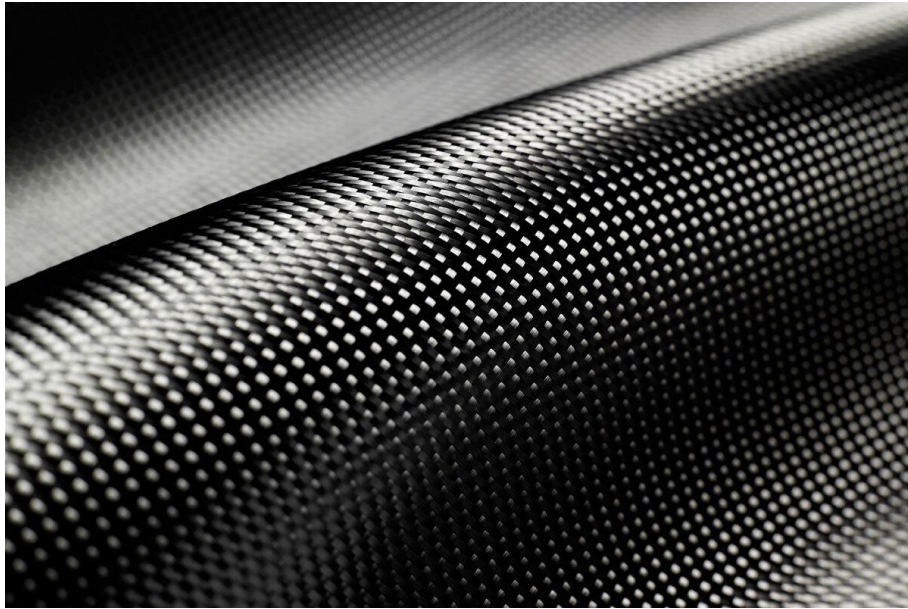




ISEL

INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA

Área Departamental de Engenharia Mecânica



Estudo sobre Falha e Fadiga em Materiais Compósitos Laminados

SAMUEL NORDINA MULA
(Licenciado em Engenharia Mecânica)

Trabalho final de Mestrado para obtenção do grau de
Mestre em Engenharia Mecânica

Orientadores:

Professora Doutora Maria Amélia Ramos Loja
Professor Mestre Afonso Manuel da Costa de Sousa Leite

Júri:

Presidente: Doutor Silvério João Crespo Marques

Vogais: Doutora Inês de Carvalho Jerónimo Barbosa
Doutora Maria Amélia Ramos Loja

Novembro de 2020



ISEL

INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA

Área Departamental de Engenharia Mecânica

Estudo sobre Falha e Fadiga em Materiais Compósitos Laminados

SAMUEL NORDINA MULA
(Licenciado em Engenharia Mecânica)

Trabalho final de Mestrado para obtenção do grau de
Mestre em Engenharia Mecânica

Orientadores:

Professora Doutora Maria Amélia Ramos Loja
Professor Mestre Afonso Manuel da Costa de Sousa Leite

Júri:

Presidente: Doutor Silvério João Crespo Marques

Vogais: Doutora Inês de Carvalho Jerónimo Barbosa
Doutora Maria Amélia Ramos Loja

Novembro de 2020

Este trabalho é dedicado à minha querida mãe, Nordina Arminda Mula, pelo apoio incondicional, por ser um exemplo de honestidade, por acreditar nas minhas capacidades e por nunca me deixar desistir dos meus sonhos nos momentos difíceis. És sem dúvida o meu verdadeiro ídolo, e a ti dedico esta monografia. Obrigado mãe!

“Education is the most powerful weapon which you can use to change the world.”

Nelson Rolihlahla Mandela (1918-2013)

Agradecimentos

É com profundo prazer e orgulho que expresso o meu agradecimento a todos aqueles que tornaram a realização deste sonho possível.

Aos meus orientadores, Professora Maria Amélia Ramos Loja e Professor Afonso Manuel da Costa de Sousa Leite por aceitarem trabalhar comigo, pelo apoio, dedicação e incentivo que deram ao longo da realização do trabalho e pela disponibilidade que sempre revelaram para ajudarem-me a progredir neste trabalho que põe termo a uma fase importante da minha vida académica.

Aos Serviços de Ação Social (SAS) de Lisboa por assegurarem-me uma bolsa de estudo desde a licenciatura, visto que sem ela não seria possível concluir a minha formação. Estendo o meu agradecimento ao Instituto Superior de Engenharia de Lisboa (ISEL) por proporcionar-me um ensino de alta qualidade.

A todos os professores e colegas da Escola EB 2,3 Manuel da Maia e da Escola Secundária Pedro Nunes que facilitaram a minha adaptação ao ensino Português, uma vez que o seu contributo foi fundamental para tornar-me no aluno determinado que sou hoje.

A todos os professores do Instituto Superior de Engenharia de Lisboa pela transmissão dos seus conhecimentos académicos, experiências profissionais e pelo ensino de alta qualidade que será uma mais-valia na vida profissional.

Aos funcionários pelo profissionalismo, amizade, simpatia e prontidão para ajudar.

Aos meus colegas por compartilharem deste sonho, pelos sorrisos e bons momentos passados, dos quais nunca esquecerei e aos amigos que direta ou indiretamente fizeram parte da minha formação, o meu muito obrigado a todos.

Um especial agradecimento ao meu amigo e colega Henrique Martins Nunes por todos os bons e maus momentos que passamos juntos, por ser símbolo de motivação e força na busca dos meus sonhos, pela amizade e pela companhia durante todo o percurso da realização do trabalho.

À Gilana de Campos Sousa, o meu agradecimento pelo auxílio dado sempre que precisei a nível pessoal, pelo incentivo e papel fulcral que teve nos momentos menos bons no decorrer da realização do trabalho.

Finalmente, o mais profundo agradecimento à minha mãe pela sua determinação, por toda ajuda que me deu para poder realizar este sonho, pelo amor e incentivo incondicional, pelo apoio financeiro e moral que me proporcionou e por ser a minha maior inspiração em toda a minha vida e especialmente nestes cinco anos em que estive na faculdade, nos bons e maus momentos.

Muito obrigado a todos!

Nomenclatura

Lista de Abreviaturas

%	Porcentagem
2D	Duas Dimensões
3D	Três Dimensões
APDL	<i>Ansys Parametric Design Language</i>
CLPT	<i>Classical Laminated Plate Theory</i> (Teoria clássica de placas laminadas)
CMC	<i>Ceramic Matrix Composites</i> (Compósitos de matriz cerâmica)
CLT	<i>Classical Lamination Theory</i> (Teoria clássica dos laminados)
e-N	<i>Strain life</i>
FEM	<i>Finite Element Method</i> (Método de elementos finitos)
FF	<i>Fibre Failure</i> (Falha das fibras)
FRC	<i>Fiber Reinforced Composites</i> (Compósitos reforçados por fibras)
FSD	<i>First-order Shear-Deformation theory</i>
GPa	<i>Giga Pascal</i>
I_F	<i>Failure Index</i> (Índice de falha)
IFF	<i>Inter-Fibre Failure</i> (Falha entre as fibras)
MEF	<i>Método dos Elementos Finitos</i>
mm	milímetro
MMC	<i>Metal Matrix Composites</i> (Compósitos de matriz metálica)
MPa	Mega Pascal
N	Newton
N/mm	Newton por milímetro
PMC	<i>Polymer Matrix Composite</i> (Compósitos de matriz polimérica)
PRC	<i>Particulate Reinforced Composite</i> (Compósitos reforçados com partículas)
R	<i>Strength Ratio</i> (Razão de tensão)

Lista de Símbolos

Vaiável	Descrição	
(x, y, z)	Referencial global	
$(1, 2, 3)$	Referencial do laminado	
$(n1, nt, n)$	Referencial paralelo ao plano de falha da fibra da lâmina	
E_1	Módulo de Elasticidade Longitudinal	GPa
E_2, E_3	Módulo de Elasticidade Transversal, nas direções 2 e 3	GPa
G_{12}	Módulo de Distorção, no plano de corte 12	GPa
G_{13}	Módulo de Distorção, no plano de corte 13	GPa
G_{23}	Módulo de Distorção, no plano de corte 23	GPa
$\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$	Coefficientes de Poisson	
F_{1t}	Tensão de Ruptura Longitudinal à Tração	MPa
F_{1c}	Tensão de Ruptura Longitudinal à Compressão	MPa
F_{2t}, F_{3t}	Tensão de Ruptura Transversal à Tração	MPa
F_{2c}, F_{3c}	Tensão de Ruptura Transversal à Compressão	MPa
F_4, F_5 e F_6	Tensão de Ruptura no plano de Corte	MPa
$K_{T a=b}$	Fator de concentração de tensão quando o furo é circular	
K_T^∞	Fator de concentração de tensão quando o furo é elipse	
K_T	Fator de concentração de tensão quando o furo é semi-elipse	
$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3,$	Tensão no referencial do laminado	MPa
$\tau_{23}, \tau_{31}, \tau_{12}$		
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_{xy},$	Tensão no referencial global	MPa
$\tau_{yz}, \tau_{xz}, \tau_{xy}$		
$\sigma_4, \sigma_5, \sigma_6$	Tensão de corte no referencial do laminado	MPa

σ_x ou σ_1	Tensão normal na direção principal da geometria do laminado	MPa
σ_y ou σ_2	Tensão normal na direção transversal da geometria do laminado	MPa
τ_{12} ou σ_6	Tensão de corte no plano 1-2	MPa
τ_{23} ou σ_4	Tensão de corte no plano 2-3	MPa
τ_{31} ou σ_5	Tensão de corte no plano 3-1	MPa
τ_{ij}	Tensão de corte no plano i-j	MPa
$\{\sigma\}_{(k)}$	Vetor de tensão no laminado, na camada k	MPa
$\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3$	Deformação linear no referencial do laminado	
ϵ_1	Deformação linear no sentido longitudinal do laminado	
ϵ_2	Deformação linear no sentido transversal do laminado	
$\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_{xy}$	Deformação normal no referencial global	
ϵ_x	Deformação normal no sentido longitudinal do laminado	
ϵ_y	Deformação normal no sentido transversal do laminado	
ϵ_{ij}	Deformação de corte no plano i-j	
$\{\epsilon\}_{(k)}$	Vetor de deformações lineares no laminado, na camada k	
$\epsilon_x^0, \epsilon_y^0$	Deformação normal no plano médio do laminado	
γ_{xy}^0	Deformação de corte do laminado	
$\{\epsilon^0\}$	Vetor de deformação de membrana do laminado	
$\gamma_{23}, \gamma_{31}, \gamma_{12}$	Distorção no referencial	
$\gamma_{yz}, \gamma_{xz}, \gamma_{xy}$	Distorção no referencial global	
k_x	Curvatura de flexão do laminado, no sentido longitudinal	
k_y	Curvatura de flexão do laminado, no sentido transversal	
k_{xy}	Curvatura de torção do laminado, no plano x-y	
$\{k\}$	Vetor de curvatura no laminado	
i e j	Índices de direção	
C	Comprimento	mm

