{-T}$ – Matriz transposta da inversa da matriz de transformação de coordenadas

$\{k\}$ – Curvaturas do laminado

E_1 – Módulo de elasticidade na direção da fibra (direção 1)

E_2 – Módulo de elasticidade na direção perpendicular à fibra (direção 2)

E_3 – Módulo de elasticidade normal ao plano da lâmina (direção 3)

G_{12} – Módulo de cisalhamento no plano da lâmina (plano 1-2)

G_{13} – Módulo de cisalhamento no plano 1-3

G_{23} – Módulo de cisalhamento no plano 2-3

H_K – coordenada z da face inferior da K -ésima lâmina do laminado

H_{K-1} – coordenada z da face superior da K -ésima lâmina do laminado

K – K -ésima lâmina do laminado

M – momentos resultantes que atuam no laminado

N – forças resultantes que atuam no laminado

n – número de lâminas do laminado

S – resistência ao cisalhamento na direção paralela e transversal às fibras

T_K – espessura da K -ésima lâmina do laminado

U_1, U_2, U_3, U_4, U_5 – quantidades invariantes

X_T e X_C – resistência sob tração e sob compressão na direção paralela às fibras

Y_T e Y_C – resistência sob tração e sob compressão na direção transversal às fibras

z – distância da lâmina até o plano médio

LETRAS GREGAS

σ_x – componente da tensão normal do tensor de tensões da direção x no sistema global de coordenadas x-y-z

σ_y – componente da tensão normal do tensor de tensões da direção y no sistema global de coordenadas x-y-z

σ_z – componente da tensão normal do tensor de tensões da direção z no sistema global de coordenadas x-y-z

σ_1 – tensão normal da direção 1 no sistema local de coordenadas 1-2-3

σ_2 – tensão normal da direção 2 no sistema local de coordenadas 1-2-3

σ_3 – tensão normal da direção 3 no sistema local de coordenadas 1-2-3

$\tau_{xy} = \tau_{yx}$ – componentes da tensão de cisalhamento do tensor de tensões do plano x-y no sistema global de coordenadas x-y-z

$\tau_{xz} = \tau_{zx}$ – componentes da tensão de cisalhamento do tensor de tensões do plano x-z no sistema global de coordenadas x-y-z

$\tau_{yz} = \tau_{zy}$ – componentes da tensão de cisalhamento do tensor de tensões do plano y-z no sistema global de coordenadas x-y-z

τ_{12} – tensão de cisalhamento do plano 1-2 no sistema local de coordenadas 1-2-3

τ_{13} – tensão de cisalhamento do plano 1-3 no sistema local de coordenadas 1-2-3

τ_{23} – tensão de cisalhamento do plano 2-3 no sistema local de coordenadas 1-2-3

ε_1 – deformação normal correspondente à direção 1

ε_2 – deformação normal correspondente à direção 2

ε_3 – deformação normal correspondente à direção 3

γ_{12} – deformação de cisalhamento do plano 1-2

γ_{13} – deformação de cisalhamento do plano 1-3

γ_{23} – deformação de cisalhamento do plano 2-3

ν_{12} – Coeficiente de Poisson medido no plano 1-2

ν_{13} – Coeficiente de Poisson medido no plano 1-3

ν_{23} – Coeficiente de Poisson medido no plano 2-3

θ – Rotação do sistema global do laminado x-y para o sistema local da lâmina 1-2

$\{\varepsilon^0\}$ – Deformações do plano médio do laminado

ÍNDICES SUPERIORES

o – Referência ao plano médio do laminado.

CAPÍTULO 1	INTRODUÇÃO	1
1.1	Substituição da Articulação do Quadril	2
1.1.1	Tipos de implante de quadril	3
1.1.2	Anatomia da articulação do quadril	4
1.1.3	Exigências de materiais	6
1.1.4	Materiais empregados na haste femoral e esfera	8
1.1.5	Materiais empregados no acetábulo	11
1.1.6	Materiais empregados no agente de fixação	12
1.2	Considerações sobre Projeto com Materiais Compósitos	12
1.3	Justificativas para Realização desse Trabalho	13
1.4	Objetivos desse Trabalho	16
CAPÍTULO 2	COMPÓSITOS COMO MATERIAIS DE ENGENHARIA	17
2.1	Introdução	17
2.2	Definição de Materiais Compósitos	19
2.3	Classificação Geral dos Materiais Compósitos	20
2.4	Desenvolvimento Histórico dos Materiais Compósitos	22
2.5	Vantagens dos Materiais Compósitos	24
2.6	Aplicações dos Compósitos Poliméricos Reforçados	25
2.6.1	Aeronáutico e aeroespacial	26
2.6.2	Marítimo	28

2.6.3	Automotivo	28
2.6.4	Infra-estrutura	30
2.6.5	Elétrico e eletrônico	31
2.6.6	Equipamentos esportivos	31
2.6.7	Médico	32
2.7	Técnicas de Fabricação dos Compósitos Poliméricos Reforçados	33
2.7.1	Autoclave	34
2.7.2	Enrolamento de filamento (<i>filament winding</i>)	35
2.7.3	Pultrusão (<i>pultrusion</i>)	37
2.7.4	Entrelaçamento (<i>braiding</i>)	38
2.7.5	Moldagem por transferência de resina (<i>resin transfer molding</i>)	40
2.8	Estado Atual e Perspectivas Futuras dos Materiais Compósitos	40
2.9	Previsão para a Indústria e Mercado Mundial dos Materiais Compósitos	42
2.10	Potencial do Brasil para a Indústria dos Materiais Compósitos	43
2.11	Conclusão	46
CAPÍTULO 3	PROJETO E ANÁLISE DE COMPOSITOS	
	LAMINADOS	47
3.1	Introdução	47
3.2	Considerações Iniciais	48
3.3	Projeto de Materiais Compósitos	49
3.4	Ciclo de Projeto com Materiais Compósitos	50
3.4.1	Definição dos requisitos de projeto	52
3.4.2	Projeto preliminar / reprojeto	52
3.4.3	Previsão de desempenho	53

3.4.4	Validação experimental	53
3.4.5	Especificações de manufatura e produção	54
3.5	Requisitos de Projeto para Compósitos Poliméricos Reforçados	54
3.5.1	Resistência estática	55
3.5.2	Previsão da resistência estática	56
3.6	Comportamento Mecânico dos Compósitos Poliméricos Reforçados	57
3.6.1	Considerações gerais	58
3.6.2	Elementos de mecânica dos sólidos	59
3.6.3	Lei de Hooke para uma lâmina unidirecional tridimensional	61
3.6.4	Lei de Hooke para uma lâmina unidirecional bidimensional	67
3.6.5	Transformação de coordenadas do sistema local 1-2 para o sistema global x-y	69
3.6.6	Teoria estrutural de compósitos poliméricos reforçados laminados	72
3.7	Resistência Mecânica dos Compósitos Poliméricos Reforçados	78
3.7.1	Considerações iniciais	79
3.7.2	Decisão de escolha dos critérios de falha	80
3.7.3	Contribuições recentes para previsões de falha dos compósitos poliméricos reforçados	83
CAPÍTULO 4 SELEÇÃO DOS MATERIAIS E MÉTODOS DO PROJETO DA HASTE FEMORAL		91
4.1	Composto Ósseo de Ricinus (COR)	91

4.2	Fabricação das Amostras	92
4.2.1	Fabricação dos corpos-de-prova de tração	92
4.2.2	Fabricação das amostras da haste femoral de implante de quadril	95
4.3	Ensaio Quase-Estáticos	96
4.3.1	Ensaio de tração	96
4.3.2	Ensaio da haste femoral de implante de quadril	98
4.4	Resultados dos Ensaio Quase-Estáticos	102
4.4.1	Resultados do ensaio de tração	102
4.4.2	Resultados do ensaio da haste femoral de implante de quadril	106
4.5	Materiais Compósitos Poliméricos Reforçados	107
4.6	Análise Progressiva de Falha	111
4.7	Crítérios de Danificação Intralaminar 2D	115
4.7.1	O Critério de Hashin	118
4.7.2	O Critério de Puck	119
4.8	Leis de Evolução de Dano Intralaminar 2D	125
4.8.1	Danificação da matriz – Modelo II proposto por Tita (2003)	126
4.8.2	Danificação da fibra – Modelo II proposto por Tita (2003)	127
4.8.3	Danificação segundo o Modo <i>FF</i> – Modelo proposto por Puck	128
4.8.4	Danificação segundo o Modo <i>IFF</i> – Modelo proposto por Puck	130
4.9	Implementação do Modelo Proposto	134
4.10	Modelo da Haste Femoral de Implante de Quadril	136
4.10.1	Modelo computacional em <i>CAD</i>	137
4.10.2	Modelos computacionais da haste femoral em biopolímero	137
4.10.3	Modelos computacionais da haste femoral reforçada	140
4.10.4	Tubo estrutural da haste femoral	143

CAPÍTULO 5	RESULTADOS DA ANÁLISE ESTRUTURAL DA	
	HASTE FEMORAL	145
5.1	Resultados dos Ensaios Quase-Estáticos da Haste Femoral	145
5.1.1	Resultados segundo a norma ISO 7206-3	146
5.1.2	Resultados segundo a norma ISO 7206-4	148
5.1.3	Comparação dos resultados segundo as normas ISO 7206-3 e ISSO 7206-4	149
5.2	Resultados Numéricos da Haste Femoral em Biopolímero	151
5.3	Resultados Numéricos da Haste Femoral com Reforço	153
5.3.1	Seqüência de empilhamento $[+10 \text{ } / -10]_{6T}$	155
5.3.2	Seqüência de empilhamento $[+15 \text{ } / -15]_{6T}$	156
5.3.3	Seqüência de empilhamento $[+20 \text{ } / -20]_{6T}$	157
5.3.4	Seqüência de empilhamento $[+20 \text{ } / -20]_{8T}$	158
5.3.5	Seqüência de empilhamento $[+20 \text{ } / -20]_{10T}$	159
5.3.6	Seqüência de empilhamento $[+25 \text{ } / -25]_{6T}$	160
5.3.7	Seqüência de empilhamento $[+25 \text{ } / -25]_{8T}$	161
5.3.8	Seqüência de empilhamento $[+27 \text{ } / -27]_{6T}$	162
5.3.9	Seqüência de empilhamento $[+27 \text{ } / -27]_{8T}$	163
5.3.10	Seqüência de empilhamento $[+30 \text{ } / -30]_{6T}$	164
5.3.11	Seqüência de empilhamento $[+30 \text{ } / -30]_{8T}$	167
5.3.12	Seqüência de empilhamento $[+35 \text{ } / -35]_{6T}$	168
5.3.13	Seqüência de empilhamento $[+45 \text{ } / -45]_{6T}$	169
5.3.14	Seqüência de empilhamento $[+70 \text{ } / -70]_{6T}$	170
5.3.15	Seqüência de empilhamento $[+55 \text{ } / -55 \text{ } / +55 \text{ } / -55 \text{ } / +30 \text{ } / -30]_{2T}$	171
5.3.16	Seqüência de empilhamento $[+15 \text{ } / -15 \text{ } / +30 \text{ } / -30 \text{ } / +45 \text{ } / -45]_{2T}$	172
5.3.17	Seqüência de empilhamento $[+20 \text{ } / -20 \text{ } / +20 \text{ } / -20 \text{ } / +15 \text{ } / -15 \text{ } / +15 \text{ } / -10 \text{ } / +10 \text{ } / -10]_{2T}$	174
5.4	Gradiente de Tensões da Haste Femoral com Reforço	175

CAPÍTULO 6	CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS FUTURAS	177
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS		183
APÊNDICE A		193
ANEXO A		201

CAPÍTULO 1 INTRODUÇÃO

“Nada acontece antes do primeiro sonho”

Carl Sandburg

Poeta norte-americano (1878-1967)

Para um melhor entendimento do campo de estudo desse trabalho, apresenta-se a anatomia da região de interesse, nesse caso, o fêmur humano (Figura 1.1).

Figura 1.1 – Diagrama esquemático do fêmur humano nas vistas anterior e posterior.

O fêmur é o maior e o mais pesado osso do corpo humano. É um osso tubular que se estende do quadril até a proximidade distal do joelho. O fêmur é constituído de três partes distintas: o corpo e duas extremidades, proximal e distal. A extremidade proximal consiste na cabeça do fêmur, pescoço, trocanter maior e trocanter menor. Enquanto a extremidade distal é composta pelo epicôndilo medial e lateral, côndilo medial e lateral, fossa intercondilar e face patelar (mostrado na Figura 1.1).

1.1 Substituição da Articulação do Quadril

Idealizada por ortopedistas, a substituição ou troca da articulação do quadril é uma cirurgia denominada Artroplastia do Quadril. Trata-se de um procedimento cirúrgico complexo que tem por objetivo a restauração da função articular coxofemoral. Isso é obtido através da substituição dessa articulação acometida por componentes que são implantados no ato operatório. A articulação do quadril é uma articulação esferóide e ocorre na junção entre a pelve e o osso superior da perna (coxa), ou fêmur, ou seja, o sistema é formado pelo encaixe da cabeça do fêmur no osso do quadril num local denominado acetábulo, como mostrado na Figura 1.2. Uma faixa de movimento giratório relativamente grande é permitida no quadril através dessa articulação.

Muitas doenças podem acometer essa articulação, sendo que as mais importantes estão relacionadas aos processos degenerativos dessa articulação, como: osteoartrose, osteoporose, processos reumáticos e seqüelas das patologias da infância. Como também as fraturas do colo do fêmur que ocorrem geralmente em pessoas idosas com osteoporose. A osteoporose é uma doença associada com o envelhecimento que enfraquece o osso e comumente afeta o colo do fêmur. As fraturas do colo do fêmur raramente ocorrem em pessoas jovens e quando ocorrem, são em consequência do

resultado da sobrecarga no fêmur proximal geralmente associada a acidentes graves e violentos. Essas fraturas do colo do fêmur localizam-se abaixo da cabeça femoral.

Figura 1.2 – Diagrama esquemático das articulações do quadril humano e dos componentes adjacentes do esqueleto.

1.1.1 Tipos de implante de quadril

Existem atualmente no mercado inúmeros modelos de implantes de quadril. A indicação de utilizar um determinado implante depende da idade do paciente, do tipo de doença, da qualidade do osso e da experiência do cirurgião.

Quanto à intervenção cirúrgica a Artroplastia do Quadril pode ser do tipo Total ou Parcial. Na Artroplastia Total do Quadril, durante o procedimento cirúrgico, é substituído tanto o componente femoral como acetabular, pois ambos encontram-se alterados. Enquanto na Artroplastia Parcial do Quadril, no procedimento cirúrgico, apenas o componente femoral é implantado, preservando-se o acetábulo do paciente que deve ser obrigatoriamente normal.

Quanto ao implante de quadril utilizado na Artroplastia, esse pode ser do tipo cimentado, não-cimentado e híbrido. No implante cimentado, os componentes desse

implante são fixados ao osso através de um cimento ósseo, geralmente um cimento acrílico denominado polimetil metacrilato. No implante não-cimentado, os componentes são fixados ao osso através de encaixe mecânico e com o tempo através de crescimento ósseo. Por fim, o implante híbrido no qual o componente femoral é do tipo cimentado e o componente acetabular do tipo não-cimentado. Nesse trabalho será abordado especificamente apenas um componente femoral. Dessa forma, a partir de agora o texto irá referenciar esse componente como haste femoral de implante de quadril.

1.1.2 Anatomia da articulação do quadril

Como um texto introdutório à discussão da articulação do quadril artificial, discute-se, primeiro, algumas das características anatômicas das articulações em geral e, particularmente, da articulação do quadril. A articulação é um componente importante do sistema do esqueleto. Ela está localizada nas junções entre ossos, onde as cargas podem ser transmitidas de osso para osso através da ação muscular; isso vem acompanhado normalmente de um movimento relativo dos ossos 0componentes. O tecido ósseo é um material compósito natural complexo que possui uma densidade entre 1,6 e 1,7 g/cm³. Sendo um material anisotrópico, as propriedades mecânicas dos ossos são diferentes na direção longitudinal (axial) e transversal (radial), (ver Tabela 1.1).

Tabela 1.1 – Características mecânicas do osso do fêmur humano tanto na direção longitudinal como na direção transversal ao eixo do osso.

Propriedade	Longitudinal ao eixo do osso	Transversal ao eixo do osso
Módulo de elasticidade [GPa]	17,4	11,7
Limite de resistência à ruptura, tração [MPa]	135	61,8
Limite de resistência à ruptura, compressão [MPa]	196	135
Alongamento na fratura [%]	3 - 4	-

Fonte: CALLISTER JR (2002).

A superfície de conexão de cada articulação está revestida com uma cartilagem, composta de fluidos corpóreos que lubrificam e proporcionam uma interface com um coeficiente de atrito muito baixo, facilitando o movimento de escorregamento dos ossos.

No entanto, conforme já mencionado, essa articulação está suscetível a fratura, seja por acidentes ou doenças. As articulações do quadril, quebradas ou doentes, têm sido substituídas com sucesso moderado por articulações artificiais ou próteses desde o final da década de 1950. A cirurgia de substituição total do quadril envolve a remoção da cabeça e da parte superior do fêmur, além de parte da medula óssea na parte superior do segmento do fêmur remanescente. No interior dessa cavidade, dentro do centro do fêmur, é presa uma haste de ancoragem, à qual é fixada, pela sua outra extremidade, à parte da articulação que contém a esfera. Além disso, o mancal substituto em forma de taça deve ser fixado à pelve. Um diagrama esquemático da articulação artificial do quadril está apresentado na Figura 1.3. No restante dessa seção iremos discutir as restrições quanto a materiais, bem como aqueles materiais que têm sido utilizados com maior grau de sucesso para os vários componentes de quadris artificiais.

Figura 1.3 – Diagrama esquemático de uma substituição artificial total do quadril (CALLISTER, 2002).

1.1.3 Exigências de materiais

Segundo Callister Jr. (2002), essencialmente, existem quatro componentes básicos no quadril artificial: (1) a haste femoral, (2) a esfera que se prende a essa haste, (3) o acetábulo que está fixado a pelve, e (4) o agente de fixação que prende a haste no interior do fêmur e o acetábulo a pelve. As restrições quanto às propriedades dos materiais usados para compor esses elementos são muito rígidas devido à complexidade química e a mecânica da articulação do quadril. Algumas das características exigidas para o material serão discutidas agora.

Sempre que qualquer material estranho é introduzido dentro do ambiente do corpo humano, ocorrem reações de rejeição. A intensidade da rejeição pode variar desde uma pequena irritação ou inflamação até a morte. Todo material de implante deve ser biocompatível, isto é, deve produzir um grau mínimo de rejeição. Os produtos resultantes das reações desses materiais com os fluidos corpóreos devem ser tolerados pelos tecidos do corpo vizinhos ao implante, de maneira tal que a função normal do tecido não seja prejudicada. A biocompatibilidade é uma função da localização do implante, bem como da sua química e da sua forma.

Os ossos e os componentes substitutos dentro da articulação do quadril devem suportar carregamentos e momentos que têm sua origem fora do corpo, tais como aquelas em consequência da gravidade; além disso, eles devem transmitir as cargas que resultam de ações musculares, como aquelas em virtude da ação de andar. Essas cargas são de natureza complexa e flutuam ao longo do tempo em termos de magnitude, direção e taxa de aplicação. Dessa forma, as características mecânicas tais como o módulo de elasticidade, o limite de escoamento, o limite de resistência à tração, a resistência à fadiga, a tenacidade à fratura e a ductilidade são todas considerações

importantes em relação aos materiais que são selecionados para compor um implante de quadril. Por exemplo, o material usado para a haste femoral deve possuir limite de escoamento e limite de resistência a tração mínimos de aproximadamente 500 MPa e 650 MPa, respectivamente. Mais ainda, a resistência à fadiga deve ser de pelo menos 400 MPa a 10^7 ciclos. Além disso, o módulo de elasticidade do material do implante deve ser compatível com aquele exibido pelo osso; uma diferença significativa pode levar a uma deterioração do tecido ósseo em volta do implante.

Além do mais, uma vez que as superfícies de articulação do tipo acetábulo e esfera deslizam uma sobre a outra, o desgaste dessas superfícies deve ser minimizado pelo emprego de materiais muito duros. Um desgaste excessivo ou desigual pode levar a uma alteração na forma das superfícies de articulação, podendo causar um mau funcionamento do implante. Além disso, serão geradas partículas de detritos à medida que as superfícies de articulação se desgastarem uma contra a outra; o acúmulo desses detritos nos tecidos vizinhos pode levar também a inflamações.

As forças de atrito nessas contrafaces que se tocam também devem ser minimizadas, com o objetivo de prevenir um afrouxamento da haste femoral e do conjunto do acetábulo das suas posições presas pelo agente de fixação. Se esses componentes de fato ficarem frouxos com o passar do tempo, o quadril irá experimentar uma degradação prematura que poderá exigir a sua substituição.

As três últimas características materiais importantes são a densidade, a reprodutibilidade das propriedades e o custo. É desejável que se utilizem componentes leves, que as propriedades materiais de implante para implante permaneçam consistentes ao longo do tempo e, obviamente, que os custos dos componentes do implante sejam razoáveis.

De maneira ideal, um quadril artificial que tenha sido implantado cirurgicamente

deve funcionar de maneira satisfatória durante todo o tempo de vida do receptor, não exigindo sua substituição. Para os projetos atuais, os tempos de vida útil do implante variam entre apenas cinco e dez anos; certamente, tempos mais longos de vida útil são desejáveis. Vários comentários finais são apropriados em relação a uma avaliação da biocompatibilidade. Geralmente, a biocompatibilidade de materiais é determinada empiricamente; isto é, são conduzidos testes em que os materiais são implantados em animais de laboratório, e a biocompatibilidade de cada material é julgada com base nas reações de rejeição, no nível de corrosão, na geração de substâncias tóxicas, etc. Esse procedimento é então repetido em seres humanos, empregando-se aqueles materiais que foram determinados como biocompatíveis nos animais de laboratório. É difícil prever *a priori* a biocompatibilidade de um material. Por exemplo, o mercúrio, quando ingerido, é venenoso; no entanto, as amálgamas dentárias, que possuem teores de mercúrio muito elevados, geralmente foram determinadas como muito biocompatíveis (CALLISTER JR., 2002).

1.1.4 Materiais empregados na haste femoral e esfera

Os primeiros projetos de implante de quadril exigiam que tanto a haste femoral como a esfera fosse feita a partir do mesmo material, ou seja, aço inoxidável. Foram introduzidas melhorias subsequentes, incluindo a utilização de materiais diferentes do aço inoxidável e, além disso, a construção da haste e da esfera a partir de materiais diferentes. A Figura 1.4 mostra dois projetos diferentes de implante total de quadril.

Atualmente, a haste femoral é construída a partir de uma liga metálica para a qual existem três tipos possíveis: aço inoxidável, cobalto-níquel-cromo-molibdênio e titânio. O aço inoxidável mais adequado é o 316L e as principais desvantagens dessa liga são a sua susceptibilidade à corrosão por frestas e à corrosão por pites, assim como

a sua resistência à fadiga relativamente baixa. A técnica de fabricação também pode apresentar uma influência significativa sobre as suas características

Figura 1.4 – Fotografia mostrando dois projetos de substituição total do quadril (CALLISTER JR, 2002).

O aço 316L fundido apresenta, tipicamente, propriedades mecânicas ruins, além de uma resistência inadequada à corrosão. Conseqüentemente, os implantes de hastes femorais ou são forjados ou são trabalhados a frio. Além disso, um tratamento térmico também pode influenciar as características do material e, portanto, deve ser levado em consideração. Normalmente, a haste femoral em aço 316L é implantada em pessoas mais velhas ou menos ativas. As características mecânicas para essa liga (no estado trabalhado a frio) estão na Tabela 1.2.

Tabela 1.2 – Características mecânicas de três ligas metálicas usadas comumente para o componente da haste femoral de implante de quadril.

Liga	Módulo de elasticidade [GPa]	Limite de escoamento a 0,2% [MPa]	Limite de resistência à tração [MPa]
Aço inoxidável 316L (trabalhado a frio)	196	700	875
MP35N (forjado a quente)	230	1000	1200
Ti-6Al-4V (forjado a quente)	120	950	1075

Fonte: CALLISTER JR (2002).

Várias ligas Co-Cr-Mb e Co-Ni-Cr-Mb foram empregadas para compor implantes de quadril; uma que foi determinada especialmente adequada é designada por MP35N. Ela é moldada através de um processo de forjamento a quente e, como tal, possui limites de resistência à tração e de escoamento superiores aos exibidos pelo aço inoxidável 316L (Tabela 1.2). Além do mais, as suas características de corrosão e de fadiga são excelentes. Dentre as ligas metálicas usadas em implante de articulação de quadril, provavelmente a mais biocompatível seja a liga de titânio Ti-6Al-4V. As propriedades ótimas para esse material são produzidas através de um forjamento a quente. As propriedades dessa liga também estão listadas na Tabela 1.2.

Melhorias recentes em relação a esse dispositivo protético incluem a utilização de um material cerâmico para o componente da esfera, produzido por Wrege (2000), em lugar de qualquer uma das ligas metálicas mencionadas anteriormente. A cerâmica escolhida consiste em um óxido de alumínio policristalino de alta pureza, mais dura e mais resistente ao desgaste, além de responsável pela geração de menores tensões de atrito na articulação. No entanto, a tenacidade à fratura da alumina (Al_2O_3) é relativamente baixa, e as suas características de fadiga são ruins. Assim sendo, a haste femoral, estando sujeita a níveis de tensão significativos, ainda é fabricada a partir de uma das ligas citadas anteriormente, sendo então fixada à esfera cerâmica.

Os materiais selecionados para utilização em um implante ortopédico são o resultado de anos de pesquisas das propriedades químicas e físicas de uma gama de diferentes materiais candidatos. De forma ideal, os materiais selecionados não serão apenas biocompatíveis, mas também possuirão propriedades mecânicas comparáveis às do biomaterial que está sendo substituído, qual seja, o osso. Contudo, nenhum material feito pelo homem tem ao mesmo tempo a biocompatibilidade e a combinação de propriedades do osso e da articulação natural do quadril, isto é, um baixo módulo de

elasticidade, resistência e tenacidade à fratura relativamente elevada, baixo coeficiente de atrito e excelente resistência ao desgaste. Conseqüentemente, toma-se necessário estabelecer compromissos em relação às propriedades dos materiais. Por exemplo, lembre-se de que os módulos de elasticidade dos materiais que compõem o osso e a haste femoral devem ser próximos um do outro, de tal modo que seja evitada uma deterioração acelerada do tecido ósseo adjacente ao implante. Infelizmente, os materiais feitos pelo homem que são tanto biocompatíveis como relativamente fortes também possuem elevados módulos de elasticidade (CALLISTER JR., 2002).

No entanto, o uso de materiais compósitos poliméricos reforçados em aplicações biomecânicas é uma nova área de pesquisa. Logo, existem poucos trabalhos publicados nessa área. Segundo Yildiz (1998), o recente interesse nesse material para aplicação biomecânica surgiu porque o seu módulo de elasticidade e o seu limite de resistência mecânica podem ser customizados em consequência da mudança de orientação das lâminas de acordo com a situação de carregamento. Por exemplo, um material compósito constituído em fibra de carbono e poliéter-éter-cetona (PEEK) pode ter uma faixa de resistência de 70 MPa a 1900 MPa e uma faixa de rigidez de 10 GPa a 170 GPa. Por outro lado, uma liga de titânio tem uma resistência acima de 800 MPa e uma rigidez acima de 110 GPa. Assim, a customização da resistência e da rigidez de um material compósito pode prover uma oportunidade para otimização das propriedades mecânicas de hastes femorais de implantes de quadril fabricadas com esse material.

1.1.5 Materiais empregados no acetábulo

Alguns acetábulos são feitos a partir de uma das ligas biocompatíveis ou de óxido de alumínio. Mais comumente, no entanto, é usado polietileno de peso molecular ultra-alto. Esse material é tolerável no ambiente do corpo humano e possui excelentes

características de resistência ao desgaste; além disso, ele possui um coeficiente de atrito muito baixo quando está em contato com os materiais usados para o componente da esfera.

1.1.6 Materiais empregados no agente de fixação

O desempenho bem-sucedido da junta artificial do quadril pede uma fixação segura tanto da haste femoral ao fêmur como do acetábulo à pelve. Uma fixação insegura de qualquer um dos componentes leva, ao final, a um deslocamento daquele componente, além de uma degradação acelerada da junta. Um agente de fixação é, algumas vezes, utilizado para colar esses dois componentes protéticos às suas estruturas ósseas vizinhas. O agente de fixação mais comumente utilizado é um cimento ósseo à base de polimetil metacrilato (PMMA), que é polimerizado *in situ* durante a cirurgia. Esse cimento acrílico de ligação contribuiu, em alguns casos, para o deslocamento da haste femoral, pois ele é frágil e não se liga bem ao implante metálico e ao tecido ósseo. Determinou-se que a ligação formada entre o implante e o osso é mais firme quando a haste femoral é revestida com uma camada superficial porosa, composta por um pó metálico sintetizado. Após a colocação do implante, o tecido ósseo cresce para o interior da rede tridimensional de poros, dessa forma fixando o implante ao osso. Esse tipo de revestimento foi aplicado à região superior da haste de implante de quadril que está mostrada à direita na Figura 1.4.

1.2 Considerações sobre Projeto com Materiais Compósitos

Os projetistas estruturais sempre buscam desenvolver o melhor projeto com a utilização da menor quantidade possível de recursos. Tradicionalmente, os engenheiros têm confiado na experiência para alcançar tais projetos.

O emprego dos materiais compósitos em projetos estruturais ganhou popularidade nas últimas três décadas devido às várias vantagens que esses materiais oferecem quando comparados aos materiais estruturais tradicionais, como aço, alumínio e as diversas ligas. Uma das razões primárias para sua popularidade estão na sua vantagem em relação ao peso. Em adição, alguns materiais compósitos também provêm melhores propriedades de rigidez e resistência quando comparados aos metais.

Segundo Gürdal (1998), o projeto de uma estrutura em material compósito não é uma tarefa simples. Muitas das propriedades desses materiais são pouco conhecidas para muitos engenheiros projetistas que não têm um treinamento formal nesses materiais. Também há vários mecanismos de resposta desses materiais que não são entendidos completamente e ainda são tópicos de contínua investigação. Outra área que ainda não foi completamente investigada é a integração dos aspectos de projeto e fabricação de estruturas em compósitos. Há várias maneiras diferentes para fabricação de uma peça ou uma estrutura em compósito, mas nem todas as configurações de projeto para customização das propriedades do material são manufaturáveis.

Portanto, com o ritmo acelerado dos avanços na tecnologia de fabricação com materiais compósitos, forma-se diante do estado atual, o estabelecimento de práticas de projeto. Conseqüentemente, há uma necessidade contínua em desenvolver ferramentas e metodologias de projeto para esses materiais e estruturas que alcance o máximo ganho de desempenho.

1.3 Justificativas para Realização desse Trabalho

Nesse trabalho, sob o contexto de que os materiais compósitos estão sendo crescentemente considerados em projetos de estruturas de engenharia, encontra-se a motivação para pesquisar uma área onde os materiais compósitos têm encontrado novas

aplicações, ou seja, na manufatura de implantes médicos. Especificamente a haste femoral de implante de quadril. A biocompatibilidade e biofuncionalidade desses materiais não foram provadas explicitamente, mas num futuro próximo, é possível que sejam a escolha natural de material para o projeto de implantes. Isso é por causa das possibilidades que esses materiais têm para customizar a propriedade de resistência e rigidez das estruturas.

Segundo Simões (2001), a substituição da articulação do quadril empregando componentes artificiais é um procedimento bem estabelecido na cirurgia ortopédica. Visto que, desde 1960, o número de cirurgias de Artroplastia do Quadril cresceu exponencialmente até 800.000 por ano no mundo.

As hastes femorais de implante de quadril são componentes estruturais que ainda apresentam alguns problemas desafiadores não solucionados na cirurgia ortopédica. O principal problema refere-se à inadequada combinação entre a rigidez da haste femoral e do osso cortical do fêmur humano. Por essa razão, muitos pesquisadores têm desenvolvido novos projetos de hastes femorais de implante de quadril e oportunamente é o tema do presente trabalho. Os materiais cerâmicos e metálicos são 10 a 40 vezes mais rígidos do que o osso cortical do fêmur humano. O emprego de materiais de baixa rigidez pode melhorar a situação, contudo materiais de baixa resistência limitam seriamente sua aplicação em situações clínicas humanas. O conceito de utilizar materiais compósitos em hastes femorais encontra sua origem no fato de que essa categoria de materiais alia alta resistência e baixa rigidez.

Como contribuição significativa desse trabalho, destaca-se o projeto e a análise estrutural de uma haste femoral de implante de quadril em material compósito polimérico reforçado, dado que o desenvolvimento atual na Área Médica tem exigido que os implantes apresentem um elevado grau de desempenho e confiabilidade para que

possam cumprir de maneira adequada às funções da parte substituída. Este tipo de exigência tem proporcionado o surgimento de materiais alternativos, como o estudado por Silvestre Filho (2001). Também é proposta uma metodologia de fabricação para a haste femoral, onde requisitos de projeto são considerados de maneira integrada, conduzindo à otimização estrutural do componente.

1.4 Objetivos desse Trabalho

Com base nas justificativas apresentadas, o objetivo principal desse trabalho consiste em projetar uma haste femoral de implante de quadril em material compósito polimérico reforçado, capaz de suportar as situações de carregamento exigidas para esse tipo de componente durante uma marcha humana normal. Nesse caso, segundo Sheikh; MacDonald e Hashmi (2002), o carregamento limite para uma marcha normal de uma pessoa de 70 kg, aproxima-se de uma carga de 3 kN.

O projeto da haste femoral será validado por meio da análise estrutural pelo Método dos Elementos Finitos, onde um modelo de material será implementado para representar de forma coerente os mecanismos de falha do componente. Também será proposta uma metodologia de fabricação integrada por computador, com base no trabalho desenvolvido por Carvalho (1996). Em virtude da amplitude do objetivo proposto, optou-se por dividi-lo em objetivos específicos, como:

- a) Apresentar um levantamento bibliográfico sobre os materiais compósitos, como também sobre o projeto e análise estrutural com esses materiais;
- b) Realizar ensaios quase-estáticos de tração e coeficiente de Poisson segundo as normas técnicas, ASTM D638/96 e ASTM E132/86, respectivamente, a fim de obter as propriedades e os valores de resistência mecânica do poliuretano derivado de óleo de mamona;

- c) Construir um dispositivo para realizar os ensaios mecânicos da haste femoral de implante de quadril em poliuretano;
- d) Realizar ensaios segundo as normas técnicas ISO 7206-3 e ISO 7206-4, a fim de obter os valores de resistência à carga quase-estática da haste femoral de implante de quadril, em poliuretano, frente a carregamentos sem torção e com torção, respectivamente;
- e) Implementar computacionalmente um modelo de material para compósitos poliméricos reforçados, que seja capaz de representar de forma coerente os mecanismos de falha desse material decorrentes da ação de carregamentos quase-estáticos, segundo o critério de falha de Puck e Schürmann (1998, 2002) e compará-lo ao modelo de material desenvolvido por Tita (2003) para fins de validação;
- f) Aplicar o modelo de material do item (g) para simular, por meio do Método dos Elementos Finitos, o comportamento mecânico da haste femoral de implante de quadril frente a carregamentos quase-estáticos, possibilitando assim o projeto adequado da haste femoral com reforço.

Ressalta-se que o desenvolvimento da geometria da haste com reforço e a implementação do modelo de material segundo o critério de Puck e Schürmann (1998, 2002) para a análise do comportamento mecânico da mesma, constituem contribuição inédita desse trabalho na área de projeto de hastes femorais.

CAPÍTULO 2 COMPÓSITOS COMO MATERIAIS DE ENGENHARIA

*“Da ignorância do passado
nasce fatalmente
a incompreensão do presente”*

*Marc Bloch
Historiador francês (1886 - 1944)*

2.1 Introdução

O tema a respeito dos materiais compósitos é, ao mesmo tempo, antigo e recente. É antigo no sentido de que os materiais biológicos naturais, que incluem o corpo humano, plantas e animais, são materiais compósitos. É recente no sentido de que apenas no início da década de 60 os engenheiros e cientistas têm pesquisado a sério o vasto potencial de fabricação desses materiais.