L	Largura	mm
B	Expoente determinístico	
N	Vida de fadiga	
n	Número de ciclos	
h	Espessura total do laminado	mm
m	Número de camadas do laminado	
z_k	Cota superior do laminado, na camada k	mm
z_{k-1}	Cota inferior do laminado, na camada k	mm
z	Distância do plano médio até a face da espessura da lâmina	mm
c	Cosseno	
s	Seno	
θ	Orientação do ângulo das fibras, no referencial do laminado	°
$[Q_{ij}]$	Matrizes dos coeficientes de rigidez elásticos reduzidos	
$[\bar{Q}_{ij}]$	Matriz dos coeficientes elásticos reduzidos transformados	
[A]	Matriz de rigidez de membrana	
[B]	Matriz de rigidez de acoplamento membrana-flexão	
[D]	Matriz de rigidez de flexão	
N_x	Esforço normal resultante, no sentido longitudinal do laminado	
N_y	Esforço normal resultante, no sentido transversal do laminado	
N_{xy}	Esforço normal resultante, no plano x-y do laminado	
$\{N\}_{(k)}$	Vetor de esforço normal resultante	
M_x	Momento fletor resultante, no sentido longitudinal do laminado	
M_y	Momento fletor resultante, no sentido transversal do laminado	
M_{xy}	Momento fletor resultante, no plano x-y do laminado	
$\{M\}_{(k)}$	Vetor de momento fletor resultante	
C4, C5 e C6	Coeficientes de acoplamento de Tsai-Wu	

$\sigma_n(\theta_{fp}),$		
$\tau_{nt}(\theta_{fp}),$	Tensões de Mohr	MPa
$\tau_{n1}(\theta_{fp})$		
$\sigma_n(\theta_{fp})$	Tensão normal ao plano de falha, na direção x_n	MPa
$\tau_{nt}(\theta_{fp})$	Tensão de corte tangencial ao plano de falha, no plano (x_n, x_t)	MPa
$\tau_{n1}(\theta_{fp})$	Tensão de corte longitudinal ao plano de falha, no plano (x_n, x_1)	MPa
θ_{fp}	Orientação do ângulo de falha da lâmina	°
$R_{\perp\perp}^A$	Resistência no plano de falha devido à esforços transversais ou de corte	
$R_{\perp\parallel}$	Resistência longitudinal ao corte	
$R_{\perp}^{(+)}$	Resistência transversal à tração	
$R_{\perp}^{(-)}$	Resistência transversal à compressão	
$p_{\perp\parallel}^{(+)}$	Parâmetro de inclinação da superfície de falha no eixo (σ_n, σ_{n1}) para $\sigma_{n1} > 0$	
$p_{\perp\parallel}^{(-)}$	Parâmetro de inclinação da superfície de falha no eixo (σ_n, σ_{n1}) , para $\sigma_{n1} < 0$	
$p_{\perp\perp}^{(-)}$	Parâmetro de inclinação da superfície de falha no eixo (σ_n, σ_{nt}) , para $\sigma_{nt} < 0$	
τ_{21c}	Tensão de corte no ponto crítico de interseção entre os modos B e C	MPa
\sum	Somatório	
\int	Integral	
{ }	Notação vetorial	
[]	Notação matricial	

Resumo

Ao longo das últimas décadas tem-se verificado um elevado crescimento quanto à procura e utilização dos materiais compósitos laminados, na manufatura dos componentes, que exigem elevados níveis de performance, em inúmeras indústrias, quando os metais habitualmente utilizados não conseguem satisfazer essas necessidades. É nas indústrias aeroespacial e militar onde estes materiais são mais utilizados, uma vez que têm um elevado custo de aquisição. Nestas indústrias existe também uma elevada necessidade de se fabricar componentes com elevados níveis de desempenho no que toca a resistência mecânica, bons níveis de isolamento térmico e acústico, e baixo peso das estruturas, dos componentes ou equipamentos industriais.

A presente dissertação apresenta inúmeros estudos relativos a falha ou ao dano em placas compósitas por materiais compósitos laminados. Para tal, foram desenvolvidos dois modelos: o analítico e numérico, com objetivo de calcular a carga que origina a primeira falha nas placas apresentadas no trabalho, através dos critérios de falha de Tensão Máxima, Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin e Hashin-Rotem, sabendo previamente que a resistência da placa diminui significativamente a partir do momento em que uma das lâminas apresenta um índice de falha igual ou superior a 1, ou seja, quando um dos laminados falha, a resistência do material diminui consideravelmente. De modo a garantir uma maior precisão nos resultados, os modelos analítico e numérico foram elaborados, em Maple e Ansys respetivamente. Para o modelo analítico, a precisão dos resultados foi aumentada através do código desenvolvido e das pesquisas realizadas, enquanto para o modelo numérico através do refinamento da malha nas placas estudadas foi possível aumentar a precisão dos resultados.

Para o estudo dos critérios de falha foram considerados 10 casos de estudo, com diferentes distribuições de empilhamento, diferentes espessuras das lâminas e em alguns casos, diferentes propriedades mecânicas dos materiais considerados. Foi também necessário realizar estudos sobre o fator de intensidade de tensão, numa placa com um furo no seu centro. Os furos apresentam diferentes tamanhos e formas, e na presente dissertação são realizados estudos para furos circulares, furos do tipo elipse e do tipo semi-elipse.

Palavras Chave: Carga da primeira falha, Índice de falha, Índice de resistência, Critérios de falha, Fator de concentração de tensão, Materiais compósitos laminados.

Abstract

Over the past few decades there has been a high growth in demand and use of laminated composite materials, in the manufacture of components, which require high levels of performance, in numerous industries, when the metals commonly used are unable to meet these needs. It is in the aerospace and military industries where these materials are most used, since they have a high acquisition cost. In these industries there is also a large need to manufacture components with large levels of performance in terms of mechanical resistance, good levels of thermal and acoustic insulation, and low weight of structures, components, or industrial equipment.

The present dissertation presents numerous studies related to the failure or damage in composite plates by laminated composite materials. To this end, two models were developed: the analytical and numerical, with the objective of calculating the load that originates the first failure in the plates presented in the work, through the failure criteria of Maximum Tension, Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin and Hashin - Rotate, knowing in advance that the strength of the plate decreases significantly from the moment when one of the blades has a failure index equal to or greater than 1, in other words, when one of the laminates fails, the material strength decreases considerably. In order to ensure greater precision in the results, the analytical and numerical models were developed in Maple and Ansys, respectively. For the analytical model, the precision of the results was increased through the developed code and the researches carried out, while for the numerical model through the refinement of the mesh in the studied plates it was possible to increase the precision of the results.

For the study of failure criteria, 10 study cases were considered, with different stacking distributions, different blade thicknesses and in some cases, different mechanical properties of the materials considered. It was also necessary to carry out studies on the stress intensity factor, on a plate with a hole in its center. The holes have different sizes and shapes, and in this dissertation, studies are made for circular holes, ellipse-type and semi-ellipse-type holes.

Keywords: Load of the first failure, Failure index, Resistance index, Failure criteria, Stress concentration factor, Laminated composite materials.

Índice

Agradecimentos.....	v
Nomenclatura.....	vii
Resumo.....	xiii
Abstract.....	xv
Lista de Figuras.....	xxi
Lista de Tabelas.....	xxvii
Capítulo 1.....	1
1 Introdução	1
1.1 Motivação e objetivos do trabalho	1
1.2 Metodologia utilizada	2
1.3 Estrutura do documento	2
Capítulo 2.....	4
2 Revisão bibliográfica	4
2.1 Matriz	5
2.1.1 Compósitos de Matriz Polimérica.....	6
2.1.2 Compósitos de Matriz Cerâmica.....	7
2.1.3 Compósitos de Matriz Metálica.....	7
2.2 Reforço	8
2.3 Classificação dos materiais compósitos	9
2.3.1 Compósitos reforçados com fibras.....	10
2.3.1.1 Fibras de carbono.....	12
2.3.1.2 Fibras de vidro.....	12
2.3.1.3 Fibras aramídicas.....	12
2.3.1.4 Fibras de boro.....	13
2.3.2 Compósitos reforçados com partículas.....	14
2.3.2.1 Partículas grandes.....	14
2.3.2.2 Partículas dispersas.....	14
2.3.3 Compósitos estruturais.....	14
2.3.3.1 Compósitos estruturais laminares.....	15
2.3.3.2 Compósitos estruturais do tipo Sanduíche.....	16
2.4 Materiais compósitos versus metálicos	16
2.4.1 Vantagens e desvantagens dos materiais compósitos.....	17
2.5 Aplicações	18
2.5.1 Indústria aeronáutica.....	19
2.5.2 Indústria automóvel.....	19