O desenvolvimento de novos materiais compósitos e de novas aplicações é agora estimulado à proporção que esses se expandem e conquistam implacavelmente novos mercados. Desse modo, os materiais compósitos modernos constituem uma quantidade significativa dos materiais de engenharia comercializados, variando de produtos

cotidianos a sofisticados nichos de aplicações. As aplicações expandir-se-ão mais rapidamente à medida que os materiais compósitos se apresentarem melhores e mais econômicos e quanto mais engenheiros se capacitarem na análise, projeto e fabricação desses materiais. Algumas dessas aplicações são mencionadas no final desse capítulo e servem para visualizar, como por meio de um pequeno orifício, um mundo de estruturas de engenharia cujos potenciais parecem estar fora de nossa vista. As futuras aplicações dos materiais compósitos somente serão limitadas pela falta de perspicácia e recusa por parte dos cidadãos e das sociedades em explorar este imenso desconhecido.

Nos competitivos mercados mundiais do século 21, não se deve ter nenhuma dúvida de que os indivíduos e as sociedades conhecerão os desafios e oportunidades oferecidas pelo uso dos “compósitos de engenharia”. Os benefícios potenciais são muito promissores para isso não ser verdade (HERAKOVICH, 1998).

Esse capítulo trata das potencialidades dos materiais compósitos e, nesse trabalho, serão abordados especificamente os compósitos poliméricos reforçados laminados (referenciados no texto com a sigla CPR). Enfim, na atualidade, os contínuos avanços nas tecnologias de fabricação e no desempenho dos CPR, intensificaram a competitividade entre os materiais de engenharia em uma gama crescente de aplicações que conduzem também a um crescimento significativo de sua aceitação no mercado. Um exame da diversidade de algumas dessas aplicações mais recentes e das considerações sócio-comerciais que justificam a sua utilização, dão uma percepção instrutiva do futuro dos materiais compósitos de alto desempenho, em particular os compósitos poliméricos reforçados laminados (CPR).

2.2 Definição de Materiais Compósitos

Segundo Herakovich (1998), os materiais compósitos são constituídos por duas ou mais fases distintas, geralmente chamadas de constituintes. Desse modo os materiais compósitos são heterogêneos. Até certo ponto essa definição depende do nível de análise, visto que todos os materiais podem ser considerados heterogêneos se a escala de interesse é suficientemente pequena. Como empregado nesse texto, os CPR são materiais na qual uma fase age como reforço de uma segunda fase. Assim, os CPR, no presente contexto desse trabalho, possuem uma resina polimérica como matriz e fibras contínuas como reforço. O desafio, nesse caso, é a combinação da fibra com a resina para se obter um material mais eficiente à aplicação pretendida.

Uma das estruturas mais eficientes conhecidas é o corpo humano. Os músculos do corpo humano são um belo exemplo do uso eficiente dos materiais compósitos. Os músculos estão presentes num sistema de camadas que consiste em fibras orientadas com ângulos diferentes e em concentrações diferentes. O sistema resulta numa estrutura resistente, eficiente, versátil e adaptável que é capaz de executar tarefas surpreendentes. O projeto e a fabricação de estruturas que funcionem de modo versátil e eficiente tal como o corpo humano, que é um material compósito natural de alto desempenho, é um grande desafio para os cientistas e engenheiros.

De acordo com Chawla (1998), existe uma variedade de materiais compósitos que ocorre na natureza. Por exemplo, a madeira é um material compósito que consiste em fibras de celulose como reforço e lignina como matriz. As fibras de celulose têm alta resistência à tração, mas são flexíveis (isto é, têm baixa rigidez), enquanto a matriz de lignina, mais rígida, tem a função de envolver e de manter a união das fibras de celulose e, conseqüentemente, fornecer rigidez às mesmas. Também, os ossos são um compósito natural que suportam o peso de vários membros do corpo. Os ossos consistem em fibras

de colágeno que são envolvidas e mantidas unidas por meio de uma matriz mineral chamada apatita.

Nesse sentido, praticamente, tudo são materiais compósitos nesse mundo. Por essa razão, tem-se que concordar com uma definição operacional de um material compósito para a finalidade desse texto. Definir-se-á um material compósito aquele que satisfizer as seguintes condições:

- a) Seja manufaturado, ou seja, os materiais compósitos naturais são excluídos;
- b) Consista em duas ou mais fases adequadamente organizadas ou distribuídas, fisicamente e/ou quimicamente distintas, com uma interface separando-as;
- c) Tenha características que não sejam representadas por nenhum dos seus constituintes quando considerados isoladamente.

2.3 Classificação Geral dos Materiais Compósitos

A classificação mais tradicional para os materiais compósitos segundo Kaw (1997), baseia-se na natureza dos constituintes, ou seja, conforme a geometria do reforço que pode estar na forma de partícula, floco ou fibra e também pelo tipo de material da matriz que pode ser: polimérica, metálica, cerâmica e de carbono. O organograma mostrado na Figura 2.1 classifica os materiais compósitos com base na geometria do reforço, separando-os em materiais compósitos reforçados com fibras, reforçados com partículas e reforçados com flocos.

Segundo Daniel e Ishai (1994), os materiais compósitos reforçados com partículas consistem em partículas de várias formas e tamanhos, dispersas aleatoriamente dentro de uma matriz. Em consequência da aleatoriedade da distribuição de partículas esses compósitos podem ser considerados como quase-homogêneos e quase-isotrópicos. Podem consistir em partículas não-metálicas em matriz não-metálica

(o concreto, em que as britas são misturadas ao cimento e areia); partículas metálicas em matriz não-metálica (partículas de alumínio em matriz de borracha poliuretana); partículas metálicas em matriz metálica (partículas de chumbo em matriz de ligas de cobre); e partículas não-metálicas em matriz metálica (partículas de carvão de silício em matriz de alumínio).

Figura 2.1 - Organograma de classificação dos materiais compósitos.

(Adaptado de Matthews & Rawlings, 1999).

Segundo Gürdal; Haftka e Hajela (1998), os materiais compósitos reforçados com flocos, como o nome sugere, são formados pela adição de flocos delgados ao material da matriz. Embora a dispersão dos flocos na matriz seja geralmente aleatória, os flocos são produzidos de modo a permitirem o alinhamento entre si, formando uma estrutura mais ordenada se comparada aos materiais compósitos reforçados com partículas. O tipo de aplicação determina o tamanho, forma e material do floco a ser utilizado, que também determina a quantidade de material da matriz. Exemplos típicos de materiais utilizados como flocos são o vidro, mica, alumínio, prata e carbono.

Os materiais compósitos reforçados com fibras são comumente a forma mais utilizada de combinação dos constituintes. Tais materiais consistem em matrizes reforçadas com fibras curtas (descontínuas) ou longas (contínuas). As fibras são geralmente anisotrópicas e, como exemplo, inclui-se o carbono e a aramida. Um exemplo de matriz polimérica é a resina epóxi; de matriz metálica é o alumínio; e de matriz cerâmica é o silicato de cálcio-alumínio. Uma discussão a fundo sobre os tipos de fibras e materiais de matrizes pode ser encontrada no livro de Chawla (1998).

A unidade fundamental dos CPR para aplicações estruturais tem a forma de uma fina camada, conhecida como lâmina. Os elementos estruturais, conhecidos como laminados, são então formados pelo empilhamento dessas lâminas segundo uma determinada espessura e propriedades desejadas. O ângulo de orientação da fibra em cada lâmina e a seqüência de empilhamento das camadas podem ser escolhidas para se conseguir uma dada resistência e rigidez para uma aplicação específica. Os CPR são geralmente os mais utilizados em projetos de estruturas de alto desempenho e, em particular, é o tema principal de estudo nesse texto.

2.4 Desenvolvimento Histórico dos Materiais Compósitos

De acordo com Kaw (1997), os exemplos históricos da utilização dos materiais compósitos são abundantes na literatura. No Egito, por volta de 4000 a.C., utilizavam-se as hastes da planta de papiro para confecção de folhas de escrever, também chamadas de papiro e do qual provém o termo papel. O papiro foi o principal suporte da escrita na Antigüidade, especialmente no Mediterrâneo, da qual a maior parte dos livros e uma diversidade de registros eram constituídos por rolos de papiro. Os egípcios, em 1500 a.C., reforçavam as paredes de barro das casas com brotos de bambu e também utilizavam cola como aglomerante para os laminados de madeira. Por volta de 1300 a.C.

a 1200 a.C., conforme referências bíblicas encontradas no livro do Êxodo 5,7 (“Não deis mais palha ao povo, para fazer tijolos, como ontem e anteontem. Eles mesmos que vão e juntem para si a palha”), os egípcios e israelitas utilizavam a palha picada como reforço na fabricação de tijolos de barro, uma prática que ainda está em uso até hoje.

Segundo Herakovich (1998), os egípcios antigos também fizeram recipientes com fibras grossas produzidas a partir do amolecimento do vidro através da aplicação de calor e o cientista francês Reaumur considerou o potencial de desenvolvimento de fibras de vidro finas já no século 18. Foi a partir do final da década de 30 que as fibras de vidro contínuas foram produzidas comercialmente, principalmente para aplicações elétricas com operação a altas temperaturas. Após duas décadas surgiram as denominadas fibras avançadas: fibra de boro (final da década de 50), fibra de carbono (início da década de 60) e aramida (início da década de 70). Portanto, desde as aplicações mais longínquas dos materiais compósitos pelos egípcios até a utilização dos materiais compósitos avançados na segunda metade do século 20, já se passaram 6000 anos aproximadamente. Sem dúvida, o progresso no uso dos materiais compósitos na última metade do século 20 foi muito maior do que durante os 6000 anos precedentes.

Na atualidade, os materiais compósitos estão à beira de uma expansão para o emprego em aplicações estruturais. Durante o último quarto de século, as aplicações estiveram principalmente em áreas específicas como equipamentos esportivos e estruturas aeroespaciais. Recentemente, vêem-se aplicações no setor de infra-estrutura e no setor automotivo. Conforme já mencionado, fica evidente que com a familiarização dos engenheiros com o potencial de engenharia dos materiais compósitos e com os procedimentos de análise, projeto e fabricação desses materiais, o número e o campo de aplicações crescem rapidamente.

2.5 Vantagens dos Materiais Compósitos

O desenvolvimento e a aplicação dos CPR ocorreram, principalmente, devido ao potencial de se obter estruturas mais leves. As primeiras aplicações no começo da década de 60 foram em estruturas aeroespaciais, no qual o peso influi extremamente no consumo de combustível, desempenho e limite da capacidade de carga útil. Também nos equipamentos esportivos, freqüentemente, o baixo peso resulta em ganho de desempenho.

Hoje os CPR são geralmente os materiais de escolha dos projetistas por uma variedade de razões, a saber: baixo peso, alta rigidez específica (razão entre rigidez e densidade), alta resistência específica (razão entre resistência e densidade), condutividade elétrica (ou não-condutividade), baixa expansão térmica (estabilidade dimensional), baixa ou alta taxa de transferência de calor, resistência à corrosão, isolamento térmico, isolamento acústico, vida útil à fadiga, customização de projeto, redução de manutenção, fabricação de geometrias complexas e retenção das propriedades a altas temperaturas de operação, *etc.*

Além dessas vantagens, deve-se ressaltar a inerente anisotropia dos CPR obtida pela mudança dos arranjos das fibras. Dessa forma as propriedades do material podem ser customizadas (otimizadas) para satisfazer os requisitos de um projeto específico. Por exemplo, os componentes projetados em CPR podem ser fabricados segundo uma determinada sequência de empilhamento das lâminas com os ângulos de orientação das fibras nas direções mais solicitadas em função dos carregamentos atuantes. De fato, a principal vantagem dos CPR está na habilidade de controlar a anisotropia do componente por meio do projeto e da fabricação.

Outra vantagem é a disponibilidade no mercado de uma grande variedade de fibras e de resinas poliméricas para utilização em CPR. A seleção de uma fibra

específica com uma resina polimérica não é arbitrária. As duas (ou mais) fases de um material compósito devem ser cuidadosamente escolhidas se a finalidade do mesmo é ser estruturalmente eficiente. O material compósito geralmente deve ser resistente ao descolamento na interface da fibra/matriz e também ser resistente à quebra da fibra e à ruptura da matriz. Entretanto em aplicações que é desejável a dissipação de energia durante o processo de falha (estruturas resistentes ao impacto), a falha progressiva da fibra e o descolamento fibra/matriz (desenvolvimento do dano) são características positivas porque dissipam energia. Então, os maiores desafios para os profissionais da área de Mecânica dos Materiais, especificamente na área dos CPR, são compreender os fatores que influenciam o desenvolvimento do dano e adquirir conhecimento para o projeto de componentes que trabalhem sob severas condições ambientais e elevados carregamentos mecânicos. Estes desafios devem ser alcançados tanto na fase de fabricação quanto na fase em serviço de um componente em CPR.

2.6 Aplicações dos Compósitos Poliméricos Reforçados

Em virtude da grande faixa de aplicações dos CPR, o objetivo aqui é identificar alguns campos de aplicações envolvidos nas explorações comerciais desses materiais. Isso é feito por meio de alguns exemplos e não há nenhum propósito nesse texto de apresentar uma pesquisa sistemática. Uma abordagem mais detalhada a respeito dos campos de aplicações dos materiais compósitos é descrita por Phillips (1989), Hull e Clyne (1996), Kaw (1997), Chawla (1998), Herakovich (1998), entre outros. Os exemplos dados aqui cobrem uma ampla variedade de campos de aplicações para um grande número de argumentos, tais como complexidade de engenharia, técnicas de fabricação, tamanho de mercado consumidor e posição competitiva em relação aos materiais convencionais. Conforme os campos de aplicações, as razões para a seleção

dos CPR diferem de indústria para indústria. Alguns desses campos são discutidos nos parágrafos seguintes.

2.6.1 Aeronáutico e aeroespacial

Atualmente, é o setor líder e o maior beneficiário na utilização dos CPR, tanto em aplicações civis quanto militares. Aviões, planadores, foguetes, satélites artificiais, o telescópio espacial *Hubble*, os ônibus espaciais (*Space Shuttles*), a estação espacial internacional (ISS, na sigla em inglês), mísseis, motores de foguetes e helicópteros são exemplos nos quais os materiais compósitos são utilizados com vantagens. As principais razões para o uso dos CPR na área de aviação incluem a rigidez específica, resistência específica, customização de projeto, resistência à fadiga, baixo custo de fabricação e redução de manutenção. A estabilidade dimensional, devido às grandes mudanças de temperatura em relação à altitude, também é uma das principais considerações de projeto para aplicações aeronáuticas e aeroespaciais.

Hoje, a construção de algumas aeronaves não seria possível sem a disponibilidade da tecnologia dos materiais compósitos avançados. Um exemplo recente foi o projeto dos protótipos das aeronaves *White Knight* e *Space Ship One*, construídos inteiramente em compósitos poliméricos reforçados com fibra de carbono, ambos mostrados na Figura 2.2. A *Space Ship One* é a primeira nave espacial, privada e tripulada da história, com operação de voo suborbital bem-sucedido e já é um marco na aviação mundial.

Um outro exemplo mais recente foi o projeto do avião *Virgin Atlantic Global Flyer* (Figura 2.3) que completou, após 67 horas e 37 mil quilômetros percorridos, a primeira volta ao mundo da história sem escalas e sem reabastecimento de combustível sob o comando de um único piloto. Como benefício imediato devido a essa realização, observa-se que a aplicação de materiais compósitos leves em estruturas de aviões resulta

em economia de energia. Também a configuração aerodinâmica, possível devido ao uso de CPR, tem uma relação direta entre o peso e o consumo de combustível.

Figura 2.2 – A *Space Ship One* sob a fuselagem do avião de lançamento *White Knight*.
(Fonte: *Scaled Composites, Inc.* – www.scaled.com).

Figura 2.3 – O avião *Virgin Atlantic Global Flyer*.
(Fonte: *Scaled Composites, Inc.* – www.scaled.com).

Para exemplificar o parágrafo acima, o Departamento de Tecnologia de Materiais da *Boeing* (maior fabricante de aeronaves do mundo) fez algumas estimativas quanto à economia total de combustível em aviões com vida útil de 20 anos e chegou a valores consideráveis. Para realizar uma rota típica, um Boeing 757 ou 767 consome cerca de 120 a 150 litros de combustível por quilograma de peso do avião por ano.

Deste modo, com uma economia de peso de 1500 Kg em consequência do uso de CPR em relação a estruturas metálicas convencionais, serão economizados aproximadamente 4 milhões de litros de combustível por avião (CHAWLA, 1998).

2.6.2 Marítimo

A escolha de materiais compósitos deve-se ao baixo peso, excelente resistência estrutural, facilidade de moldagem de geometrias complexas, redução dos custos em manutenção, propriedades não-magnéticas e ótima resistência à corrosão e à fadiga.

Os CPR, principalmente os reforçados com fibra de vidro e aramida, são muito populares em várias aplicações de transportes marítimos. Por exemplo, enquanto as grandes embarcações são normalmente construídas em aço, a grande maioria das pequenas embarcações, isto é, menores que 40 metros de comprimento são construídas em CPR. Isto se observa de certo modo porque a fabricação em CPR é mais econômica para embarcações relativamente pequenas (veleiros, iates, catamarãs, lanchas, *jet skis*, *jet boats*, etc.). Uma outra área que se beneficia da resistência específica dos CPR é a de construção de plataformas *off-shore* e de equipamentos utilizados para extração de petróleo em alto mar, tais como: vasos e tubulações de alta pressão, tanques de armazenamento, oleodutos, etc.

2.6.3 Automotivo

As razões em escolher os materiais compósitos para aplicações automotivas incluem o menor peso, maior durabilidade (aumento da resistência à corrosão, vida útil à fadiga, desgaste e resistência ao impacto) e o benefício com menor consumo de combustível, melhor segurança e redução de manutenção. As aplicações incluem: barras de direção, pás de ventilador, molas de amortecimento da suspensão, pára-choques, interior de painéis, peças de chassis, carrocerias e peças de engenharia.

Segundo Chawla (1998), uma aplicação muito importante dos CPR está relacionada ao uso do Gás Natural Veicular (GNV) e do Hidrogênio (H_2), como combustível veicular, no setor de transporte. O emprego do GNV e do H_2 resulta em emissões mais baixas de NO_x e CO_2 em comparação com a gasolina. Também pode ser um combustível mais barato em certas regiões. No entanto, a utilização do GNV e do H_2 como combustível veicular, requer um armazenamento que os mantenha comprimidos a alta pressão (acima de 20 MPa). No início, os cilindros de aço eram utilizados como recipientes de pressão. Porém, estes cilindros metálicos são muito pesados e acarretam na redução da carga útil do veículo. Em virtude disto, os cilindros de CPR, produzidos pelo processo de enrolamento de filamento (*filament winding*), foram desenvolvidos como alternativa para substituir os cilindros de aço. Desta forma, com o uso de cilindros de CPR, aumenta-se a segurança porque não haverá falha catastrófica do material, reduz-se o peso do reservatório e ganha-se na carga útil do veículo. A Figura 2.4 mostra cilindros de gás fabricados em compósitos poliméricos reforçados com fibra de carbono, produzidos pelo processo de enrolamento de filamento.

Figura 2.4 – Cilindros de compósito polimérico reforçado com fibra de carbono.

(Fonte: Luxfer, Inc. – www.luxfercylinders.com).

2.6.4 Infra-estrutura

As aplicações dos CPR em estruturas de edifícios, pontes e viadutos são mais recentes do que em outras áreas. A principal razão para isso é que o peso não é um requisito importante no projeto de estruturas estáticas. Porém, os benefícios como as reduções dos custos de instalação e manutenção associados aos interesses arquitetônicos são desejáveis. Deste modo a aplicação de materiais compósitos nessas estruturas tem atraído a atenção de diversos segmentos para o seu desenvolvimento.

Os materiais compósitos também são freqüentemente empregados em estruturas na qual a corrosão é uma consideração dominante de projeto, como nas instalações de usinas nucleares, indústrias alimentícias, químicas e petroquímicas, de papel e celulose, de açúcar e álcool e nas estruturas de plataformas *off-shore* de extração de petróleo. Outras considerações complementares de projeto incluem: longevidade e segurança das instalações, propriedades de resistência ao fogo e ao ataque químico por substâncias ácidas e alcalinas. Alguns itens desses campos de aplicações citados acima são: vasos e tanques para armazenamento de combustíveis, produtos químicos, grãos e bebidas, tubos para saneamento básico, escoamento de água e de resíduos químicos, perfis estruturais (Figura 2.5), entre outros.

Figura 2.5 – Perfis estruturais pultrudados em fibra de vidro e resina epóxi (Fonte: Herakovich, 1998).

2.6.5 Elétrico e eletrônico

Para o uso no setor elétrico os materiais compósitos apresentam boa proteção contra interferências eletromagnéticas, bom isolamento elétrico, boa adesão a revestimentos, propriedades antimagnéticas e de resistência ao fogo. As aplicações potenciais dos materiais compósitos nesse setor são: caixas de alimentação elétrica, isoladores elétricos de linhas de transmissão, postes de transmissão de energia elétrica, pás de turbinas eólicas, cabos elétricos, antenas, *etc.*

No setor eletrônico, os circuitos integrados ou microprocessadores empregados como unidade central de processamento de um computador são materiais compósitos laminados híbridos constituídos por um número de lâminas que servem para diferentes funções. Uma consideração de projeto importante do ponto de vista da mecânica é a durabilidade física do componente. O microprocessador deve ter boas propriedades de transferência de calor para não aquecer demais e deve ser capaz de resistir às tensões térmicas induzidas sem que ocorra a delaminação.

2.6.6 Equipamentos esportivos

A indústria de esporte e lazer é outro grande mercado dos CPR, principalmente os reforçados com fibra de carbono. Os exemplos de equipamentos com fins esportivos e recreativos que utilizam CPR incluem: raquetes de tênis, tacos de golfe e beisebol, capacetes, esquis aquáticos e de neve, varas de pescar, esqueites, patins, arcos-e-flechas, pranchas de windsurf, canoas e remos, lanchas e carros de corrida, bicicletas, cilindros de ar comprimido para mergulho, *etc.* Os CPR são utilizados nesses equipamentos principalmente devido à segurança e para melhorar o desempenho devido à alta resistência, alta rigidez à flexão e à torção e à baixa densidade. A Figura 2.6 mostra um quadro de bicicleta de competição com estrutura tubular fabricada em compósito

polimérico reforçado com fibra de carbono com peso total de 0,88 kg, segundo a especificação técnica do fabricante.

Figura 2.6 – Quadro de bicicleta com estrutura tubular fabricada em fibra de carbono.

(Fonte: *Scott* – www.scottusa.com)

2.6.7 Médico

Os CPR são fortes candidatos para uma variedade de aplicações médicas. A finalidade dos materiais compósitos para o uso médico é a redução de peso e o prolongamento da durabilidade. Por exemplo: cadeiras de rodas, muletas e órteses mais leves oferecem vantagens evidentes para o usuário, assim como os dispositivos de implantes médicos devem ser leves, resistentes, duráveis e biocompatíveis.

Uma aplicação dos CPR de interesse considerável é na Artroplastia ou Prótese Total do Quadril, nos quais os compósitos poliméricos reforçados são estudados por vários pesquisadores que buscam uma solução definitiva para aplicação em cirurgias ortopédicas da articulação do quadril. Conforme a revisão bibliográfica realizada, percebe-se, até agora, que existem poucos trabalhos que tratam das hastes femorais de implante de quadril em material compósito polimérico reforçado. Esses trabalhos foram desenvolvidos por Christel et al. (1987), Chang; Perez e Davidson (1990), Kaddick;

Stur e Hipp (1997), Yildiz; Ha e Chang (1998), Yildiz; Chang e Goodman (1998), Srinivasan et al. (2000), Simões; Marques e Jeronimidis (2000), Simões e Vaz (2001); Simões e Marques (2001), Katoozian et al. (2001), Li et al. (2002), Sheikh; MacDonald e Hashmi (2002), De Santis et al. (2004) e Simões e Marques (2005).

A habilidade de customizar as propriedades de resistência e rigidez dos CPR atribuem uma vantagem decisiva sobre os materiais convencionais para aplicação em implantes de quadril. Como mencionado, no início desse capítulo, o corpo humano é um material compósito natural, logo o comportamento mecânico das partes do corpo tem que obedecer às mesmas leis fundamentais, porém com modificações apropriadas das equações constitutivas.

Nesse trabalho, apresentar-se-á o projeto e a análise estrutural de uma haste femoral de implante de quadril em material compósito polimérico como contribuição à aplicação desses materiais na área médica e será detalhado nos próximos capítulos.

2.7 Técnicas de Fabricação dos Compósitos Poliméricos Reforçados

Segundo Hull e Clyne (1996), um aspecto importante dos CPR cabe à tecnologia pela qual são produzidos e a escolha do método de laminação está sujeito às propriedades exigidas para o produto final. As propriedades finais de componentes e estruturas em CPR não são apenas dependentes das propriedades da fibra e resina, mas também dependem do modo pelo qual são processados. A capacidade de customização dos CPR é o maior atrativo para aplicações específicas e, simultaneamente, um problema desafiador. Pois, devido a grande possibilidade de combinações de fibras e resinas, como também pela disponibilidade de vários métodos de fabricação, geram-se dúvidas no momento da seleção do material e do processo de fabricação.

O desenvolvimento dos CPR é um processo complexo e requer considerações concomitantes de vários parâmetros que influenciam na seleção, tais como: dimensões e forma do componente ou estrutura, volume de produção, resistência e rigidez exigida, qualidade microestrutural satisfatória, custo de produção, familiaridade com os procedimentos de fabricação, *etc.* Com uma miríade de escolhas disponíveis, torna-se imperativo que as funções de projeto, otimização e manufatura sejam integradas durante o processo de desenvolvimento.

A fabricação de estruturas e produtos em CPR passa por um processo gradual de evolução desde um intensivo suporte à laminação manual (*hand lay-up*) até aos métodos de manufatura automatizados. As melhorias nos modelos e controles de processos resultam em novos métodos de monitoramento das condições de cura, otimização do ciclo de processos e previsões de mudanças microestruturais no componente, todos baseados nas condições de fabricação.

Hoje, os procedimentos de fabricação para a maioria dos CPR estão tecnicamente e comercialmente desenvolvidos. Assim, a exploração comercial dos CPR está relacionada ao aprimoramento do rendimento da produção. Esse aprimoramento foi observado por Bannister (2001) quando analisou os níveis atuais de tecnologia envolvidos nos processos de manufatura, tais como: enrolamento de filamento (*Filament Winding*), pultrusão (*Pultrusion*) e entrelaçamento (*Braiding*). Alguns destes processos comerciais para a fabricação de componentes em CPR são brevemente descritos abaixo.

2.7.1 Autoclave

Uma autoclave é um vaso hermético destinado ao controle da temperatura e da pressão e utilizado para a cura de compósitos poliméricos laminados. O material compósito a ser curado é preparado por laminação manual ou por equipamentos

automatizados de laminação. O componente é então colocado na autoclave e submetido a um ciclo controlado de temperatura e pressão. Após a cura, o material compósito exhibe as propriedades de engenharia correspondentes. Algumas autoclaves são grandes o suficiente para a cura de componentes estruturais de grandes dimensões, como mostra a Figura 2.7.

Figura 2.7 – Autoclave de grandes dimensões.

(Fonte: McLaren Technology Centre – www.mclaren.com).

2.7.2 Enrolamento de filamento (*filament winding*)

O enrolamento de filamento é um processo segundo o qual as fibras de reforço contínuas são posicionadas de maneira precisa e de acordo com um padrão predeterminado para compor a forma do componente desejado. As fibras, submetidas à tração, são primeiramente alimentadas através de um banho de resina líquida para impregnação e em seguida, por meio de um alimentador, são “enroladas” continuamente ao redor de um mandril que tem a forma do produto final, em geral utilizando equipamentos automáticos. No final do processo, após ter sido aplicado o número apropriado de camadas, a cura do componente pode ser executada à temperatura

ambiente, forno ou autoclave, quando então o mandril é removido. Um desenho esquemático do processo é mostrado na Figura 2.8.

Figura 2.8 – Desenho esquemático do processo de Enrolamento filamentar (*Filament Winding*).

(Fonte: Carvalho, 1996).

São possíveis vários padrões de enrolamento (isto é, circunferencial, helicoidal e polar), de forma a dar as características mecânicas desejadas, como está mostrado na Figura 2.9.

Figura 2.9 – Representações esquemáticas das técnicas de enrolamento de filamentos circunferencial, helicoidal e polar (Fonte: Callister Jr., 2002).

No enrolamento helicoidal, o alimentador se movimenta ao longo do comprimento do mandril e a velocidade do alimentador em relação à rotação do mandril controla o ângulo de orientação das fibras.

As peças enroladas em filamentos têm razões resistência-peso muito altas. Ainda, essa técnica permite um alto grau de controle sobre a uniformidade e a orientação do enrolamento. Além disso, quando automatizado, o processo é mais economicamente atrativo. Atualmente, máquinas sofisticadas de enrolamento de filamento estão disponíveis com mais de seis graus de liberdade de movimento. As estruturas mais comuns feitas a partir do enrolamento de filamento são as carcaças de motores de foguetes, tanques de armazenamento e tubulações e vasos de pressão.

2.7.3 Pultrusão (*pultrusion*)

A pultrusão é um processo automatizado para a fabricação de componentes que possuem comprimentos contínuos e que têm um formato de seção reta constante (isto é, barras, tubos, vigas, etc.). Essa técnica, que está ilustrada esquematicamente na Figura 2.10, envolve a ação de puxar fibras contínuas através de um banho de resina termofixa líquida para impregnação; estas são então estiradas através de um molde de aço que pré-conforma o componente de acordo com a forma desejada e o excesso de resina é removido para estabelecer a razão resina/fibra. O material passa então através de um molde que é usinado com precisão, de modo a conferir ao componente sua forma final; esse molde também é aquecido, com o objetivo de dar início ao processo de cura da matriz de resina. Um dispositivo de puxar estira o material através dos moldes e também determina a velocidade de produção. Ao fim do processo, o produto pultrudado é simplesmente cortado no comprimento desejado.

A técnica permite que as fibras tenham orientação na direção axial, ou seja, na mesma direção em que são puxadas. No entanto, os tecidos bidirecionais podem ser

adicionados durante o processo de pultrusão para melhorar a resistência do componente a carregamentos na direção transversal. Os principais reforços são as fibras de vidro, carbono e aramida. Os materiais comumente utilizados como matrizes incluem os poliésteres, os ésteres vinílicos e as resinas epóxi. A pultrusão é um processo contínuo e automatizado; as taxas de produção são relativamente altas, o que torna esse processo muito eficaz em termos de custos. Ainda mais, é possível uma ampla variedade de formas. Por exemplo, perfis estruturais dos tipos I, L T, U, V, etc. (ver a Figura 2.6).

Figura 2.10 – Desenho esquemático do processo de pultrusão.

(Fonte: *Exel Industry* – www.exelindustry.net)

2.7.4 Entrelaçamento (*braiding*)

É uma técnica automatizada para entrelaçar fibras em peças tubulares com geometria complexa e sua origem deriva da indústria têxtil. Este processo é utilizado geralmente para a produção de pré-formas em fibra para subsequente utilização em processos de impregnação e consolidação tais como a moldagem por transferência de resina (*Resin Transfer Molding – RTM*).

O princípio de funcionamento de uma máquina de *braiding* consiste num anel, nos quais se localizam vários porta-bobinas, que gira em relação a um mandril e este se movimenta paralelamente através do anel. O controle sincronizado do movimento de rotação do anel com o movimento de translação do mandril determinam o ângulo de entrelaçamento das fibras, ou seja, define a cobertura do trançado sobre a superfície do mandril. No processo de *braiding* o mandril tem normalmente a forma geométrica da peça a ser fabricada.

Uma das vantagens do processo é que muitas fibras são entrelaçadas (processadas) ao mesmo tempo, de forma que há uma redução no tempo de produção. Comparado ao processo de enrolamento de filamento, a técnica de entrelaçamento produz formas mais complexas, porém não tem a mesma capacidade para otimização do ângulo de orientação das fibras. Um desenho esquemático do processo é mostrado na Figura 2.11(a) e uma máquina de entrelaçamento (*Braiding*) é mostrada na Figura 2.11(b).

Figura 2.11 – (a) Desenho esquemático do processo de entrelaçamento; (b) Máquina de entrelaçamento.

(Fonte: (a) *Intelligent Systems Laboratory/Michigan State University* – www.islnotes.cps.msu.edu;

(b) *MIT Composites Group/Massachusetts Institute of Technology* – web.mit.edu)

2.7.5 Moldagem por transferência de resina (*resin transfer molding*)

Nesse processo uma resina líquida é injetada sob pressão, por meio de uma bomba, para dentro da cavidade de um molde fechado bipartido que contém uma pré-forma em fibra (carbono, vidro, aramida, *etc.*) da geometria do produto desejado. A pré-forma mantém a sua forma geométrica durante a injeção da matriz polimérica na qual após o processo de cura, obtém-se o produto final solidificado. Segundo Chawla (1998), o processo requer o uso de resinas de baixa viscosidade ($< 1 \text{ Pa}\cdot\text{s}$), o suficiente para que as fibras sejam facilmente impregnadas. Também se exige que os moldes sejam projetados com orifícios que permitam a saída de ar durante a transferência de resina. Após o preenchimento da cavidade do molde com resina, os orifícios são fechados para permitir que a bomba aplique pressão à mesma. Um esquema do processo é mostrado na Figura 2.12.

Figura 2.12 – Esquema do processo de moldagem por transferência de resina.

As vantagens potenciais do processo incluem: bom rendimento de produção, obtenção de peças grandes e com formas complexas, bom acabamento superficial, boa reprodutibilidade, baixa pressão de operação e habilidade de incluir um grande número de insertos no molde.

2.8 Estado Atual e Perspectivas Futuras dos Materiais Compósitos

A tecnologia dos CPR tem experimentado um rápido desenvolvimento nas duas últimas décadas. Implicitamente, algumas das razões e motivações para esse

desenvolvimento são: progresso significativo em ciência e tecnologia nas áreas de fibras e polímeros; exigências de materiais de alto desempenho para estruturas aeronáuticas e aeroespaciais; e o desenvolvimento de poderosos e sofisticados métodos numéricos computacionais para análise estrutural, juntamente com a disponibilidade de modernos e potentes computadores para os profissionais de engenharia.

A força motriz inicial no desenvolvimento da tecnologia dos CPR foi devido à economia de peso. Depois, a competitividade da redução de custo em relação aos materiais convencionais se tornou igualmente importante. Hoje, para esses dois requisitos são adicionadas a necessidade de garantia da qualidade, reprodutibilidade e previsibilidade do comportamento mecânico sobre a vida útil da estrutura.

Atualmente, novos desenvolvimentos continuam em todas as áreas. Por exemplo: novos tipos de fibras de carbono são introduzidos no mercado com limites de resistência mais elevados. A utilização de CPR novos e convencionais está intimamente relacionada ao desenvolvimento dos métodos de fabricação. O processo de manufatura é um dos mais importantes estágios de controle das propriedades e asseguramento da qualidade do produto acabado. A inspeção do controle de qualidade e a automação estão também sendo inseridos nos processos de manufatura.

Embora ainda em desenvolvimento, a tecnologia dos CPR chegou a um estado de maturidade. As perspectivas para o futuro são claras em virtude de várias razões. O custo dos constituintes básicos (fibra e resina) reduziu em consequência da expansão do mercado. Os processos de fabricação reduziram os custos operacionais, acumularam mais experiência, melhoraram as técnicas e introduziram a automação. A necessidade do melhor aproveitamento da energia motiva, cada vez mais, o uso de componentes e de estruturas mais leves. Finalmente, a disponibilidade de programas de computador com excelente nível de qualidade e de confiabilidade, auxiliam os engenheiros no projeto e

na análise estrutural de componentes e estruturas em material compósito polimérico reforçado.

2.9 Previsão para a Indústria e Mercado Mundial dos Materiais Compósitos

As primeiras aplicações comerciais dos materiais compósitos, em grande escala, começaram no setor militar durante a Segunda Guerra Mundial (1939-1945). Desde então, o uso de materiais compósitos em nível mundial cresceu rapidamente de 158.800 toneladas em 1960 a 6,1 milhões de toneladas em 2004 – representando um crescimento de aproximadamente 3.800% nos últimos 45 anos. Hoje, é difícil de encontrar uma indústria na qual os materiais compósitos não sejam empregados.