2.5.3	Artigos de desporto	20
2.5.4	Outras aplicações.....	20
2.6	Fadiga	21
2.6.1	Curvas S-N	25
2.7	Critérios de falha	29
2.7.1	Critério da tensão máxima.....	29
2.7.2	Critérios de Hashin e Hashin-Rotem.....	30
2.7.3	Critério de Puck.....	31
2.7.4	Critério de Tsai-Wu.....	35
2.7.5	Critério de Tsai-Hill	36
2.8	Equações constitutivas de uma lâmina	36
2.8.1	Relação tensão-deformação para um material ortotrópico	37
2.8.2	Matriz dos coeficientes elásticos reduzidos transformados.....	39
2.8.3	Forças e momentos resultantes.....	40
2.8.4	Transformação de tensões	42
Capítulo 3	43
3	Modelação e validação dos modelos	43
3.1	Metodologia utilizada em Maple 14.....	43
3.2	Metodologia utilizada em ANSYS APDL 2020.....	44
3.2.1	Inicialização do programa	45
3.2.2	Tipo de elemento	45
3.2.3	Orientação das fibras	45
3.2.4	Propriedades da lâmina	46
3.2.5	Geometria da lâmina	47
3.2.6	Definição da malha.....	47
3.2.7	Condições de fronteira e de carregamento	48
3.2.8	Fatores de falha	49
3.2.9	Resultados e análises	49
3.3	Validação dos modelos	50
3.3.1	Validação dos modelos segundo critério da tensão máxima	50
3.3.2	Validação dos modelos analíticos segundo critérios de Hashin	51
3.3.2.1	Critério de Hashin	52
3.3.2.2	Critério de Hashin-Rotem	53
3.3.3	Validação dos modelos analíticos segundo critério de Tsai-Wu.....	54
3.3.4	Validação do modelo analítico segundo critério de Tsai-Hill	54
Capítulo 4	57
4	Análise e discussão de resultados.....	57

4.1	Apresentação dos objetivos	57
4.2	Influência da carga de tração transversal, N_x	60
4.3	Influência da carga de tração longitudinal, N_y	77
4.4	Influência da carga de tração transversal, N_x e longitudinal, N_y	95
4.5	Evolução do índice de falha com o ângulo de orientação da fibra	111
4.5.1	Situação de carga de tração transversal.....	111
4.5.2	Situação da carga de tração longitudinal.....	114
4.5.3	Situação da carga de tração transversal e longitudinal.....	116
4.6	Comparação dos resultados analíticos e numéricos	118
4.6.1	Estimativa do erro máximo relativo dos cinco casos de estudo	127
4.7	Fator de concentração de tensão, KT	128
Capítulo 5		137
5	Conclusões e perspectivas de desenvolvimentos futuros	137
5.1	Conclusões	137
5.2	Recomendações para trabalhos futuros	139
Referências bibliográficas		141
Anexo – A		148

Lista de Figuras

Figura 1 - Evolução da redução do peso estrutural [%], das aeronaves da Airbus, devido à utilização dos compósitos, adaptação (Bettebghor et al. 2018).....	5
Figura 2 – Composição de um material compósito, adaptação (Mazumdar 2002)	5
Figura 3 – Teste de resistência ao impacto no tecido de Kevlar, por um projétil à 150 m/s, (Safri et al. 2018).....	6
Figura 4 – Bocal do foguete em material compósito de matriz cerâmica, (NASA 2019).....	7
Figura 5 - Estrutura e alguns componentes da Aeronave F16, fabricadas através dos MMCs (Ti+TiB), (Khodadadi et al. 2019)	8
Figura 6 - Classificação dos materiais compósitos, adaptação (Nascimento 2009) e (Callister and Rethswisch 2009)	10
Figura 7 - Constituição de vários tipos de materiais compósitos, adaptação (Kutz 2006).....	10
Figura 8 - Compósitos reforçados em fibras: (a) contínuas e alinhadas, (b) descontínuas alinhadas e (c) descontínuas aleatórias, adaptação (Almuramady 2007).....	11
Figura 9 - Diferentes orientação de fibras, nos compósitos, baseado em (Ashik and Sharma 2015).....	11
Figura 10 - Fatores da fase dispersa (Fibras ou Partículas) que influenciam as características dos compósitos, adaptação (Callister and Rethswisch 2009)	12
Figura 11 - Aspectos típicos das fibras de carbono (a), de vidro (b), aramídicas (c) e de boro(d), baseado em (Samal et al. 2019) e (Rösler, Harders, and Bäker 2007)	13
Figura 12 - Exemplo de um empilhamento de camadas, reforçado com fibras, com diferentes direções, (Osswald and Menges 2010).....	15
Figura 13 - Utilização dos compósitos estruturais nas bicicletas modernas, (Shortcuts 2018).....	15
Figura 14 - Exemplo de um material compósito estrutural do tipo sanduíche, adaptação (Callister 2000)	16
Figura 15 - Gráfico da evolução da fadiga versus número de ciclos nos materiais compósitos e metálico, baseado em (Jollivet et al. 2013) e (Rubiella et al. 2018).....	17
Figura 16 - Boeing 787 “Dreamliner” (a) e Airbus 380 (b), com alguns componentes em compósitos, adaptação (Daniel and Ishai 2006).....	19
Figura 17 - Solas de botas de Ski reforçadas com borrachas em compósitos reforçados com fibras de vidro, (Colonna et al. 2016).....	20
Figura 18 - Utilização dos materiais compósitos, em diversas indústrias, adaptação (Miracle and Donaldson 2001)	21
Figura 19 - Três fases de dano por fadiga, representadas na curva de dano, Fase I (Fissuração da matriz), Fase II (Fratura das fibras, acoplamento das fissuras e início da delaminação), Fase III (Crescimento da delaminação e fratura final), baseado em (Miracle and Donaldson 2001).....	22
Figura 20 - Efeito do fator R na delaminação dos compósitos, adaptação (Harris 2003)	24
Figura 21 - Curvas típicas da propagação de fissura por delaminação dos materiais compósitos e metálicos, baseado em (Harris 2003)	25
Figura 22 - Curva S-N típica dos componentes, adaptado de (Callister and Rethswisch 2009)	26

Figura 23 - Comportamento típico da curva S-N de componentes, com limite de fadiga, baseado em (Callister and Reithswisch 2009)	26
Figura 24 - Diagrama S-N usado para interpretação de análises, nos compósitos, adaptação (Gamstedt and Andersen 2001).....	27
Figura 25 - Etapas da fratura das fibras unidirecionais sob carregamentos à tração, adaptado (Gamstedt and Andersen 2001).....	28
Figura 26 - Curvas de tensão-deformação de compósitos unidirecionais, fibras de baixa rigidez (a), fibras de elevada rigidez (b) (Talreja 1981).....	28
Figura 27 - Comparação de curvas S-N das fibras de elevada e baixa rigidez (Soares 2019)	28
Figura 28 - Plano de ação em compósitos unidirecionais, para o ângulo de falha (θ_{fp}) (Wiegand et al. 2008) e (Lutz 2006).....	32
Figura 29 - Modos de falha do mecanismo FF, adaptado de (Laval 2003).....	33
Figura 30 - Representação gráfica da curva de falha (σ_2, τ_{21}) para tensão σ_1 e dos limites dos três modos de falha (A, B e C) de um compósito, adaptação de (Puck 1996) e (Lopez et al. 2009).....	33
Figura 31 - Modos de falha e ângulos de aplicação dos carregamentos, adaptado de (Laval 2003) 34	
Figura 32 - Esquema geral de um laminado em condições gerais de carregamento (Koc et al. 2016)	37
Figura 33 - Exemplo geral de uma lâmina unidirecional (Koruche and Patil 2015).....	38
Figura 34 - Ilustração de uma lâmina unidirecional e dos eixos do laminado e global, adaptado de (Farooq and Myler 2017)	39
Figura 35 - Variação da deformação e tensão ao longo da espessura, adaptação de (Koruche and Patil 2015).....	40
Figura 36 - Geometria de um laminado com n camadas, adaptado de (Koruche and Patil 2015) ...	40
Figura 37 - Etapas percorridas no ANSYS ® APDL para realizar as análises dos laminados.....	44
Figura 38 - Geometria e localização dos nós para elemento SHELL281, em 2D (Mandal and Ray 2015)	45
Figura 39 - Orientação das fibras do laminado, camada a camada	46
Figura 40 - Representação da geometria e dimensões da placa em 2D.....	47
Figura 41 - Representação da malha gerada em 2D.....	48
Figura 42 - Representação das condições de fronteira e de carregamento em 2D, na placa total (a) e no ¼ da placa no ANSYS ® APDL (b).....	49
Figura 43 - Diferentes tipos de aplicação da carga considerados, carregamento de tração transversal (a), carregamento de tração longitudinal (b) e carregamento de tração transversal e longitudinal (c)	58
Figura 44 – Esquema ilustrativo do algoritmo elaborado para determinar a carga da primeira falha	59
Figura 45 - Representação da placa em 2D, simplesmente apoiada em $y=0$ e $y=L$	60
Figura 46 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E1.....	61
Figura 47 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E1 61	
Figura 48 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E2.....	63
Figura 49 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E2 63	
Figura 50 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E3.....	65

Figura 51 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E3	65
Figura 52 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E4.....	67
Figura 53 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E4	67
Figura 54 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E5.....	68
Figura 55 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E5	68
Figura 56 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E6.....	70
Figura 57 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E6	70
Figura 58 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E7.....	71
Figura 59 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E7	71
Figura 60 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E8.....	72
Figura 61 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E8	73
Figura 62 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E9.....	74
Figura 63 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E9	74
Figura 64 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E10.....	76
Figura 65 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E10	76
Figura 66 - Representação da placa em 2D, com apoios simples em $x=0$ e $x=C$	77
Figura 67 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E1.....	78
Figura 68 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E1	79
Figura 69 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E2.....	80
Figura 70 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E2	80
Figura 71 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E3.....	82
Figura 72 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E3	82
Figura 73 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E4.....	84
Figura 74 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E4	84
Figura 75 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E5.....	85
Figura 76 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E5	85
Figura 77 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E6.....	87
Figura 78 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E6	87
Figura 79 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E7.....	89
Figura 80 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E7	89
Figura 81 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E8.....	90
Figura 82 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E8	90
Figura 83 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E9.....	92
Figura 84 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E9	92
Figura 85 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E10.....	94
Figura 86 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E10	94