Os valores apresentados a seguir, divulgados por Mazumdar (2005), baseiam-se em dados recentes publicados no relatório¹ sobre a previsão do mercado mundial dos materiais compósitos de 2004 até 2010. Segundo o relatório, a indústria mundial desses materiais observou um crescimento anual médio de 3,6% durante os últimos 6 anos, exceto no ano de 2001 no qual se registrou uma queda de 4,8%, entretanto houve uma recuperação no ano seguinte. A partir de 2002, o mercado global dos materiais compósitos também cresceu saudavelmente a uma taxa acima de 5% ao ano, principalmente devido ao seu crescimento na Ásia. Em 2004, esse mesmo mercado experimentou um crescimento significativo em todos os continentes, cuja taxa de crescimento global foi de 8,7%, enquanto que, em termos comparativos, a taxa do crescimento econômico mundial foi de 4% neste mesmo ano.

¹ O relatório *Global Composites Market 2004-2010: Opportunities, Markets and Technologies*, com 459 páginas, foi publicado em fevereiro de 2005 pela empresa de consultoria *E-Composites*, especializada em pesquisa de mercado, planejamento estratégico e previsão de tendências para os compósitos em vários segmentos de atuações e regiões.

O futuro do crescimento da indústria mundial dos materiais compósitos virá do continente asiático, principalmente da China e da Índia. Estes dois países têm um enorme potencial para absorver o crescimento da indústria neste campo. Atualmente, a China e a Índia consomem 0,8 kg e 0,9 kg de materiais compósitos por habitante, respectivamente; enquanto o consumo *per capita* dos Estados Unidos é da ordem de 7,0 kg. No entanto, as taxas de crescimento médio na China e na Índia aumentaram durante os últimos 6 anos e continuam a crescer segundo um ritmo estimado para exceder o volume de materiais compósitos dos Estados Unidos até o ano de 2013.

Atualmente, os maiores consumidores do mundo de materiais compósitos, em ordem decrescente, são os Estados Unidos, China, Japão, Alemanha, França, Itália, o Reino Unido, Taiwan, Canadá e Espanha que juntos contabilizam 82% do total da oferta global desse tipo de material. Em termos de mercados, o setor de transporte (aéreo, marítimo e terrestre), construção civil e energia controlarão o crescimento dos materiais compósitos durante os próximos 5 anos. Existem alguns nichos de aplicações dos CPR que também desfrutam de um crescimento expressivo, tais como: estruturas em material compósito de matriz polimérica termoplástica, infra-estrutura, energia eólica e o setor militar. De um modo geral, o futuro da indústria mundial dos materiais compósitos apresenta-se favorável com o crescimento da oferta em volume de produção estimado em torno de 8 milhões de toneladas por ano até 2010.

2.10 Potencial do Brasil para a Indústria dos Materiais Compósitos

Segundo Jacob (1999), a América do Sul, em 1999, era responsável por somente 4% do mercado mundial dos materiais compósitos, visto que a indústria de compósitos na América Latina estava no estágio inicial de desenvolvimento. Nesta época, a

indústria de compósitos no Brasil produziu 83 mil toneladas e foi o líder da América do Sul, como mostra a Tabela 2.1.

Tabela 2.1 – O mercado de compósitos na América do Sul por país em 1999.

País	Mercado de compósitos (toneladas)
Argentina	31000
Bolívia	700
Brasil	83000
Chile	7500
Colômbia	7200
Equador	1100
Paraguai	300
Peru	1700
Uruguai	1000
Venezuela	12000

Fonte: Owens Corning; publicada por JACOB (1999).

O Brasil tem potencial para alcançar um crescimento duradouro no setor de compósitos. Visto que, é o quinto maior país do mundo em extensão territorial (atrás da Rússia, Canadá, China e dos Estados Unidos), tem uma população acima de 180 milhões de habitantes e considerado a máquina econômica da América Latina (JACOB, 1999).

Com a consolidação de sua democracia e da estabilidade econômica, associada ao crescimento populacional, espera-se um aumento do padrão de vida e a abertura de novos mercados. Desta forma, o Brasil torna-se um país muito atrativo para os investidores estrangeiros. Em 1999, existiam por volta de 1500 companhias envolvidas na indústria dos CPR no Brasil. Já em 2002, segundo a Revista do Plástico Reforçado (2003), os dados do balanço anual estimavam que o setor de compósitos no Brasil agregava 2800 empresas, aproximadamente. Este crescimento se respalda em novos conceitos de produção, qualidade e capacitação profissional que o setor adquiriu ao longo dos anos. Apóia-se também no potencial de crescimento de todos os segmentos de

atuação dos compósitos no Brasil – construção civil, transportes, agroindústria, indústria automobilística, esporte e lazer, saneamento básico, entre outros – pois o consumo *per capita* do brasileiro é de 1/10 em relação à média mundial, ou seja, esse índice representa cerca de 0,3 kg – mas com tendência ao crescimento.

No entanto, segundo Pachione (2004), os dados do balanço anual de 2004 mostraram que não houve crescimento do mercado de compósitos nos últimos três anos, que durante este período movimentou em média 110 mil toneladas ao ano de compósitos, dos quais cerca de 80 mil toneladas referem-se às resinas e o restante aos reforços – em particular, a fibra de vidro. Em 2003 o segmento da construção civil representou a maior parte das vendas do setor que movimentou cerca de 25 mil toneladas de compósitos, o equivalente a 23% do consumo total.

De acordo com a Revista do Plástico Reforçado (2005), na tentativa de alavancar o crescimento que se mantém nos índices de pelo menos três anos atrás, a indústria de compósitos busca reforço para fomentar as vendas. Indícios já existem desse fomento para a indústria dos compósitos; a começar pela criação da Associação Brasileira de Materiais Compósitos (ABMACO), em substituição à Associação do Plástico Reforçado (ASPLAR). O órgão soberano de representação do setor sinaliza os novos rumos dos materiais compósitos e estimula planos de normalização do mercado.

Também para auxiliar a indústria de compósitos, foi inaugurado, em dezembro de 2004, o Centro Tecnológico de Compósitos (CETECOM) para capacitar as indústrias da área por meio de treinamentos de mão-de-obra e de pesquisas no setor de compósitos. Dessa forma, o CETECOM veio para preencher a lacuna da falta de conhecimento técnico do setor, o que serviu para desatar um dos principais nós desse mercado. Resultado do convênio de cooperação técnica entre o Instituto de Pesquisas Tecnológicas (IPT) e a ABMACO, o CETECOM conta com o aporte do Banco

Interamericano de Desenvolvimento (BID) para promover a realização de treinamentos e cursos – um dos pilares da proposta do centro é a capacitação e a formação da mão-de-obra operacional para os diversos processos de fabricação dos CPR.

Além da criação da ABMACO e do CETECOM, a indústria dos materiais compósitos se beneficia com a realização da Feira e Congresso Internacionais do Plástico Reforçado (FEIPLAR) iniciada em 2000. Realizado a cada dois anos, o evento tem por objetivo apresentar ao público as novidades do mercado no setor de compósitos, ou seja, o público pode conferir peças, casos históricos e informações técnicas do setor.

2.11 Conclusão

O capítulo mostra que os materiais compósitos, em comparação aos materiais convencionais como aço, alumínio, madeira, *etc.*, apresentam características únicas responsáveis pela sua capacidade de utilização em diversas aplicações no mercado. Uma dessas características inclui a alta rigidez e a alta resistência específica. Atualmente, a maior restrição para a aplicação dos compósitos poliméricos reforçados em componentes e estruturas é a quantidade insuficiente de engenheiros com o conhecimento necessário para o desenvolvimento de projetos com esse tipo de material.

CAPÍTULO 3 PROJETO E ANÁLISE ESTRUTURAL DE COMPÓSITOS LAMINADOS

“O mais difícil: redescobrir sempre o que já se sabe”

Elias Canetti

Escritor búlgaro (1905-1994)

3.1 Introdução

Conforme a definição geral apresentada no Capítulo 2, os materiais compósitos são materiais nos quais dois ou mais constituintes estão unidos para exibirem propriedades desejáveis à determinada aplicação. Entre todos os possíveis tipos de combinações, os compósitos poliméricos reforçados são mais amplamente utilizados em projetos estruturais. Nesse texto serão tratados como aqueles constituídos por fibras de alto módulo de elasticidade e resistência mecânica envolvidas por uma matriz polimérica. Nesses compósitos, as fibras são os elementos principais que têm a função primária de suportar os carregamentos e de contribuir com a maior parte da rigidez ao componente. Enquanto a matriz polimérica tem a função de manter a união e o

posicionamento das fibras, de modo a transferir e distribuir os carregamentos para as mesmas e de protegê-las contra danos causados devido à exposição ao meio ambiente.

Os CPR aqui tratados para aplicações estruturais serão considerados como estruturas laminadas, ou seja, são constituídas de camadas finas, denominadas lâminas.

Os elementos estruturais são então formados pelo empilhamento das lâminas até atingirem a espessura e propriedades desejadas. As orientações da fibra nas lâminas e a sequência de empilhamento dessas lâminas (camadas) são escolhidas segundo a rigidez e resistência requerida para uma aplicação específica.

O estudo dos CPR para aplicações estruturais envolve muitos aspectos, tais como: escolha dos constituintes (fibra e resina), caracterização, projeto e análise dos elementos estruturais e a fabricação dos componentes estruturais. Esse capítulo focaliza o projeto e análise de componentes estruturais laminados. Por isso, após essa introdução, destacam-se alguns tópicos de projeto e, em seguida, apresenta-se uma revisão das equações básicas da teoria de elasticidade de um corpo anisotrópico. Apresenta-se também uma discussão a respeito do comportamento mecânico (equações constitutivas) de uma lâmina e sobre o desenvolvimento da teoria estrutural para compósitos laminados. Por fim, apresentam-se algumas teorias de falha que prevêm os carregamentos e modos de falha em compósitos poliméricos reforçados laminados.

3.2 Considerações Iniciais

Como citado anteriormente, os CPR proporcionam ao engenheiro a possibilidade de projetar as “propriedades” do material ao longo da peça de modo a satisfazer os critérios de projeto. Assim, a tradicional e simples tarefa de escolha do material (fibra e resina) evoluiu para um conjunto mais complexo de atividades.

Segundo Carvalho (1996), a escolha preliminar da combinação de fibra e resina baseia-se nas especificações de projeto (aspectos técnicos e econômicos) para uma

determinada aplicação. Isso envolve a seleção da fibra, da resina e a proporção (fração volumétrica) adequada de ambos os constituintes no material compósito final. É importante notificar que a escolha da melhor fibra e da melhor resina não necessariamente irá conduzir ao melhor compósito; pelo contrário, o que deve ser realmente observado é a melhor combinação de fibra e resina. Os pontos a considerar na escolha de um determinado tipo de fibra e resina estão incluídos em fatores mecânicos, físicos e químicos, térmicos, econômicos e de segurança.

Uma vez escolhida a combinação de fibra e resina, algumas etapas adicionais são ainda necessárias para obtenção do material compósito final. Conforme já mencionado, uma etapa importante no projeto de peças em CPR é a definição dos ângulos de cada camada (*“ply angles”*) e da sequência com que essas camadas são formadas (*“stacking sequence”*) para atingir as propriedades do material exigidas. Essa etapa deve levar em conta as restrições de projeto bem como de manufatura. Dessa maneira, torna-se necessária à adoção de uma metodologia de projeto que permita considerar todos esses aspectos. Essa metodologia proposta por Carvalho (1996) é apresentada a seguir.

3.3 Projeto de Materiais Compósitos

A possibilidade de customização do material à determinada aplicação proporciona aos materiais compósitos uma capacidade de otimização única. Por outro lado, torna o processo de projeto muito mais complexo em comparação ao projeto com materiais convencionais. A tradicional estrutura departamental encontrada em grande parte das indústrias, tende a separar as atividades de projeto de outros departamentos como *marketing*, fabricação, materiais e processos, e departamentos comerciais. Por necessidade, hoje em dia, os novos conceitos de tecnologias de manufatura modificaram

esse cenário. No caso dos materiais compósitos é até imperativo que fatores como processabilidade, qualidade e custo sejam tomados em consideração a partir da fase de projeto. A integração entre diferentes setores é igualmente importante para todos os tipos de projeto, independente do material empregado. Contudo, os materiais compósitos apresentam algumas particularidades:

a) As características do material e propriedades geométricas são definidas simultaneamente durante o processo de manufatura. Isso exige do projetista a levar em consideração os fatores de manufaturabilidade durante o projeto estrutural do componente. Portanto, uma metodologia de projeto satisfatória que integre essas atividades é extremamente recomendada.

b) Os materiais compósitos exibem inerentemente um comportamento anisotrópico. Isso requer o uso de ferramentas de análises adicionais para avaliar as propriedades mecânicas finais do componente projetado.

c) O fato de que os materiais compósitos são uma nova geração de materiais, requer que estudos adicionais das propriedades em serviço sejam realizados. Tais propriedades incluem a condutividade térmica e elétrica, efeitos ambientais, envelhecimento, danos por impacto, entre outras.

3.4 Ciclo de Projeto com Materiais Compósitos

No ciclo de projeto descrito por Carvalho (1996), indicado na Figura 3.1, inclui-se todas as atividades relacionadas ao processo global de projeto de uma peça fabricada com material compósito. O componente final deve satisfazer não somente os requisitos de rigidez e resistência mecânica, mas também deve ser aceitável em termos de custos, matéria prima, fabricação e manutenção. Alguns desses requisitos são

brevemente discutidos a seguir. O ciclo de projeto deve abranger todas as atividades necessárias à obtenção de um produto que apresente uma relação satisfatória de custo-benefício e que satisfaça às especificações de projeto.

Figura 3.1: Ciclo de projeto com materiais compósitos (CARVALHO, 1996).

É importante notar que cada um dos estágios mostrado na Figura 3.1 é regularmente dividido em vários sub-estágios e *loops* internos que não estão

representados, visto que na maior parte são dependentes da aplicação. Os estágios representados na Figura 3.1 são descritos abaixo.

3.4.1 Definição dos requisitos de projeto

No primeiro estágio, estabelece-se um conjunto de especificações que leva em consideração as informações específicas da aplicação e aspectos de custos. Em virtude da aplicação, define-se um conjunto de requisitos de funcionalidade e desempenho que inclui as propriedades mecânicas, térmicas, elétricas, químicas e biológicas, bem como as condições de carregamento e os efeitos ambientais. Baseado nos custos considera-se os aspectos comerciais e de *marketing*.

3.4.2 Projeto preliminar / reprojeto

De acordo com o conjunto de especificações definido no primeiro estágio, estabelece-se um projeto preliminar. Isso é feito por meio da seleção do material, geometria, processo de manufatura e características macromecânicas básicas da peça. Esse procedimento é praticamente o mesmo utilizado para materiais convencionais, exceto pela última atividade que é mais específica dos materiais compósitos, como a definição da sequência de empilhamento das diferentes camadas ("*stacking sequence*"). Nesse estágio as seguintes atividades são executadas:

- Seleção de material: envolve todas as atividades relacionadas à escolha dos materiais constituintes do material compósito. Para o caso dos compósitos poliméricos reforçados, os principais aspectos foram comentados anteriormente;
- Geometria da peça: refere-se à definição da geometria da peça. O uso de sistemas *CAD* ("*Computer Aided Design*") é muito recomendado, uma vez que fornece a descrição matemática da geometria que poderá ser utilizada em aplicações específicas, como exemplo: análise de escoamento para injeção em moldes e cálculo de trajetória da

fibra no processo de enrolamento de filamento. Adicionalmente, o uso de sistemas *CAD* representa um importante passo em direção aos sistemas integrados de manufatura;

- Processo de manufatura: refere-se basicamente às duas atividades sequenciais. Primeiro escolhe-se um processo de manufatura e suas limitações são tomadas em consideração para verificar a manufaturabilidade da geometria proposta e do material. Em seguida, calculam-se as características macromecânicas como fração volumétrica e orientação das fibras, espessura e sequência de empilhamento das camadas. Nesse estágio, os dados de máquina são também gerados quando aplicáveis.

3.4.3 Previsão de desempenho

Visto que os estágios anteriores foram executados, a verificação final do desempenho da estrutura ou componente projetado é imperativo. Recomenda-se, primeiramente, proceder à simulação numérica da estrutura ou componente e somente realizar a validação experimental quando tal simulação conduzir a resultados satisfatórios.

Dos diferentes métodos numéricos disponíveis atualmente, o Método dos Elementos Finitos é certamente o mais utilizado e por essa razão será o método adotado nesse trabalho. Dessa simulação, obtêm-se as informações relacionadas à distribuição de tensões, deformações e ao comportamento dinâmico, que são comparadas com as especificações de projeto.

3.4.4 Validação experimental

A validação experimental deve incluir dois aspectos principais:

- Avaliação do material e processo: o objetivo é verificar se o processo utilizado conduz às propriedades de material desejadas com qualidade aceitável. A definição dos parâmetros de processamento e controle do processo representa um ponto

de extrema importância na fabricação dos materiais compósitos. Para se obter um método de fabricação que seja eficiente, vários fatores de processamento devem ser bem definidos e controlados. Ao considerar como exemplo o processo de enrolamento de filamento esses fatores incluem a impregnação das fibras, controle de tensão das fibras, controle do sistema de alimentação e ciclo de cura do material. Encontra-se na literatura, diferenças de até 15% nas propriedades de material quando componentes idênticos em materiais compósitos são fabricados por duas fábricas diferentes que utilizam o mesmo processo de fabricação, devido somente às diferenças no controle dos parâmetros de processo;

- Avaliação da estrutura: verifica-se experimentalmente se os requisitos estruturais são satisfatórios. Testes de resistência mecânica, resposta dinâmica, flambagem e impacto são exemplos de testes que podem ser executados segundo as normas técnicas *ASTM*, *ISO*, *DIN*, etc. Também a inspeção em serviço como efeitos do meio ambiente e custos de manutenção e reparo devem ser avaliados nessa fase.

3.4.5 Especificações de manufatura e produção

Visto que todos os estágios citados do ciclo de projeto com materiais compósitos foram executados satisfatoriamente, pode-se iniciar a produção da peça.

3.5 Requisitos de Projeto para Compósitos Poliméricos Reforçados

O ciclo de projeto apresentado anteriormente inclui todas as diferentes atividades relacionadas ao processo global de projeto de uma peça fabricada com material compósito. O componente final deve satisfazer não somente aos requisitos de resistência e rigidez mecânica, mas também deve ser aceitável em termos de custos, ou melhor, aos requisitos de matéria prima, fabricação e manutenção. Fazem parte desses requisitos: caracterização de material e testes, resistência estática, análise de fadiga,

fatores de segurança, efeitos ambientais e tolerância a danos. Para não desviar do escopo desse trabalho, focalizar-se-á sobre o requisito de resistência estática para projetos com compósitos poliméricos reforçados laminados.

3.5.1 Resistência estática

Essencialmente, a determinação da resistência estática de um CPR é realizada em duas etapas: primeiramente, determinam-se as tensões e deformações em cada lâmina e, em seguida, determinam-se seus efeitos na resistência global da estrutura laminada por meio de um modelo matemático. Na prática, utiliza-se o modelo matemático baseado na Teoria Clássica de Laminados (*CLT*, na sigla em inglês).

No entanto é difícil prever a resistência de uma estrutura fabricada em CPR devido às dificuldades encontradas na previsão dos modos de falha. O início de tal falha é influenciado por imperfeições distribuídas de maneira aleatória e imprevisível ao longo da estrutura, visto que causam o aparecimento de áreas com alta concentração de tensão. O crescimento progressivo e o acúmulo de microtrincas também resultam em mudanças na rigidez e na redistribuição das tensões da estrutura, de modo que tornam complexa a sua previsão de comportamento.

Como já mencionado, o modelo freqüentemente utilizado na análise estrutural de CPR é baseado na Teoria Clássica de Laminados, nas quais as tensões e/ou deformações globais são calculadas a partir dos valores de uma camada individual e vice-versa. Entretanto, como as tensões fora do plano não são consideradas nessa teoria, vários erros podem ser encontrados em áreas de grande concentração de tensões. Essas áreas podem ocorrer devido a fatores de projeto como também por falhas na manufatura. Os furos, entalhes e cantos vivos são exemplos de concentradores de tensão em projetos, mas também os concentradores de tensão podem surgir acidentalmente devido a danos por impacto, trincas por fadiga, cortes e delaminações.

3.5.2 Previsão da resistência estática

A previsão da resistência de um componente fabricado em CPR pode ser analisada em dois níveis: lâmina e laminado. A resistência da lâmina, devido à anisotropia dos compósitos, é extremamente dependente da direção do carregamento. Quando os CPR recebem carregamentos na direção das fibras, mostram-se muito resistentes uma vez que o modo de falha envolvido é basicamente a quebra da fibra (carregamento de tração) ou flambagem (carregamento de compressão). Do contrário, ocorre uma considerável queda na resistência quando o carregamento é por cisalhamento ou está na direção transversal às fibras; nestes casos o modo de falha é caracterizado pela falha da matriz. Porém, os compósitos recebem carregamentos em inúmeras direções e, em tal caso, a falha final é o resultado da interação de diferentes componentes dos carregamentos o que torna mais difícil a previsão da resistência. Portanto, um critério de falha apropriado deve ser introduzido para que se possa identificar o modo de falha correto. Uma abordagem sobre os diferentes critérios de falha disponíveis será apresentada nas próximas seções.

Quanto ao laminado para aplicações estruturais, confere-se à resistência do mesmo a capacidade de suportar as condições de carregamento multiaxiais e, devido a isso, a maioria dos laminados é constituída de um certo número de lâminas com suas fibras orientadas diferentemente. A resistência do laminado é calculada segundo a análise da resistência de cada lâmina. De acordo com Carvalho (1996), na primeira etapa, uma análise de tensão estrutural elástica é solucionada para cada lâmina. A seguir, com estas tensões conhecidas a previsão da resistência do laminado pode ser obtida por meio de uma variedade de métodos. O mais simples, denominado “*first ply failure*”, especifica a falha da primeira lâmina e considera como a resistência do laminado a carga mínima necessária para falhar qualquer uma das lâminas segundo o

critério de falha adotado. É intuitivo que a falha de uma única lâmina não necessariamente resulta na falha completa do laminado, conseqüentemente este método é muito conservador em termos de segurança.

Segundo Tita (2003), com o desenvolvimento atual do projeto de componentes mecânicos fabricados em compósitos poliméricos reforçados, exige-se uma análise estrutural que especifique não somente a falha da primeira lâmina (*“first ply failure”*), mas também que seja capaz de determinar todo o processo de falha da estrutura laminada, ou seja, até a falha da última lâmina (*“last ply failure”*). De modo que, uma solução adotada para modelar esse problema é empregar um procedimento de análise progressiva de falha (*“progressive failure analysis”*), o qual pode ser analítico como demonstrado por Agarwal & Broutman (1990) ou numérico como demonstrado em vários trabalhos da literatura (PARÍS, 2001). Entretanto, os modelos quantitativos desse método estão em desenvolvimento e aqueles já desenvolvidos ainda não são de uso geral. Alguns desses modelos já desenvolvidos e testados serão apresentados nas próximas seções.

O procedimento de análise progressiva de falha consiste em associar ao critério de falha do material uma lei de evolução de falha., mais conhecida como Lei de Degradação do Material (*“Property Degradation Model”*). Por essa razão, o critério de falha informará se há incidência de falha enquanto a Lei de Evolução de Falha determinará a degradação das propriedades do material (TITA, 2003).

3.6 Comportamento Mecânico dos Compósitos Poliméricos Reforçados

O desempenho estrutural de um compósito polimérico reforçado sob ação de carregamentos específicos exprime o comportamento mecânico do mesmo. Segundo Tita (2003), em certas condições, esse comportamento mecânico pode ser linear com

ruptura frágil ou não-linear com perda gradativa de rigidez e resistência mecânica. Aos diferentes tipos de respostas estruturais estão associados fenômenos físicos observados em três níveis específicos: nível micro-mecânico; nível meso-mecânico; nível macro-mecânico. Para um CPR, no primeiro nível de abordagem, avaliam-se os fenômenos que podem ocorrer em nível micro-estrutural dos materiais constituintes (fibra e matriz). No segundo, avaliam-se os fenômenos que podem ocorrer no interior das lâminas (intralaminares) e entre as lâminas adjacentes (interlaminares). Por fim, no terceiro nível de análise, avaliam-se os fenômenos que podem ocorrer na estrutura laminada em sua totalidade. Enfatiza-se que o estudo realizado nesse trabalho se concentra nos níveis meso-mecânico e macro-mecânico.

3.6.1 Considerações gerais

Na literatura, os compósitos poliméricos reforçados são materiais que possuem excelente eficiência estrutural. No entanto, a presença da anisotropia nesses materiais induz a pontos positivos ou negativos no desenvolvimento de um projeto. Um ponto positivo é a possibilidade de projetar o material em conformidade com as solicitações do componente mecânico, em contraposição, a anisotropia associada à heterogeneidade dificulta a previsão precisa do modo de falha da estrutura. Ressalta-se que o grau de anisotropia e de heterogeneidade dos CPR está relacionado a uma série de parâmetros, tais como: módulo de elasticidade da fibra; efeitos visco-elastoplásticos presentes na matriz polimérica; orientação e/ou entrelaçamento das fibras; grau de interação entre as fibras e a matriz polimérica (resistência da interface) e fração volumétrica de fibras (porcentagem de fibra em volume existente no laminado). Destaca-se a importância de todos esses parâmetros na influência do comportamento mecânico de uma estrutura, visto que podem proporcionar alterações significativas nos modos de falha do laminado e dificultar de certa forma uma previsão de resposta confiável.

A dificuldade de previsão do comportamento mecânico dos CPR reflete diretamente na confiabilidade dos componentes fabricados e impõe, muitas vezes, o uso de elevados coeficientes de segurança na fase de desenvolvimento de um projeto. Segundo Matthews e Rawlings (1999), a falha de um componente ocorre no momento em que o mesmo não pode mais satisfazer a função para o qual foi projetado. Portanto, na fase de desenvolvimento de um projeto, torna-se necessário o emprego de um critério de falha com capacidade de identificar a ocorrência de uma falha intralaminar ou interlaminar. Tal critério, expressa-se matematicamente na forma de uma função que relaciona as tensões atuantes com os valores dos limites de resistência determinados experimentalmente. Todavia, o caráter anisotrópico inerente aos materiais compósitos dificulta a determinação das tensões atuantes, de modo que é necessário recorrer aos fundamentos da mecânica dos sólidos (TITA, 2003).

3.6.2 Elementos de mecânica dos sólidos

Essa seção é uma revisão concisa de alguns conceitos fundamentais da mecânica dos sólidos. Recapitular-se-ão os princípios da teoria da elasticidade e as equações utilizadas nas soluções de problemas específicos da teoria da elasticidade para um corpo anisotrópico. Segundo Lekhnitskii (1981), o corpo é um sólido (meio contínuo) no qual sob carregamentos externos produz internamente um estado de tensões para equilibrar tais carregamentos, como mostra a Figura 3.2.

As coordenadas do ponto material no espaço tridimensional, como indicado na FIGURA 3.2, são denotadas por meio do sistema de coordenadas cartesianas (x, y, z) . No entanto, a solução de problemas específicos exige que a indicação das coordenadas esteja no sistema de coordenadas cilíndricas (r, θ, z) ou esféricas (r, θ, φ) .

Na Figura 3.2, as tensões atuantes em cada plano normal à direção coordenada são expressas em três componentes: uma normal (tensão normal) e duas tangenciais

(tensões de cisalhamento). As tensões normais são denotadas pela letra grega σ com um subscrito que indica a direção da tensão. As tensões de cisalhamento são indicadas pela letra grega τ com dois subscritos, no qual o primeiro indica que a tensão atua em um plano perpendicular ao eixo do subscrito e o segundo corresponde à direção em que a tensão está aplicada.

Figura 3.2: Estado de tensões sobre um ponto material (adaptado de TITA (2003)).

As componentes de tensão constituem o tensor de tensões (tensor de segunda ordem); o qual se escreve frequentemente como uma matriz de tensões, que, em razão do equilíbrio das forças e dos momentos do elemento infinitesimal do sólido da Figura 3.2, requer que a mesma seja simétrica. Portanto algumas componentes são iguais: $\tau_{xy} = \tau_{yx}$, $\tau_{xz} = \tau_{zx}$ e $\tau_{yz} = \tau_{zy}$. Na notação matricial, o tensor de tensões é representado por:

$$[\sigma]_{\text{Global}} = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{xy} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \sigma_z \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

Devido ao estado de equilíbrio, o tensor de tensões também pode ser representado por um vetor de seis componentes:

$$\sigma_{\text{Global}} = \left\{ \sigma_x \quad \sigma_y \quad \sigma_z \quad \tau_{xy} \quad \tau_{xz} \quad \tau_{yz} \right\}^T \quad (3.2)$$

Ressalta-se que o tensor de tensões σ_{Global} contém as componentes de tensão do ponto material em relação ao sistema global de coordenadas x-y-z.

3.6.3 Lei de Hooke para uma lâmina unidirecional tridimensional

Para um compósito polimérico reforçado laminado, deve-se lembrar que o material é formado por um conjunto de lâminas empilhadas, na qual cada uma tem uma determinada orientação de fibra. Desse modo, para cada lâmina há um sistema local de coordenadas 1-2-3 baseado nos eixos de ortotropia (Figura 3.3).

Figura 3.3 – Planos ortogonais de simetria de uma lâmina.
(SILVESTRE FILHO, 2001)

Na Figura 3.3, a direção 1 é paralela à fibra, a direção 2 é perpendicular à fibra e pertence ao plano da lâmina 1-2 e a direção 3 é perpendicular à fibra, mas normal ao plano da lâmina 1-2. Segundo Jones (1975) e Daniel e Ishai (1994), no material ortotrópico de acordo com as direções principais 1-2-3, observam-se três importantes características com respeito às relações de tensão-deformação, conforme se segue.

a) Não existe interação (acoplamento) entre tensões normais σ_1 , σ_2 , σ_3 e deformações de cisalhamento γ_{23} , γ_{13} , γ_{12} ; isto é, tensões normais que atuam ao longo das direções principais produzem somente deformações normais.

b) Não existe interação entre tensões de cisalhamento τ_{23} , τ_{13} , τ_{12} e deformações normais ε_1 , ε_2 , ε_3 ; isto é, tensões de cisalhamento que atuam nos planos principais produzem somente deformações de cisalhamento.

c) Não existe interação entre tensões de cisalhamento e deformações de cisalhamento em planos diferentes; isto é, tensão de cisalhamento que atua em um plano principal produz deformação de cisalhamento somente neste plano.

Com base nessas observações e em estudos que demonstram a simetria do tensor constitutivo para materiais ortotrópicos, a lei de Hooke generalizada assume a forma da equação 3.3,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.3)$$

$$\text{ou } \{\sigma_{\text{local}}\} = [C] \{\varepsilon_{\text{local}}\}$$

e demonstra que as componentes (coeficientes) de rigidez são diretamente calculadas a partir das propriedades elásticas determinadas sob uma lâmina. De modo que, torna-se possível o cálculo do tensor σ_{local} que contém as componentes de tensão do ponto material em relação ao sistema local de coordenadas 1-2-3 (Figura 3.4).

Figura 3.4 – Lâmina ortotrópica no sistema de coordenadas local 1-2-3.

Segundo Herakovich (1998), a forma mais simples das equações constitutivas é obtida quando são escritas em termos das componentes de rigidez C_{ij} . Entretanto, em geral, estas componentes não são medidas diretamente em laboratório. As constantes que são medidas em laboratório são denominadas de constantes de engenharia (também conhecidas como constantes técnicas ou propriedades de engenharia). Assim, estabelece-se uma relação entre as componentes de rigidez e as constantes de engenharia, de modo que as componentes de rigidez possam então ser expressas em termos de constantes de engenharia familiares; isto é: módulos de elasticidade e coeficientes de Poisson. A análise de um compósito polimérico reforçado depende do conhecimento dos valores numéricos destas constantes de engenharia. Logo, de acordo com Jones (1975), Daniel e Ishai (1994) e Herakovich (1998), as componentes de rigidez C_{ij} , para um material ortotrópico, em termos das constantes de engenharia são:

$$\begin{aligned}
 C_{11} &= \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & C_{44} &= G_{23} & C_{12} &= \frac{\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23}}{E_2 E_3 \Delta} = \frac{\nu_{12} + \nu_{13}\nu_{32}}{E_1 E_3 \Delta} \\
 C_{22} &= \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} & C_{55} &= G_{13} & C_{23} &= \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} = \frac{\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13}}{E_1 E_2 \Delta} \\
 C_{33} &= \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta} & C_{66} &= G_{12} & C_{13} &= \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} = \frac{\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23}}{E_1 E_2 \Delta}
 \end{aligned} \quad (3.4)$$

No qual:

$$\Delta = (1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}) / (E_1 E_2 E_3)$$

As propriedades elásticas da eq.(3.4) estão especificadas na Tabela 3.1.

Tabela 3.1 – Propriedades elásticas de uma lâmina ortotrópica.

Símbolo	Propriedade Elástica
E_1	Módulo de elasticidade na direção da fibra (direção 1)
E_2	Módulo de elasticidade perpendicular à fibra (direção 2)
E_3	Módulo de elasticidade normal ao plano da lâmina (direção 3)
G_{12}	Módulo de cisalhamento no plano da lâmina (plano 1-2)
G_{13}	Módulo de cisalhamento no plano 1-3
G_{23}	Módulo de cisalhamento no plano 2-3
ν_{12}	Coefficiente de Poisson medido no plano 1-2
ν_{13}	Coefficiente de Poisson medido no plano 1-3
ν_{23}	Coefficiente de Poisson medido no plano 2-3

Como observado na eq.(3.3), segundo Daniel e Ishai (1994), Kaw (1997) e Hyer (1998), a matriz de rigidez envolve 12 constantes de engenharia: três módulos de elasticidade (E_1 , E_2 , E_3), seis coeficientes de Poisson (ν_{12} , ν_{21} , ν_{13} , ν_{31} , ν_{23} , ν_{32}) e três módulos de cisalhamento (G_{23} , G_{13} , G_{12}). Assim, a matriz de rigidez dependeria de 12 constantes de engenharia. Porém, as 12 constantes de engenharia não são todas independentes. Isto é um ponto muito importante. De fato, conforme mostra a eq.(3.3), há somente nove componentes independentes na matriz de rigidez $[C]$, de maneira que as relações de reciprocidade podem ser estabelecidas entre o módulo de elasticidade e o coeficiente de Poisson. Assim, como resultado destas relações de reciprocidade, a matriz de rigidez é simétrica. Para estabelecer estas relações, é conveniente utilizar o Teorema da Reciprocidade de Maxwell-Betti. Deste modo, tem-se que:

$$\frac{\nu_{ij}}{E_i} = \frac{\nu_{ji}}{E_j} \quad (i, j = 1, 2, 3)$$

$$\text{Isto é:} \quad \frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad \frac{\nu_{13}}{E_1} = \frac{\nu_{31}}{E_3} \quad \frac{\nu_{23}}{E_2} = \frac{\nu_{32}}{E_3} \quad (3.5)$$

Como consequência das três relações de reciprocidade (eq.(3.5)), somente nove constantes independentes são necessárias para descrever o comportamento elástico linear de uma lâmina ortotrópica. Exemplos de materiais ortotrópicos, dados por Kaw (1997) e Herakovich (1998), incluem lâminas unidirecionais com empacotamento retangular de fibras e lâminas unidirecionais na qual a seção transversal da fibra é oval (elíptica).

Conforme mencionado anteriormente, dois planos ortogonais de simetria produzem um material ortotrópico (ortogonalmente anisotrópico) e caso um dos planos ortogonais de simetria se tornar isotrópico, então este é denominado transversalmente isotrópico. De acordo com Daniel e Ishai (1994), Kaw (1997) e Herakovich (1998), muitos compósitos unidirecionais cujas seções transversais apresentam fibras no qual o seu empacotamento tem um arranjo quadrado, hexagonal ou aleatório (com fibras muito próximas), podem ser considerados como transversalmente isotrópicos. Este é o caso de compósitos unidirecionais com frações volumétricas em fibra relativamente altas, tais como: carbono/epóxi, aramida/epóxi e vidro/epóxi.

Segundo Al-Qureshi (1984), esta é uma classe muito importante de material, dado que uma lâmina em material compósito é caracterizada por ter um plano isotrópico. Portanto, assume-se como o plano de isotropia, o plano perpendicular à direção da fibra. Conforme é mostrado na Figura 3.5.

Figura 3.5 – Lâmina ortotrópica com isotropia transversal no plano 2-3.