Figura 87 - Representação da placa em 2D, com simplesmente apoiada em todas extremidades ...	95
Figura 88 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E1.....	96
Figura 89 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E1	96
Figura 90 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E2.....	97
Figura 91 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E2	97
Figura 92 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E3.....	99
Figura 93 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E3	99
Figura 94 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E4.....	100
Figura 95 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E4	100
Figura 96 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E5.....	102
Figura 97 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E5	102
Figura 98 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E6.....	103
Figura 99 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E6	104
Figura 100 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E7.....	105
Figura 101 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E7	105
Figura 102 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E8.....	106
Figura 103 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E8	106
Figura 104 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E9.....	108
Figura 105 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E9	109
Figura 106 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E10.....	110
Figura 107 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E10	111
Figura 108 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E2	112
Figura 109 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E3	112
Figura 110 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E5	112
Figura 111 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E7	113
Figura 112 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E9	113
Figura 113 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E2	114
Figura 114 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E3	114
Figura 115 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E5	115
Figura 116 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E7	115
Figura 117 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E9	115
Figura 118 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E2	116
Figura 119 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E3	117

Figura 120 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E5	117
Figura 121 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E7	117
Figura 122 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E9	118
Figura 123 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tsai-Wu para Caso E2 ($[0^{\circ}/90^{\circ}]_2$ s, $[0,125]_8$, AS4/3501-6)).....	120
Figura 124 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tsai-Wu para Caso E3 ($[30^{\circ}/90^{\circ}/-30^{\circ}/30^{\circ}]$, $[0,25]_4$, Glass/epoxy))	121
Figura 125 – a) Representação da Mesh, apoios e cargas geradas em 2D, para situação de carga biaxial $N_x = N_y$, b) Ilustração do índice de falha obtido na pior lâmina do compósito para uma carga de 31 N/mm, na situação de carga biaxial $N_x = N_y$, Caso E3, camada 4 (30°), usando o Critério de Tsai-Wu.....	122
Figura 126 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tsai-Wu para Caso E4 ($[45^{\circ}/-45^{\circ}]_s$, $[0,20]_4$, Glass/epoxy))	123
Figura 127 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tsai-Wu para Caso E7 ($[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}]$, $[0,125]_3$, Glass/epoxy))	124
Figura 128 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tsai-Wu para Caso E9 ($[0^{\circ}/-45^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}/]_s$, $[0,14]_8$, G4-800/5260)).....	125
Figura 129 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tensão Máxima para Caso E3 ($[30^{\circ}/90^{\circ}/-30^{\circ}/30^{\circ}]$, $[0,25]_4$, Glass/epoxy))	126
Figura 130 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tensão Máxima para Caso E9 ($[0^{\circ}/-45^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}/]_s$, $[0,14]_8$, G4-800/5260))	127
Figura 131 – Representação e medidas das placas estudadas para o cálculo do KT	131
Figura 132 - Relação entre o diâmetro e KT	132
Figura 133 - Relação entre o $a/b < 1$ e fator de concentração de tensão (KT).....	132
Figura 134 - Relação entre o $a/b > 1$ e KT	133
Figura 135 - Influência do ângulo de orientação da fibra no fator de concentração de tensão	134
Figura 136 - Influência do ângulo de orientação da fibra no fator de concentração de tensão	135
Figura 137 - Influência do ângulo de orientação da fibra no fator de concentração de tensão	135
Figura 138 - Influência do ângulo de orientação da fibra no fator de concentração de tensão	135
Figura 139 - Influência do ângulo de orientação da fibra no fator de concentração de tensão	136

Lista de Tabelas

Tabela 1 - Materiais compósitos e suas principais matrizes, baseado em (Leite 2014)	8
Tabela 2 - Propriedade mecânicas das fibras mais utilizadas nos materiais compósitos, adaptação (Moura, Morais, and Magalhães 2009)	13
Tabela 3 - Vantagens e desvantagens dos componente em compósitos, relativamente aos componentes metálicos, baseado em (Daniel and Ishai 2006), (Nascimento 2009) e (Mazumdar 2002)	18
Tabela 4 - Utilização média anual de compósitos nos componentes dos automóveis (1988-1993), baseado em (Mazumdar 2002)	19
Tabela 5 - Valores típicos de B, para diferentes materiais, adaptação (Harris 2003)	25
Tabela 6 - Propriedades mecânicas e parâmetros de resistência do material (Barbero 2007).....	46
Tabela 7 - Dimensões da geometria do laminado e orientação das fibras (Barbero 2007)	47
Tabela 8 - Condições de fronteira e de carregamento da placa (Barbero 2007)	48
Tabela 9 - Apresentação dos resultados e desvios entre IF e R , obtidos por (Barbero 2007) e no Maple 14.....	51
Tabela 10 - Apresentação dos resultados e desvios entre IF e R , obtidos por (Barbero 2007) e no ANSYS ® APDL	51
Tabela 11 - Propriedades mecânicas e parâmetros de resistência do laminado (Moura et al. 2009) 52	
Tabela 12 - Dimensões e orientação das fibras e condições de fronteira e de carregamento da placa (Moura et al. 2009).....	52
Tabela 13 - Apresentação dos resultados e desvios entre IF e R , obtidos por (Cakioa 2015) e no Maple 14.....	52
Tabela 14 - Apresentação dos resultados e desvios entre IF e R , obtidos por (Cakioa 2015) e no Maple 14.....	53
Tabela 15 - Apresentação dos resultados e desvios entre IF e R , obtidos por (Moura et al. 2009) e no Maple 14.....	53
Tabela 16 - Apresentação dos resultados e desvios entre IF e R , obtidos por (Moura et al. 2009) e no Maple 2018.....	53
Tabela 17 - Índices (IF e R), obtidos por (Barbero 2007) e no Maple 14, pelo critério de Tsai-Wu	54
Tabela 18 - Índices (IF e R), obtidos por (Moura et al. 2009) e no Maple 14, pelo critério de Tsai-Wu.....	54
Tabela 19 - Propriedades mecânicas e parâmetros de resistência do laminado (Kim et al. 1994) ...	55
Tabela 20 - Dimensões e orientação das fibras e condições de fronteira e de carregamento das placas (Kim et al. 1994)	55
Tabela 21 - Índices (IF e R), obtidos em (Kim et al. 1994) e no Maple 14, para o critério de Tsai-Hill	55
Tabela 22 – Condições relacionadas com os casos de estudo (Kaddour et al. 2014).....	57
Tabela 23 - Propriedades mecânicas e parâmetros de resistência dos laminados avaliados na dissertação (Flatscher, Schuecker, and Pettermann 2013)	58

Tabela 24 – Dimensões gerais das placas estudadas	58
Tabela 25 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E1	60
Tabela 26 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E1.....	61
Tabela 27 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E2.....	62
Tabela 28 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E2.....	62
Tabela 29 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E3	64
Tabela 30 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E3.....	64
Tabela 31 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E4	66
Tabela 32 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E4.....	66
Tabela 33 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E5	67
Tabela 34 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E5.....	68
Tabela 35 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E6.....	69
Tabela 36 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E6.....	69
Tabela 37 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E7	70
Tabela 38 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E7.....	71
Tabela 39 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E8.....	72
Tabela 40 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E8.....	72
Tabela 41 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E9.....	73
Tabela 42 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E9.....	74
Tabela 43 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E10.....	75
Tabela 44 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E10.....	76
Tabela 45 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E1	78
Tabela 46 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E1.....	78
Tabela 47 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E2.....	79
Tabela 48 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E2.....	79
Tabela 49 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E3	81
Tabela 50 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E3.....	81
Tabela 51 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E4.....	83
Tabela 52 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E4.....	83
Tabela 53 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E5	84
Tabela 54 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E5.....	85
Tabela 55 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E6.....	86
Tabela 56 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E6.....	86
Tabela 57 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E7	88
Tabela 58 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E7.....	88
Tabela 59 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E8.....	89
Tabela 60 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E8.....	90

Tabela 61 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E9	91
Tabela 62 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E9.....	91
Tabela 63 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E10	93
Tabela 64 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E10.....	93
Tabela 65 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E1	95
Tabela 66 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E1.....	95
Tabela 67 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E2	96
Tabela 68 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E2.....	97
Tabela 69 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E3	98
Tabela 70 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E3.....	98
Tabela 71 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E4.....	99
Tabela 72 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E4.....	100
Tabela 73 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E5	101
Tabela 74 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E5.....	101
Tabela 75 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E6	102
Tabela 76 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E6.....	103
Tabela 77 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E7	104
Tabela 78 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E7.....	104
Tabela 79 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E8.....	105
Tabela 80 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E8.....	106
Tabela 81 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E9	107
Tabela 82 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E9.....	108
Tabela 83 - Índices de falha (<i>IF</i>) obtidos no Maple, para o estudo E10	109
Tabela 84 - Índices de resistência (<i>R</i>) obtidos no Maple, para o estudo E10.....	110
Tabela 85 – Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tsai-Wu para Caso E2 ([0°2/90°2]s, [0,125]8, AS4/3501-6)).....	119
Tabela 86 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tsai-Wu para Caso E3 ([30°/90°/-30°/30°], [0,25]4, Glass/epoxy))	120
Tabela 87 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tsai-Wu para Caso E4 (([45°/-45°]s, [0,20]4, Glass/epoxy)).....	122
Tabela 88 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tsai-Wu para Caso E7 ([0°/90°/0°], [0,125]3, Glass/epoxy))	123
Tabela 89 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tsai-Wu para Caso E9 ([0°/-45°/45°/90°/]s, [0,14]8, G4-800/5260)).....	124
Tabela 90 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tensão Máxima para Caso E3 ([30°/90°/-30°/30°], [0,25]4, Glass/epoxy))	125
Tabela 91 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tensão Máxima para Caso E9 ([0°/-45°/45°/90°/]s, [0,14]8, G4-800/5260))	126

Tabela 92 – Erros percentuais máximos, entre os resultados obtidos nos modelos numérico e analítico	127
Tabela 93 - Propriedades mecânicas do material do laminado (Ko 1985).....	128
Tabela 94 - Propriedades mecânicas do material do laminado (Weixing and Xinlu 1991)	129
Tabela 95 - KT obtidos por (Ko 1985) e em (Weixing and Xinlu 1991) e no Maple	131
Tabela 96 – Fatores de concentração de tensão (KT) obtidos no Maple para $a/b < 1$	132
Tabela 97 - Fatores de concentração de tensão (KT) obtidos no Maple para $a/b > 1$	133

Capítulo 1

Introdução

Esta monografia é resultado de uma indispensável investigação sobre os materiais compósitos, cujo objetivo principal é de elaborar estudos sobre alguns critérios de falha, em placas produzidas em materiais compósitos laminados. No decorrer do tempo, em inúmeras áreas de Engenharia, o homem foi sempre desafiado a inventar ou imaginar projetos com estruturas cada vez mais perfeitas e complexas, por razões de desenvolvimento tecnológico e da necessidade de satisfazer o maior número de clientes, que por sua vez procuram cada vez mais produtos de alta qualidade ao menor preço possível. Os compósitos surgiram com o intuito de ajudar a projetar estruturas aptas para suportarem condições mais exigentes do que se estas fossem fabricadas pelos metais.