Como o plano 2-3 exibe propriedades isotrópicas, ou seja, as propriedades mecânicas são iguais nas direções 2 e 3, as componentes de rigidez da eq.(3.3) são simplificadas por notar que os subscritos 2 e 3 são permutáveis. Então, a isotropia transversal resulta nas seguintes relações para os coeficientes de rigidez:

$$C_{22} = C_{33} \quad C_{12} = C_{13} \quad C_{55} = C_{66} \quad C_{44} = (C_{22} - C_{23})/2 \quad (3.6)$$

Logo, as relações tensão-deformação têm somente cinco constantes independentes, de forma que a eq.(3.3) se reduz para:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{23} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{22} - C_{23}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.7)$$

Além disso, devido à isotropia as seguintes constantes de engenharia são relacionadas:

$$E_2 = E_3 \quad \nu_{12} = \nu_{13} \quad G_{12} = G_{13} \quad G_{23} = \frac{E_2}{2(1+\nu_{23})} \quad (3.8)$$

Portanto, de acordo com Kollar (2003), as componentes da matriz de rigidez da eq.(3.7), em termos das constantes de engenharia, são:

$$\begin{aligned} C_{11} &= \frac{E_1(1-\nu_{23}^2)}{\Delta} & C_{12} &= \frac{E_2\nu_{12}(1+\nu_{23})}{\Delta} \\ C_{22} &= \frac{E_2\left(1-\frac{E_2}{E_1}\nu_{12}^2\right)}{\Delta} & C_{23} &= \frac{E_2\left(\nu_{23}+\frac{E_2}{E_1}\nu_{12}^2\right)}{\Delta} \\ C_{44} &= \frac{E_2}{2(1+\nu_{23})} & C_{66} &= G_{12} \end{aligned} \quad (3.9)$$

No qual:

$$\Delta = 1 - \nu_{23}^2 - 2(1 + \nu_{23})\frac{E_2}{E_1}\nu_{12}^2$$

As propriedades elásticas da eq.(3.9) estão especificadas na Tabela 3.1. A título de informação, as expressões das componentes de rigidez da eq.(3.7), em termos das constantes de engenharia, também podem ser encontradas em Tsai (1986).

3.6.4 Lei de Hooke para uma lâmina unidirecional bidimensional

A análise de tensão em duas dimensões é uma prática comum utilizada para muitos materiais de engenharia, inclusive para os compósitos. Al-Qureshi (1984) afirma que, em geral, os compósitos laminados são empregados na configuração planar, por essa razão as relações de tensão-deformação são de interesse particular no estudo desses materiais. Nesse trabalho, a hipótese de estado plano de tensão é aplicada a eq.(3.7), ou seja, para uma lâmina transversalmente isotrópica. Então, para o caso de estado plano de

tensão no plano 1-2, como mostra a Figura 3.5, todos os termos relacionados ao eixo 3 são cancelados para simplificação da lei de Hooke, assim a eq.(3.7) assume a forma da eq.(3.10).

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.10)$$

Na qual $[Q]$ é denominada matriz de rigidez reduzida. Uma vez que esta matriz é simétrica, conseqüentemente, tem-se a relação de reciprocidade

$$\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad (3.11)$$

Então, segundo Herakovich (1998), somente quatro constantes de engenharia para estado plano de tensão de um material transversalmente isotrópico são independentes e necessárias para a ortotropia bidimensional e podem ser medidas com muita precisão em laboratório, isto é, E_1 , E_2 , ν_{12} e G_{12} . No entanto, a medida precisa do coeficiente de Poisson ν_{21} (para satisfazer ao requisito necessário à ortotropia) é geralmente muito difícil, pois para um material transversalmente isotrópico com $E_1 \gg E_2$, ν_{21} é muito menor do que ν_{12} e, na prática, pode ser negligenciado. As componentes da matriz de rigidez reduzida $[Q]$, em termos das constantes de engenharia, podem então ser expressas por:

$$\begin{aligned} Q_{11} &= \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & Q_{22} &= \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{12} &= \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & Q_{66} &= G_{12} \end{aligned} \quad (3.12)$$

Onde E_1 e E_2 são os módulos de elasticidade na direção da fibra e na direção transversal à mesma, respectivamente; G_{12} é o módulo de cisalhamento no plano 1-2; ν_{12} é o coeficiente de Poisson associado ao carregamento na direção 1 medido no plano 1-2 e ν_{21} é o coeficiente de Poisson associado ao carregamento na direção 2 também medido no plano 1-2, isto é:

$$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad \nu_{21} = -\frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_2} \quad (3.13)$$

Conforme já mencionado, os compósitos poliméricos reforçados laminados são empregados em elementos estruturais de alto desempenho. Logo, a compreensão das propriedades dos CPR é essencial para a análise de estruturas que utilizam este tipo de material. Dessa maneira, as relações entre tensão e deformação são a base para a análise da tensão e da rigidez de uma lâmina individual submetida a carregamentos em seu próprio plano. Portanto, estas relações são indispensáveis para a análise de compósitos laminados. Nesse trabalho, o problema ortotrópico bidimensional (especificamente o transversalmente isotrópico) é de interesse primário no restante desse texto.

3.6.5 Transformação de coordenadas do sistema local 1-2 para o sistema global x-y

A matriz de rigidez reduzida $[Q]$ na eq.(3.10) relaciona as tensões e as deformações nas direções dos eixos principais da lâmina (1,2), ou seja, no sistema local de coordenadas. Normalmente, os eixos principais da lâmina não coincidem com os eixos de referência do laminado (x,y). Quando isto ocorre, as relações constitutivas de cada lâmina individual devem ser transformadas para os eixos de referência do laminado para que determinem as relações constitutivas do laminado. Na Figura 3.6, o

sistema local de coordenadas (1-2) e o sistema global de coordenadas (x-y) são mostrados.

Figura 3.6 – O sistema de coordenadas (1-2) refere-se à lâmina e o sistema (x-y) ao laminado.

O sistema local de coordenadas (1-2) corresponde aos eixos principais da lâmina, enquanto o sistema global de coordenadas (x-y) é arbitrário e relaciona-se com as coordenadas 1-2 através da rotação em torno do eixo z. Dessa maneira, o ângulo θ é definido como a rotação do sistema arbitrário do laminado x-y para o sistema da lâmina 1-2 (θ é positivo para uma rotação no sentido anti-horário). A transformação das relações tensão-deformação da eq.(3.10) do sistema local 1-2 para o sistema global x-y é dada por:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.14)$$

Na qual a matriz $[\bar{Q}]$ é denominada matriz de rigidez reduzida transformada e obtida por:

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1} [Q] [T]^{-T} \quad (3.15)$$

A matriz $[T]$ na eq.(3.15) é a matriz de transformação de coordenadas, ou seja:

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

As matrizes $[T]^{-1}$ e $[T]^{-T}$ na eq.(3.15) são a inversa e a transposta da inversa da matriz de transformação de coordenadas $[T]$, respectivamente. Segundo Jones (1975), Al-Qureshi (1984), Hull e Clyne (1996), Kaw (1997), Hyer (1998), Herakovich (1998), Chawla (1999), entre outros, as componentes $\bar{Q}_{ij}$ da matriz de rigidez reduzida transformada $[\bar{Q}]$ na eq.(3.15), relacionam-se com as componentes Q_{ij} da matriz de rigidez reduzida $[Q]$ por meio das seguintes equações:

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11} \cos^4 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos^3 \theta \sin \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \cos \theta \sin^3 \theta \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos \theta \sin^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \cos^3 \theta \sin \theta \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \end{aligned} \quad (3.17)$$

Nota-se que a matriz de rigidez reduzida transformada $[\bar{Q}]$ é simétrica e tem termos não-nulos em todas as nove posições em contraste à presença de zeros na matriz de rigidez reduzida $[Q]$. As componentes $\bar{Q}_{16}$ e $\bar{Q}_{26}$ são muito importantes, porque definem a interação (acoplamento) entre as respostas normais e de cisalhamento no plano, isto é: existe uma interação entre as deformações de cisalhamento e as tensões normais e entre as tensões de cisalhamento e as deformações normais. Entretanto, a

matriz $[\bar{Q}]$ ainda necessita somente de quatro constantes de engenharia independentes (E_1 , E_2 , ν_{12} , G_{12}) para ser avaliada, desde que a lâmina seja considerada ortotrópica. Por outro lado, segundo o sistema local de coordenadas, as componentes Q_{16} e Q_{26} da matriz de rigidez reduzida na eq.(3.10) são iguais a zero, por esse motivo não há acoplamento entre as respostas normais e de cisalhamento nesses casos. Contudo, é desnecessário dizer que a eq.(3.10) e a eq.(3.14) são aplicáveis para uma mesma lâmina.

Em resumo, percebe-se que a orientação da fibra influencia nas propriedades elásticas e conseqüentemente na matriz de rigidez da lâmina, na qual se obtém a mais alta rigidez quando o carregamento estiver na mesma direção de orientação da fibra. Caso contrário, com a defasagem angular entre o carregamento e a orientação da fibra, o valor da matriz de rigidez diminui, até chegar a um valor mínimo quando o carregamento for perpendicular à orientação da mesma.

3.6.6 Teoria estrutural de compósitos poliméricos reforçados laminados

O principal objetivo dessa seção é mostrar os procedimentos para a análise de compósitos laminados utilizando as propriedades de uma lâmina. Dessa maneira, essa seção é dedicada à apresentação das equações que descrevem a resposta linear elástica de um compósito laminado submetido à carregamentos e a momentos fletores no plano.

Até agora, foram desenvolvidas as ferramentas necessárias para compreender a resposta linear elástica de uma lâmina individual. Porém, sabe-se que um compósito laminado é formado pelo empilhamento sistemático de várias lâminas para poder atuar como um elemento estrutural integral, cuja orientação de cada lâmina, de propriedades específicas, é geralmente controlada pela exigência da especificação de projeto. Assim, cada lâmina assume as hipóteses já discutidas e o laminado é analisado por meio da

Teoria Clássica de Laminados (TCL). Da mesma forma, algumas hipóteses associadas a TCL são consideradas por Al-Qureshi (1984), Lee (1990) e Herakovich (1998):

- Cada lâmina é considerada macroscopicamente homogênea e ortotrópica;
- Cada lâmina está perfeitamente unida (adesão ideal) à lâmina adjacente, logo não há deslizamento relativo, o qual assegura a continuidade de deslocamentos;
- A espessura do laminado é pequena se comparada com as dimensões laterais do laminado e cada lâmina é analisada no estado plano de tensões;
- As deformações seguem uma regra restritiva de acordo com as relações cinemáticas estabelecidas pela hipótese de Kirchhoff para laminados finos.

Para o laminado na Figura 3.7, toma-se o sistema global de coordenadas x-y-z com o eixo z perpendicular ao plano do laminado e com sentido positivo para baixo.

Figura 3.7 – Nomenclatura do laminado (HYER, 1998).

A origem do sistema de coordenadas está localizada no plano que divide o laminado ao meio, isto é, centrada entre a superfície superior e inferior. O laminado tem n lâminas numeradas de cima para baixo. Como indicado na Figura 3.7, a coordenada z da face inferior da K -ésima lâmina é designada por H_K e da face superior por H_{K-1} . Então, a espessura da K -ésima lâmina é $t_K = H_K - H_{K-1}$. A superfície superior do laminado é denotada por H_0 e a espessura total é H .

Das hipóteses da TCL, ou seja, consideradas as relações cinemáticas estabelecidas por Kirchhoff, as deformações do laminado ε_x , ε_y e γ_{xy} podem ser expressas em termos das deformações no plano médio do laminado $\{\varepsilon^0\}$ e das curvaturas do laminado medidas em relação ao plano médio $\{k\}$. Assim, as deformações totais do laminado são a soma das deformações no plano médio e a deformação associada com a curvatura, expressas como:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \cdot \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.18)$$

É evidente que as distribuições das deformações nas direções x e y variam linearmente através da espessura do laminado, como pode ser observado na eq.(3.18). Entretanto, as tensões para a *K*-ésima lâmina do laminado no sistema global de coordenadas x-y, são obtidas das equações constitutivas (eq.(3.14)) com base nas deformações da eq.(3.18), designadas como:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_K = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_K \left(\begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \right) \quad (3.19)$$

Onde: $[\bar{Q}]_K$ é a matriz de rigidez da lâmina K; $\{\varepsilon^0\}$ são as deformações no plano médio; z é a distância da lâmina até o plano médio e $\{k\}$ é a curvatura medida em relação ao plano médio. A eq.(3.19) é a equação fundamental da Teoria Clássica de Laminados que determina as tensões em cada lâmina e define a distribuição de tensão através da espessura do laminado. Dado que as componentes de rigidez $\bar{Q}_{ij}$ podem ser

diferentes para cada lâmina do laminado, geralmente, a distribuição de tensão ao longo da espessura do laminado pode não ser linear e a interface entre as lâminas, torna-se o ponto de descontinuidade.

A representação completa das forças e momentos resultantes para n lâminas do laminado é descrita na Figura 3.8a e na Figura 3.8b.

Figura 3.8 – (a) Forças no plano x-y. (b) Momentos no plano x-y.

As forças $\{N\}$ e os momentos $\{M\}$ resultantes que atuam no laminado, por unidade de comprimento, são obtidos pela integração das tensões em cada lâmina através da espessura do laminado e definidos da seguinte forma, respectivamente:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{K=1}^n \int_{H_{K-1}}^{H_K} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_K dz \quad \text{e} \quad \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{K=1}^n \int_{H_{K-1}}^{H_K} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_K z \cdot dz \quad (3.20)$$

Pela substituição da eq.(3.19) na eq.(3.20) e após a integração da eq.(3.20), calculam-se as forças e os momentos resultantes do laminado no plano x-y, respectivamente, da seguinte forma:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.21a)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.21b)$$

Nas quais as matrizes A_{ij} , B_{ij} e D_{ij} são definidas para um laminado com n lâminas, como:

$$A_{ij} = \sum_{K=1}^n (\bar{Q}_{ij})_K (H_K - H_{K-1}), \quad i=1,2,6 \quad e \quad j=1,2,6 \quad (3.22a)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{K=1}^n (\bar{Q}_{ij})_K (H_K^2 - H_{K-1}^2), \quad i=1,2,6 \quad e \quad j=1,2,6 \quad (3.22b)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{K=1}^n (\bar{Q}_{ij})_K (H_K^3 - H_{K-1}^3), \quad i=1,2,6 \quad e \quad j=1,2,6 \quad (3.22c)$$

Pela combinação da eq.(3.21a) e eq.(3.21b), tem-se a equação fundamental da TCL na forma expandida:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.23)$$

Finalmente, a equação constitutiva total do laminado (eq.(3.23)) pode ser representada por uma notação simplificada:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon^o \\ k \end{Bmatrix} \quad (3.24)$$

A matriz da eq.(3.23) formada pelos componentes A_{ij} , B_{ij} e D_{ij} com $i = 1, 2, 6$ e $j = 1, 2, 6$, é denominada de matriz de rigidez do laminado, também conhecida como matriz ABD. Na qual a matriz $[A]$ representa a rigidez de membrana, a matriz $[B]$ o acoplamento entre a rigidez de membrana e a rigidez à flexão e a matriz $[D]$ representa a rigidez à flexão.

A matriz ABD é fortemente influenciada pela seqüência de empilhamento (*stacking sequence*) das lâminas. Assim, na literatura, adota-se um sistema de convenção para representar a seqüência de empilhamento das lâminas, conhecido como “código do laminado” (*laminate code*). Este código simboliza a ordem dos ângulos de orientação das fibras de cada lâmina para a especificação do laminado completo, além disso os laminados apresentam uma gama de classificações conforme a seqüência de empilhamento utilizada e algumas destas classificações e seus efeitos sobre a matriz ABD são encontradas em Tsai e Hahn (1980), Tsai (1986), Agarwal e Broutman (1990), Lee (1990), Hyer (1998), Herakovich (1998) entre outros.

Segundo Tita (2003), nos trabalhos desenvolvidos por Tsai (1986) e Hyer (1998), observa-se uma ampla aplicação da Teoria Clássica de Laminados. No que concerne ao trabalho de Tsai (1986), o mesmo desenvolveu um programa que implementa a Teoria Clássica de Laminados. Enquanto, Hyer (1998) aplicou a TCL para avaliar o comportamento mecânico de várias estruturas sob distintas situações de carregamentos, o qual incluiu tubos com diferentes seqüências de empilhamento. Todavia, percebe-se que as soluções quase-estáticas analíticas são simples e podem fornecer bons resultados apenas para casos específicos como vigas, placas e tubos. Como vantagem, segundo Herakovich (1998), a Teoria Clássica de Laminados é amplamente conhecida e aceita como base de cálculo para os compósitos laminados.

De todo modo, verifica-se a importância da orientação das fibras em cada lâmina do laminado, cuja característica é exclusiva dos CPR, que concede a esses materiais um atrativo para aplicação em projetos que exijam uma estrutura de alta rigidez e alta resistência com baixo peso específico.

3.7 Resistência Mecânica dos Compósitos Poliméricos Reforçados

Conforme visto na seção anterior, a base para o cálculo de compósitos laminados é a Teoria Clássica de Laminados. A teoria examina placas laminadas finas constituídas de duas ou mais lâminas unidirecionais. Na análise desses elementos estruturais do tipo placa, somente a espessura, orientação das fibras e seqüência de empilhamento de suas lâminas são importantes. Isso permite o cálculo das propriedades do laminado como também de sua resposta ao carregamento devido às forças e aos momentos impostos.

Como certas estruturas em materiais compósitos podem ser consideradas como uma composição dessas placas laminadas finas, portanto para componentes estruturais simples como vigas, tubos e placas, uma solução exata pode ser encontrada. Desta maneira, as propriedades e as respostas ao carregamento podem ser calculadas com fórmulas analíticas. No entanto, as estruturas mais complexas necessitam de cálculos realizados por procedimentos de análise por elementos finitos.

Contudo, sabe-se que o projeto de estruturas em material compósito é muito mais complexo do que para a maior parte dos outros materiais. As descrições de diferentes modelos de cálculo estão espalhadas por todas as partes da respectiva literatura. A cada ano os pesquisadores propõem novos métodos de projeto, por essa razão se torna muito difícil para o engenheiro menos experiente, familiarizar-se com a tecnologia. Para o engenheiro mais experiente o empecilho é o tempo que consome para se manter atualizado com os mais recentes desenvolvimentos.

Em conclusão, a fase mais importante do cálculo no projeto de materiais compósitos é a previsão da resistência mecânica, logo a segurança na aplicação dos compósitos para finalidades estruturais depende primordialmente da habilidade na estimativa da resistência desses materiais. Como a TCL permite o cálculo das tensões em cada lâmina da estrutura laminada, então as tensões nas lâminas são conhecidas. Logo a resistência do laminado pode ser calculada por meio de um critério de falha aplicado a cada lâmina. Conforme já visto em seções anteriores, a resistência da lâmina mais fraca é a resistência da primeira lâmina a falhar no laminado, onde, geralmente, não é a resistência última do laminado. A resistência última do laminado pode ser prevista por uma análise progressiva de falha após a falha da primeira lâmina.

3.7.1 Considerações iniciais

Na literatura consultada, encontra-se o termo “*Failure Criteria*” para especificar o início do processo de falha e o termo “*Property Degradation Model*” para especificar como a falha irá evoluir após a mesma ser detectada. Também, com base na mesma literatura, há dois tipos de fenômenos físicos em nível meso-mecânico: danos intralaminares (ocorrem dentro das lâminas) e falhas interlaminares (ocorrem entre as lâminas). Os mecanismos de danos intralaminares correspondem aos danos da fibra, matriz e interface fibra-matriz, os quais são claramente “visíveis” conforme a técnica de inspeção utilizada. Enquanto as falhas interlaminares correspondem ao fenômeno físico conhecido por delaminação que se caracteriza pela separação de duas lâminas adjacentes e ocorre quando o estado de tensão atuante entre essas lâminas supera a resistência interlaminar, mesmo quando as lâminas ainda permanecem intactas.

Nesse trabalho, adotam-se os termos utilizados por Tita (2003) no seu estudo de danos e falhas progressivas em estruturas de material compósito polimérico reforçado, ou seja, os termos Critério de Danificação Intralaminar e Lei de Evolução de Dano

Intralaminar para se avaliar os danos ocorridos na fibra ou na matriz e a evolução dos mesmos, respectivamente. Enquanto, na avaliação das falhas interlaminares foram adotados os termos Critério de Falha Interlaminar e Lei de Evolução de Falha Interlaminar. Logo, o Critério indica quando o dano ou a falha ocorre em determinada lâmina, assim como o modo dominante do dano ou da falha. Da mesma forma que a Lei de Evolução degrada as propriedades mecânicas da lâmina em função do modo dominante detectado. Para facilitar a leitura desse texto, daqui em diante, utilizar-se-á a palavra “falha” como termo geral, caso contrário, indicar-se-á o tipo de fenômeno físico que ocorre na lâmina como um dano intralaminar ou uma falha interlaminar.

3.7.2 Decisão de escolha dos critérios de falha

A escolha certa de um critério de falha é crucial. Vários critérios de falha para lâminas unidirecionais foram desenvolvidos ao longo dos anos. No entanto, segundo Thom (1998) e Tita (2003), a escolha de um critério de falha para materiais compósitos é difícil, pois um bom critério deve levar em consideração as seguintes regras:

- Capacidade de descrever uma grande quantidade de diferentes tipos de materiais e carregamentos existentes, ou seja, ser o mais geral possível para poder avaliar vários estudos de caso;
- Capacidade de representar de forma consistente os fenômenos físicos envolvidos;
- Mínima necessidade de ensaios experimentais para determinar os coeficientes da expressão matemática do critério.

Atualmente, segundo Paris (2001), a classificação dos critérios de falha que parece ser a mais razoável, coincide com a proposta de Echaabi, Trochu e Gauvin (1996), nos quais os critérios de falha são classificados em duas categorias principais. A primeira família consiste de critérios que não integram qualquer consideração física

nem os modos de falha. Os critérios da segunda família incorporam as considerações físicas e os efeitos dos modos de falha na equação do critério. De um modo geral, os critérios de falha têm como objetivo analisar um compósito laminado a fim de estimar o seu carregamento máximo e os efeitos provocados pelos esforços na estrutura laminada. Além disso, projetar o laminado para uma determinada condição de carregamento.

De acordo com Laval (2003), os primeiros critérios foram os critérios de falha globais, pertencentes à primeira categoria que não distingue entre os modos de falha. Estes critérios formulados por uma única equação matemática simples (pois, não existia o poder de cálculo dos computadores atuais), podem ser facilmente adaptados dos resultados de ensaios experimentais. Como exemplo, têm-se os critérios de Hoffmann, Tsai-Hill, Tsai-Wu, Tsai-Wu modificado e todos os critérios polinomiais, tensoriais ou paramétricos. Mais recentemente, as observações físicas do comportamento dos materiais compósitos conduziram ao desenvolvimento dos critérios de falha fenomenológicos, pertencentes à segunda categoria que distingue entre os modos de falha da fibra e da matriz. Nesse caso, utilizam-se diferentes formulações matemáticas para os diferentes fenômenos físicos. Por exemplo, têm-se os critérios da Máxima Tensão e da Máxima Deformação, Yamada e Sun, Hashin, Hart-Smith, Puck e Puck modificado.

Segundo Tita (2003), principalmente, em virtude da complexidade de previsão dos fenômenos físicos, inúmeros critérios de falha são apresentados e descritos matematicamente na literatura por vários pesquisadores. No trabalho de Rowlands (1985), comentam-se 21 critérios e no relatório de Paris (2001), selecionam-se 53 referências que representam excelentes trabalhos em seus próprios campos de aplicações para compósitos poliméricos reforçados com fibras. Conforme Rowlands

(1985), várias teorias de resistência mecânica desenvolvidas para materiais compósitos são extensões de teorias empregadas para materiais isotrópicos.

Como será enfatizado no Capítulo 4, destaca-se a importância da identificação do modo de falha como um aspecto necessário à utilização do Critério no procedimento de análise progressiva de falha de componentes estruturais em materiais compósitos. Em geral, a análise de falha progressiva tem início com um procedimento computacional, na qual uma análise de tensões é obtida por meio do Método dos Elementos Finitos (MEF); então, certos elementos falham quando as tensões atuantes satisfazem o critério de falha. Mas para o prosseguimento da análise é essencial saber como o elemento falhou, isto é: por dano da fibra, por dano da matriz ou por delaminação entre as lâminas adjacentes (esse último não será abordado nesse trabalho). Com essas informações é possível obter uma nova configuração dos elementos com a modificação apropriada da rigidez da estrutura e assim, prosseguir com a análise para a identificação de novos modos de falha; repete-se este processo até a falha da última lâmina (PARÍS, 2001).

Em resumo, as previsões das respostas mecânicas e do comportamento à falha dos compósitos laminados são essenciais para um projeto eficiente em aplicações estruturais. Hoje, pouco se argumenta que a previsão das tensões efetivas do laminado devido aos carregamentos mecânicos é sem dúvida mais simples do que a previsão do comportamento à falha (ou de pós-falha) do laminado. Logo, não é surpresa que esse assunto recebeu uma grande atenção desde o início da Mecânica dos Compósitos.

Enfim, a revisão da literatura (como encontrado em Soni (1983), Tsai (1984), Rowlands (1985), entre outros), revela uma vasta coleção de teorias de falha com diversos níveis de complexidade e sucesso que podem ser empregadas nas previsões de falha dos compósitos poliméricos reforçados laminados. Sem ter a necessidade de ser

exaustivo nesse texto, Nahas (1994) fez uma revisão detalhada dos critérios de falha desenvolvidos até 1994.

3.7.3 Contribuições recentes para previsões de falha dos compósitos poliméricos reforçados

A seção anterior expõe uma idéia da grande quantidade de diferentes critérios de falha existentes que podem ser encontrados nas revisões apresentadas por Rowlands (1985), Nahas (1994) e París (2001). Assim, desde a utilização dos materiais compósitos, observa-se que várias teorias de falha têm sido propostas e que obviamente alguns pesquisadores e engenheiros dedicaram muitos anos de suas vidas de trabalho para desenvolvê-las.

Segundo Hinton e Soden (1998), os pacotes computacionais na área de projeto de estruturas em materiais compósitos já estão no mercado há mais de 15 anos e atualmente existe uma grande variedade de pacotes disponíveis. A extensão destes *softwares* diversifica-se desde pequenos códigos que incluem a Teoria Clássica de Laminados até grandes códigos de elementos finitos que têm a capacidade de simular a resposta estrutural de grandes objetos com geometria complexa e sob várias condições de carregamento. Atualmente, existem diversos códigos de elementos finitos como ABAQUS, ADINA, ANSYS, DYNA 3D, COSMOS, ESDU, MSC/NASTRAN, PAMFISS/PAMCRASCH, PDA/PATRAN, entre outros. Tipicamente, estes códigos contêm uma ou mais teorias de falha nos quais os fabricantes de *software* selecionam da literatura, de modo que existem muitas maneiras de implementação da teoria de falha dentro de um determinado código e isto pode influenciar as previsões de resistência realizadas. Então, não é garantido, por exemplo, que a teoria aplicada dentro de um código de elementos finitos e mesma teoria empregada no modelo analítico com base na teoria publicada pelo autor, produzirão previsões equivalentes.

Hoje em dia, os programas computacionais de análise da resistência de estruturas em materiais compósitos, algumas vezes, oferecerem aos projetistas uma seleção dos mais populares critérios de falha para sua escolha. Porém, leva-se em conta que a cômoda familiaridade com estes aparentes procedimentos já bem estabelecidos, escondem armadilhas para o prático sem experiência e as previsões de resistência da estrutura em compósitos nem sempre são tão precisas quanto poderiam ser esperadas.

As contribuições mais recentes em pesquisas sobre teorias de falha em materiais compósitos iniciaram informalmente em 1992 e formalmente em 1995, quando três engenheiros – Mike Hinton, Peter Soden e Sam Kaddour da *UK Defence Research Organisation QinetiQ* e da *University of Manchester Institute of Science and Technology (UMIST)* – organizaram e coordenaram uma atividade de colaboração internacional. Esta atividade ficou conhecida na comunidade de compósitos como “*World Wide Failure Exercise (WWFE)*”, ou em alguns círculos como “*Failure Olympics*”. Este recente esforço lançado pelos organizadores do *WWFE* foi para avaliar o estado da arte atual das capacidades de previsão da resposta mecânica e de falha dos compósitos laminados. Por isso, os organizadores do *WWFE* contaram com a colaboração dos autores originais de uma variedade de teorias de falha para compósitos laminados.

No *WWFE*, orientados por Soden, Hinton e Kaddour (1998a), cada colaborador aplicou sua própria teoria para prever as resistências e as deformações de compósitos laminados submetidos a 14 desafiadores estudos de caso típicos de projetos encontrados em estruturas de compósitos utilizadas na prática da engenharia. Para cada participante foram especificados os mesmos dados de entrada para o emprego em suas teorias de falha, nos quais incluem as propriedades de material, seqüência de empilhamento do laminado e condições de carregamento para duas classes de laminados (resina

epóxi/fibra de vidro e resina epóxi/fibra de carbono). Esta metodologia foi utilizada para permitir uma comparação racional entre as previsões das várias teorias. A Figura 3.9, elaborada por Soden (2005), representa os 14 testes utilizados no *WWFE* com seus respectivos tipos de laminados e condições de carregamento.

Figura 3.9 – Testes utilizados no *WWFE* com seus respectivos tipos de laminados e carregamentos; (UD – unidirecional, FC – fibra de carbono e FV – fibra de vidro), (SODEN, 2005).

Como o objetivo principal do *WWFE* foi estabelecer o atual nível de maturidade das teorias para as previsões de falha de estruturas em compósitos laminados, os resultados do *WWFE* foram publicados em três volumes especiais no conceituado periódico *Composites Science and Technology*. As metodologias adotadas para realização do *WWFE* são descritas em detalhes em três partes (Parte A, B e C) por Hinton e Soden (1998), Hinton, Kaddour e Soden (2002a) e Hinton, Kaddour e Soden (2004a), respectivamente. O que é inegável neste exercício internacional é o fato de que uma significativa “massa crítica” dos principais especialistas na área fizeram parte do *WWFE*, o que garante o nível de credibilidade do empreendimento que é talvez até o

momento, sem precedente. Os colaboradores do *WWFE* são cientistas e engenheiros de renome internacional que representam 6 países e 15 diferentes organizações. A natureza mundial é refletida nas origens das contribuições, isto é, Alemanha (dois grupos), China (um grupo), Estados Unidos (sete grupos), Israel (um grupo), Reino Unido (três grupos) e Rússia (um grupo). Os autores representantes de cada organização submeteram artigos, como indicado na Tabela 3.2, que descrevem em detalhes suas respectivas teorias de falha e as avaliações teóricas e experimentais.

Tabela 3.2 – Os trabalhos dos autores e suas organizações para o *WWFE*.

Trabalhos dos Autores	Organizações
Bogetti, T. A., Hoppel, C. P. R., Harik, V. M., Newill, J. F. e Burns, B. P. (2004a), (2004b).	<i>US Army Research Laboratory, AMSRL-WM-MB, Aberdeen Proving Ground, MD, USA.</i>
Cuntze, R. G. e Freund, A. (2004), Cuntze, R. G. (2004).	<i>MAN Technologies, Germany.</i>
Eckold, G. C. (1998), (2002).	<i>AEA Technology, UK.</i>
Edge, E. C. (1998), (2002).	<i>British Aerospace, Military Aircraft Division, Warton, UK.</i>
Gotsis, P. K.; Chamis, C. C. e Minnetyan, L. (1998), (2002).	<i>NASA Lewis, Cleveland, USA.</i>
Hart-Smith, L. J. (1998a), (1998b), (2002a), (2002b).	<i>Boeing, USA.</i>
Huang, Z-M. (2004a), (2004b).	<i>Department of Engineering Mechanics, Tongji University, Shanghai, China.</i>
Mayes, J. S. e Hansen, A. C. (2004a), (2004b).	<i>US Naval Surface Warfare Center, West Bethesda, MD, and Alfred University, USA.</i>
McCartney, L. N. (1998), (2002).	<i>National Physical Laboratory, London, UK.</i>
Puck, A. e Schürmann, H. (1998), (2002).	<i>Technische Hochschule, Darmstadt, Germany.</i>
Rotem, A. (1998), (2002).	<i>Faculty of Mechanical Engineering, Technion-Israel, Institute of Technology, Haifa, Israel.</i>
Sun, C. T. e Tao, J. X. (1998), Sun, C. T.; Tao, J. X. e Kaddour, A. S. (2002).	<i>School of Aeronautics & Astronautics, Purdue University, Indiana, USA.</i>
Tsai, S. W. e Liu, K-S. (1998), Kuraishi, A.; Tsai, S. W. e Liu, K. K. S. (2002).	<i>Aeronautics and Astronautics Department, Stanford University, California, USA.</i>
Wolfe, W. E. e Butalia, T. S. (1998), (2002).	<i>Department of Civil Engineering, Ohio State University, USA.</i>
Zinoviev, P. A., Grigoviev, S. V., Labedeva, O. V. e Tairova, L. P. (1998); Zinoviev, P. A., Labedeva, O. V. e Tairova, L. P. (2002).	<i>Institute of Composites Technologies, Orevo, Moskovskaya, Russia.</i>

Fonte: Kaddour, Hinton e Soden (2004).

As previsões teóricas submetidas pelos autores foram comparadas entre si e as diferenças entre suas respectivas avaliações foram identificadas e discutidas por Hinton, Kaddour e Soden (1998b) e Kaddour, Hinton e Soden (2004). Da mesma maneira que

os resultados dos testes experimentais foram comparados entre si e discutidos por Hinton, Kaddour e Soden (2002b) e Hinton, Kaddour e Soden (2004b). Os resultados experimentais de todos os testes propostos no *WWFE* foram representados por gráficos de envelopes de falha e de curvas tensão-deformação (Figura 3.9), que mostram as resistências dos laminados quando submetidos a diferentes tipos e combinações de carregamento. A descrição dos procedimentos adotados para os testes dos 14 estudos de caso do *WWFE* e as discussões a respeito dos resultados experimentais dos mesmos, foram realizados por Soden, Hinton e Kaddour (2002).

Em resumo, nos trabalhos apresentados na Tabela 3.2, os teóricos descrevem seus métodos em detalhes, indicam as limitações dos mesmos e esclarecem os caminhos para melhorar a capacidade de previsão de suas teorias. A Tabela 3.3 apresenta um resumo das características-chave das teorias utilizadas pelos colaboradores do *WWFE*.

Tabela 3.3 – Resumo das características-chave das teorias utilizadas no *WWFE*.

Designação da Teoria	Método	Tipo de Análise	Modos de Falha	Micromecânica	Modelo de Degradação	Critério de Falha
Bogetti	TCL	NL	Sim	Não	Sim	Teoria da Máxima Deformação
Cuntze-B	TCL	NL	Sim	Sim	Sim	Conceitos de Modos de Falha
Eckold	TCL	L	Não	Não	Não	<i>British Standards</i> - BS4994
Edge-B	TCL	NL	Sim	Não	Sim	<i>Grant-Sanders</i>
Chamis-2	TCL + EF	L	Sim	Sim	Sim	Baseado em Micromecânica
Hart-Smith (1)	TCL	L	Sim	Sim	Não	Teoria da Máxima Deformação,
Hart-Smith (2)						Critério de Tresca Generalizado
Hart-Smith (3)						e Regra dos 10%.
Huang	TCL	NL	Sim	Sim	Sim	<i>Bridging Model</i>
Mayes-B	TCL + EF	NL	Sim	Sim	Sim	<i>Multi-continuum theory</i>
McCartney	TCL	L	Sim	Não	Sim	Mecânica da Fratura
McCartney-B						
Puck	TCL	NL	Sim	Sim	Sim	Teoria de Puck
Rotem	TCL	NL	Sim	Sim	Sim	Teoria de Rotem
Sun (L)	TCL	L	Sim	Não	Sim	Teoria de Rotem-Hashin
Sun (NL)	TCL + EF	NL	Não	Não	Sim	Modelo de Plasticidade
						baseado no Critério de Hill
Tsai	TCL	L	Sim	Sim	Sim	Teoria Quadrática de Tsai-Wu
Tsai-B						
Wolfe-B	TCL	NL	Sim	Não	Sim	Modelo da Energia de
						Deformação de Sandhu
Zinoviev	TCL	L	Sim	Não	Sim	Teoria da Máxima Tensão

Fonte: Kaddour, Hinton e Soden (2004). TCL: Teoria Clássica de Laminados; EF: Elementos Finitos; NL: Não Linear; L: Linear.

Também em seus trabalhos, a maioria dos colaboradores mostrou uma visão das suas teorias por meio de comentários particulares e apresentou algumas recomendações de como suas metodologias podem ser aplicadas em projetos de engenharia. Por fim, para avaliar as capacidades de previsão das teorias de falha de modo quantitativo, adotaram-se alguns procedimentos de classificação, descritos por Hinton, Kaddour e Soden (2002b). Os procedimentos são baseados em uma comparação sistemática das previsões das resistências e deformações contra os valores experimentais dos 14 casos de testes. Um número suficientemente grande de casos para classificação (125 casos) foram selecionados e agrupados em 5 categorias principais:

- a) Primeira classificação da categoria: habilidade para previsão das tensões e resistências biaxiais de falha de uma lâmina unidirecional;
- b) Segunda classificação da categoria: habilidade para previsão das propriedades iniciais de falha de laminados multidirecionais;
- c) Terceira classificação da categoria: habilidade para previsão da resistência final de laminados multidirecionais submetidos a carregamentos biaxiais;
- d) Quarta classificação da categoria: habilidade para previsão das deformações de laminados multidirecionais;
- e) Quinta classificação da categoria: habilidade para previsão de uma seleção de características gerais observadas nos dados dos testes experimentais.

Os detalhes completos do processo de pontuação das teorias estão descritos em Hinton, Kaddour e Soden (2002b). Como mostra a Figura 3.10, um sistema de pontuação foi aplicado às teorias participantes no *WWFE*, listadas na Tabela 3.3, no qual se utilizaram as seguintes regras:

- Classe A (previsão ficou dentro de $\pm 10\%$ dos valores experimentais);
- Classe B (previsão ficou entre $\pm 10\%$ e $\pm 50\%$ dos valores experimentais);

- Classe C (previsão ficou abaixo de 50% ou acima de 150% dos valores experimentais);
- Classe N (não realizou solução).

Figura 3.10 – Pontuação geral de acordo com a capacidade de previsão para cumprir as 5 categorias.

Em conclusão, ao término do *WWFE*, os organizadores Soden, Kaddour e Hinton (2004) avaliaram a precisão das teorias de falhas dos participantes e fizeram recomendações específicas para auxiliar os projetistas e pesquisadores que queiram melhor utilizá-las para obter previsões seguras e econômicas no amplo campo de aplicações em projetos de engenharia. Os organizadores também estão cientes que o procedimento adotado para identificar e selecionar os participantes deste exercício internacional não foi perfeitamente seguro, mas foi pragmático. Contudo, atualmente, as teorias de falha utilizadas por mais de 90% dos projetistas estão representadas no *WWFE* (HINTON E SODEN, 1998).

Todos os resultados do *WWFE* foram recentemente publicados no livro, “*Failure Criteria in Fibre Reinforced Polymer Composites: the World Wide Failure Exercise*”, editado por Hinton, Kaddour e Soden (2004c). Trata-se de um trabalho de referência fundamental que contém informações essenciais para estudantes universitários, instituições de pesquisa, fabricantes de *software* e engenheiros projetistas no campo de falhas em estruturas de materiais compósitos.

CAPÍTULO 4 SELEÇÃO DOS MATERIAIS E MÉTODOS DO PROJETO DA HASTE FEMORAL

*“A ação é, de fato, a única faculdade milagrosa que o
homem possui”*

Hannah Arendt

Filósofa e pensadora política alemã (1906-1975)

Parte Experimental

4.1 Composto Ósseo de Ricinus (COR)

O biopolímero utilizado nesse trabalho é um poliuretano que se apresenta na forma de bicomponente constituído de polioliol e pré-polímero. O polioliol é sintetizado a partir do óleo de mamona e o pré-polímero é sintetizado a partir do difenilmetano diisocianato (MDI). O Grupo de Química Analítica e Tecnologia de Polímeros (GQATP) do Instituto de Química de São Carlos da USP forneceu gentilmente para esse trabalho, alguns lotes de pré-polímero, denominado de 329L, e alguns lotes de polioliol, denominado de 471. O poliuretano é preparado pela mistura do pré-polímero com o polioliol para que haja uma reação de cura. A relação estequiométrica para o preparo do

poliuretano é 1:0,7, ou seja, uma parte de pré-polímero para 0,7 partes de polioli. Na sua forma final, após a cura, o poliuretano é denominado comercialmente como Composto Ósseo de Ricinus (COR).

Com esse material, fabricaram-se as amostras no Laboratório de Tribologia e Compósitos do Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia de São Carlos (EESC-USP). As amostras fabricadas dividiram-se em dois grupos:

- Corpos-de-prova para ensaios de tração;
- Amostras da haste femoral de implante de quadril.

É importante salientar que todas as amostras necessárias para o desenvolvimento desse trabalho foram fabricadas na mesma época em virtude do prazo de validade da resina poliuretana. Isso ocorreu para que todos os corpos-de-prova, bem como todas as amostras da haste femoral fossem provenientes de um mesmo lote de pré-polímero e de polioli.

4.2 Fabricação das Amostras

A metodologia adotada para confecção das amostras em poliuretano foi utilizada por Silvestre Filho (2001). Nessa metodologia buscou-se o procedimento mais adequado para fabricação dos corpos-de-prova de tração em poliuretano, assim como das amostras da haste femoral, também em poliuretano.

4.2.1 Fabricação dos corpos-de-prova de tração

Para obtenção dos corpos-de-prova de tração em poliuretano, adotaram-se as especificações geométricas segundo a norma da *American Society for Testing and Materials (ASTM)*. Conforme a metodologia adotada, a moldagem foi realizada em molde aberto fabricado em silicone da marca Vantico[®], modelo RP4644. As cavidades internas do molde foram obtidas a partir de modelos em aço com geometria especificada

de acordo com a norma adotada. Os procedimentos para fabricação dos corpos-de-prova em poliuretano resumem-se nas seguintes etapas:

a) Inicialmente, o pré-polímero e o polioliol são misturados em um recipiente à pressão e à temperatura ambiente, segundo a relação estequiométrica de 1:0,7, respectivamente. Desse modo, utilizou-se uma balança eletrônica Ohaus®, modelo TS4000D com capacidade para 4 kg e sensibilidade de 10^{-5} kg;

b) Em seguida, a mistura é agitada manualmente por 2 minutos a fim de ocorrer à homogeneização da mistura do pré-polímero com o polioliol;

c) Coloca-se o recipiente com a mistura dentro de um dessecador acoplado a uma bomba de vácuo com o objetivo de eliminar as bolhas de ar que surgem durante a agitação da mistura. O tempo de permanência da mistura no vácuo é de aproximadamente 5 minutos. Nessa etapa, utilizou-se uma bomba de vácuo Pfeiffer Balzers® com capacidade de pressão de 10^{-2} Pa e um fluxo de $8 \text{ m}^3/\text{h}$ (Figura 4.1a);

(a)

(b)

Figura 4.1 – Fabricação dos corpos-de-prova de tração: (a) aplicação de vácuo; (b) vazamento em molde de silicone.

d) Por fim, a mistura é vazada no molde de silicone aberto (Figura 4.1b);

e) A desmoldagem do corpo-de-prova é realizada após 12 horas (tempo em que o poliuretano solidificou-se o suficiente para a desmoldagem);

f) Após a cura (mudança das propriedades da resina por reação química, normalmente polimerização), os corpos-de-prova de tração são lixados a fim de se obter as dimensões especificadas pela norma técnica e, finalmente, são armazenados em recipiente fechado contendo sílica gel para evitar o contato dos mesmos com a umidade do ar.

O tempo de manuseio do poliuretano, desde a mistura até o vazamento no molde de silicone, é determinado segundo o seu “*pot life*” (tempo necessário para que o sistema de resina formulado retenha a viscosidade em níveis suficientemente baixos para ser utilizado no processamento). O poliuretano apresenta, aproximadamente, um “*pot life*” de 20 minutos para a quantidade utilizada de mistura (0,09 kg) e a cura quase total é aproximadamente de 48 horas. No entanto, mesmo após esse período, segundo o Grupo de Química Analítica e Tecnologia de Polímeros (GQATP), nem todas as ligações cruzadas possíveis do biopolímero foram efetuadas. Deve-se destacar que essas ligações ainda podem ocorrer, desde que os corpos-de-prova sejam expostos a um aumento de temperatura num dado período de tempo. Dessa forma, após 48 horas de desmoldagem, os corpos-de-prova foram levados a um forno micro-controlado a fim de serem expostos ao aumento de temperatura desejado durante o tempo determinado (Figura 4.2).

Figura 4.2 – Corpos-de-prova de tração levados a um forno micro-controlado.

Assim, os corpos-de-prova do biopolímero foram submetidos a uma temperatura de 80 °C por 3 horas. Esse procedimento foi utilizado com a finalidade de realizar a polimerização remanescente do biopolímero. O forno está instalado no Laboratório de Tribologia e Compósitos do Departamento de Engenharia Mecânica (EESC-USP).

Após essa etapa, procedeu-se a colagem dos *strain-gages* nos corpos-de-prova através do adesivo apropriado. Os corpos-de-prova também receberam marcações para o posicionamento nas garras da máquina universal de ensaio e para o posicionamento do extensômetro de acordo com a norma utilizada. Para os corpos-de-prova de tração utilizados, o comprimento de medição ou “*gage length*” é de 50 mm, ou seja, a partir do centro do corpo-de-prova, mede-se 25 mm para cada extremidade no sentido longitudinal.

4.2.2 Fabricação das amostras da haste femoral de implante de quadril

Assim como os corpos-de-prova de tração, as hastes femorais foram fabricadas por meio de molde de silicone. No entanto, o molde empregado é do tipo fechado e bipartido com suas cavidades obtidas a partir de um protótipo físico da haste femoral em plástico ABS. O protótipo foi confeccionado pela técnica de prototipagem rápida *FDM* (*Fused Deposition Modeling*), com o equipamento FDM 8000 da Stratasys[®] do Núcleo de Prototipagem Rápida da Fundação ParqTec de São Carlos/SP. O modelo da haste femoral de implante de quadril seguiu as especificações do projeto proposto por Silvestre Filho (2001), ilustrado no Anexo A. Após a sua confecção (Figura 4.3a), o mesmo foi posicionado numa caixa de moldagem de tal forma que a primeira metade do molde pudesse ser obtida. A outra metade do molde foi obtida posicionando-se o protótipo físico sobre a primeira metade do molde de silicone. Além disso, antes da moldagem da segunda metade, são utilizados pinos para a criação dos canais de vazamento e de saída de ar (Figura 4.3b).

Figura 4.3 – (a) Protótipo físico em ABS da haste femoral; (b) Caixa de moldagem com o protótipo físico em ABS com pinos para a criação dos canais (Fonte: Silvestre Filho, 2001).

Os procedimentos para obtenção das amostras da haste femoral são semelhantes aos procedimentos de obtenção dos corpos-de-prova de tração. À exceção da etapa (d) na qual a mistura do pré-polímero com o polioliol é vazada em molde fechado através do canal de vazamento. Por fim, da mesma forma que os corpos-de-prova de tração, após 48 horas de desmoldagem, as hastes femorais são levadas a um forno micro-controlado com o propósito de serem expostas ao aumento de temperatura desejado, ou seja, 80 °C por 3 horas.

4.3 Ensaios Quase-Estáticos

Conforme já mencionado, os corpos-de-prova dos ensaios quase-estáticos de tração tiveram a sua geometria especificada pela norma da *American Society for Testing and Materials (ASTM)* e foram importantes para a determinação das propriedades elásticas do poliuretano derivado de óleo de mamona.

4.3.1 Ensaio de tração

Para a obtenção dos corpos-de-prova, adotaram-se as especificações da norma ASTM D638-96 (Tipo I), como mostra a Figura 4.4, que possibilita determinar:

- O módulo de elasticidade à tração (E): curvatura inicial da curva tensão-deformação;
- O coeficiente de Poisson (ν): relação entre a deformação transversal pela deformação longitudinal ($-\epsilon_{\text{transversal}}/\epsilon_{\text{longitudinal}}$);
- A resistência à tração;
- A tensão de escoamento à tração;
- O limite de deformação à tração.

Figura 4.4 – Dimensões em milímetros do corpo-de-prova de tração (ASTM D638-96 – Tipo I)

Os ensaios monotônicos de tração foram realizados com a utilização de um extensômetro na direção longitudinal à força aplicada, com a finalidade de medir a deformação longitudinal da amostra. Em seguida, o valor do coeficiente de Poisson foi obtido por meio de dois extensômetros (Figura 4.5a), onde um foi posicionado na direção longitudinal, enquanto o outro foi posicionado transversalmente em relação à direção do carregamento aplicado. O posicionamento dos extensômetros no corpo-de-prova de tração seguiu a especificação da norma ASTM E132-86. O coeficiente de Poisson foi obtido também através de dois *strain-gages* (Figura 4.5b), e deve-se destacar que a presença de grandes deformações exigiu a aquisição de *strain-gages* especiais. Devido a isto, foram importados do Japão os *strain-gages* KFEL-2-120-C1 (uniaxial) da “Kyowa Electronic Instruments Co, Ltd” que são capazes de medir até 15% de deformação.

Os ensaios monotônicos foram conduzidos sob temperatura ambiente com velocidade de aplicação de deslocamento igual a 0,8 mm/min. Os equipamentos utilizados nos ensaios foram: uma máquina de ensaio EMIC, interligada ao sistema de coleta de dados MTestTM, instalada no Departamento de Materiais, Aeronáutica e Automobilística (EESC-USP) e uma máquina universal de ensaios Instron 5500R, interligada ao sistema de coleta de dados Series IXTM, instalada no Departamento de Engenharia de Materiais (DEMA/UFSCar).

(a)

(b)

Figura 4.5 – Determinação do coeficiente de Poisson por: (a) extensômetros; (b) *strain-gages*.

4.3.2 Ensaio da haste femoral de implante de quadril

Para avaliar o desempenho da haste femoral de implante de quadril fabricada em poliuretano (COR), foram seguidas as especificações das normas ISO 7206-3 e ISO 7206-4, que determinam o desempenho de implantes de quadril submetidos a carregamentos cíclicos sem aplicação de torção e com aplicação de torção, respectivamente. Logo, a primeira norma aborda somente a aplicação de carregamento de flexão ao passo que a segunda aborda carregamento combinado de flexo-torção. No

entanto, nos ensaios realizados nesse projeto, utilizou-se um carregamento quase-estático com deslocamento controlado através do travessão da máquina de ensaio sob a velocidade de 0,8mm/min.

De acordo com essas normas, a haste femoral de implante de quadril deve ser fixada em um dispositivo a fim de simular a situação de carregamento quando implantada no ser humano. O Laboratório de Tribologia e Compósitos do Departamento de Engenharia Mecânica (EESC/USP) desenvolveu esse tipo de dispositivo para essa finalidade. A parte inferior do dispositivo é constituída de um cilindro oco que deverá ser preenchido por granito sintético com o intuito de engastar a haste femoral a uma distância de 80 mm verticalmente abaixo do centro da cabeça da haste femoral (Figura 4.6a). A parte superior é constituída de uma pista para que o acetábulo acoplado à cabeça da haste femoral deslize com o auxílio de um rolamento (Figura 4.6b). A cabeça da haste femoral é uma esfera de alumina desenvolvida por Wrege (2000).

Figura 4.6– Dispositivo para avaliar a haste femoral: (a) parte inferior; (b) parte superior.

Esse deslizamento garante que o carregamento aplicado na haste femoral seja sempre normal à cabeça da mesma, ou seja, a linha de força sempre passa pelo centro da esfera de alumina até o final do ensaio (Figura 4.7a). O dispositivo montado foi acoplado a uma máquina de ensaio EMIC (Figura 4.7b), interligada ao sistema de coleta de dados MTestTM, instalada no Departamento de Materiais, Aeronáutica e Automobilística (EESC/USP).

(a)

(b)

Figura 4.7 – (a) Montagem do dispositivo: parte inferior e parte superior. (b) Dispositivo acoplado a uma máquina de ensaio EMIC.

Para o posicionamento, conforme as especificações das normas técnicas, da haste femoral no cilindro oco da parte inferior do dispositivo de ensaio, utilizou-se um bloco cilíndrico de granito sintético. Os constituintes desse material foram gentilmente cedidos pela empresa MMOptics[®], com sede em São Carlos – SP. Conforme o volume de $1,78 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ para o bloco cilíndrico, calcularam-se as proporções de mistura dos constituintes do granito sintético segundo a metodologia de Ribeiro (1998). Todo o procedimento de preparo dos constituintes do granito sintético foi adotado segundo as

especificações de Ribeiro (1998). A tabela 4.1 apresenta os constituintes do granito sintético com suas respectivas quantidades calculadas de acordo com o volume do bloco cilíndrico segundo a metodologia de Ribeiro (1998).

Tabela 4.1 – Proporções de mistura dos constituintes do granito sintético.

BRITAS	
Peso das britas de 4,76 mm (granulometria)	1,589 kg
Peso das britas de 2,00 mm (granulometria)	0,954 kg
Peso das britas em pó	0,636 kg
RESINA EPÓXI	
Peso da resina epóxi	0,791 kg
Peso do endurecedor	0,158 kg
Peso total	4,128 kg

O posicionamento da haste femoral no bloco cilíndrico de granito sintético satisfaz as especificações das normas ISO 7206-3 e ISO 7206-4. Como já mencionado, o posicionamento adequado da haste femoral visa simular a situação de carregamento quando implantada no ser humano. A Figura 4.8 mostra as posições utilizadas segundo o sistema de coordenada cartesiano para os ensaios das amostras da haste femoral segundo as normas citadas acima.

Figura 4.8 – (a) Posicionamento segundo a norma ISO 7206-3; (b) e (c) Segundo a norma ISO 7206-4.

4.4 Resultados dos Ensaios Quase-Estáticos

Os ensaios monotônicos de tração foram realizados com o intuito de determinar as propriedades elásticas e avaliar o comportamento mecânico do biopolímero frente a esse tipo de carregamento, sendo que as curvas tensão-deformação são apresentadas e discutidas. Com os valores das propriedades mecânicas do biopolímero, torna-se possível obter parâmetros de modelos de material adotados nas análises numéricas via método dos elementos finitos.

4.4.1 Resultados do ensaio de tração

Os testes monotônicos ocorrem quando a amostra é carregada durante todo o ensaio, não havendo assim descarregamento ou re-carregamento. A Figura 4.9 mostra os resultados obtidos do teste monotônico de tração sob velocidade de 0.8 mm/min para os corpos-de-prova (CDP), caracterizando o comportamento de um material dúctil.

Figura 4.9 – Curvas tensão-deformação de engenharia: ensaio monotônico de tração sob 0.8 mm/min.

Verifica-se que as curvas são dadas por tensão nominal σ (tensão de engenharia) em função da deformação nominal ε (deformação de engenharia), ou seja, os valores obtidos são provenientes das seguintes equações:

$$\sigma = \frac{F}{A_o} \quad (4.1)$$

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L_o} \quad (4.2)$$

Onde F corresponde ao valor da força que atua na direção perpendicular à secção transversal do corpo-de-prova; A_o corresponde ao valor inicial da área transversal do corpo-de-prova e L_o está associado ao comprimento de abertura inicial do extensômetro utilizado (50 mm). Nota-se, portanto, que os valores de tensão e de deformação são determinados tomando como referência valores iniciais. Porém, sob grandes deformações, torna-se necessário tomar como referência valores atuais. Para tal, deve-se empregar o cálculo de tensões verdadeiras σ_v e deformações verdadeiras ε_v , dadas por:

$$\sigma_v = \frac{F}{A} = \sigma(1 + \varepsilon) \quad (4.3)$$

$$\varepsilon_v = \int_{L_o}^{L_f} \frac{dL}{L} = \ln \frac{L_f}{L_o} = \ln(1 + \varepsilon) \quad (4.4)$$

Onde A corresponde ao valor atual da área transversal do corpo-de-prova e L_f está associado ao comprimento de abertura atual do extensômetro. Todavia, deve-se ressaltar que a expressão 4.3 é obtida considerando a conservação de volume durante o processo de deformação, ou seja, $AL_f = A_oL_o$. A Figura 4.10 mostra as curvas de tensão-deformação verdadeira obtidas de ensaios monotônicos de tração sob velocidade de 0,8 mm/min, utilizando as equações 4.3 e 4.4, respectivamente.

Figura 4.10 – Curvas tensão-deformação verdadeira: ensaio monotônico de tração sob 0,8 mm/min.

A Figura 4.11 mostra a comparação das curvas tensão-deformação (verdadeira e de engenharia) obtida do teste monotônico de tração sob velocidade de 0,8 mm/min. Como, os materiais poliméricos são compressíveis durante a plastificação e segundo Williams (1973), a tensão de escoamento para esses materiais pode ser adotada quando há um pico de força (ponto sobre as curvas da Figura 4.11).

Figura 4.11 – Curva tensão-deformação de engenharia x verdadeira (ensaio monotônico de tração sob 0,8 mm/min).

Para o presente biopolímero, esse pico de força ocorre próximo aos 5% de deformação. Verifica-se que para pequenas deformações, os gráficos coincidem, porém com o aumento da deformação, as curvas divergem. Sendo assim, o valor da tensão de escoamento σ_y medido pelo gráfico de tensão-deformação de engenharia difere do valor medido pelo gráfico tensão-deformação verdadeira. Além disso, logo após o valor máximo de tensão ser atingido, ambas as curvas evidenciam um fenômeno conhecido como “*softening*”, ou seja, perda de rigidez com o aumento da tensão.

Também, após esse pico de força, mostrado na Figura 4.11, ocorrem deformações plásticas permanentes consideráveis e, portanto, os gráficos tensão-deformação verdadeira serão analisados apenas até esse pico. Isto faz com que seja possível determinar: o módulo de elasticidade; a tensão de escoamento e o limite de deformação elástica. Com base na curva tensão-deformação verdadeira apresentada na Figura 4.12, tem-se que o módulo de elasticidade obteve um valor igual a 1,34 GPa e a tensão de escoamento um valor igual a 31 MPa.

Figura 4.12 – Módulo de elasticidade e pico de tensão: ensaio monotônico de tração sob 0,8 mm/min.

Além do módulo de elasticidade e da tensão de escoamento, determinou-se também o coeficiente de Poisson sob a velocidade de 0,8 mm/min. Foram utilizados dois métodos para a obtenção do coeficiente de Poisson. Sendo assim, a Figura 4.13 (a) mostra os resultados obtidos via extensômetros e a Figura 4.13 (b) mostra os resultados obtidos via *strain-gages*.

Figura 4.13 – Curva deformação transversal-deformação longitudinal (ensaio monotônico de tração sob 0,8 mm/min): (a) extensômetros; (b) *strain-gages*.

A Figura 4.13 demonstra, através dos dois métodos de medição, que o coeficiente de Poisson do biopolímero oscila entre 0,44 e 0,45 para pequenas deformações. Tal valor pode ser considerado elevado, haja vista que materiais quase que totalmente incompressíveis, como os elastômeros, possuem coeficiente de Poisson de aproximadamente 0,49.

4.4.2 Resultados do ensaio da haste femoral de implante de quadril

Os resultados experimentais da haste femoral em poliuretano serão apresentados e discutidos em conjunto com os resultados das análises numéricas no próximo capítulo. Dessa forma, esses valores poderão ser comparados para verificação do modelo de

material adotado segundo os parâmetros obtidos conforme os ensaios de tração do poliuretano derivado de óleo de mamona.

4.5 Materiais Compósitos Poliméricos Reforçados

Os parâmetros associados a uma lâmina unidirecional do material empregado nesse trabalho são especificados por Tita (2003) e comparados aos parâmetros especificados por Soden, Hinton e Kaddour (1998a). Os dados das propriedades mecânicas são de uma lâmina unidirecional com 63% de fração volumétrica em fibra. A lâmina consiste em um sistema de fibras de carbono unidirecionais pré-impregnadas com resina epóxi (“*pregreg*”) fabricado pela empresa Hexcel®, sendo o mesmo conhecido como M10. Todos os procedimentos experimentais necessários para a obtenção dos principais parâmetros associados a lâmina unidirecional do material empregado são descritos por Tita (2003). Segundo o autor, a escolha do “*pregreg*” M10 baseou-se na busca de um material que pudesse gerar, juntamente com o processo de fabricação, corpos-de-prova capazes de fornecer resultados experimentais consistentes com o intuito de avaliar o modelo de material proposto pelo mesmo.

Segundo Tita (2003), tanto para a fabricação dos corpos-de-prova como para todos os ensaios experimentais foram utilizadas normas técnicas desenvolvidas pela *American Society for Testing and Materials* (ASTM). A fabricação dos corpos-de-prova e os testes foram conduzidos num centro de pesquisa com equipamentos adequados e com experiência em avaliar o comportamento mecânico de materiais compósitos poliméricos reforçados. O centro de pesquisa escolhido foi o *Leuven Composites Processing Centre* (LCPC) da *Katholieke Universiteit Leuven* (KU Leuven).

Na Tabela 4.2 são comparados os resultados obtidos nos testes quase-estáticos e os resultados apresentados pela literatura. Deve-se lembrar que muitos desses valores

serão empregados nos modelos de material para realização das simulações computacionais. Nota-se que praticamente todos os valores foram obtidos experimentalmente, exceto G_{23} , ν_{23} e S_{23} . Tita (2003) ressalta que o coeficiente de Poisson ν_{23} é muito difícil de ser obtido experimentalmente. Também salienta que os valores de G_{23} e S_{23} poderiam ser determinados por meio da norma ASTM D5379/D5379M-93, porém para a sua execução necessita-se de equipamentos complexos e ultraprecisos a fim de evitar carregamentos indesejáveis, simulando assim, quase um estado de carregamento próximo ao cisalhamento puro. Somado a isso, tem-se que a geometria dos corpos-de-prova apesar de simples, requisita tolerâncias de fabricação apertadas, acarretando assim num custo muito alto. Portanto, Tita (2003) optou por utilizar valores de um material similar fabricado pela própria Hexcel® (*prepreg* M40J). Por fim, Tita (2003) destaca que os valores obtidos experimentalmente possuem uma boa consistência física, como foi evidenciado no seu trabalho de pesquisa. Além disso, durante cada ensaio experimental, verificou-se que as curvas de resposta das amostras para cada tipo de teste não apresentaram problemas de divergência entre si, demonstrando a qualidade do material e do processo de fabricação empregado.

No entanto, deve-se salientar que os materiais compósitos fabricados são únicos, pois possuem um tipo específico de resina epóxi, um tipo específico de fibra de carbono e foram moldados sob condições também específicas. Dessa forma, os valores obtidos experimentalmente podem algumas vezes se aproximar muito de valores da literatura como também podem ser completamente diferentes.

É comum assumir que uma lâmina reforçada por fibra unidirecional pode ser tratada como transversalmente isotrópica. Conforme foi visto no capítulo 3, para uma lâmina transversalmente isotrópica, as constantes elásticas independentes são reduzidas a cinco constantes porque $E_{22} = E_{33}$, $G_{12} = G_{13}$, $\nu_{12} = \nu_{13}$ e $G_{23} = E_{22}/(1 + \nu_{23})$.

Tabela 4.2 – Comparação dos resultados experimentais do *prepreg* M10 com valores da literatura.

Tipo de Fibra		M10	AS4	T300
Fabricante		Hexcel	Hercules	DFVLR
Matriz		Epóxi M10	Epóxi 3501-6	Epóxi BSL914C
Fabricante		Hexcel	Hercules	Ciba-Geigy
Propriedades Elásticas e Valores de Resistência		Lâmina Unidirecional		
Especificação		Prepeg	Prepeg	Filament Winding
Fração volumétrica em fibra (%)		63	60	60
<i>Propriedades Elásticas</i>	Unidade	Valor ⁽ⁱ⁾	Valor ⁽ⁱⁱ⁾	Valor ⁽ⁱⁱ⁾
Densidade (ρ_c)	kg/m ³	1580	-	-
Módulo de elasticidade paralelo à fibra (E_{11})	GPa	127	126	138
Módulo de elasticidade perpendicular à fibra ($E_{22}=E_{33}$)	GPa	10	11	11
Módulo de Cisalhamento para o plano 1-2 ($G_{12}=G_{13}$)	GPa	5,4	6,6	5,5
Módulo de Cisalhamento para o plano 2-3 (G_{23})	GPa	3,05 ⁽ⁱⁱⁱ⁾	-	-
Coeficientes de Poisson $\nu_{12}=\nu_{13}$	-	0,34	0,28	0,28
Coeficiente de Poisson ν_{23}	-	0,306 ⁽ⁱⁱⁱ⁾	0,4	0,4
<i>Valores de Resistência</i>	Unidade	Valor ⁽ⁱ⁾	Valor ⁽ⁱⁱ⁾	Valor ⁽ⁱⁱ⁾
Resistência paralela à fibra sob tração (X_T)	MPa	1400	1950	1500
Resistência paralela à fibra sob compressão (X_C)	MPa	930	1480	900
Resistência perpendicular à fibra sob tração (Y_T)	MPa	47	48	27
Resistência perpendicular à fibra sob compressão (Y_C)	MPa	130	200	200
Resistência ao cisalhamento para o plano 1-2 ($S_{12}=S_{13}$)	MPa	53	79	80
Resistência ao cisalhamento para o plano 2-3 (S_{23})	MPa	89 ⁽ⁱⁱⁱ⁾	-	-

(i) Tita (2003); (ii) Soden, Hinton e Kaddour (1998a); (iii) Hexcel[®] (*prepreg* M40J).

Parte Teórica

4.6 Análise Progressiva de Falha

Em anos recentes, a progressão do dano (falha) em materiais compósitos poliméricos reforçados tem sido um foco de extensa pesquisa. A escolha do modelo de material é uma das fases determinantes para avaliação coerente do processo de falha de um material compósito polimérico reforçado. Dessa forma, somente por meio de um modelo adequado é que a simulação computacional será capaz de prever com certa precisão o comportamento mecânico de um dado componente fabricado em compósito polimérico reforçado (CPR) sob um determinado tipo de carregamento.

Com o desenvolvimento atual do projeto de componentes mecânicos fabricados em compósitos poliméricos reforçados, exige-se uma análise estrutural que especifique não somente a falha da primeira lâmina (*“first ply failure”*), mas também que seja capaz de determinar todo o processo de falha da estrutura laminada, ou seja, até a falha da última lâmina (*“last ply failure”*). De modo que, uma solução adotada para modelar esse problema é empregar um procedimento de análise progressiva de falha (*“progressive failure analysis”*), o qual pode ser analítico ou numérico.

O procedimento de análise progressiva de falha consiste em associar ao critério de falha do material uma lei de evolução de falha, mais conhecida como Lei de Degradação do Material (*“Property Degradation Model”*). Por essa razão, o critério de falha informará se há incidência de falha enquanto a Lei de Evolução de Falha determinará a degradação das propriedades do material em função do modo de falha detectado.

Como metodologia típica para uma análise progressiva de falha, deve-se destacar que para uma análise realizada por meio do Método dos Elementos Finitos, o Critério será aplicado a um dado ponto de Gauss associado a uma certa lâmina em cada passo de carga P^n (Figura 4.14).

Figura 4.14 – Fluxograma de análise progressiva de falha em laminados (Tita, 2003).

Sendo assim, o valor do critério calculado para esse ponto de integração indicará se uma dada lâmina falhou. Caso a lâmina não tenha falhado, deve-se incrementar um novo passo de carga. Caso contrário, deve-se degradar as suas propriedades elásticas tomando como referência a Lei de Evolução. Esse procedimento deverá ser aplicado a todos os pontos de integração que falharam de modo que se possa quantificar o novo valor da rigidez da estrutura para um dado incremento de carga. Somente após o cálculo dessa nova rigidez, busca-se restabelecer o equilíbrio da estrutura para o carregamento P^n . Esse novo estado de equilíbrio levará a um processo de redistribuição das tensões no laminado, promovendo assim a falha de novos pontos de Gauss. Portanto o processo

será incremental e iterativo, devendo ser finalizado quando a rigidez global da estrutura estiver muito comprometida. Nota-se assim que a análise progressiva de falha de um laminado consiste de duas etapas: análise de tensões e análise de danificação/falha (TITA, 2003).

Nesse trabalho considerar-se-á um estado plano de tensões para a análise de falha de um laminado. Conseqüentemente, tem-se para cada ponto de Gauss associado a uma certa lâmina a seguinte relação constitutiva:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (4.5)$$

onde:

$$\begin{aligned} Q_{11} &= \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & Q_{22} &= \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{12} &= \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & Q_{66} &= \bar{G}_{12} \end{aligned} \quad (4.6)$$

Além disso, segundo Tita (2003), deve-se considerar o comportamento não-linear devido às tensões de cisalhamento atuantes no plano da lâmina (plano 1-2). Sendo assim, $\bar{G}_{12}$ deverá corresponder ao módulo de cisalhamento “atualizado”, pois será calculado através do valor numérico da tangente da curva de tensão de cisalhamento em função da distorção angular:

$$\bar{G}_{12} = \frac{\partial f(\gamma_{12})}{\partial \gamma_{12}} = \frac{1}{\frac{1}{G_{12}} + 3\alpha\sigma_{12}^2} \quad (4.7)$$

Onde α representa o valor dado pelo componente do tensor de 4ª ordem (parâmetro de não-linearidade α) demonstrado por Hahn e Tsai (1973) e obtido através dos ensaios experimentais quase-estáticos de cisalhamento. O valor do parâmetro α adotado nesse trabalho foi determinado por Tita (2003) e será igual a $3,98 \times 10^{-24} \text{ (Pa)}^{-3}$.

Se a falha é detectada em uma lâmina particular do laminado, as propriedades dessa lâmina devem ser ajustadas de acordo com o modelo de degradação. Segundo Sleight (1999), vários modelos de degradação têm sido propostos para análise progressiva de falha. Muitos desses modelos de material pertencem a uma das três categorias gerais: processo instantâneo, processo gradual ou processo constante para falha da lâmina. A Figura 4.15 ilustra essas três categorias.

Figura 4.15 – Comportamento da degradação pós-falha em compósitos laminados.

Dentro dessas categorias, encontra-se na literatura o emprego de dois métodos para realizar o processo de degradação do material. O primeiro é o Método do Desconto Total (“*Total Discount Method*”), onde a propriedade associada ao ponto material que danificou é reduzida a zero (processo instantâneo). O segundo é o Método do Desconto

Limitado (“*Limited Discount Method*”), onde a degradação da propriedade associada ao ponto material depende do tipo de falha ocorrida (processo gradual).

Porém, no presente trabalho, utilizar-se-á o processo de degradação gradual que será posteriormente melhor detalhado. Como a consistência das análises de falha depende dos Critérios e das Leis de Evolução adotados, segue a descrição e as justificativas pela qual os critérios e leis foram escolhidos para a realização desse trabalho.

4.7 Critérios de Danificação Intralaminar 2D

No que concerne aos critérios de falha para materiais compósitos poliméricos reforçados, nas últimas três décadas, uma significativa quantidade de trabalhos já foi realizada por universidades e indústrias. Por consequência, existem muitos modelos e uma quantidade considerável de resultados experimentais disponíveis. Isso conduz a uma grande variedade de critérios que torna a escolha difícil até mesmo para os especialistas. Na prática, o engenheiro projetista não tem nenhum interesse em – e não pode realizar a tarefa de – conferir todos os critérios existentes para detectar qual deles será o melhor para resolver o seu problema. Por essa razão, os diferentes critérios de falha precisam ser verificados para estabelecer um padrão de desempenho e, principalmente, essa tarefa deve ser realizada por profissionais independentes de modo a garantir que a classificação dos resultados e as recomendações sejam confiáveis e aceitas pelos engenheiros projetistas como também pela comunidade científica.

Conforme foi visto no Capítulo 3, o “*World Wide Failure Exercise*” (WWFE) ajudou na avaliação sistemática de alguns critérios de falha mais utilizados atualmente no mundo. Os resultados dos testes e as previsões dos diferentes autores participantes do

WWFE permitiram o estabelecimento de um padrão de desempenho necessário à avaliação da grande quantidade de critérios de falha existentes.

Visto que um dos problemas mais desafiadores na análise das propriedades mecânicas anisotrópicas de materiais compósitos poliméricos reforçados tem sido o desenvolvimento de critérios de falha adequados. Um estudo na classificação dos critérios de falha com respeito aos seus objetivos originais deve ser feito antes da sua aplicação. Os critérios de falha podem ser classificados de acordo com: alcance da análise (falha inicial ou final), modelo da estrutura física (micro, meso ou macromecânico) e aproximação matemática (limite, tensor polinomial ou observação física). Deve-se lembrar que os dados experimentais são muito importantes para uma análise de falha em materiais compósitos poliméricos reforçados. Portanto, para assegurar um projeto de uma estrutura em material compósito, devem ser usados dados experimentais consistentes com o critério de falha selecionado. Por esse motivo, escolheu-se os dados experimentais do compósito carbono/epóxi obtidos por Tita (2003) no *Leuven Composites Processing Centre (LCPC)* para o seu trabalho sobre danos e falhas progressivas em estruturas de material compósito polimérico reforçado.