A presente secção marca o início do capítulo introdutório, e com este pretende-se principalmente expor os principais objetivos e motivações do trabalho, apresentar a metodologia utilizada e a estrutura do trabalho, em capítulos, resumindo-os de uma forma muito sucinta.

1.1 Motivação e objetivos do trabalho

Do ponto de vista pessoal, a escolha do tema da dissertação prende-se principalmente pelo fato de ter interesse pela indústria aeronáutica e pela necessidade de aprofundar os meus conhecimentos relacionados com os compósitos, cada vez mais utilizados de forma predominante em diversas indústrias da Engenharia, principalmente na aeronáutica. Prevê-se que os materiais compósitos sejam o futuro de muitas áreas de Engenharia, como se irá observar no próximo capítulo, por isso aceitei este desafio por ver uma porta aberta a nível profissional. Para além do mais, os conteúdos sobre os materiais compósitos abordados no decorrer do trabalho são do meu interesse e constituem uma mais valia para a minha formação profissional e pessoal.

Atualmente, vários estudos sobre os materiais compósitos laminados são feitos, em laboratórios, de modo a garantir que estes apresentem bons benefícios nas diversas áreas de Engenharia. Portanto, para o presente trabalho são considerados como objetivos principais:

- a) Desenvolver e validar os modelos numérico e analíticos;
- b) Implementar os critérios de falha nos modelos desenvolvidos;
- c) Estudar os índices de falha e prever a falha da primeira camada, no laminado;
- d) Avaliar a influência da orientação das fibras e do sequenciamento do empilhamento;
- e) Determinar a carga máxima suportada por cada placa laminada.
- f) Desenvolver e validar um modelo para o estudo do fator de concentração de tensão K_T ;
- g) Estudar a comportamento do K_T para diferentes tamanhos e formas do furo na placa e retirar conclusões sobre o mesmo;

Introdução

1.2 Metodologia utilizada

Relativamente à metodologia a seguir, para alcançar os objetivos apresentados no subcapítulo antecedente foi fundamental elaborar dois tipos de pesquisa:

- a) **Pesquisa bibliográfica** – indispensável para a elaboração do trabalho, dado que facilita a compreensão sobre os tópicos abordados na dissertação tais como, as vantagens que os materiais compósitos trouxeram nas diversas indústrias de Engenharia, sobre onde se aplicam frequentemente ou a importância do estudo dos mesmos.
- b) **Investigação** – é a pesquisa mais desafiadora, porém muito importante e útil, porque sem esta não seria possível elaborar o trabalho. Para esta dissertação, a investigação consistiu principalmente na elaboração de um (1) modelo numérico e seis (6) modelos analíticos, que fossem eficazes para analisar os estudos pretendidos no presente trabalho.

Todos os modelos apresentados na presente dissertação foram elaborados através de programação, com o intuito de obter bons resultados, graças aos conhecimentos adquiridos, no entanto, para o modelo numérico recorreu-se ao ANSYS e para os modelos analíticos o Maple, dois softwares muito usados para realizar os estudos apresentados no trabalho.

Desenvolveram-se os modelos numérico e analíticos através da linguagem de programação, fundamentada pela investigação elaborada previamente, seguindo os seguintes passos:

- c) Pesquisa sobre a linguagem de programação dos modelos;
- d) Elaboração dos modelos numérico e analíticos;
- e) Validação dos modelos;
- f) Implementação e análise dos casos de estudo;
- g) Conclusões;

Para validar os modelos desenvolvidos, de modo a garantir o seu perfeito funcionamento, recorreu-se à alguns estudos realizados por diversos autores.

1.3 Estrutura do documento

Esta monografia esta dividida em cinco (5) capítulos, entre os quais se inclui o presente capítulo de introdução.

Capítulo 1

O primeiro capítulo está dividido em três subcapítulos nos quais se faz uma breve introdução sobre o tema da presente monografia. Em seguida apresentam-se as motivações para a escolha que levaram a realização ou escolha do tema e os objetivos a alcançar. Expõem-se os métodos utilizados para alcançar os objetivos considerados. Por fim é apresentado a estrutura do trabalho, onde são revelados todos os capítulos que constituem a dissertação.

Capítulo 2

O segundo capítulo é dividido em oito (8) subcapítulos, nos quais é realizada uma revisão bibliográfica sobre o tema. Nos subcapítulos são apresentadas temáticas que aprofundam os conhecimentos sobre os materiais compósitos laminados e sobre alguns critérios de falha pertinentes para realizar a dissertação. Neste capítulo começa-se por descrever os compósitos quanto a matriz, em seguida quanto ao reforço, posteriormente faz-se uma comparação entre os metais e os compósitos, para depois se apresentar as vantagens e desvantagens dos materiais compósitos. No mesmo são ainda apresentadas as indústrias onde normalmente se usam os materiais compósitos, se expõem os problemas de fadiga que estes apresentam. Por fim se apresentam os critérios de falha e as equações constitutivas dos laminados.

Capítulo 3

No capítulo 3 são apresentados os modelos numérico e analíticos utilizados para realizar o trabalho. É neste capítulo onde são apresentadas as propriedades mecânicas dos materiais compósitos utilizados para os estudos feitos de modo a validar os modelos. São apresentados inicialmente os passos necessários para se fazer os estudos de falha nos laminados no programa Maple e posteriormente é apresentada a modelação de compósitos pelo método de elementos finitos. É feita uma explicação sobre alguns comandos do ANSYS, uma vez que foi necessário recorrer a alguns comandos específicos. Finalizando, o último subcapítulo é dedicado aos estudos realizados, apresentando as tabelas dos resultados obtidos nos modelos numérico e analíticos, e os resultados obtidos por outros autores, para finalmente calcular os desvios entre estes.

Capítulo 4

No quarto capítulo são apresentados os casos de estudo e o algoritmo para determinar a carga máxima suportada pelos laminados, pertinentes na elaboração do trabalho. No mesmo são expostos e discutidos todos resultados obtidos através dos métodos apresentados no capítulo 3, para os critérios de falha apresentados no presente trabalho. Finalmente, o capítulo encerra com um subcapítulo para estudos dedicados ao comportamento do fator de concentração de tensão para uma placa com diferentes formatos e tamanhos de furos.

Capítulo 5

Este é o capítulo que encerra a monografia, onde se formaliza uma reflexão sobre os resultados obtidos em todos os estudos apresentados no capítulo anterior, discutindo a viabilidade dos modelos tendo em conta os resultados expectáveis de se obter. Por último, são igualmente apresentadas propostas para trabalhos futuros a serem desenvolvidos.

Capítulo 2

Revisão bibliográfica

Neste capítulo serão apresentados os conceitos e fundamentos teóricos relevantes para realizar o presente trabalho.

Atualmente, tem-se recorrido cada vez mais a técnicas que combinam diferentes materiais com o propósito de obter novos materiais com propriedades únicas e difíceis de atingirem, quando os materiais combinados analisados em separado. Assim sendo, se pode dizer que esta é a definição de material compósito. Normalmente, o termo compósito se encontra associado a união entre dois ou mais materiais, de modo a se obter novos materiais com características superiores as dos materiais que o constituem.

Tal e qual em (Noël 2019) e (Deepak Kumar et al. 2019), comparando a nível industrial os cenários antigo e moderno, se observa que os materiais compósitos têm ganho cada vez mais aplicabilidade nas diversas áreas de engenharia, substituindo os metais. Os materiais compósitos são atualmente usados e apresentam excelentes vantagens nas indústrias, aeroespacial, aeronáutica, automóvel, civil, biomédica, desporto, entre outras, em virtude das características que apresentam.

O termo compósito é atual, contudo os materiais compósitos já existem desde a época em que se produzia tijolos, reforçados com palha, de modo a serem mais resistentes. Nos dias de hoje, os materiais ganham relevância e são cada vez mais utilizados na produção de diversos itens, tais como bicicletas, estruturas e alguns componentes das aeronaves, alguns artigos de desporto, betão armado, entre outras aplicações (S. A. da C. Almeida 2012).

Conforme (Nascimento 2009) e (Campbell 2010), se define material compósito, os materiais que são obtidos a partir da integração de dois ou mais materiais, mecanicamente separáveis, com diferentes propriedades mecânicas, configurações e fases (matriz e reforço), com a finalidade de se obter novos materiais com propriedades mecânicas inatingíveis, quando comparados com a dos materiais combinadas.

Ainda segundo (Daniel and Ishai 2006), para que os novos materiais beneficiem de propriedades incomparáveis, os associados devem ter entre si uma excelente afinidade química, contudo as fases destes mantêm. Assim como, se preservam as propriedades químicas, mecânicas e físicas dos materiais associados.

Nem sempre foi possível acompanhar a utilização dos materiais compósitos, nas diversas indústrias. Contudo, como já foi mencionado, nas indústrias, aeroespacial, aeronáutica e automóvel, os materiais compósitos têm tido um papel fundamental no fabrico de alguns componentes, devido às vantagens que estes apresentam. Vários estudos feitos nas aeronaves da Airbus concluíram que, a empregabilidade dos materiais compósitos nestas aeronaves permitiu que o peso estrutural destas

reduzisse (ver figura 1), todavia para as aeronaves mais modernas estes valores são superiores (Bettebghor, Grihon, and Morlier 2018).