Enfim, seja qual for o critério de falha adotado na análise estrutural de um material compósito polimérico reforçado, esse critério de falha deverá prever a resistência do material para qualquer estado de tensão multiaxial com apenas o conhecimento preliminar de alguns valores simples de resistência medidos em laboratório. Desse modo, por atender a esses pré-requisitos, a identificação de um dano intralaminar no material compósito utilizado nesse trabalho, seja da fibra ou da matriz, será efetuada pelo Critério de Danificação Intralaminar. Serão adotados dois Critérios de Danificação para o estado plano de tensão:

- O Critério de Hashin implementado no Modelo II do modelo de material proposto por Tita (2003);
- O Critério de Puck proposto por Puck e Schürmann (1998, 2002) que será implementado nesse trabalho em linguagem FORTRAN e posteriormente compilado juntamente com o pacote de elementos finitos ABAQUS®.

A justificativa para a escolha desses dois critérios de falha deve-se ao bom desempenho desses critérios na previsão da resistência e na identificação dos modos de falha. Para o Critério de Hashin, segundo os trabalhos publicados na literatura, o êxito obtido na previsão da resistência desse critério demonstra as potencialidades do mesmo e torna-o um dos mais adequados para análise de materiais compósitos poliméricos reforçados. Também, as potencialidades do Critério de Hashin foram comprovadas por Tita (2003) tomando como base três estudos de caso (flexão, endentação e teste de impacto) para um material compósito polimérico reforçado específico. Contudo, nesse trabalho, deve-se destacar que esse critério foi adotado com a intenção de aplicá-lo para servir de parâmetro de comparação com o Critério de Puck, pois os mesmos pertencem à mesma classificação segundo o alcance da análise, modelo da estrutura física analisada e aproximação matemática.

Por fim, quanto ao Critério de Puck, uma avaliação detalhada e comparações com outros critérios de falha foram estabelecidas no “*World Wide Failure Exercise*” por Hinton, Kaddour e Soden (1998, 2002a, 2002b). Numa avaliação global dos resultados do *WWFE*, conclui-se que a Teoria de Puck captura a maioria das características dos resultados experimentais para 14 diferentes casos de teste, ou seja, apresentou as previsões da resistência mecânica e dos modos de danificação. Por essa razão, o Critério de Puck parece ser um dos melhores disponíveis atualmente.

4.7.1 O Critério de Hashin

No Critério de Hashin implementado por Tita (2003) para o estado plano de tensão, acrescenta-se ao mesmo os efeitos de não-linearidade, segundo a eq. 4.7, devido às tensões de cisalhamento atuantes no plano da lâmina. Sendo assim, o critério utilizado consiste de quatro subcritérios capazes de identificar os respectivos modos de danificação intralaminar:

- Modo da fibra sob compressão: ($\sigma_1 < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_C} \right)^2 = e_F^2 \quad \begin{cases} \text{se } e_F > 1 \rightarrow \text{danificou} \\ \text{se } e_F \leq 1 \rightarrow \text{não danificou} \end{cases} \quad (4.8)$$

Na qual X_C corresponde à resistência sob compressão longitudinal (direção 1 – paralela às fibras).

- Modo da fibra sob tração (fratura da fibra): ($\sigma_1 \geq 0$)

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \frac{\int_0^{\gamma_{12}} \sigma_{12} d\gamma_{12}}{\int_0^{\gamma_{12}^u} \sigma_{12} d\gamma_{12}} = e_F^2 \quad (4.9)$$

Sendo γ_{12}^u a deformação última por cisalhamento tem-se que:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \frac{(2\sigma_{12}^2 / G_{12}) + (3\alpha\sigma_{12}^4)}{(2S_{12}^2 / G_{12}) + (3\alpha S_{12}^4)} = e_F^2, \text{ ou seja,} \quad (4.10)$$

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \frac{F_1}{F_2} = e_F^2; \quad \begin{cases} \text{se } e_F > 1 \rightarrow \text{danificou} \\ \text{se } e_F \leq 1 \rightarrow \text{não danificou} \end{cases}$$

Na qual X_T corresponde à resistência sob tração longitudinal (direção 1 – paralela às fibras) e S_{12} corresponde a resistência ao cisalhamento no plano 1-2. Vale ressaltar que se α for zero, recai-se no critério proposto por Hashin (1980).

- Modo da matriz sob compressão (esmagamento da matriz): ($\sigma_2 < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_2}{2S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_2}{Y_C} + \frac{F_1}{F_2} = e_M^2; \quad \begin{cases} \text{se } e_M > 1 \rightarrow \text{danificou} \\ \text{se } e_M \leq 1 \rightarrow \text{não danificou} \end{cases} \quad (4.11)$$

Na qual Y_C corresponde à resistência sob compressão transversal (direção 2 – normal às fibras).

- Modo da matriz sob tração (fratura da matriz): ($\sigma_2 \geq 0$)

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \frac{F_1}{F_2} = e_M^2; \quad \begin{cases} \text{se } e_M > 1 \rightarrow \text{danificou} \\ \text{se } e_M \leq 1 \rightarrow \text{não danificou} \end{cases} \quad (4.12)$$

Na qual Y_T corresponde à resistência sob tração transversal (direção 2 – normal às fibras). Os subcritérios descritos acima foram implementados por Tita (2003) em linguagem FORTRAN e compilados nesse trabalho juntamente com o pacote de elementos finitos ABAQUS®. Deve-se ressaltar que mais detalhes sobre a implementação do modelo proposto por Tita (2003) serão apresentados neste mesmo capítulo na seção 4.8, que também será a metodologia adotada nesse trabalho.

4.7.2 O Critério de Puck

O Critério de Puck ou “Critério do Plano de Ação de Puck” utiliza a Teoria de Mohr-Coulomb e estabelece que somente as tensões atuantes no plano de propagação da trinca promovem o dano. O critério utiliza formulações matemáticas diferentes para

modos de danificação distintos. O desenvolvimento do critério baseia-se em modelos fenomenológicos e, atualmente, é considerado um dos critérios mais modernos de diferenciação de modos de danificação.

As observações físicas conduzem ao desenvolvimento do critério, no qual distingue entre a falha da fibra (*Fibre Failure – FF*, na sigla em inglês) e a falha interfibra (*Inter Fibre Failure – IFF*, na sigla em inglês) que equivale à falha da matriz. Segundo a Figura 4.16, o Critério de Puck distingue entre dois modos de danificação do tipo *FF* e três modos de danificação do tipo *IFF*.

Figura 4.16 – Modos de danificação do Modo *FF* e *IFF*.

Diferentes formulações matemáticas são utilizadas para os diferentes fenômenos físicos de *FF* e *IFF*. Sendo assim, o critério utilizado consiste de cinco subcritérios capazes de identificar os respectivos modos de danificação intralaminar:

- Modo *FF* sob Tração: ($\sigma_1 > 0$)

$$\frac{\sigma_1}{X_T} = f_{E(FF)} \quad \begin{cases} \text{se } f_{E(FF)} > 1 \rightarrow \text{danificou} \\ \text{se } f_{E(FF)} \leq 1 \rightarrow \text{não danificou} \end{cases} \quad (4.13)$$

Na qual X_T corresponde à resistência sob tração longitudinal (direção 1 – paralela às fibras) $f_{E(FF)}$ é o fator de esforço (“*factor of effort*”) do Modo FF .

- Modo FF sob compressão: ($\sigma_1 < 0$)

$$\frac{|\sigma_1|}{X_C} = f_{E(FF)} \quad \begin{cases} \text{se } f_{E(FF)} > 1 \rightarrow \text{danificou} \\ \text{se } f_{E(FF)} \leq 1 \rightarrow \text{não danificou} \end{cases} \quad (4.14)$$

Na qual X_C corresponde à resistência sob compressão longitudinal (direção 1 – paralela às fibras).

- Modo IFF sob tração – Modo A: ($\sigma_2 \geq 0$)

$$\sqrt{\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(1 - p_{12}^{(+)} \frac{Y_T}{S_{12}}\right)^2 \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2} + p_{12}^{(+)} \left(\frac{\sigma_2}{S_{12}}\right) = f_{E(IFF)} \quad (4.15)$$

$$\begin{cases} \text{se } f_{E(IFF)} > 1 \rightarrow \text{danificou} \\ \text{se } f_{E(IFF)} \leq 1 \rightarrow \text{não danificou} \end{cases}$$

Na qual Y_T corresponde à resistência sob tração transversal (direção 2 – normal às fibras), S_{12} corresponde a resistência ao cisalhamento no plano 1-2 e $f_{E(IFF)}$ é o fator de esforço do Modo IFF . Os parâmetros $p_{12}^{(-)}$ e $p_{12}^{(+)}$ (Figura 4.17) são os parâmetros de inclinação do envelope de falha determinados por Puck (2002) e os seus valores são apresentados na Tabela 4.3.

Tabela 4.3: Valores recomendados para os parâmetros de inclinação.

Fração Volumétrica (60%)	$p_{12}^{(-)}$	$p_{12}^{(+)}$
Compósito – fibra de vidro/epóxi	0.25	0.30
Compósito – fibra de carbono/epóxi	0.30	0.35

Fonte: Puck (2002).

- Modo *IFF* sob compressão – Modo B: ($\sigma_2 < 0$) e $0 \leq \left| \frac{\sigma_2}{\tau_{12}} \right| \leq \frac{R_{22}^A}{|\tau_{21c}|}$

$$\frac{1}{S_{12}} \left(\sqrt{\tau_{12}^2 + \left(p_{12}^{(-)} \sigma_2 \right)^2} + p_{12}^{(-)} \sigma_2 \right) = f_{E(IFF)} \quad (4.16)$$

{se $f_{E(IFF)} > 1 \rightarrow$ danificou
{se $f_{E(IFF)} \leq 1 \rightarrow$ não danificou

Na qual S_{12} corresponde a resistência ao cisalhamento no plano 1-2. Os parâmetros R_{22}^A e τ_{12c} são, respectivamente, a resistência à falha do plano de ação e a tensão de cisalhamento no ponto de transição do envelope de falha (Figura 4.17).

- Modo *IFF* sob compressão – Modo C: ($\sigma_2 < 0$) e $0 \leq \left| \frac{\tau_{12}}{\sigma_2} \right| \leq \frac{|\tau_{21c}|}{R_{22}^A}$

$$\left[\left(\frac{\tau_{12}}{2 \left(1 + p_{22}^{(-)} \right) S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y_C} \right)^2 \right] \frac{Y_C}{(-\sigma_2)} = f_{E(IFF)} \quad (4.17)$$

{se $f_{E(IFF)} > 1 \rightarrow$ danificou
{se $f_{E(IFF)} \leq 1 \rightarrow$ não danificou

Na qual Y_C corresponde à resistência sob compressão transversal (direção 2 – normal às fibras) e S_{12} corresponde a resistência ao cisalhamento no plano 1-2. O

parâmetro $p_{22}^{(-)}$ é o parâmetro de inclinação do envelope de falha determinado por Puck (2002). Alguns dos parâmetros das equações acima são relacionados como segue:

$$R_{22}^A = \frac{S_{12}}{2p_{12}^{(-)}} \left(\sqrt{1 + 2p_{12}^{(-)} \frac{Y_c}{S_{12}}} - 1 \right) \quad (4.18)$$

$$p_{22}^{(-)} = p_{12}^{(-)} \frac{R_{22}^A}{S_{12}} \quad (4.19)$$

$$\tau_{12c} = S_{12} \sqrt{1 + 2p_{22}^{(-)}} \quad (4.20)$$

Para as combinações $(\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12})$, Puck e Schürmann (1998) encontraram uma solução analítica para o problema extremo de detectar o ângulo de inclinação θ_{fp} do plano de falha para o modo C e que pode ser calculado pela equação:

$$\cos \theta_{fp} = \sqrt{\frac{1}{2(1 + p_{22}^{(-)})} \left[\left(\frac{R_{22}^A}{S_{12}} \right)^2 \left(\frac{\tau_{12}}{\sigma_2} \right)^2 + 1 \right]} \quad (4.21)$$

Segundo Puck e Schürmann (1998), a tensão paralela à fibra σ_1 não tem influência sobre θ_{fp} . Utilizando a eq. 4.21 para θ_{fp} , Puck pôde formular as condições de falha *IFF* com respeito às combinações (σ_2, τ_{12}) e obteve o polinômio dado nas eq. 4.15 a 4.17. Para um certo estado de tensão, quando o valor numérico do fator de esforço $f_{E(IFF)}$ for maior do que 1, (eq. 4.15 a 4.17), consegue-se as condições de falha para a qual o envelope de falha na figura 4.17 é calculado no espaço de tensão (σ_2, τ_{12})

Figura 4.17 – Envelope de falha do Critério de Puck para os modos de danificação do tipo *IFF* (Puck, 2002).

Assim, com as eq. 4.15.a 4.17 diferenciam-se os três modos do tipo *IFF*: A, B, e C. O Modo A significa a falha em consequência da tensão de tração σ_2 e o Modo B significa a falha por cisalhamento longitudinal em virtude da presença da tensão de cisalhamento elevada τ_{12} e da tensão de compressão moderada σ_2 . Para ambos os Modos A e B o plano de falha é comum ao plano de ação de σ_2 e τ_{12} ($\theta_{fp} = 0^\circ$). O Modo C prevalece quando a falha ocorre no plano de falha inclinado sob tensões combinadas de σ_2 (compressão) e τ_{12} suficientemente elevadas. Segundo Puck e Schürmann (2002), se o ângulo do plano de falha exceder $\pm 45^\circ$, (Figura 4.17), aumenta-se o risco de falha por delaminação sob elevada tensão de compressão σ_2 .

Para as três diferentes seções do envelope de falha da Figura 4.17, resultado das eq. 4.15 a 4.17, Puck e Schürmann (1998) em adição às resistências básicas $R_{\perp}^{(+)}$, $R_{\perp}^{(-)}$ e $R_{\perp\parallel}$, iguais a Y_T , Y_C e S_{12} , respectivamente, utilizam três parâmetros de inclinação $p_{\perp\parallel}^{(+)}$, $p_{\perp\parallel}^{(-)}$ e $p_{\perp\perp}^{(-)}$, iguais a $p_{12}^{(+)}$, $p_{12}^{(-)}$ e $p_{22}^{(-)}$, respectivamente. A nomenclatura

($\perp$, $\parallel$) foi utilizada no trabalho original de Puck e Schürmann (1998) para destacar que o material era transversalmente isotrópico.

Para o modo de falha *FF*, Puck e Schürmann (1998) recomendam para as combinações ($\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$), utilizar a formulação do critério da máxima tensão, eq. 4.13 e 4.14. A formulação expressa a idéia física de que a falha da fibra sob tensões multiaxiais na lâmina unidirecional ocorre quando a tensão paralela à fibra σ_1 é igual ou excede a tensão necessária para a falha sob tensão uniaxial σ_1 .

Por fim, nesse trabalho, foi implementado o Critério de Puck em linguagem FORTRAN e compilado juntamente com o pacote de elementos finitos ABAQUS®. Deve-se ressaltar que todas as fundamentações teóricas do Critério de Puck estão no trabalho de Puck e Schürmann (1998, 2002).

4.8 Leis de Evolução de Dano Intralaminar 2D

A lei de Evolução de Dano depende do modo de danificação predominante e está dividida em dois grupos, ou seja, há uma lei de degradação das propriedades caso ocorra um dano na fibra e uma lei de degradação das propriedades caso ocorra um dano na matriz. Nesse trabalho, deve-se destacar que será adotada a hipótese de que toda falha intralaminar não irá alterar as propriedades que não estão associadas ao plano da lâmina 1-2. Serão adotados dois modelos de Leis de Evolução de Dano para o estado plano de tensões:

- Lei de Evolução de Dano baseada em parâmetro constante de degradação para danificação da matriz e numa função de degradação para danificação da fibra. Este método foi implementado no Modelo II de material proposto por Tita (2003) para danificação intralaminar 2D;

- Lei de Evolução de Dano baseada em parâmetro constante de degradação para danificação da fibra (Modo *FF*) e numa função de degradação para danificação da matriz (Modo *IFF*). Este método é proposto por Puck e Schürmann (1998, 2002).

4.8.1 Danificação da matriz – Modelo II proposto por Tita (2003)

Segundo Tita (2003), vários trabalhos demonstraram que após a primeira incidência de dano na matriz polimérica tem-se que os valores do módulo de elasticidade E_{22} e o coeficiente de Poisson ν_{12} são fortemente afetados, não ocorrendo o mesmo para o módulo de elasticidade E_{11} . Logo, no trabalho desenvolvido por Tita (2003) no seu Modelo II de material, caso haja danificação da matriz (resina polimérica) sob tração ou sob compressão, as propriedades associadas a um dado ponto material devem ser ajustadas segundo a Tabela 4.4.

Tabela 4.4 – Ajuste das propriedades do ponto material devido à danificação da matriz.

Propriedades Elásticas	Propriedades Degradadas
E_{11}	$E_{11}^{\text{nov}} = E_{11}$
E_{22}	$E_{22}^{\text{nov}} = 0$
ν_{12}	$\nu_{12}^{\text{nov}} = 0$

Além disso, deve-se considerar o comportamento não-linear devido às tensões de cisalhamento atuantes no plano da lâmina (plano 1-2). Dessa forma, $\bar{G}_{12}^{\text{nov}}$ deverá corresponder ao módulo de cisalhamento “atualizado” degradado:

$$\bar{G}_{12}^{\text{nov}} = \frac{\partial f(\gamma_{12})}{\partial \gamma_{12}} = \frac{1}{\frac{1}{G_{12}} + 3\alpha\sigma_{12}^2} \quad (4.22)$$

4.8.2 Danificação da fibra – Modelo II proposto por Tita (2003)

Para danificação da fibra, deve-se ressaltar inicialmente que todas as propriedades elásticas associadas ao plano da lâmina 1-2 serão afetadas. Com base na literatura e em resultados experimentais, o módulo de elasticidade E_{22} e o coeficiente de Poisson ν_{12} são degradados totalmente ou quase que totalmente, podendo ser de até 99% para compósitos poliméricos reforçados por fibra de carbono. Em seu trabalho, Tita (2003), decidiu mudar a lei de danificação proposta por Chang e Chang (1987a, 1987b) a fim de gerar uma redução menos acentuada das propriedades. Porém, a degradação da mesma passou a ser influenciada pelo segundo invariante da parte desviadora do tensor de deformações. Em suma, caso haja danificação da fibra sob tração ou sob compressão, as propriedades associadas a um dado ponto material devem ser ajustadas segundo a Tabela 4.5.

Tabela 4.5 – Ajuste das propriedades do ponto material devido à danificação da fibra.

Propriedades	Propriedades Degradadas
Elásticas	Função Exponencial
E_{11}	$E_{11}^{\text{nov}} = E_{11} \exp \left[- \left(\frac{A}{A_o} \right) H \right] - B\bar{\epsilon}$ (4.23)
G_{12}	$G_{12}^{\text{nov}} = G_{12} \exp \left[- \left(\frac{A}{A_o} \right) H \right] - B\bar{\epsilon}$ (4.24)
E_{22}	$E_{22}^{\text{nov}} = 0$
ν_{12}	$\nu_{12}^{\text{nov}} = 0$

onde:

A = zona danificada prevista pelo critério de danificação.

A_o = zona de interação de falha da fibra associada com a medida de resistência à tração da mesma.

H = parâmetro que controla o grau de degradação da propriedade.

B = parâmetro de ajuste da função de degradação.

$\bar{\epsilon}$ = Segundo invariante das deformações desviadoras.

Os valores desses termos podem ser consultados no trabalho de Tita (2003).

Também se deve considerar o comportamento não-linear devido às tensões de cisalhamento atuantes no plano da lâmina (plano 1-2). Dessa forma, $\bar{G}_{12}^{novo}$ deverá corresponder ao módulo de cisalhamento “atualizado” degradado:

$$\bar{G}_{12}^{novo} = \frac{1}{\frac{1}{G_{12}^{novo}} + 3\alpha\sigma_{12}^2} \quad (4.25)$$

Onde o parâmetro G_{12}^{novo} será obtido através da equação (4.24) que considera a degradação da propriedade em função da danificação da fibra.

4.8.3 Danificação segundo o Modo *FF* – Modelo proposto por Puck

No trabalho desenvolvido por Puck e Schürmann (1998, 2002) a falha no Modo *FF* inevitavelmente conduz à falha total de uma certa lâmina. Entretanto, os laminados com várias orientações de fibra podem ter ainda capacidade de suportar carregamentos adicionais. Nesse caso, as propriedades das lâminas que falharam no Modo *FF* são degradadas através de fatores de degradação e podem ser iguais a zero. No entanto, segundo Tita (2003), a fim de evitar problemas numéricos devido ao mau

condicionamento da matriz de rigidez, optou-se por torna-los iguais a 0,01. Sendo assim, tal parâmetro fará com que as propriedades elásticas sejam reduzidas em 99% do valor inicial. Conseqüentemente, o cálculo do processo da análise de falha progressiva irá continuar até a última lâmina falhar na direção da fibra.

Na Lei de Evolução utilizada nesse trabalho, caso haja danificação da fibra no Modo *FF*, sob tração ou sob compressão, as propriedades associadas a um dado ponto material devem ser ajustadas segundo a Tabela 4.6.

Tabela 4.6 – Ajuste das propriedades do ponto material devido à danificação da fibra.

Propriedades Elásticas	Propriedades Degradadas
E_{11}	$E_{11}^{\text{nov}} = d_{11}^F E_{11}$ (4.26)
G_{12}	$G_{12}^{\text{nov}} = d_{12}^F G_{12}$ (4.27)
E_{22}	$E_{22}^{\text{nov}} = 0$
ν_{12}	$\nu_{12}^{\text{nov}} = 0$

onde:

d_{11}^F = fator de degradação para o módulo de elasticidade E_{11}

d_{12}^F = fator de degradação para o módulo G_{12}

Finalmente, de acordo com a relação expressa na eq. (4.5) tem-se um novo tensor constitutivo devido à danificação da fibra segundo o Modo *FF* que será dado por:

$$[Q_{FF}^{\text{nov}}] = \begin{bmatrix} Q_{11}^{\text{nov}} & Q_{12}^{\text{nov}} & 0 \\ Q_{12}^{\text{nov}} & Q_{22}^{\text{nov}} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66}^{\text{nov}} \end{bmatrix} \quad (4.28)$$

onde:

$$\begin{aligned}
Q_{11}^{\text{novo}} &= \frac{E_1^{\text{novo}}}{1 - \nu_{12}^{\text{novo}} \nu_{21}^{\text{novo}}} & Q_{22}^{\text{novo}} &= \frac{E_2^{\text{novo}}}{1 - \nu_{12}^{\text{novo}} \nu_{21}^{\text{novo}}} \\
Q_{12}^{\text{novo}} &= \frac{\nu_{21}^{\text{novo}} E_1^{\text{novo}}}{1 - \nu_{12}^{\text{novo}} \nu_{21}^{\text{novo}}} & Q_{66}^{\text{novo}} &= \bar{G}_{12}^{\text{novo}}
\end{aligned} \tag{4.29}$$

Além disso, deve-se considerar o comportamento não-linear devido às tensões de cisalhamento atuantes no plano da lâmina (plano 1-2). Dessa forma, $\bar{G}_{12}^{\text{novo}}$ deverá corresponder ao módulo de cisalhamento “atualizado” degradado:

$$\bar{G}_{12}^{\text{novo}} = \frac{1}{\frac{1}{G_{12}^{\text{novo}}} + 3\alpha\sigma_{12}^2} \tag{4.30}$$

Onde o parâmetro G_{12}^{novo} será obtido através da eq. (4.27) que considera a degradação da propriedade em função da danificação da fibra.

4.8.4 Danificação segundo o Modo *IFF* – Modelo proposto por Puck

No cálculo da análise de falha progressiva do laminado a redução física da sua rigidez é levada em conta pela degradação lâmina por lâmina, isto é, decrescendo matematicamente a rigidez de cada lâmina. Na respectiva literatura somente alguns poucos modelos de degradação podem ser encontrados, como foi observado no trabalho desenvolvido por Tita (2003). Na maior parte, as lâminas são degradadas segundo um fator constante de degradação diretamente após a primeira falha segundo o Modo *IFF*. Isso não reflete o processo de desenvolvimento da falha descrito acima.

Com a finalidade de representar o processo de falha gradual em compósitos poliméricos laminados de maneira mais realística, Puck e Schürmann (1998, 2002) introduziram junto com o desenvolvimento do novo Critério do Plano de Ação, um novo modelo de degradação. Nesse modelo a degradação da lâmina segue uma função

não-linear do fator de degradação η pelo fator de esforço $f_{E(IFF)}$. Assim, o modelo é capaz de descrever a degradação de E_{22} e G_{12} para a falha do Modo IFF do tipo A, B e C, caso $\sigma_2 \geq 0$ (Modo A) e $\sigma_2 < 0$ (Modo B e C) como mostra a Figura 4.18.

Figura 4.18 – Fator de degradação η como uma função do fator de esforço $f_{E(IFF)} > 1$ calculado acima do limite de falha ($f_{E(IFF)} = 1$) de uma lâmina unidirecional (Puck e Schürmann (1998)).

No Modelo de Degradação de Puck, caso haja danificação segundo o Modo A, B e C, as propriedades associadas a um dado ponto material devem ser degradadas de acordo com o Modo detectado pelo critério de falha. Por conseguinte, somente determinadas propriedades serão degradadas para cada um dos modos de falha detectado, conforme mostra a Tabela 4.7.

Tabela 4.7 – Ajuste das propriedades do ponto material devido à danificação segundo o Modo A, B e C.

Propriedades Elásticas	Propriedades Degradadas
Modo A	
E_{11}	$E_{11}^{\text{nov}} = E_{11}$
E_{22}	$E_{22}^{\text{nov}} = \eta_A E_{22}$ (4.31)
G_{12}	$G_{12}^{\text{nov}} = \eta_A G_{12}$ (4.32)
ν_{12}	$\nu_{12}^{\text{nov}} = \eta_A \nu_{12}$ (4.33)
Modo B e C	
E_{11}	$E_{11}^{\text{nov}} = E_{11}$
E_{22}	$E_{22}^{\text{nov}} = E_{22}$
G_{12}	$G_{12}^{\text{nov}} = \eta_{BC} G_{12}$ (4.34)
ν_{12}	$\nu_{12}^{\text{nov}} = \nu_{12}$

onde:

η_A = fator de degradação para o Modo A

η_{BC} = fator de degradação para o Modo B e C

Os fatores de degradação η_A e η_{BC} são definidos de acordo com seguintes equações:

$$\eta_A = \frac{1 - \eta_{rA}}{1 + c_A (f_{E(\text{IFF})} - 1)^{\xi_A}} + \eta_{rA} \quad (4.35)$$

$$\eta_{BC} = \frac{1 - \eta_{rBC}}{1 + c_{BC} (f_{E(\text{IFF})} - 1)^{\xi_{BC}}} + \eta_{rBC} \quad (4.36)$$

Onde η_r , c e ξ são parâmetros que precisam ser calibrados em função de dados experimentais. Porém, Puck e Schürmann (2002) e Knops e Bögle (2006) apresentam

esses parâmetros para materiais compósitos poliméricos reforçados por fibra de carbono e foram adotados no presente trabalho. Esses valores são mostrados na tabela 4.8.

Tabela 4.8: Valores determinados para os parâmetros de degradação η_A e η_{BC} .

Parâmetro	Material		Carbono/Epóxi	
			Modos	
			A	B e C
η_r			0,03	0,67
c			4	4
ξ			2	2

Fonte: Puck e Schürmann (2002) e Knops e Bögle (2006).

Segundo Puck e Schürmann (2002), até agora não há evidências experimentais de que a função de degradação η_A e η_{BC} de acordo com as eq. (4.35) e (4.36), respectivamente, estejam corretas ou erradas, como também os parâmetros escolhidos η_r , c e ξ são geralmente válidos. No entanto, os testes experimentais realizados por Knops e Bögle (2006) para determinar tais parâmetros, confirmaram os cálculos publicados por Puck e Schürmann (1998, 2002).

Finalmente, de acordo com a relação expressa na eq. (4.5) tem-se um novo tensor constitutivo devido à danificação segundo o Modo IFF que será dado por:

$$[Q_{\text{IFF}}^{\text{nov}}] = \begin{bmatrix} Q_{11}^{\text{nov}} & Q_{12}^{\text{nov}} & 0 \\ Q_{12}^{\text{nov}} & Q_{22}^{\text{nov}} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66}^{\text{nov}} \end{bmatrix} \quad (4.38)$$

onde:

$$\begin{aligned}
Q_{11}^{\text{novo}} &= \frac{E_1^{\text{novo}}}{1 - \nu_{12}^{\text{novo}} \nu_{21}^{\text{novo}}} & Q_{22}^{\text{novo}} &= \frac{E_2^{\text{novo}}}{1 - \nu_{12}^{\text{novo}} \nu_{21}^{\text{novo}}} \\
Q_{12}^{\text{novo}} &= \frac{\nu_{21}^{\text{novo}} E_1^{\text{novo}}}{1 - \nu_{12}^{\text{novo}} \nu_{21}^{\text{novo}}} & Q_{66}^{\text{novo}} &= \bar{G}_{12}^{\text{novo}}
\end{aligned} \tag{4.39}$$

Além disso, deve-se considerar o comportamento não-linear devido às tensões de cisalhamento atuantes no plano da lâmina (plano 1-2). Dessa forma, $\bar{G}_{12}^{\text{novo}}$ deverá corresponder ao módulo de cisalhamento “atualizado” degradado:

$$\bar{G}_{12}^{\text{novo}} = \frac{1}{\frac{1}{G_{12}^{\text{novo}}} + 3\alpha\sigma_{12}^2} \tag{4.40}$$

Onde o parâmetro G_{12}^{novo} será obtido através da eq. (4.32) e (4.34) que considera a degradação da propriedade em função da danificação da fibra.

4.9 Implementação do Modelo Proposto

Todos os Critérios e Leis de Evolução de Danos descritos acima foram implementados em linguagem FORTRAN e compilados juntamente com o pacote de elementos finitos ABAQUS. O pacote permite aos seus usuários a criação de sub-rotinas próprias (“*user-subroutines*”) a fim de que as mesmas possam ser compiladas em FORTRAN juntamente com o programa. Utilizou-se para a implementação do modelo proposto as sub-rotinas de material UMAT. As sub-rotinas UMAT permitem que tanto as variáveis de estado como o tensor constitutivo possa ser atualizado em todas iterações (ABAQUS, 2002).

Na Figura 4.19 tem-se um fluxograma do algoritmo geral das sub-rotinas UMAT bem como da sua interação com o programa ABAQUS.

Figura 4.19 – Fluxograma do algoritmo da sub-rotina UMAT.

Em princípio, a sub-rotina UMAT computa os valores de tensão. Posteriormente, calculam-se as deformações não-lineares causadas pela ação do cisalhamento no plano da lâmina. Em seguida aplica-se os valores de tensão aos subcritérios de danificação intralaminar a fim de se verificar algum dano na fibra ou na matriz. Caso nenhum dano seja detectado, acrescenta-se um incremento de carga. Caso contrário, aplica-se a Lei de Degradação em função do dano ocorrido. Neste caso, a degradação poderá ser função de um fator constante de degradação ou então da lei de degradação escolhida pelo próprio usuário. Dessa forma, a UMAT será responsável pela montagem do novo tensor constitutivo para o respectivo ponto de integração. Deve-se destacar que se o ponto de integração é reincidente num determinado tipo de ocorrência de dano, a UMAT aplicará novamente o fator ou lei de degradação, fazendo com que as

propriedades do ponto material na iteração atual sejam diferentes das propriedades na iteração anterior. Ao final da montagem de todos os respectivos tensores constitutivos, o programa irá montar a rigidez de cada elemento laminado e, por conseguinte a rigidez global de toda estrutura para que se possa assim, verificar o equilíbrio na iteração desejada (TITA, 2003).

A sub-rotina UMAT desenvolvida nesse trabalho com o Critério de Falha de Puck (seção 4.7.2) e seus respectivos Modelos de Degradação (seções 4.8.3 e 4.8.4) foi devidamente documentada e pode ser consultada no Apêndice A. A sub-rotina do Modelo II de material pode ser consultada no trabalho de Tita (2003).

4.10 Modelo da Haste Femoral de Implante de Quadril

O modelo da haste femoral segue as especificações geométricas utilizadas no trabalho de Silvestre Filho (2001). As dimensões geométricas da haste femoral, conforme o desenho do anexo A, foram definidas de acordo com o trabalho de Garcia Filho *et al.* (1998). Nesse trabalho os autores estudaram 50 fêmures adultos no que se refere às medidas antropométricas, clínicas, radiográficas e tomográficas, com a finalidade de aplicá-las no projeto de hastes não convencionais de implante de quadril. Todas as medidas realizadas foram comparadas entre si, dando origem a medidas médias que são propostas para o projeto das hastes femorais. Em visto disso, supre-se a falta na literatura de estudos aprofundados das reais medidas do fêmur e, por vezes, o projeto das hastes femorais pode partir para o empirismo sem bases científicas ou morfológicas. Enfim, com as medidas anatômicas, radiográficas e tomográficas, comparadas entre si, determinou-se com precisão as corretas dimensões do fêmur adulto. Logo, com esse estudo, foi possível projetar a haste femoral proposta nesse

trabalho, de forma que a mesma segue os padrões da média dos fêmures da população brasileira.

4.10.1 Modelo computacional em CAD

Nessa etapa, utilizou-se o sistema CAD (“*Computer Aided Design*”) SOLID EDGE™ para gerar o modelo geométrico matemático da haste femoral segundo as dimensões geométricas mostradas no Anexo A. A geometria final, do modelo em CAD, da haste femoral é mostrada na Figura 4.20.

Figura 4.20 – Modelo em CAD da haste femoral de implante de quadril.

4.10.2 Modelos computacionais da haste femoral em biopolímero

Nessa etapa, o modelo geométrico matemático da haste femoral utilizado no sistema CAE (“*Computer Aided Engineering*”) ABAQUS™, foi importado do SOLID EDGE™ através do formato ACIS (.sat). Com esse procedimento foi possível gerar uma malha estruturada de elementos finitos da haste femoral no ABAQUS™. Os modelos computacionais da haste femoral em biopolímero foram utilizados para simular o carregamento quase-estático de acordo com as normas técnicas adotadas nesse trabalho. Dessa forma, os resultados numéricos puderam ser comparados como os resultados experimentais apresentados nas seções 5.1.1 e 5.1.2. A geometria do modelo da haste femoral e da esfera segue basicamente as dimensões do desenho no Anexo A. No

entanto, o bloco de granito sintético do dispositivo de ensaio não foi modelado. Esse componente foi substituído por condições de contorno adequadas conforme mostra a Figura 4.21.

Figura 4.21 – Condições de contorno utilizadas para substituir o bloco de granito sintético.

As condições de contorno simulam o engastamento da haste femoral no bloco de granito sintético, impedindo o movimento nos seis graus de liberdade. Dessa forma, nas análises, considerou-se uma adesão perfeita entre a haste femoral e o bloco de granito sintético. O acetábulo foi modelado como corpo rígido e foi o responsável pela condição de contorno do movimento. Logo, o acetábulo substituiu o movimento do travessão da máquina de ensaio universal.

O programa ABAQUS define contato entre dois corpos em termos de duas superfícies que podem interagir, denominado de par de contato. Entre o par de contato, um elemento é escolhido como “*master*” e o outro como “*slave*”. A regra básica de escolha é atribuir a superfície “*master*” ao componente mais rígido (ABAQUS, 2002). Nos modelos computacionais, definiram-se dois pares de contato: haste femoral/esfera e acetábulo/esfera.

Para esse estudo de caso, foram desenvolvidos dois tipos diferentes de modelos. O primeiro foi posicionado conforme o ângulo de inclinação mostrado na Figura 4.9a. O segundo modelo foi posicionado segundo os ângulos de inclinação mostrados na Figura 4.9b e 4.9c. Esses modelos foram discretizados por elementos tridimensionais do tipo

sólido, designado Elemento C3D8R (ABAQUS, 2002). A malha para esses dois modelos é do tipo estruturada como mostra a Figura 4.22.

Figura 4.22 – Malha estruturada de elementos finitos tridimensionais do tipo sólido.

Para esses dois modelos computacionais, foram atribuídas à esfera de alumina as seguintes propriedades linear-elásticas obtidas por Wrege (2002): módulo de elasticidade igual a 366 GPa e coeficiente de Poisson igual a 0,22. Também para esses dois modelos computacionais, a haste femoral foi modelada com base nos ensaios experimentais para tração sob velocidade de 0,8 mm/mim. Assim, foi utilizado um modelo de material disponível no ABAQUS que permite ao usuário a entrada dos pontos da curva tensão verdadeira-deformação plástica verdadeira (Figura 4.23) para expressar a evolução do encruamento em materiais poliméricos. Nesse modelo, a tensão verdadeira e a deformação plástica verdadeira são calculadas segundo as equações abaixo e obtidas dos ensaios de tração.

$$\sigma_v = \frac{F}{A} = \sigma(1 + \varepsilon) \quad (4.41)$$

$$\varepsilon_{pl} = \varepsilon_v - \varepsilon_{el} = \varepsilon_v - \frac{\sigma_v}{E} \quad (4.42)$$

Onde: σ_v é tensão verdadeira, ε_{pl} é a deformação plástica verdadeira, ε_v é deformação verdadeira, E é o módulo de elasticidade e ε_{el} é deformação elástica verdadeira.

Figura 4.23 – Curva tensão-deformação plástica verdadeira para o ensaio de tração.

As propriedades elásticas da haste femoral em biopolímero foram obtidas dos resultados experimentais dos corpos-de-prova de tração mostrados na seção 4.4.1.

4.10.3 Modelos computacionais da haste femoral reforçada

Os modelos computacionais da haste femoral reforçada com o tubo em material compósito polimérico foram utilizados para simular o carregamento quase-estático de acordo com as normas técnicas adotadas nesse trabalho. Ao contrário dos resultados numéricos obtidos para a haste sem o reforço, os resultados numéricos da haste com reforço não serão comparados como os resultados experimentais, pois não houve possibilidade de realizá-los nesse trabalho.

A geometria do modelo da haste femoral reforçada apresenta basicamente as dimensões do desenho no Anexo A. Porém, incluiu-se o tubo no interior da mesma, como mostra a Figura 4.24. Da mesma maneira, o bloco de granito sintético do dispositivo de ensaio não foi modelado, onde o componente foi substituído por

condições de contorno adequadas conforme a Figura 4.21 e foram às mesmas utilizadas para os modelos da haste femoral sem reforço.

Figura 4.24— Geometria do modelo da haste femoral com reforço do tubo estrutural.

Da mesma forma, para esse estudo de caso, foram desenvolvidos dois tipos diferentes de modelos. O primeiro foi posicionado conforme o ângulo de inclinação mostrado na Figura 4.9a. O segundo modelo foi posicionado segundo os ângulos de inclinação mostrados na Figura 4.9b e 4.9c.

Nesses modelos computacionais foram definidos três pares de contato: tubo/haste femoral, haste femoral/esfera e acetábulo/esfera. Os modelos computacionais foram discretizados na haste femoral por elementos do tipo sólido designado por C3D4. No tubo estrutural foram utilizados elementos do tipo casca designado por S8R (ABAQUS, 2002). Entretanto, não foi possível discretizar a haste por meio de uma malha estruturada em consequência da inclusão do tubo em seu interior. Logo, utilizou-se uma malha livre como mostra a Figura 4.25.

Para esses dois modelos computacionais foram utilizados os seguintes modelos de material:

- Para o corpo da haste femoral foi utilizado o modelo de material descrito na seção 4.10.2;
- Para o tubo estrutural foram utilizados os modelos de material definidos pelo usuário, por meio das sub-rotinas UMAT, como também um modelo linear elástico do tipo lâmina (material transversalmente isotrópico), onde foram utilizadas as propriedades elásticas do compósito carbono/epóxi M10 mostradas na Tabela 4.2. Deve-se destacar que a espessura de cada lâmina é de 180×10^{-3} m.

Figura 4.25 – Malha livre de elementos finitos do tipo sólido da haste femoral.

No entanto, para a discretização do tubo estrutural foi utilizada uma malha de elementos finitos estruturada do tipo casca, como mostra a Figura 4.26.

Figura 4.26 – Malha estruturada de elementos finitos do tipo casca do tubo estrutural

Os resultados computacionais para esses estudos de casos serão apresentados em função da sequência de empilhamento dos laminados do tubo adotados nesse trabalho, a

fim de que se possa avaliar a resistência da haste femoral para cada situação de empilhamento.

4.10.4 Tubo estrutural da haste femoral

A geometria proposta do tubo estrutural em material compósito polimérico reforçado utilizado internamente na haste de implante de quadril está mostrada na Figura 4.27. As espessuras do tubo utilizadas nesse trabalho foram de 2,16 mm (12 camadas), 2,88 mm (16 camadas) e 3,60 mm (20 camadas), ou seja, cada camada tem 0,18 mm. O diâmetro externo do tubo estrutural tem 13,0 mm.

Figura 4.27 – Tubo estrutural em material compósito polimérico reforçado.

CAPÍTULO 5 RESULTADOS DA ANÁLISE ESTRUTURAL DA HASTE FEMORAL

*“Não existe teoria perfeita exceto com a condição de
que alguém a utilize para ir mais além”*

*André Gide
Escritor francês (1869-1951)*

Resultados Experimentais

5.1 Resultados dos Ensaios Quase-Estáticos da Haste Femoral

Os ensaios foram realizados empregando um carregamento quase-estático com deslocamento controlado sob a velocidade de 0,8 mm/min. A haste femoral em poliuretano acoplada à esfera de cerâmica foi engastada no bloco cilíndrico de granito sintético a uma distância de 80 mm verticalmente abaixo do centro da esfera.

A Figura 5.1a mostra o início do ensaio da haste femoral que exige a aplicação de uma força sempre normal em relação à esfera, ou seja, a linha de ação da força sempre passa pelo centro da esfera de cerâmica. Verifica-se inicialmente que o acetábulo em contato com a esfera encontra-se alinhado com o centro da pista do

rolamento. No entanto, com a evolução do ensaio e com a aplicação do deslocamento vertical, a haste femoral se deforma, empurrando o acetábulo para frente que por sua vez empurra o rolamento acoplado a este. O rolamento desliza sobre a pista, mantendo dessa forma a força alinhada com o centro da esfera até o final do ensaio (Figura 5.1b).

Figura 5.1 – Ensaio da haste femoral: posição do acetábulo no início do ensaio (a); no final do ensaio (b).

5.1.1 Resultados segundo a norma ISO 7206-3

Nesse ensaio a haste femoral fica engastada no bloco cilíndrico de granito sintético inclinada com o ângulo de 10° em relação ao eixo z no plano xz (Figura 4.9a). Dessa forma, a haste femoral será solicitada por um carregamento de flexão. Como foi discutido no trabalho de Silvestre Filho (2001), buscou-se nesse trabalho, melhorar a qualidade do engastamento do biopolímero da haste ao “granito sintético” que é utilizado como um material substituto do “cimento ósseo” (polimetilmetacrilato) recomendado pela norma ISO 7206-3. No entanto, nesse trabalho, o granito sintético foi o material substituto do próprio biopolímero utilizado como material do bloco cilíndrico no trabalho de Silvestre Filho (2001). Para avaliar a substituição desses materiais,

realizaram-se ensaios com a haste femoral engastada no bloco de biopolímero. A Figura 5.2 mostra a curva força-deslocamento obtida para uma amostra da haste femoral.

Figura 5.2 – Ensaio monotônico: curva força-deslocamento sob 0,8 mm/min (ISO 7206-3).

A Figura 5.3 mostra as curvas força-deslocamento obtidas do ensaio monotônico com engastamento da haste no bloco de granito sintético.

Figura 5.3 – Ensaio monotônico: curva força-deslocamento sob 0,8 mm/min (ISO 7206-3).

Nota-se um comportamento ligeiramente linear apresentado pela haste até que seja atingida a força de 500 N. Acima desse valor, verifica-se um comportamento não-linear. Sendo que há um aumento do carregamento até aproximadamente 780 N para um nível de deslocamento igual a 7,5 mm. Após o valor de carga máxima verifica-se uma perda gradativa de rigidez. Além disso, nota-se por toda a extensão da curva algumas ligeiras oscilações de carregamento. Isso provavelmente ocorre devido aos fenômenos de atrito-contato existente entre a esfera de alumina e o acetábulo, bem como entre o rolamento e a pista do rolamento.

Comparando as curvas da Figura 5.2 e 5.3, evidencia-se que a haste engastada no bloco de granito sintético apresenta uma rigidez maior, assim como uma maior carga máxima aplicada, enquanto a haste engastada no bloco de biopolímero apresentou um valor máximo de força de 590 N para um nível de deslocamento igual a 11,5 mm.

5.1.2 Resultados segundo a norma ISO 7206-4

Nesse ensaio a haste femoral fica engastada no bloco cilíndrico de granito sintético inclinada com o ângulo de 10° em relação ao eixo z no plano xz e com o ângulo de 9° em relação ao eixo z no plano yz (Figura 4.9a, 4.9b). Dessa maneira, a haste femoral será solicitada por um carregamento de flexo-torção. A Figura 5.4 mostra as curvas força-deslocamento obtidas do ensaio monotônico com engastamento da haste no bloco de granito sintético. Como no ensaio realizado segundo a norma ISO 7206-3, o comportamento apresentado pela haste foi ligeiramente linear até a carga de 500 N. Acima desse valor, também verifica-se um comportamento não-linear. Porém há um aumento do carregamento até aproximadamente 750 N para um nível de deslocamento igual a 7,5 mm. Após o valor de carga máxima verifica-se a falha da haste por ruptura que pode ser devido às tensões de cisalhamento em virtude do carregamento de torção.

Figura 5.4 – Ensaio monotônico: curva força-deslocamento sob 0,8 mm/min (ISO 7206-4).

5.1.3 Comparação dos resultados segundo as normas ISO 7206-3/ 7206-4

A Figura 5.5 mostra as curvas obtidas nos ensaios segundo as normas ISO 7206-3 e ISO 7206-4.

Figura 5.5 – Ensaio monotônico: curva força-deslocamento sob 0,8 mm/min (ISO 7206-3 e 7206-4).

Ao comparar as duas curvas, nota-se a semelhança no comportamento ligeiramente linear até a carga de 500 N. Também a carga máxima para as duas curvas é atingida próximo do deslocamento de 7,5 mm. No entanto, para o ensaio sem aplicação de torção, obteve-se uma carga máxima maior do que no ensaio com aplicação de torção, isto é, 780 N e 750 N, respectivamente. Percebe-se também que no ensaio sem aplicação de torção, após a carga máxima, verifica-se uma perda gradativa de rigidez, porém sem ocorrência de ruptura até o término do ensaio. Isso não é observado no comportamento da curva do ensaio com aplicação de torção, onde após a carga máxima há uma breve perda de rigidez com ocorrência da falha por ruptura do material.

Resultados Numéricos

5.2 Resultados Numéricos da Haste Femoral em Biopolímero

Deve-se salientar que os modelos computacionais da haste femoral em biopolímero foram desenvolvidos no programa ABAQUS®. Os resultados computacionais para esse estudo de caso serão apresentados em função dos engastamentos definidos pelas normas. A Figura 5.6 mostra as curvas força-deslocamento do comportamento da haste femoral frente ao carregamento de flexão e flexo-torção.

Figura 5.6 – Curva força-deslocamento para ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4.

No gráfico da Figura 5.6, segundo a norma ISO 7206-3, a haste femoral apresenta um comportamento ligeiramente linear até a força de 500 N e acima desse valor, verifica-se um comportamento não-linear. Observa-se que há um aumento do

carregamento até aproximadamente 800 N para um nível de deslocamento igual a 5,0 mm. Após o valor de carga máxima verifica-se uma perda gradativa de rigidez.

A Figura 5.6 também mostra a curva força-deslocamento obtida na simulação do ensaio monotônico para o carregamento de flexo-torção. Como na simulação realizada segundo a norma ISO 7206-3, o comportamento apresentado pela haste femoral foi ligeiramente linear até a carga de 500 N e, acima desse valor, também se verifica um comportamento não-linear. No entanto, por causa do carregamento de torção houve uma redução do valor da carga máxima para 710 N para um nível de deslocamento de aproximadamente de 5,5 mm. Dessa forma, com os valores obtidos, confirma-se a necessidade de utilizar um tubo estrutural com a finalidade de aumentar a resistência mecânica da haste femoral para que possa resistir à carga mínima de 3,0 kN adotada por Sheikh; MacDonald e Hashmi (2002).

Nas Figuras 5.7 e 5.8, verifica-se inicialmente, sob o aspecto qualitativo, que os resultados numéricos obtidos demonstram uma boa convergência com os resultados experimentais mostrados nas seções 5.1.1 e 5.1.2. Sob o aspecto quantitativo, as Figuras 5.7 e 5.8 mostram que os resultados numéricos convergem para os resultados experimentais na fase elástica.

No entanto, ao iniciar o processo de plastificação da haste femoral, os resultados tornam-se divergentes, demonstrando que o modelo apresenta uma rigidez maior do que o conjunto haste-dispositivo que foi ensaiado. Provavelmente, porque não foram considerados os efeitos visco-elasto-plásticos do biopolímero. No entanto, modelos de material que consideram esses efeitos estão sendo desenvolvidos por pesquisadores do Laboratório de Tribologia e Compósitos do Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia de São Carlos. Assim, em breve, espera-se solucionar esse problema.

Figura 5.7 – Curvas força-deslocamento para ensaio segundo a norma ISO 7206-3.

Figura 5.8 – Curvas força-deslocamento para ensaio segundo a norma ISO 7206-4.

5.3 Resultados Numéricos da Haste Femoral com Reforço

Nessa etapa do projeto, todos os modelos computacionais da haste femoral com reforço também foram desenvolvidos no programa ABAQUS®. A escolha desse sistema

se justifica, porque o mesmo possibilita a programação de sub-rotinas em linguagem FORTRAN. Nesse trabalho foi implementado o Critério de Puck (seção 4.7.2) com seus Modelos de Degradação (seções 4.8.3 e 4.8.4). Assim, com o intuito de avaliar a resistência à carga estática da haste femoral com reforço, buscou-se explorar os ensaios de desempenho mecânico segundo as normas ISO 7206-3 e ISO 7206-4. A Tabela 5.1 apresenta um resumo dos casos analisados da haste femoral com reforço.

Tabela 5.1 – Resumo dos casos analisados para avaliar a resistência à carga estática da haste femoral.

Seqüências de empilhamento para o tubo estrutural em material compósito polimérico reforçado	Casos Analisados					
	Sem Torção			Com Torção		
	Modelos de Material			Modelos de Material		
	NL	Puck	Tita	NL	Puck	Tita
[+10/-10] _{6T}		X			X	
[+15/-15] _{6T}		X			X	
[+20/-20] _{6T}		X			X	
[+20/-20] _{8T}		X			X	
[+20/-20] _{10T}		X	X		X	
[+25/-25] _{6T}		X			X	
[+25/-25] _{8T}		X				
[+27/-27] _{6T}		X			X	
[+27/-27] _{8T}		X			X	
[+30/-30] _{6T}	X	X	X	X	X	X
[+30/-30] _{8T}		X			X	
[+35/-35] _{6T}		X			X	
[+45/-45] _{6T}		X			X	
[+70/-70] _{6T}		X			X	
[+55/-55/+55/-55/+30/-30] _{2T}		X			X	
[+15/-15/+30/-30/+45/-45] _{2T}		X			X	X
[+20/-20/+20/-20/+15/-15/+15/-10/+10/-10] _{2T}		X			X	

NL: Modelo linear com não linearidade geométrica.

Dessa maneira, a análise estrutural da haste femoral com reforço será realizada por meio do levantamento da curva força-deslocamento para todos os casos analisados. Nesse trabalho, na Tabela 5.1, adota-se uma nomenclatura de laminados com sequência de empilhamento anti-simétrica, pois o tubo estrutural será produzido pelo processo de *filament winding* com enrolamento helicoidal (seção 2.7.2). Os resultados computacionais para os estudos de caso serão apresentados em função da sequência de empilhamento dos laminados adotados nesse trabalho, a fim de que se possa avaliar a resistência mecânica da haste femoral.

Salienta-se que nos modelos computacionais da haste femoral, utilizou-se para o tubo estrutural o modelo de material de Puck implementado em sub-rotina UMAT. Para o biopolímero da haste femoral, foi empregado um modelo de material disponível no ABAQUS que permite ao usuário a entrada dos pontos da curva tensão verdadeira-deformação plástica verdadeira para expressar a evolução do encruamento em materiais poliméricos. Em alguns casos, conforme a Tabela 5.1, utilizou-se para o tubo estrutural o Modelo II de material de Tita (2003) implementado em sub-rotina UMAT. A seguir, as curvas de força-deslocamento são apresentadas e discutidas para cada sequência de empilhamento utilizada.

5.3.1 Sequência de empilhamento $[+10/-10]_{6T}$

A Figura 5.9 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Percebe-se que para essa sequência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 3317 N para o deslocamento de 5,0 mm, um ganho de 314,6 % em relação à haste sem reforço. Verifica-se também que o comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 2000 N.

Figura 5.9 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a sequência de empilhamento $[+10/-10]_{6T}$.

Para essa sequência de empilhamento, com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 2854 N para o deslocamento próximo de 6,4 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 1800 N.

5.3.2 Sequência de empilhamento $[+15/-15]_{6T}$

A Figura 5.10 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Nota-se que para essa sequência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 3218 N para o deslocamento de 4,8 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 2000 N.

Para essa sequência de empilhamento, com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 2578 N para o

deslocamento próximo de 3,9 mm. Verifica-se também que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 1800 N.

Figura 5.10 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+15/-15]_{6T}$.

5.3.3 Seqüência de empilhamento $[+20/-20]_{6T}$

A Figura 5.11 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Percebe-se que para essa seqüência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 3457 N para o deslocamento de 5,3 mm. Observa-se também se que o comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 2250 N.

Para essa seqüência de empilhamento, com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 3012 N para o deslocamento próximo de 5,7 mm. Nota-se que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 2000 N.

Figura 5.11 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a sequência de empilhamento $[+20/-20]_{6T}$.

5.3.4 Sequência de empilhamento $[+20/-20]_{8T}$

A Figura 5.12 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Para essa sequência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 3943 N para o deslocamento de 6,6 mm. O comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 3000 N.

Nessa sequência de empilhamento, com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 3662 N para o deslocamento próximo de 5,7 mm. Também se observa que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 2500 N.

Figura 5.12 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a sequência de empilhamento $[+20/-20]_{8T}$.

5.3.5 Sequência de empilhamento $[+20/-20]_{10T}$

A Figura 5.13 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção. Para essa sequência de empilhamento do tubo estrutural foi utilizada a sub-rotina UMAT com o Modelo II de material de Tita (2003) para o carregamento sem aplicação de torção.

Observa-se que para essa sequência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 4647 N para o deslocamento de 4,9 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 3500 N.

Para essa sequência de empilhamento, com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 4242 N para o deslocamento próximo de 5,7 mm. Nota-se também que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 3000 N.

Figura 5.13 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+20/-20]_{10T}$.

Para o modelo de material de Tita (2003) aplicado ao carregamento sem aplicação de torção, obteve-se uma carga máxima de 4190 N para o deslocamento de 3,9 mm. Nesse modelo, verifica-se que o comportamento elástico da haste femoral também está próximo do carregamento de 3500 N. No entanto, o modelo de material de Tita (2003) prever uma carga máxima menor do que o modelo de Puck.

5.3.6 Seqüência de empilhamento $[+25/-25]_{6T}$

A Figura 5.14 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Para essa seqüência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 3174 N para o deslocamento de 6,8 mm. O comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 2000 N.

Nessa seqüência de empilhamento, com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 2660 N para o

deslocamento próximo de 5,5 mm. Também se observa que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 1750 N.

Figura 5.14 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a sequência de empilhamento $[+25/-25]_{6T}$.

5.3.7 Sequência de empilhamento $[+25/-25]_{8T}$

A Figura 5.15 mostra a curva força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem aplicação de torção. Para essa sequência de empilhamento, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 3783 N para o deslocamento de 6,6 mm. O comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 2500 N. Verifica-se o ganho de resistência mecânica devido à adição de quatro camadas quando se compara à sequência de empilhamento $[+25/-25]_{6T}$. Isto também se observa para as sequências de empilhamento $[+20/-20]_{6T}$, $[+20/-20]_{8T}$ e $[+20/-20]_{10T}$.

Figura 5.15 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 para a seqüência de empilhamento $[+25/-25]_{8T}$.

5.3.8 Seqüência de empilhamento $[+27/-27]_{6T}$

A Figura 5.16 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Para essa seqüência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 2751 N para o deslocamento de 6,3 mm. O comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 1800 N.

Nessa seqüência de empilhamento, com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 2589 N para o deslocamento próximo de 7,0 mm. Também se observa que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 1650 N.

Figura 5.16 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+27/-27]_{6T}$.

5.3.9 Seqüência de empilhamento $[+27/-27]_{8T}$

A Figura 5.17 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Para essa seqüência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 3500 N para o deslocamento de 6,5 mm. O comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 2000 N.

Nessa seqüência de empilhamento, com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 2870 N para o deslocamento próximo de 5,9 mm. Também se observa que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 1750 N.

Figura 5.17 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a sequência de empilhamento $[+27/-27]_{8T}$.

5.3.10 Sequência de empilhamento $[+30/-30]_{6T}$

A Figura 5.18 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção, empregando um modelo linear elástico com não linearidade geométrica tanto da haste femoral como do tubo.

Figura 5.18– Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a sequência de empilhamento $[+30/-30]_{6T}$.

Na curva da Figura 5.18, sem aplicação de torção, a haste femoral tem um ganho expressivo de resistência mecânica segundo o modelo linear, atingindo uma carga máxima de 5230 N para um deslocamento de 20,0 mm. O comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 2250 N.

Com aplicação de torção, a haste femoral também tem um ganho de resistência mecânica segundo o modelo linear, atingindo uma carga máxima de 5000 N para um deslocamento de 20,0 mm. O comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 1750 N. Percebe-se que este modelo linear não prevê satisfatoriamente o comportamento mecânico da haste femoral, pois o modelo não tem a formulação matemática que trata do processo de falha do material.

A Figura 5.19 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Figura 5.19 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+30/-30]_{6T}$.

Para essa seqüência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 2620 N para o deslocamento de 10,0 mm. O comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 1600 N.

Nessa seqüência de empilhamento, com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 2320 N para o deslocamento próximo de 6,9 mm. Também se observa que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 1500 N.

A Figura 5.20 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral reforçada com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção, empregando o Modelo II de material de Tita (2003).

Figura 5.20 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+30/-30]_{6T}$.

Verifica-se na Figura 5.20 que a resistência mecânica da haste femoral, sem aplicação de torção, atingiu uma carga máxima de 2240 N para o deslocamento de 9,5 mm. Também se observa que o comportamento elástico da haste femoral está próximo de 1500 N.

Na curva força-deslocamento, com aplicação de torção, empregando o Modelo II de material de Tita (2003), verifica-se na Figura 5.20 que a resistência mecânica da haste femoral atingiu uma carga máxima de 2230 N, onde esse valor se manteve próximo ao carregamento máximo sem aplicação de torção que foi de 2240 N. Também se verifica que o comportamento elástico da haste está próximo de 1350 N.

5.3.11 Seqüência de empilhamento $[+30/-30]_{8T}$

A Figura 5.21 mostra as curva força-deslocamento da simulação da haste femoral reforçada com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Figura 5.21 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+30/-30]_{8T}$.

Verifica-se na Figura 5.21 que a resistência mecânica da haste femoral, sem aplicação de torção, atingiu uma carga máxima de 3170 N para um deslocamento próximo de 10,0 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste está

próximo de 2250 N. Obviamente, com o aumento da espessura do tubo estrutural, devido o acréscimo de 4 lâminas, obteve-se um ganho de resistência da haste femoral.

Na Figura 5.21, verifica-se na curva força-deslocamento da simulação da haste femoral reforçada com o tubo estrutural, com aplicação de torção, que a resistência mecânica da haste femoral atingiu uma carga máxima de 2660 N para um deslocamento próximo de 6,0 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste está próximo de 2000 N. Para esse tipo de solicitação, também se obteve um ganho de resistência da haste femoral com o aumento da espessura do tubo estrutural.

5.3.12 Seqüência de empilhamento $[+35/-35]_{6T}$

A Figura 5.22 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral reforçada com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Figura 5.22 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+35/-35]_{6T}$.

Verifica-se na Figura 5.22 que a resistência mecânica da haste femoral, sem aplicação de torção, atingiu uma carga máxima de 1980 N para um deslocamento próximo de 14,5 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste está próximo de 1230 N. Para esta seqüência de empilhamento já se observa a perda de resistência mecânica quando comparada às seqüências de empilhamento anteriores.

Na Figura 5.21, para a curva força-deslocamento da simulação da haste femoral, com aplicação de torção, a resistência mecânica atingiu uma carga máxima de 1830 N para um deslocamento próximo de 10,0 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste está próximo de 900 N.

5.3.13 Seqüência de empilhamento $[+45/-45]_{6T}$

A Figura 5.23 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral reforçada com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Figura 5.23 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+45/-45]_{6T}$.

Para o ensaio ISO 7206-3, na Figura 5.23, percebe-se, nitidamente, que para essa seqüência de empilhamento a haste femoral tem uma queda acentuada de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 1220 N para um deslocamento próximo de 6,0 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste caiu para um carregamento próximo de 800 N.

Para o ensaio ISO 7206-4, com aplicação de torção, também se percebe que para essa seqüência de empilhamento, a haste femoral tem uma queda acentuada de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 1160 N para um deslocamento também próximo de 8,0 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 700 N. No entanto, percebe-se a semelhança entre as curvas, pois com essa seqüência de empilhamento o estado de tensão predominante tanto para o carregamento de flexão tanto para o carregamento de flexo-torção é a tensão de cisalhamento no plano da lâmina.

5.3.14 Seqüência de empilhamento [+70/- 70]_{6T}

A Figura 5.24 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral reforçada com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Nessa seqüência de empilhamento, sem aplicação de torção, também se percebe, nitidamente, que a haste femoral tem uma queda acentuada de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 1340 N para um deslocamento próximo de 8,5 mm. Porém se verifica que o comportamento elástico da haste aumentou para um carregamento próximo de 950 N quando comparado com a curva da Figura 5.23.

Figura 5.24 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+70/-70]_{6T}$.

Para o ensaio ISO 7206-4, com aplicação de torção, também se percebe que para essa seqüência de empilhamento, a haste femoral tem uma queda acentuada de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 1270 N para um deslocamento também próximo de 9,5 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 850 N.

5.3.15 Seqüência de empilhamento $[+55/- 55/+55/-55/+30/-30]_{2T}$

A Figura 5.25 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral reforçada com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção. Verifica-se na Figura 5.25 que a resistência mecânica da haste femoral, sem aplicação de torção, atingiu uma carga máxima de 1740 N para um deslocamento próximo de 4,0 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste está próximo de 1250 N.

Figura 5.25 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento $[+55/-55/+55/-55/+30/-30]_{2T}$.

Para a curva força-deslocamento da simulação da haste femoral reforçada com o tubo estrutural, com aplicação de torção, a resistência mecânica da haste femoral atingiu uma carga máxima de 1640 N para um deslocamento próximo de 5,5 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste está próximo de 1100 N.

5.3.16 Seqüência de empilhamento $[+15/-15/+30/-30/+45/-45]_{2T}$

A Figura 5.26 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral reforçada com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção. Para essa seqüência de empilhamento do tubo estrutural foi utilizada a sub-rotina UMAT com o Modelo II de material de Tita (2003) para o carregamento com aplicação de torção.

Figura 5.26 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a sequência de empilhamento $[+15/-15/+30/-30/+45/-45]_{2T}$.

Observa-se que para essa sequência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 2660 N para o deslocamento de 5,0 mm. Também se verifica que o comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 1900 N. Com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 2190 N para o deslocamento próximo de 4,5 mm. Nota-se também que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 1600 N.

Para o modelo de material de Tita (2003) aplicado ao carregamento com aplicação de torção, obteve-se uma carga máxima de 2250 N para o deslocamento de 5,5 mm. Nesse modelo, verifica-se que o comportamento elástico da haste femoral também está próximo do carregamento de 1600 N. No entanto, o modelo de material de Tita (2003) prever uma carga máxima maior do que o modelo de Puck.

5.3.17 Seqüência de empilhamento [+20/-20/+20/-20/+15/-15/+15/-10/+10/-10]_{2T}

A Figura 5.27 mostra as curvas força-deslocamento da simulação da haste femoral reforçada com o tubo estrutural, sem e com aplicação de torção.

Figura 5.27 – Curva força-deslocamento para o ensaio segundo a norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para a seqüência de empilhamento [+20/-20/+20/-20/+15/-15/+15/-10/+10/-10]_{2T}.

Percebe-se que para essa seqüência de empilhamento, sem aplicação de torção, a haste femoral com reforço atinge uma carga máxima de 5515 N para o deslocamento de 6,5 mm. Observa-se também se que o comportamento elástico da haste femoral está próximo do carregamento de 4000 N.

Para essa seqüência de empilhamento, com aplicação de torção, a haste femoral tem uma queda de resistência mecânica atingindo uma carga máxima de 4330 N para o deslocamento próximo de 5,7 mm. Nota-se que o comportamento elástico da haste caiu para um valor de carregamento próximo a 3000 N.

Com todos os resultados obtidos para cada uma das seqüências de empilhamento utilizadas, discute-se no próximo capítulo as possibilidades reais de utilização dessa haste femoral como implante de articulação de quadril.

5.4 Gradiente de Tensões da Haste Femoral com Reforço

No geral, a Figura 5.28 representa o gradiente de tensões da haste femoral observado nas simulações dos ensaios conforme as normas ISO 7206-3 e ISO 7206-4 para os casos mostrados acima.

A cor vermelha, na Figura 5.28, representa a região de maior tensão na haste femoral. Esta região é onde se aplica o engastamento da haste, pois o mesmo simula o engaste da mesma com o fêmur humano.

Figura 5.28 – Visualização no pós-processador do ABAQUS do gradiente de tensões da haste femoral obtido nas simulações dos ensaios conforme as normas ISO 7206-3 e ISO 7206-4.

CAPÍTULO 6 CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS FUTURAS

*“A vida só pode ser entendida olhando-se para trás.
Mas só pode ser vivida olhando-se para frente”*

*Soren Kierkegaard
Filósofo dinamarquês (1813-1855)*

Para o desenvolvimento do projeto proposto da haste femoral de implante de quadril, realizaram-se algumas etapas com a finalidade de obter parâmetros confiáveis de comportamento mecânico do material, visando à consistência dos resultados numéricos e experimentais. Primeiramente, a caracterização do poliuretano derivado de óleo de mamona foi de fundamental importância no desenvolvimento do presente projeto de pesquisa. Com os ensaios quase-estáticos de tração do poliuretano foi possível obter as propriedades mecânicas necessárias para iniciar a análise estrutural da haste femoral proposta. Os resultados dos ensaios monotônicos de tração tanto via extensômetros como via *strain-gages*, forneceram um coeficiente de Poisson que

oscilou entre 0,44 e 0,45 e um módulo de elasticidade de 1,34 GPa. Por fim, os ensaios monotônicos de tração demonstraram no geral que o biopolímero possui grande ductilidade, cuja característica é muito importante como pré-requisito de material para o projeto de hastes femorais.

A próxima etapa foi desenvolver um dispositivo de ensaio monotônico para a haste femoral em poliuretano com o objetivo de levantar a curva força-deslocamento seguindo especificações da norma ISO 7206-3 e ISO 7206-4. Os resultados dos ensaios monotônicos da haste femoral demonstraram o sucesso do funcionamento do dispositivo projetado e as curvas obtidas deram subsídios para um melhor entendimento do comportamento mecânico da haste femoral frente a carregamentos de flexão e flexo-torção. Com os valores médios de carga máxima de 750 N para os dois casos analisados, verificou-se a necessidade de utilizar um reforço estrutural para habilitar o uso da haste femoral em implantes de articulação de quadril. Pois, segundo o trabalho de Sheikh; MacDonald e Hashmi (2002), uma haste femoral deve resistir à carga mínima de 3,0 kN.

Realizaram-se simulações computacionais dos ensaios mecânicos da haste femoral em poliuretano (biopolímero) e os resultados foram consistentes com os resultados obtidos nos ensaios experimentais. As propriedades elásticas do poliuretano utilizadas nas simulações computacionais foram provenientes dos ensaios mecânicos de tração realizados nesse trabalho de pesquisa. Assim, confirmou-se novamente a necessidade de reforçar a haste femoral por meio de um elemento estrutural.

Assim, foi decidido que o material de reforço seria um material compósito polimérico reforçado por fibra de carbono por apresentar características mecânicas e biológicas satisfatórias para o projeto de componentes mecânicos utilizados como implantes, conforme informações obtidas do levantamento bibliográfico realizado. As

propriedades mecânicas desse material foram obtidas dos testes experimentais realizados por Tita (2003), no *Leuven Composites Processing Centre* (LCPC), que foram obtidas especialmente para o seu trabalho de doutorado. A consistência dos seus resultados foi verificada comparando com valores da literatura e verificados por meio de simulações computacionais.

Com todos os resultados experimentais obtidos, foi possível propor uma análise de falha progressiva para a haste femoral reforçada por um tubo estrutural, de seção circular, em material compósito polimérico reforçado. Essa proposta foi baseada no levantamento bibliográfico realizado sobre o comportamento mecânico de materiais compósitos poliméricos reforçados, como também dos critérios de falha disponíveis para a análise progressiva de falha. Além disso, pesquisou-se sobre formas de abordagem (analítica e numérica) para prever o comportamento mecânico desses materiais, fornecendo subsídios para que a sub-rotina UMAT fosse desenvolvida.

Dessa maneira, foi escolhido um critério de falha que fosse capaz de representar de forma consistente os mecanismos de falha existentes em materiais compósitos poliméricos reforçados. Assim, foi escolhido o Critério de Falha de Puck junto com seus Modelos de Degradação para materiais compósitos poliméricos reforçados. Logo, a implementação computacional dos modelos de material de Puck através da sub-rotina UMAT (ABAQUS®) foi fundamental para a avaliação do comportamento mecânico da haste femoral reforçada com o tubo estrutural em material compósito polimérico. Para verificar os resultados obtidos nas simulações computacionais por meio dos modelos de Puck, foi utilizado outro modelo de material para efeito de comparação dos resultados numéricos. O modelo adotado foi o Modelo II de material desenvolvido por Tita (2003) apresentado no Capítulo 4 desse trabalho. Por conseguinte, foi possível verificar a consistência dos resultados numéricos conforme mostrados no Capítulo 5.

Ressalta-se que esse procedimento de comparação foi adotado porque o Critério de Puck junto com o seu Modelo de Degradação não estão implementados em nenhum pacote computacional que utiliza o Método dos Elementos Finitos. Assim, a implementação do Critério de Puck, associado com a Lei de Degradação no programa ABAQUS por meio da sub-rotina UMAT é uma contribuição inovadora.

Enfim, os resultados numéricos obtidos e apresentados no Capítulo 5 mostram que é possível reforçar a haste femoral com o tubo estrutural proposto e ter um ganho expressivo de resistência e rigidez. Como observado nos casos para as seqüências de empilhamento $[+20/-20]_{10T}$ e $[+20/-20/+20/-20/+15/-15/+15/-10/+10/-10]_{2T}$, com valores obtidos de 4647 N e 5515 N, respectivamente. Também é possível projetar a haste femoral de forma que o seu comportamento mecânico apresente um processo de falha gradativo, caso a mesma venha a falhar. Isso é uma característica fundamental para projetos de hastes femorais, pois se tenta evitar, tanto quanto possível, a falha catastrófica do material da haste femoral quando esta é implantada.

Assim, com uma seqüência de empilhamento adequada das lâminas do tubo estrutural proposto, será possível projetar a haste femoral de acordo com o tipo de solicitação mecânica desejada. Salienta-se também que é possível obter com esse projeto desenvolvido, uma haste de baixo peso específico com uma boa resistência e rigidez mecânica.

Conclui-se, que o modelo de material implementado pode ser utilizado durante o desenvolvimento de projeto da haste femoral a fim de prever com mais precisão o comportamento mecânico da sua estrutura. Isso reflete diretamente na confiabilidade da haste femoral fabricada, permitindo a utilização de coeficientes de segurança menores durante a fase de desenvolvimento de projeto, trazendo assim redução de custo sem comprometer a eficiência estrutural do mesmo.