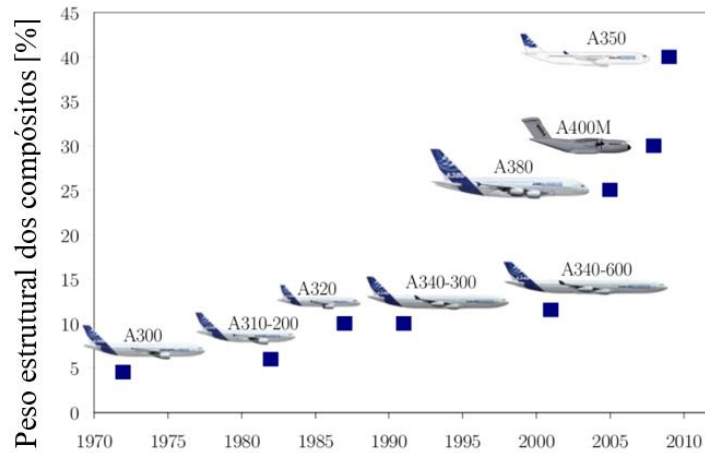


Figura 1 - Evolução da redução do peso estrutural [%], das aeronaves da Airbus, devido à utilização dos compósitos, adaptação (Bettebghor et al. 2018)

2.1 Matriz

De acordo com (Nascimento 2009) e (Callister 2000), normalmente, os materiais compósitos são constituídos por uma matriz e um reforço (figura 2), separáveis uma da outra, como apresentado anteriormente. Neste subcapítulo serão aprofundados alguns conceitos sobre as matrizes, relativamente as suas funções e a relevância que têm nos materiais compósitos.

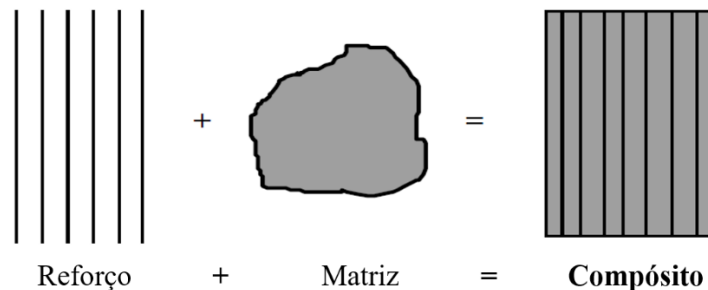


Figura 2 – Composição de um material compósito, adaptação (Mazumdar 2002)

Em conformidade com (Callister 2000) e (Miracle and Donaldson 2001), a matriz representa a maior percentagem da composição química nos materiais compósitos, e por essa razão é por muitos autores, considerada o material principal. Apresenta melhor concentração, assegurando assim, uma melhor absorção do reforço. É a fase contínua dos compósitos e responsável pelo preenchimento dos espaços vazios, que existe entre os elementos dos reforços.

De acordo com (Miracle and Donaldson 2001) e (N. M. B. G. de Almeida 2012), normalmente, nos materiais compósitos, a matriz tem como principais funções:

- Manter as fibras firmes e nas posições corretas;
- Transferir e distribuir as cargas entre as fibras;
- Conferir a forma e bom acabamento superficial dos materiais compósitos;
- Proteger as fibras do desgaste, ataques químicos, calor, humidade, entre outros fatores;

Revisão bibliográfica

- Proporcionar uma boa resistência aos materiais compósitos;
- Facilitar a produção de componentes mais complexos;
- Conferir diferentes e excelentes propriedades mecânicas.

Ainda de acordo com (Pinheiro 2010) e (Osswald and Menges 2010), a matriz suporta temperaturas mais limitadas do que o reforço, por conseguinte, o modo pelo qual são fabricados os materiais compósitos e a matriz são fatores determinantes para determinar a temperatura máxima de serviço dos compósitos. Quanto a matriz, os materiais compósitos são classificados em três grandes grupos, que são os compósitos de matriz polimérica (PMC - *Polymer Matrix Composite*), de matriz cerâmica (CMC - *Ceramic Matrix Composites*) e os de matriz metálica (MMC - *Metal Matrix Composites*), apresentadas em seguida.

2.1.1 Compósitos de Matriz Polimérica

Os PMC são neste momento os mais utilizados e têm substituído os materiais metálicos, nas diversas indústrias e aplicações. Os PMC são normalmente formados por polímeros ou pela combinação de polímeros e outros materiais não poliméricos como, por exemplo, o betão, asfalto, Kevlar (figura 3), madeira, etc (Osswald and Menges 2010). De modo geral, a matriz polimérica apresenta uma baixa rigidez e é dúctil, quanto a resistência mecânica, a densidade, a dureza, ao módulo de elasticidade e ao coeficiente de expansão são superiores, quando comparados com os do reforço, sendo que este tem um comportamento frágil. A matriz polimérica é responsável por proteger o reforço contra abrasão, ataques químicos, penetração dos líquidos, humidade e pela distribuição uniforme de tensões pelos reforços (S. A. da C. Almeida 2012) e (Bonatti 2018).



Figura 3 – Teste de resistência ao impacto no tecido de Kevlar, por um projétil à 150 m/s, (Safri et al. 2018) Conforme os autores (N. M. B. G. de Almeida 2012) e (Ramão 2003), as matrizes poliméricas podem ser termoendurecíveis ou termoplásticas. Os materiais compósitos com as matrizes termoendurecíveis não são reutilizáveis e não podem ser refundidos depois de serem submetidos a tratamentos térmicos ou químicos. Por outro lado, os materiais compósitos com as matrizes termoplásticas não apresentam estas limitações, ou seja, são reutilizáveis e podem ser reestruturados, sem que as suas propriedades sofram grandes alterações. Os materiais compósitos com as matrizes termoplásticas são fáceis de processar, apresentam uma boa fiabilidade na produção de componentes

e são produzidas em menor intervalo tempo, quando comparados com os compósitos de matrizes termoendurecíveis (Cruz 2006).

2.1.2 Compósitos de Matriz Cerâmica

Os CMC são constituídos por materiais metálicos e não metálicos e, em geral, apresentam um comportamento frágil. As matrizes cerâmicas conferem aos materiais compósitos, bom isolamento térmico e elétrico, boa estabilidade térmica e elevada dureza, comparativamente as matrizes poliméricas. De modo geral os CMC são suscetíveis a fratura frágil e tem uma baixa resistência à tração, ao impacto mecânico e ao choque térmico. São normalmente utilizados nas indústrias, automóvel, aeroespacial (ver figura 4), aeronáutica e militar, na produção de componentes sujeitos à corrosão, ao desgaste e às temperaturas de serviço na ordem dos 300°C, e também em alguns artigos de desporto, conforme (Miracle and Donaldson 2001) e (Osswald and Menges 2010).



Figura 4 – Bocal do foguete em material compósito de matriz cerâmica, (NASA 2019)

2.1.3 Compósitos de Matriz Metálica

Conforme (Osswald and Menges 2010), os MMC são constituídos por um material metálico de baixa densidade como, por exemplo, as ligas de Al, Cu, Ti, Fe ou Mg, reforçado com fibras contínuas/cerâmicas ou partículas. As fibras são utilizadas como reforço quando se pretende que os componentes suportem cargas elevadas, porém são direcionais, isto é, nas direções em que não há fibras os MMC têm um comportamento frágil. As matrizes cerâmicas são obtidas através da fundição ou metalurgia do pó, seguido de processos de pós-processamento como a laminação, extrusão ou forjamento. A resistência dos reforços nos MMCs dependem do campo de aplicação, podendo até serem mais resistentes do que a matriz.

Segundo (Bonatti 2018) e (Duarte 1988), as ligas mais utilizadas na produção dos MMC são Al e Mg, porque apresentam uma boa relação entre a tensão e a densidade, são fáceis de processar e são baratas. As ligas de Ti (figura 5) são normalmente utilizadas em situações em que os componentes são sujeitos a elevadas temperaturas, devido às suas propriedades. Normalmente, os MMC são dúcteis, têm elevada resistência mecânica e dureza, são bons condutores térmicos e elétricos e normalmente são opacos. De modo geral, são empregados nas indústrias, automóvel, aeronáutica e ferroviária.

Revisão bibliográfica



Figura 5 - Estrutura e alguns componentes da Aeronave F16, fabricadas através dos MMCs (Ti+ TiB), (Khodadadi et al. 2019)

Apresentadas as classificações dos compósitos quanto a matriz, na tabela 1 são apresentados os componentes constituintes destes materiais.

Tabela 1 - Materiais compósitos e suas principais matrizes, baseado em (Leite 2014)

PMCs	MMCs	CMCs
Epóxi reforçado com aramida	Matriz metálica de alumínio reforçada com partículas de carbono	Fibras de oxido de alumínio em matriz de zircônio
Epóxi reforçado com carbono	Fibras ou partículas de carbono	30% de carboneto de titânio e 70% de oxido de alumínio
Poliéster reforçado com fibras de vidro		

2.2 Reforço

Neste subcapítulo serão abordados alguns conceitos sobre os reforços, no que tange as suas funções e a importância que têm nos materiais compósitos. Conforme (S. A. da C. Almeida 2012) e (Jones 1998), os reforços podem ser fibras ou partículas e, geralmente manifestam um comportamento duro, resistente e rígido, comparativamente as matrizes. São responsáveis por suportarem entre 70% a 90% das cargas, proporcionam a rigidez, a resistência mecânica, a estabilidade térmica, as condutividades térmica e elétrica, entre outras propriedades aos materiais compósitos. São também em alguns casos responsáveis pela proteção das matrizes, por exemplo, quando os compósitos estão expostos ao desgaste mecânico ou ambiental, os reforços diminuem os impactos causados por estes fatores, nas matrizes (Schöntag 2009).

Quanto aos compósitos reforçados por fibras (FRC - *Fiber Reinforced Composites*), as suas propriedades têm uma forte dependência da orientação das fibras, definidas antes da laminação e do campo de aplicação destes (Schöntag 2009).

Conforme (Duarte 1988), os reforços são utilizados quando se pretendem melhorar as seguintes propriedades:

- Resistência mecânica;
- Rigidez;
- Vida à fadiga;

- Resistência ao desgaste, à abrasão, à corrosão e ao fogo;
- Propriedades mecânicas e elétricas;
- Isolamento térmico;
- Condutividade térmica;
- Comportamento mecânico às altas temperaturas.

De acordo com o mesmo autor, os reforços têm como principais funções:

- Suportar as tensões exercidas sobre os compósitos, quando se encontram em serviço;
- Diminuir ou interromper a propagação de fissuras;
- Moderar a diminuição das propriedades, afetadas com o aumento de temperatura;
- Aumentar as propriedades mecânicas e outras da matriz.

Os materiais compósitos são distintos dos materiais heterogêneos e, de modo geral apresentam as seguintes propriedades (Schöntag 2009):

- Resistência à fadiga, à humidade e ao calor;
- Não são sensíveis a produtos químicos (petróleo e alguns óleos);
- Alguns apresentam menor resistência ao impacto, quando comparados com materiais metálicos.

Consoante (Pinheiro 2010) e (Osswald and Menges 2010), os materiais compósitos conseguem suportar cargas elevadas, quanto mais forte for a relação entre a matriz e o reforço, ou seja, a matriz deve apresentar valores de módulo de elasticidade inferior e de alongamento maior, quando comparados com os do reforço. A escolha das matrizes e reforços dependem muito do campo de aplicação, da temperatura máxima de serviço, das condições e tipo do ambiente, dos custos de produção dos materiais compósitos e o desempenho que estes apresentam em diversas aplicações.

2.3 Classificação dos materiais compósitos

De acordo com (Nascimento 2009) e (Callister and Rethswisch 2009), os materiais compósitos são classificados em termos da morfologia dos seus reforços em três grandes categorias (ver figura 6), e são as seguintes:

- a) FRC, ou seja, são constituídos por fibras na sua matriz;
- b) Compósitos reforçados com partículas (PRC - *Particulate Reinforced Composite*), compostas em partículas na sua matriz;
- c) Compósitos estruturais, obtidos através da sobreposição de diferentes materiais em camadas.

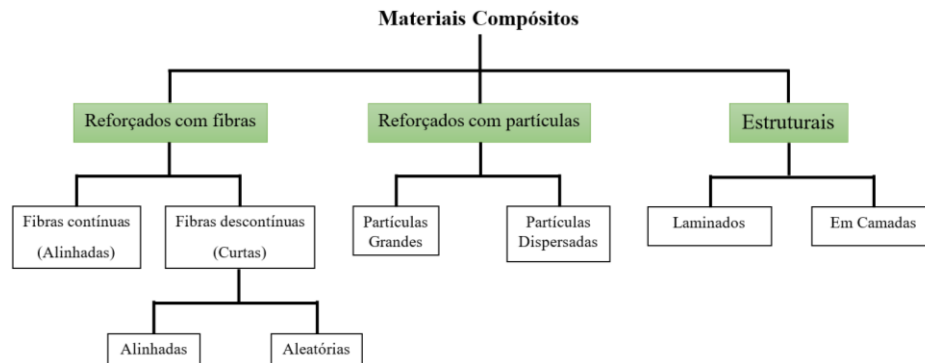


Figura 6 - Classificação dos materiais compósitos, adaptação (Nascimento 2009) e (Callister and Rethswisch 2009)

De modo a complementar a figura apresentada anteriormente, a figura 7 ilustra a distribuição das fibras, das partículas e estruturas (em camadas).

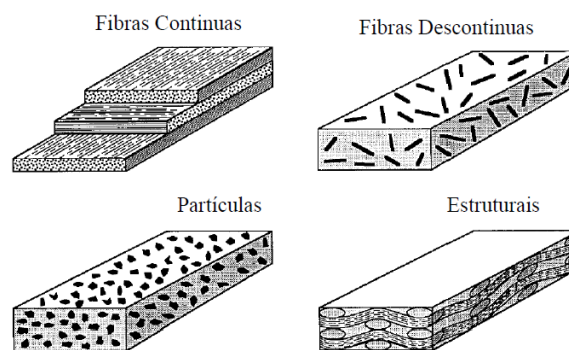


Figura 7 - Constituição de vários tipos de materiais compósitos, adaptação (Kutz 2006)

2.3.1 Compósitos reforçados com fibras

Conforme as literaturas (Elkader 2014) e (Almuramady 2007), as fibras consistem em pequenas tiras, difíceis de medir a olho nu e, apresentam um diâmetro que varia entre 5 μm a 100 μm . São utilizados nos materiais compósitos para aumentarem a resistência, a tenacidade e a rigidez. São flexíveis e são facilmente moldáveis, em diversas geometrias, para diferentes aplicações. Existem três tipos de fibras, como ilustrado na figura 8, sendo que a escolha destas depende do campo de aplicação dos materiais compósitos.

Geralmente, os FRC contínuas são anisotrópicos, nestes compósitos, as fibras proporcionam a rigidez e resistência mecânica, elevadas. As fibras dos componentes produzidas em compósitos reforçados com fibras contínuas, devem ser cortadas após a sua produção. Doutra lado, FRC descontinuas são designados isotrópicos e, estas fibras devem ser cortadas antes da produção dos componentes, com tamanhos entre 3 mm a 10 mm. Das diversas fibras existentes atualmente, as mais utilizadas são as poliméricas (carbono e vidro), as cerâmicas (boro e carboneto de sílica) e metálicas (Elkader 2014) e (Mazumdar 2002).

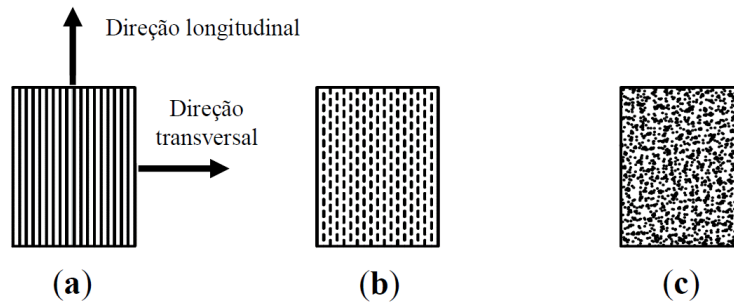


Figura 8 - Compósitos reforçados em fibras: (a) contínuas e alinhadas, (b) descontínuas alinhadas e (c) descontínuas aleatórias, adaptação (Almuramady 2007)

Segundo (Elkader 2014), (Osswald and Menges 2010) e (Almuramady 2007), as fibras orientadas na mesma direção são designadas unidirecionais, e quando apresentam diferentes orientações, em diferentes direções se dizem ser multidirecionais (comportamento isotrópico). As fibras podem apresentar diferentes orientações (ver figura 9), o que faz com que os compósitos apresentem diferentes características. As fibras unidirecionais são utilizadas em compósitos, quando se pretende fabricar componentes com elevados valores de rigidez e de resistência à tração e melhores propriedades mecânicas. As fibras contínuas e alinhadas aumentam a resistência dos materiais compósitos. Doutro lado, as fibras multidirecionais são utilizadas quando se deseja produzir componentes com um comportamento mecânico uniforme, melhor resistência ao impacto e bom acabamento superficial.

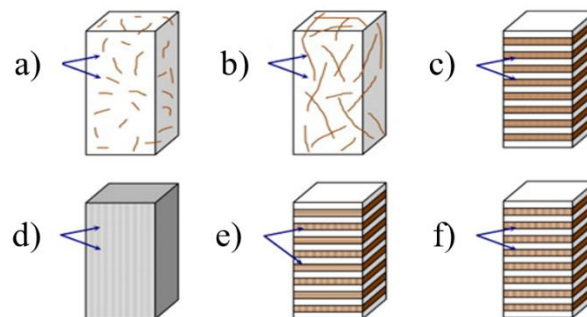


Figura 9 - Diferentes orientação de fibras, nos compósitos, baseado em (Ashik and Sharma 2015)

Legenda:

- a) Materiais compósitos reforçados com fibras curtas aleatórias;
- b) Materiais compósitos reforçados com fibras longas aleatórias;
- c) Materiais compósitos reforçados com fibras aleatórias;
- d) Materiais compósitos reforçados com fibras contínuas (unidirecionais);
- e) Materiais compósitos reforçados com fibras bidirecionais;
- f) Materiais compósitos reforçados com fibras unidirecionais.

Para além da orientação, as fibras podem apresentar diferentes formas e distribuições (ver figura 10), fatores que também influenciam as características dos compósitos, mas não só, o tipo de matriz utilizada também tem uma forte influência sobre estas (Callister and Rethswisch 2009).

Revisão bibliográfica

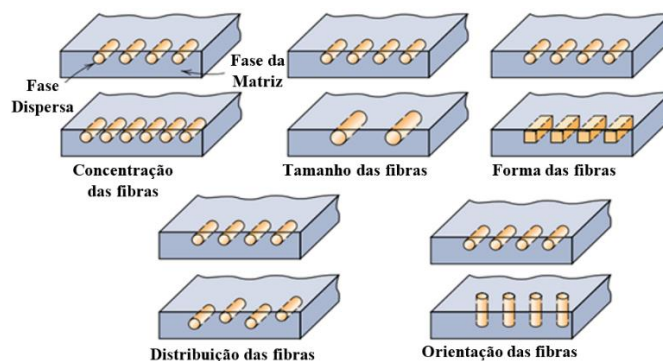


Figura 10 - Fatores da fase dispersa (Fibras ou Partículas) que influenciam as características dos compósitos, adaptação (Callister and Rethswisch 2009)

Atualmente existem inúmeras fibras utilizadas para a produção de componentes, em material compósito e, a escolha destas depende do campo de aplicação e das condições de serviço. Na época atual, as fibras de carbono, vidro, aramídicas e de boro são as mais utilizadas nas diversas áreas de Engenharia e, são estas que serão apresentadas em seguida (Pinheiro 2010) e (Safri et al. 2018).

2.3.1.1 Fibras de carbono

Consoante (Osswald and Menges 2010) e (Branquinho 2017), o diâmetro destas varia entre 5 μm a 8 μm , são obtidas através da oxidação de fios de seda (Rayon), à temperatura de 2800°C. São utilizadas para fabricar componentes em material compósito, que tenham boa flexibilidade, elevadas dureza e resistência à tração e/ou à compressão, comparativamente as outras fibras. Normalmente, os itens fabricados em compósitos com fibras de carbono, quando sujeitas aos impactos elevados, têm tendência em quebrar, porém se pode reduzir ou eliminar este fenómeno, combinando-as com uma resina epóxi, de modo a aumentar a resistência ao impacto destes. Devido às características que apresentam, são muito utilizadas em componentes das indústrias, aeronáutica, aeroespacial, automóvel e de desporto (Jollivet, Peyrac, and Lefebvre 2013) e (Taylor, Venkata Siva, and Rama Sreekanth 2017).