Como perspectivas futuras, tem-se que a haste femoral poderá ser fabricada por meio do processo de enrolamento filamentar, apresentado no Capítulo 2, utilizando a metodologia de projeto desenvolvida por Carvalho (1996), o que acarretará em contribuições inovadoras na área de fabricação de hastes de implantes de quadril em material compósito polimérico.

Posteriormente, sugere-se desenvolver uma metodologia de fabricação para inserir o tubo estrutural na haste femoral em poliuretano.

Sugere-se também, que se façam estudos quanto ao carregamento dinâmico para avaliar a capacidade da haste femoral quanto a resistência à fadiga.

REFERÊNCIAS

BIBLIOGRÁFICAS

- ABAQUS Standard user's manual: theory (2002). Pawtucket: Habbitt, Karlsson & Sorensen.
- AGARWAL, B.D.; BROUTMAN, L.J. (1990). *Analysis and performance of fiber composites*. 2nd ed. New York: John Wiley & Sons.
- AL-QURESHI, H. A. (1984). *Composite materials: fabrication and analysis*. 2nd ed. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. (1986). *E132/86*: Standard test method for Poisson's ratio at room temperature. Philadelphia. CD-ROM.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. (1996). *D638/96*: Standard test method for tensile properties of plastics. Philadelphia. CD-ROM.
- BANNISTER, M. (2001). Challenges for composites into the next millennium – a reinforcement perspective. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. v.32, p.901-910.
- BOGETTI, T. A.; HOPPEL, C. P. R.; HARIK, V. M.; NEWILL, J. F.; BURNS, B. P. (2004a). Predicting the nonlinear response and progressive failure of composite laminates. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.329-342, Mar.
- BOGETTI, T. A.; HOPPEL, C. P. R.; HARIK, V. M.; NEWILL, J. F.; BURNS, B. P. (2004b). Predicting the nonlinear response and failure of composite laminates: correlation with experimental results. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.477-485, Mar.
- BUTALIA T. S.; WOLFE, W. E. (2002). A strain-energy-based non-linear failure criterion: comparison of numerical predictions and experimental observations for

symmetric composite laminates. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1697-1710, Sept.-Oct.

CALLISTER, JR., W. D. (2002). *Materials science and engineering: an introduction*. Fifth Edition. New York: John Wiley & Sons.

CARVALHO, J. (1996). *Computer integrated design optimization and manufacturing of filament wound parts*. 198p. Tese (Doutorado) – Faculty of Applied Sciences, Division PMA, K.U. Leuven.

CHANG, F.; PEREZ, J.L.; DAVIDSON, J.A. (1990). Stiffness and strength tailoring of a hip prosthesis made of advanced composite materials. *Journal of Biomedical Materials Research*. v..24, p.873-899.

CHANG, F.K.; CHANG, K.Y. (1987a). Post-failure analysis of bolted composite joints in tension or shear-out mode failure. *Journal of Composite Materials*, Thousand Oaks, v.21, n.9, p.809-833, Sept.

CHANG, F.K.; CHANG, K.Y. (1987b). A Progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. *Journal of Composite Materials*, Thousand Oaks, v.21, n.9, p.834-855, Sept.

CHAWLA, K.K. (1998). *Composites materials: science and engineering*. 2nd ed. New York: Springer-Verlag.

CHRISTEL, P. *et al.* (1987). Development of a carbon-carbon hip prosthesis. *Journal of Biomechanics Materials Research: Applied Biomaterials*. v.21, p.191-218.

CUNTZE, R. G. (2004). The predictive capability of failure mode concept-based strength criteria for multi-directional laminates – part B. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.487-516, Mar.

CUNTZE, R. G.; FREUND, A. (2004). The predictive capability of failure mode concept-based strength criteria for multidirectional laminates. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.343-377, Mar.

DANIEL, I.M.; ISHAI O. (1994). *Engineering mechanics of composite materials*. New York: Oxford University Press.

DE SANTIS, R.. *et al.* (2004). Continuous fibre reinforced polymers as connective tissue replacement. *Composites Science end Technology*. v.64, p.861-871.

DIRETRIZES PARA ELABORAÇÃO DE DISSERTAÇÕES E TESES NA EESC-USP. (2002). Serviço de Biblioteca. 3.ed., São Carlos, Brasil.

- ECHAABI, J.; TROCHU, F.; GAUVIN, R. (1996). Review of failure criteria of fibrous composite materials. *Polymer Composites*. v.17, n.6, p.786-798. Dec.
- ECKOLD, G. C. (1998). Failure criteria for use in the design environment. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1095-1105, July.
- ECKOLD, G. C. (2002). Failure criteria for use in the design environment. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1561-1570, Sept.-Oct.
- EDGE, E. C. (1998). Stress-based grant-sanders method for predicting failure of composite laminates. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1033-1041, July.
- EDGE, E. C. (2002). A comparison of theory and experiment for the stress-based Grant-Sanders method. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1571-1589, Sept.-Oct.
- EL-SHEIKH, H.F.; MACDONALD, B.J.; HASHMI, M.S.J. (2002). Material selection in the design of the femoral component of cemented total hip replacement. *Journal of Materials Processing Technology*. v.122, p. 309-317.
- GARCIA FILHO, R. J. *et al.* (1998), Estudo anatômico radiográfico e tomográfico de 50 fêmures aplicado à construção de endopróteses não convencionais de quadril. *Acta Ortopédica Brasileira*. v.1, p.1-8.
- GOTSIS, P. K., CHAMIS, C. C.; MINNETYAN, L. (1998). Prediction of composite laminate fracture: micromechanics and progressive fracture. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1137-1149, July.
- GOTSIS, P. K., CHAMIS, C. C.; MINNETYAN, L. (2002). Application of progressive fracture analysis for predicting failure envelopes and stress-strain behaviors of composite laminates: a comparison with experimental results. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1545-1559, Sept.-Oct.
- GURDAL, Z.; HAFTKA, R.; HAJELA, P. (1998). *Design and optimization of laminated composite materials*. New York: John Wiley & Sons.
- HART-SMITH, L. J. (1998a). Predictions of the original and truncated maximum-strain failure models for certain fibrous composite laminates. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1151-1178, July.
- HART-SMITH, L. J. (1998b). Predictions of a generalized maximum-shear-stress failure criterion for certain fibrous composite laminates. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1179-1208, July.

- HART-SMITH, L. J. (2002a). Expanding the capabilities of the Ten-Percent Rule for predicting the strength of fibre-polymer composites. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1515-1544, Sept.-Oct.
- HART-SMITH, L. J. (2002b). Comparison between theories and test data concerning the strength of various fibre-polymer composites. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1591-1618, Sept.-Oct.
- HERAKOVITH, C.T. (1998). *Mechanics of fibrous composites*. New York: John Wiley & Sons.
- HINTON, M. J.; KADDOUR, A. S.; SODEN, P. D. (2002a). Evaluation of failure prediction in composites laminates: background to “part B” of the exercise. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1481-1488, Sept.-Oct.
- HINTON, M. J.; KADDOUR, A. S.; SODEN, P. D. (2002b). A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates, judged against experimental evidence. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1725-1797, Sept.-Oct.
- HINTON, M. J.; KADDOUR, A. S.; SODEN, P. D. (2004a). Evaluation of failure prediction in composites laminates: background to “part C” of the exercise. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.321-327, Mar.
- HINTON, M. J.; KADDOUR, A. S.; SODEN, P. D. (2004b). A further assessment of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates: comparison with experimental evidence. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.549-588, Mar.
- HINTON, M. J.; KADDOUR, A. S.; SODEN, P. D. (2004c). *Failure Criteria in Fibre Reinforced Polymer Composites: the World Wide Failure Exercise*. Oxford: Elsevier.
- HINTON, M. J.; SODEN, P. D. (1998). Predicting failure in composite laminates: the background to the exercise. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1001-1010, July.
- HUANG, Z-M. (2004a). A bridging model prediction of the ultimate strength of composite laminates subjected to biaxial loads. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.395-448, Mar.
- HUANG, Z-M. (2004b). Correlation of the bridging model predictions of the biaxial failure strengths of fibrous laminates with experiments. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.529-548, Mar.

HULL, D.; CLYNE T.W. (1996). *An introduction to composite materials*. 2nd ed. London: Cambridge University Press.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION (1988). Implants for surgery – Partial and total hipjoint prostheses – Part 3: Determination of endurance properties of stemmed femoral components without application of torsion, ISO 7206-3 – Part 3.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION (1989). Implants for surgery – Partial and total hipjoint prostheses – Part 4: Determination of endurance properties of stemmed femoral components with application of torsion, ISO 7206-4 – Part 4.

JACOB, A. (1999). Brazil offers good potential for composites. *Reinforced plastics*. v.43, n.11, p. 40-45. Nov.

JONES, R. M. (1975). *Mechanics of composite materials*. New York: Hemisphere Publishing Corporation.

KADDICK, C.; STUR, S.; HIPPEL, E. (1997). Mechanical simulation of composite hip stems. *Medical Engineering & Physics*. v.19, n.5, p.431-439.

KADDOUR, A. S.; HINTON, M. J.; SODEN, P. D. (2004). A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates: additional contributions. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.449-476, Mar.

KATOOZIAN, H. (2001). Material optimization of femoral component of total hip prosthesis using fiber reinforced polymeric composites. *Medical Engineering Physics*. v.23, p. 503-509.

KAW, A. K. (1997). *Mechanics of composite materials*. Boca Raton: CRC Press LLC.

KOLLAR, L. P. (2003). *Mechanics of composite structures*. New York: Cambridge University Press.

KURAISHI, A.; TSAI, S. W.; LIU, K. K. S. (2002). A progressive quadratic failure criterion, part B. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1683-1695, Sept.-Oct.

LAVAL, C. (2003). Composites design in the real world. *Reinforced plastics*. v.47, n.8, p. 50-53. Sept.

LEE, S.M. (1990). *International Encyclopedia of composites*, v.3. p.44-55. New York: VCH Publishers.

LEKHNITSKII, S.G. (1981). *Theory of elasticity of an anisotropic body*. 2nd ed. Moscow: Mir Publishers.

- LI, C. *et al.* (2002), Progressive failure analysis of laminated composite femoral prostheses for total hip arthroplasty. *Biomaterials*. v.23, p.4249-4262.
- LIU, K-S; TSAI, S. W. (1998). A progressive quadratic failure criterion for a laminate. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1023-1032, July.
- LIU, W.; NIGG, B.M. (2000). A mechanical model to determine the influence of masses and mass distribution on the impact force during running. *Journal of Biomechanics*. v.33, p.219-224.
- MATTHEWS, F.L.; RAWLINGS, R.D. (1999). *Composite materials: engineering and science*. London: Chapman & Hall.
- MAYES, J. S.; HANSEN, A. C. (2004a). Composite laminate failure analysis using multicontinuum theory. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.379-394, Mar.
- MAYES, J. S.; HANSEN, A. C. (2004b). A comparison of multicontinuum theory based failure simulation with experimental results. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.517-527, Mar.
- MAZUMDAR, S. (2005). Composites growth realizing its global potential. *Composites Technology Magazine*. Apr. Disponível em: <<http://www.compositesworld.com>> Acesso em: 07 jun. 2005.
- McCARTNEY, L. N. (1998). Predicting transverse crack formation in cross-ply laminates. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1069-1081, July.
- McCARTNEY, L. N. (2002). Prediction of ply crack formation and failure in laminates. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1619-1631, Sept.-Oct.
- NAHAS, M. N. (1994). Survey of failure and post-failure theories of laminated fibre-reinforced composites. *Journal of Composites Technology & Research*. v.8, p.138-153.
- PACHIONE R. (2004). Compósitos: união e mudanças norteiam expansão. *Plástico Moderno*. São Paulo: Editora QD Ltda, n.362, dez.
- PARÍS, F. (2001). *A study of failure criteria of fibrous composite materials*. Hampton, Virginia, Langley Research Center/NASA. Report n.CR-2001-210661/March 2001.
- PHILLIPS, L.N. (1989). *Design with advanced composite materials*. London: The Design Council.
- PUCK, A.; SCHÜRMANN, H (1998) Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1045-1067, July.

- PUCK, A.; SCHÜRMANN, H (2002). Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1633-1662, Sept.-Oct.
- REVISTA DO PLÁSTICO REFORÇADO/COMPOSITES (2003). Balanço Anual 2002: macroeconomia afeta o setor em 2002. São Paulo: Editora do Administrador Ltda., n.30, mar./abr.
- REVISTA DO PLÁSTICO REFORÇADO/COMPOSITES (2005). Balanço Anual 2004: um ano movimentado. São Paulo: Editora do Administrador Ltda., n.42, mar./abr.
- RIBEIRO, F.M.M. (1998). *Técnicas de projeto para aplicação de granito sintético em estrutura de microscópio óptico*. 136p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos. 1998.
- ROSATO, D. V.; GROVE Jr., C. S.; (1964). *Filament winding: its development, manufacture, applications and design*. New York: John Wiley & Sons.
- ROTEM, A. (1998). Prediction of laminate failure with the Rotem Failure Criterion. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1083-1094, July.
- ROTEM, A. (2002). The Rotem failure criterion: theory and practice. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1663-1671, Sept.-Oct.
- ROWLANDS, R.E. (1985). Strength (failure) theories and their experimental correlation. In: SIH, G. C.; SKUDRA, A. M. Handbook of composites, vol. 3 – *failure mechanics of composites*. Amsterdam: North-Holland. Cap. 2, p.71-125.
- SILVESTRE FILHO, G. D. (2001). *Comportamento mecânico do poliuretano derivado de óleo de mamona reforçado por fibra de carbono: contribuição para o projeto de hastes de implante de quadril*. 136p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos. 2001.
- SILVESTRE FILHO, G. D.; SANTOS, N. C.; CARVALHO, J.; PURQUERIO, B. M.; CHIERICE, G. O. (2003). Mechanical Behavior of Hip Implant Constituted of a Ceramic Sphere and Stem of Polyurethane Resin. *Materials Science Forum*, Trans Tech Publications Ltd., v. 416-418, p. 675-680.
- SIMÕES, J.A.; MARQUES, A. T. (2005). Design of a composite hip femoral prosthesis. *Materials and Design*. v.26, p.391-401.
- SIMÕES, J.A.; MARQUES, A. T.; JERONIMIDIS, G.(2000). Design of a controlled-stiffness composite proximal femoral prosthesis. *Composites Science and Technology*. v.60, p.559-567.

- SIMÕES, J.A.; MONTEIRO, J.; VAZ, M.A. (2001). Numerical-experimental method for the validation of a controlled stiffness femoral prosthesis. *Journal of Biomechanical Engineering*. v.123, p.234-238. June.
- SIMÕES, J.A.O.; MARQUES, A. T. (2001). Determination of stiffness properties of braided composites for the design of a hip prosthesis. *Composites: Part A*. v.32, p.655-662.
- SLEIGHT, D.W. (1999). *Progressive failure analysis methodology for laminated composite structures*. Hampton, Virginia, Langley Research Center/NASA. NASA/TP-1999-209107/March 1999.
- SODEN, P. D. (2005). Predicting the strength of composite laminates. *Reinforced plastics*. v.49, n.2, p. 42-48. Feb.
- SODEN, P. D.; HINTON, M. J.; KADDOUR, A. S. (1998a). Lamina properties, lay-up configurations and loading conditions for a range of fibre-reinforced composite laminates. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1011-1022, July.
- SODEN, P. D.; HINTON, M. J.; KADDOUR, A. S. (1998b). A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1225-1254, July.
- SODEN, P. D.; HINTON, M. J.; KADDOUR, A. S. (2002). Biaxial test results for strength and deformation of a range of E-glass and carbon fibre reinforced composite laminates: failure exercise benchmark data. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1489-1514, Sept.-Oct.
- SODEN, P. D.; KADDOUR, A. S.; HINTON, M. J. (2004). Recommendations for designers and researchers resulting from the world-wide failure exercise. *Composites Science and Technology*. v.64, n.3-4, p.589-604, Mar.
- SONI, S. R. (1983). A comparative study of failure envelopes in composite laminates. *Journal of Reinforced Plastics Composites*. v.2, p.34-42.
- SRINIVASAN, S. et al. (2000). Structural response and relative strength of a laminated composite hip prosthesis: effects of functional activity. *Biomaterials*. v.21, p.1929-1940.
- SUN, C. T.; TAO, J. (1998). Prediction of failure envelopes and stress/strain behaviour of composite laminates. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1125-1136, July.

- SUN, C. T.; TAO, J.; KADDOUR, A. S. (2002). The prediction of failure envelopes and stress/strain behavior of composite laminates: comparison with experimental results. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1673-1682, Sept.-Oct.
- THOM, H. (1998). A review of the biaxial strength of fibre reinforced plastics. *Composites Part A*. v.29A, p.869-886.
- TITA, V. (2003). *Contribuição ao estudo de danos e falhas progressivas em estruturas de material compósito polimérico*. 196p. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos. 2003.
- TSAI, S. W. (1984). A survey of macroscopic failure theories of laminated fibre reinforced composites. *Journal of Reinforced Plastics Composites*. v.3, p.40-62.
- TSAI, S. W.; HAHN, T. H. (1980). *Introduction to composite materials*. Lancaster: Technomic Publishing Co.
- TSAI, S.W. (1986). *Composites design 1986*. Dayton: Think Composites.
- WILLIAMS, J.G. (1973). *Stress analysis of polymers*. London: Longman Group.
- WOLFE, W. E.; BUTALIA T. S. (1998). A strain-energy based failure criterion for non-linear analysis of composite laminates subjected to biaxial loading. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1107-1124, July.
- WREGGE, P.A.S. (2000). *Metodologia para a obtenção de esferas de cerâmica para próteses de quadril*. São Carlos. 186p. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.
- YILDIZ, H.; CHANG, F. K.; GOODMAN, S. (1998). Composite hip prosthesis design. II. Simulation. *Journal of Biomechanics Materials Research*. v.39, p.102-119.
- YILDIZ, H.; HA S.K.; CHANG, F. K. (1998). Composite hip prosthesis design. I. Analysis. *Journal of Biomechanics Materials Research*. v.39, p.92-101.
- ZINOVIEV, P. A.; GRIGORIEV, S. V.; LEBEDEVA, O. V.; TAIROVA, L. P. (1998). The strength of multilayered composites under a plane-stress state. *Composites Science and Technology*. v.58, n.7, p.1209-1223, July.
- ZINOVIEV, P. A.; LEBEDEVA, O. V.; TAIROVA, L. P. (2002). A coupled analysis of experimental and theoretical results on the deformation and failure of composite laminates under a state of plane stress. *Composites Science and Technology*. v.62, n.12-13, p.1711-1723, Sept.-Oct.

APÊNDICE A – Sub-rotina UMAT

```

SUBROUTINE UMAT(STRESS,STATEV,DDSDDE,SSE,SPD,SCD,
1 RPL,DDSDDT,DRPLDE,DRPLDT,STRAN,DSTRAN,
2 TIME,DTIME,TEMP,DTEMP,PREDEF,DPRED,MATERL,NDI,NSHR,NTENS,
3 NSTATV,PROPS,NPROPS,COORDS,DROT,PNEWDT,CELENT,
4 DFGRD0,DFGRD1,NOEL,NPT,KSLEY,KSPT,KSTEP,KINC)
C
C   INCLUDE 'ABA_PARAM.INC'
C
C   CHARACTER*80 MATERL
C   DIMENSION STRESS(NTENS),STATEV(NSTATV),
1   DDSDE(NTENS,NTENS),DDSDDT(NTENS),DRPLDE(NTENS),
2   STRAN(NTENS),DSTRAN(NTENS),TIME(2),PREDEF(1),DPRED(1),
3   PROPS(NPROPS),COORDS(3),DROT(3,3),
4   DFGRD0(3,3),DFGRD1(3,3)
C
C   INTEGER FLAG
C   PARAMETER(XT=1400D6,XC=930D6,YT=47D6,YC=130D6,SC12=53D6)
C   PARAMETER(ALPHA=3.98D-24,PTPMA=0.35D0,PTPME=0.3D0)
C   PARAMETER(ETARMDA=0.03D0,CMDA=4.D0,CSIMDA=2.D0)
C   PARAMETER(ETARMBC=0.67D0,CMBC=4.D0,CSIMBC=2.D0)
C
C
C *****
C *
C *   SUBROTINA UMAT PARA IMPLEMENTAÇÃO DO CRITÉRIO DE FALHA
C *   DE PUCK E DA LEI DE DEGRADAÇÃO DE PUCK PARA O ESTADO
C *   PLANO DE TENSÕES
C *
C *   Geraldo Dantas Silvestre Filho
C *   DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA - EESC/USP
C *
C *****
C
C -----
C   PROPS(1) - E11
C   PROPS(2) - E22
C   PROPS(3) - E33
C   PROPS(4) - V12
C   PROPS(5) - V13
C   PROPS(6) - V23
C   PROPS(7) - G12
C   PROPS(8) - G13
C   PROPS(9) - G23
C -----
C
C ***** CARREGA OS VALORES DAS VARIÁVEIS DE ESTADO *****
C
C   IFFA=STATEV(1)
C   IFFBC=STATEV(2)
C   FF=STATEV(3)
C   FLAG=STATEV(4)
C   E11NOVO=STATEV(5)
C   E22NOVO=STATEV(6)
C   G12NOVO=STATEV(7)
C   V12NOVO=STATEV(8)
C
C -----
C
C
C   PARCELA ELÁSTICA
C -----

```

```

C
C   VERIFICA SE AINDA NÃO OCOREU FALHA (FALHA--->FLAG=1)
C
C   IF (FLAG .EQ. 0) THEN
C
C       CARREGA AS PROPRIEDADES ELÁSTICAS
C
C           E11=PROPS(1)
C           E22=PROPS(2)
C           V12=PROPS(4)
C           G12=PROPS(7)
C
C           V21=(V12*E22)/E11
C
C       RIGIDEZ ELÁSTICA
C
C       "ZERA" A MATRIZ JACOBIANA: DDSDE(K2,K1)
C
C           DO 20 K1=1,6
C               DO 10 K2=1,6
C                   DDSDE(K2,K1)=0.0
10              CONTINUE
20          CONTINUE
C
C       MONTAGEM DO TENSOR CONSTITUTIVO (JACOBIANA) ELÁSTICO
C
C           DDSDE(1,1)=E11/(1-(V12*V21))
C           DDSDE(2,2)=E22/(1-(V12*V21))
C           DDSDE(1,2)=(V21*E11)/(1-(V12*V21))
C           DDSDE(2,1)=(V21*E11)/(1-(V12*V21))
C
C           IF (STRAN(3) .NE. 0) THEN
1              DDSDE(3,3)=(1+(2*ALPHA*(STRESS(3)**3)/(STRAN(3))))/
                  ((1/G12)+(3*ALPHA*(STRESS(3)**2)))
C           ELSE
C               DDSDE(3,3)=G12
C           ENDIF
C
C       PROPRIEDADES ELÁSTICAS SÃO CARREGADAS NAS VARIÁVEIS DE
ESTADO
C
C           STATEV(5)=E11
C           STATEV(6)=E22
C           STATEV(7)=G12
C           STATEV(8)=V12
C
C       ENDIF
C
C-----
C
C       VERIFICA SE O PONTO DE INTEGRAÇÃO DE GAUSS FALHO
C-----
C
C       IF (IFFA .GT. 1.D0 .OR. IFFBC .GT. 1.D0 .OR. FF .GT. 1.D0) THEN
C
C           CÁLCULO DAS TENSÕES A PARTIR DAS PROPRIEDADES DEGRADADAS
C

```

```

C-----
C
C          ATUALIZAÇÃO DE "IFFA","IFFBC" e/ou "FF" DEVIDO A FALHA
C-----
C
C          RTTA = (SC12/(2*PTPME))*(SQRT(1+(2*PTPME*(YC/SC12)))-1)
C          PTTME = PTPME*(RTTA/SC12)
C          TAU12C = SC12*SQRT(1+(2*PTTME))
C
C*****FALHA DO TIPO IFF COM MODOS "A","B","C" DE FALHA *****
C
C          IF (STRESS(2) .GE. 0.D0) THEN
C          IFFA=SQRT(((STRESS(3)/SC12)**2)+((1(PTPMA*(YT/SC12)))**2)*
1              ((STRESS(2)/YT)**2))+ (PTPMA*(STRESS(2)/SC12))
C          ENDIF
C          STATEV(1) = IFFA
C
C          IF (STRESS(2) .LT. 0.D0 .AND. (0.D0 .LE. ABS(STRESS(2)/
1              STRESS(3))) .LE. RTTA/ABS(TAU12C)) THEN
C          IFFBC=(1/SC12)*(SQRT((STRESS(3)**2)+((PTPME*STRESS(2))**2))
1              +PTPME*STRESS(2))
C          ELSE IF (STRESS(2) .LT. 0.D0 .AND. (0.D0 .LE.
ABS(STRESS(3)/
1              STRESS(2))) .LE. ABS(TAU12C)/RTTA) THEN
C          IFFBC = (((STRESS(3)/(2*SC12*(1+PTTME)))**2)+
1              ((STRESS(2)/YC)**2))*(YC/(-STRESS(2)))
C          ENDIF
C          STATEV(2) = IFFBC
C
C
C*****FALHA DO TIPO FF COM MODO DE FALHA SOB TRAÇÃO/COMPRESSÃO *****
C
C          IF (STRESS(1) .GT. 0.D0) THEN
C          FF = ABS(STRESS(1))/XT
C          ELSE
C          FF = ABS(STRESS(1))/XC
C          ENDIF
C          STATEV(3) = FF
C
C-----
C
C          ATUALIZAÇÃO DE "IFFA","IFFBC" e/ou "FF" NO REGIME ELÁSTICO
C-----
C
C          ELSE
C
C          RTTA = (SC12/(2*PTPME))*(SQRT(1+(2*PTPME*(YC/SC12)))-1)
C          PTTME = PTPME*(RTTA/SC12)
C          TAU12C = SC12*SQRT(1+(2*PTTME))
C
C***** FALHA DO TIPO IFF COM MODO "A" DE FALHA *****
C
C          IF (IFFA .LE. 1.D0) THEN
C          IF (STRESS(2) .GE. 0.D0) THEN
C          IFFA=SQRT(((STRESS(3)/SC12)**2)+((1(PTPMA*(YT/SC12))
1              **2)*((STRESS(2)/YT)**2))+ (PTPMA*(STRESS(2)/SC12))
C          ENDIF
C          STATEV(1) = IFFA

```



```

        ENDIF
C
C*****FALHA DO TIPO IFF COM MODOS "B","C" DE FALHA *****
C
        IF (IFFBC .LE. 1.D0) THEN
            IF (STRESS(2) .LT. 0.D0 .AND. (0.D0.LE.ABS(STRESS(2) /
1          STRESS(3))) .LE. RTTA/ABS(TAU12C)) THEN
1          IFFBC=(1/SC12)*(SQRT((STRESS(3)**2)+((PTPME*STRESS(2))
1          **2))+PTPME*STRESS(2))
            ELSE IF (STRESS(2) .LT. 0.D0 .AND. (0.D0 .LE. ABS(STRESS(3)
1          /STRESS(2))) .LE. ABS(TAU12C)/RTTA) THEN
1          IFFBC = (((STRESS(3)/(2*SC12*(1+PTTME)))**2)+
1          ((STRESS(2)/YC)**2))*(YC/(-STRESS(2)))
            ENDIF
            STATEV(2) = IFFBC
        ENDIF
C
C*****FALHA DO TIPO FF COM MODO DE FALHA SOB TRAÇÃO/COMPRESSÃO *****
C
        IF (FF .LE. 1.D0) THEN
            IF (STRESS(1) .GT. 0.D0) THEN
                FF = ABS(STRESS(1))/XT
            ELSE
                FF = ABS(STRESS(1))/XC
            ENDIF
            STATEV(3) = FF
        ENDIF
    ENDIF
C
C-----
C
C  APLICAÇÃO DA LEI DE DEGRADAÇÃO DE PUCK (FATOR DE DEGRADAÇÃO "ETA")
C
C-----
C
C SE IFFA > 1 -> DEGRADA PROPRIEDADES ASSOCIADAS AO MODO "A" (IFF)
C SE IFFBC > 1 -> DEGRADA PROPRIEDADES ASSOC. AOS MODOS "B" e "C" (IFF)
C SE FF > 1 -> DEGRADA PROPRIEDADES ASSOCIADAS A FALHA DO TIPO FF
C          COM MODO DE FALHA SOB TRAÇÃO/COMPRESSÃO
C
C
C***** DEGRADAÇÃO DAS PROPRIEDADES ELASTICAS (MODO "A" DE FALHA) ****
C
        IF (IFFA .GT. 1.D0) THEN
C
C          LEI DE DEGRADAÇÃO DE PUCK (FATOR DE DEGRADAÇÃO "ETA")
C
C          ETAMDA=((1-ETARMDA)/(1+(CMDA*((IFFA-1)**CSIMDA))))+ETARMDA
C          E22NOVO=ETAMDA*E22
C          G12NOVO=ETAMDA*G12
C          V12NOVO=ETAMDA*V12
C
C          ATUALIZAÇÃO DAS VARIÁVEIS DE ESTADO
C
C          STATEV(6)=E22NOVO
C          STATEV(7)=G12NOVO
C          STATEV(8)=V12NOVO
C
C          ATUALIZAÇÃO DE V21 CASO AS PROPRIEDADES DEGRADEM
C

```

```

V21NOVO=V12NOVO*E22NOVO/E11NOVO
C
C      MONTAGEM DO NOVO TENSOR CONSTITUTIVO (JACOBIANA) DEGRADADO
C
      DDSDE(1,1)=E11NOVO/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
      DDSDE(2,2)=E22NOVO/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
      DDSDE(1,2)=(V12NOVO*E22NOVO)/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
      DDSDE(2,1)=(V12NOVO*E22NOVO)/(1-(V12NOVO*V21NOVO))

      IF (STRAN(3) .NE. 0) THEN
        DDSDE(3,3)=(1+(2*ALPHA*(STRESS(3)**3)/(STRAN(3))))/
1        ((1/G12NOVO)+(3*ALPHA*(STRESS(3)**2)))
      ELSE
        DDSDE(3,3)=G12NOVO
      ENDIF
    ENDIF
  ENDIF
C
C***DEGRADAÇÃO DAS PROPRIEDADES ELASTICAS (MODO "B" e "C" DE FALHA) **
C
      IF (IFFBC .GT. 1.D0) THEN
C
C        LEI DE DEGRADAÇÃO DE PUCK (FATOR DE DEGRADAÇÃO "ETA")
C
        ETAMBC=((1-ETARMBC)/(1+(CMBC*((IFFBC-1)**CSIMBC))))+ETARMBC
        G12NOVO=ETAMBC*G12
C
C      ATUALIZAÇÃO DAS VARIÁVEIS DE ESTADO
C
        STATEV(7)=G12NOVO
C
C      ATUALIZAÇÃO DE V21 CASO AS PROPRIEDADES DEGRADEM
C
        V21NOVO=V12NOVO*E22NOVO/E11NOVO
C
C      MONTAGEM DO NOVO TENSOR CONSTITUTIVO (JACOBIANA) DEGRADADO
C
      DDSDE(1,1)=E11NOVO/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
      DDSDE(2,2)=E22NOVO/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
      DDSDE(1,2)=(V12NOVO*E22NOVO)/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
      DDSDE(2,1)=(V12NOVO*E22NOVO)/(1-(V12NOVO*V21NOVO))

      IF (STRAN(3) .NE. 0) THEN
        DDSDE(3,3)=(1+(2*ALPHA*(STRESS(3)**3)/(STRAN(3))))/
1        ((1/G12NOVO)+(3*ALPHA*(STRESS(3)**2)))
      ELSE
        DDSDE(3,3)=G12NOVO
      ENDIF
    ENDIF
  ENDIF
C
C*****DEGRADAÇÃO DAS PROPRIEDADES ELASTICAS (MODO "FF" SOB
C*****TRAÇÃO/COMPRESSÃO)
C
      IF (FF .GT. 1.D0) THEN
        E22NOVO=1.D0
        V12NOVO=0.D0
C
C      FATOR CONSTANTE DE DEGRADAÇÃO PARA E11 E G12
C      FATOR=0.01D0
C      E11NOVO=FATOR*E11
C      G12NOVO=FATOR*G12
C

```

```

C          ATUALIZAÇÃO DAS VARIÁVEIS DE ESTADO
C
STATEV(5)=E11NOVO
STATEV(6)=E22NOVO
STATEV(7)=G12NOVO
STATEV(8)=V12NOVO
C
C          ATUALIZAÇÃO DE V21 CASO AS PROPRIEDADES DEGRADEM
C
V21NOVO=V12NOVO*E22NOVO/E11NOVO
C
C          MONTAGEM DO NOVO TENSOR CONSTITUTIVO (JACOBIANA) DEGRADADO
C
DDSDDE(1,1)=E11NOVO/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
DDSDDE(2,2)=E22NOVO/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
DDSDDE(1,2)=(V12NOVO*E22NOVO)/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
DDSDDE(2,1)=(V12NOVO*E22NOVO)/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
C
IF (STRAN(3) .NE. 0) THEN
1      DDSDE(3,3)=(1+(2*ALPHA*(STRESS(3)**3)/(STRAN(3))))/
      ((1/G12NOVO)+(3*ALPHA*(STRESS(3)**2)))
ELSE
      DDSDE(3,3)=G12NOVO
ENDIF
ENDIF
C
C          A LÂMINA JÁ FALHOU, MAS NA ITERAÇÃO ATUAL NEM A FIBRA E NEM
C          A MATRIZ FALHAM
C
IF (FLAG .EQ. 1) THEN
IF (IFFA .LE. 1.D0 .AND. IFFBC .LE. 1.D0 .AND. FF .LE. 1.D0) THEN
C
C          ATUALIZAÇÃO DE V21 CASO AS PROPRIEDADES DEGRADEM
C
V21NOVO=V12NOVO*E22NOVO/E11NOVO
C
C          MONTAGEM DO NOVO TENSOR CONSTITUTIVO (JACOBIANA) DEGRADADO
C
DDSDDE(1,1)=E11NOVO/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
DDSDDE(2,2)=E22NOVO/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
DDSDDE(1,2)=(V12NOVO*E22NOVO)/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
DDSDDE(2,1)=(V12NOVO*E22NOVO)/(1-(V12NOVO*V21NOVO))
C
IF (STRAN(3) .NE. 0) THEN
1      DDSDE(3,3)=(1+(2*ALPHA*(STRESS(3)**3)/(STRAN(3))))/
      ((1/G12NOVO)+(3*ALPHA*(STRESS(3)**2)))
ELSE
      DDSDE(3,3)=G12NOVO
ENDIF
ENDIF
ENDIF
C
C          ATUALIZAÇÃO DAS TENSÕES
C
STRESS(1)=(DDSDDE(1,1)*(STRAN(1)+DSTRAN(1)))+
1      (DDSDDE(1,2)*(STRAN(2)+DSTRAN(2)))+
2      (DDSDDE(1,3)*(STRAN(3)+DSTRAN(3)))
C
STRESS(2)=(DDSDDE(2,1)*(STRAN(1)+DSTRAN(1)))+

```

```

1          (DDSDDE (2,2) * (STRAN (2)+DSTRAN (2))) +
2          (DDSDDE (2,3) * (STRAN (3)+DSTRAN (3)))
C
STRESS (3) = (DDSDDE (3,1) * (STRAN (1)+DSTRAN (1))) +
1          (DDSDDE (3,2) * (STRAN (2)+DSTRAN (2))) +
2          (DDSDDE (3,3) * (STRAN (3)+DSTRAN (3)))
C
C          ACIONAMENTO DO FLAG DE FALHA
C
IF (IFFA .GT. 1.D0 .OR. IFFBC .GT. 1.D0 .OR. FF .GT. 1.D0) THEN
    FLAG=1
    STATEV (4)=FLAG
ENDIF
C
C-----
C
C          FIM DA SUBROTINA UMAT
C
RETURN
END
```

ANEXO A – Desenho da Haste Femoral

02	01	Esfera	Cerâmica			
01	01	Haste	Polímero vegetal			
Pos.	Qde.	Denominação	Material		Dimensão	Peso
Laboratório de Tribologia e Compósitos – LTC –		Des. BMP	Denominação da Peça Haste / Esfera		Denominação do Conjunto PRÓTESE DE QUADRIL	
		Proj. BMP			Trat.Térm.	
		Verif. BMP			Escala 1:2	
		Aprov. BMP	21.10.1999		Desenho No.	