2.3.1.2 Fibras de vidro

Apresentam um diâmetro que varia entre 5 μm a 25 μm , obtidas a partir do vidro no estado líquido, através do arrefecimento rápido. Assim como as outras, o tamanho das fibras depende do campo de aplicação e, são otimizadas através do controlo térmico e cinético. São flexíveis, conferem elevada resistência a tração e compressão, são mais resistentes ao impacto, em comparação com as fibras de carbono, são fáceis de encontrar (baixo custo) e apresentam um baixo coeficiente de expansão (importante na indústria aeroespacial). Na indústria aeroespacial são utilizados em nos motores e turbinas a gás, por serem resistentes e suportarem elevadas temperaturas (Branquinho 2017) e (Chung 2010).

2.3.1.3 Fibras aramídicas

Normalmente, apresentam diâmetros compreendidos entre 12,5 μm a 100 μm , dependendo do campo de aplicação. São obtidas a partir de poliamidas aromáticas, muito utilizadas no fabrico de

itens, em que se deseja baixo peso, melhor relação resistência/peso e elevada resistência à tração e ao impacto. A área de aplicação destas é restrita (aeroespacial, marítima e automóvel), uma vez que é necessário um alto investimento para adquiri-las. É também comum serem utilizadas no fabrico de algumas cordas de cabos e alguns equipamentos de proteção (Chung 2010) e (Osswald and Menges 2010).

2.3.1.4 Fibras de boro

Conforme (Mallick 2007) e (Chawla 2012), apresentam o mesmo diâmetro que as anteriores, são obtidas utilizando técnicas de sobreposição química de vapores sobre um filamento de tungstênio. Concedem aos componentes, elevado módulo de elasticidade e maior resistência a compressão do que as fibras de vidro. O seu custo de aquisição ainda é neste momento elevado, por isso têm grande aplicabilidade na indústria aeroespacial.

Na tabela 2 estão apresentadas algumas propriedades mecânicas das fibras mais utilizadas atualmente.

Tabela 2 - Propriedade mecânicas das fibras mais utilizadas nos materiais compósitos, adaptação (Moura, Morais, and Magalhães 2009)

Tipos de fibras	Densidade [g/cm ³]	Modulo de Young [GPa]	Tensão de Rotura [MPa]
Fibras de carbono (PAN)	1,8	200-400	2480-5600
Fibras de vidro (Vidro E)	2,6	73	3400
Fibras aramídicas (Kevlar 49)	1,45	129	3000
Fibras de boro (100 µm)	2,61	400	3450

Na figura 11 são apresentados os aspetos das fibras, apresentadas na tabela anterior, contudo podem apresentar outros aspetos dependendo do campo de aplicação.

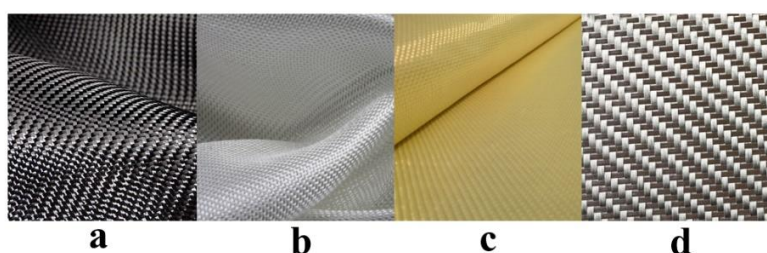


Figura 11 - Aspetos típicos das fibras de carbono (a), de vidro (b), aramídicas (c) e de boro(d), baseado em (Samal et al. 2019) e (Rösler, Harders, and Bäker 2007)

Normalmente, o diâmetro das fibras é mais reduzido do que o seu comprimento, característica que lhes permitem apresentar uma probabilidade de falha muito pequena, quando comparada com a dos materiais volumosos. Para se ter uma ideia do impacto que as fibras têm, nos componentes fabricados em compósitos pode-se fazer uma comparação da resistência do vidro, no estado bruto e das fibras de vidro. A resistência do vidro, no estado bruto (sem as fibras) é de 0,7 GPa, enquanto que quando se encontra em forma de fibras, esta pode atingir os 4,6 GPa (quase sete vezes superior) (Rösler et al. 2007).

Revisão bibliográfica

2.3.2 Compósitos reforçados com partículas

Neste subcapítulo serão apresentados e descritos de forma breve os dois tipos de reforços de partículas conhecidas (partículas grades e partículas dispersas), serão também mencionadas a influência que estas têm nos componentes produzidos em materiais compósitos. Os próximos subcapítulo serão escritos em conformidade com (Callister 2000) e (Callister 2007).

2.3.2.1 Partículas grandes

O tamanho destas pode variar entres $0,5\ \mu\text{m}$ a $5\ \mu\text{m}$, e nos componentes fabricados em compósitos têm como principal função de limitar o movimento da matriz, em situações em que o componente se encontra sob cargas externas. As propriedades mecânicas dos componentes em compósitos reforçados por partículas dependem da fração volumétrica, ou seja, uma boa fração volumétrica garante uma boa relação ou ligação entre as partículas e a matriz, e consequentemente se obtêm melhores propriedades mecânicas.

A matriz transfere parte das tensões para as partículas, visto que são mais resistentes, melhorando assim o comportamento e as propriedades dos componentes. A distribuição das partículas pela matriz é importante, para que se evite concentração de tensões, ou seja, a concentração de tensões pode ser evita distribuindo de forma inteligente e otimizada as partículas pela matriz, melhorando assim as propriedades mecânicas dos componentes.

2.3.2.2 Partículas dispersas

Estas apresentam um tamanho compreendido entre $0,01\ \mu\text{m}$ a $0,1\ \mu\text{m}$, e têm como principais funções de limitar a deformação plástica, aumentar a resistência à tração e a dureza nos componentes fabricados em compósitos reforçados com partículas. Existe uma forte interação atômica ou molecular entre estas partículas e a matriz, e só se obtêm melhores propriedades nos componentes em compósitos reforçados por partículas dispersas quando existe uma ótima relação entre a matriz e as partículas, assim como acontece entre as fibras e matrizes.

Em suma, o tamanho, a forma e a distribuição das partículas têm uma grande influencia nas propriedades dos componentes em compósitos reforçados com partículas, por exemplo, estudos concluíram que as partículas mais pequenas normalmente garantem uma maior resistência nos componentes fabricados em compósitos reforçados com partículas, mas estas devem ser distribuídas igualmente ao longo de toda matriz.

2.3.3 Compósitos estruturais

Os materiais compósitos estruturais normalmente são compostos tanto por materiais homogêneos, assim como por materiais compósitos. As propriedades dos componentes em materiais compósitos estruturais dependem fortemente dos materiais que os constituem (não dependem das propriedades dos materiais combinados), dos fatores geométricos dos elementos estruturais, definidos na fase do projeto e do posicionamento dos materiais envolvidos (Pereira 2017). Estes materiais compósitos se

distinguem dos outros porque não envolvem matrizes e reforços como acontecia nos outros (Diacenco 2010) e (Ramos 2006). Nos próximos subcapítulos serão abordados conceitos acerca dos dois tipos de compósitos estruturais, como foi visto antes, que são os compósitos laminares e os compósitos estruturais do tipo sanduíche.

2.3.3.1 Compósitos estruturais laminares

São agrupados por várias camadas (lâminas) com iguais ou diferentes orientações e direções (ver figura 12), dependendo do seu fim, permitindo assim obter componentes de elevada resistência, como acontece com a madeira, de acordo com (Callister 2000), (Pereira 2017) e (Almeida 2006). Os laminados podem ser obtidos combinando materiais em forma de tecidos, como algodão, o papel, ou fibras de vidro (trançadas), inseridos no interior de uma matriz polimérica, conforme (Callister 2000) e (Moura et al. 2009).

Por exemplo, os skis modernos são fabricados em material compósito estrutural laminar, com diferentes orientações ($\theta / -\theta / \theta$), onde θ é um ângulo diferente de 0° e 90° .

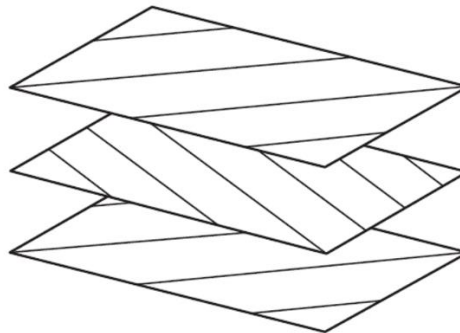


Figura 12 - Exemplo de um empilhamento de camadas, reforçado com fibras, com diferentes direções, (Osswald and Menges 2010)

As propriedades dos compósitos estruturais laminares dependem das diversas orientações e direções das fibras. Estas são definidas antes da laminação, tendo em conta as condições em que os componentes serão submetidos, isto é, são combinadas de modo a conferirem melhores propriedades, tais como a resistência, rigidez, baixo peso, resistência à corrosão, resistência ao desgaste e isolamento térmico e acústico nos componentes (Jones 1998). Por exemplo, nos dias que correm, os materiais compósitos estruturais são utilizados para fabricar alguns componentes das bicicletas modernas (pedais, assento, manípulos de travagem/transmissão e punhos) (ver figura 13), e esta tendência vem aumentando progressivamente, em (Schöntag 2009) e (Almeida 2006).



Figura 13 - Utilização dos compósitos estruturais nas bicicletas modernas, (Shortcuts 2018)

Revisão bibliográfica

2.3.3.2 Compósitos estruturais do tipo Sanduíche

São constituídos por um núcleo com baixa resistência e rigidez, por adesivos e duas lâminas externas (ver figura 14), que conferem uma elevada resistência nos componentes. As lâminas podem ser ligas de Al ou Ti, plásticos reforçados com fibras, aço ou madeira compensada, normalmente são responsáveis por suportarem maior parte da carga exercida sobre os componentes. O núcleo serve para separar as faces e proporcionar uma rigidez contra a tensão de corte ao longo dos planos perpendiculares às faces e resistência às deformações, tal qual em (Callister 2000), (Campbell 2010) e (Pereira 2017).

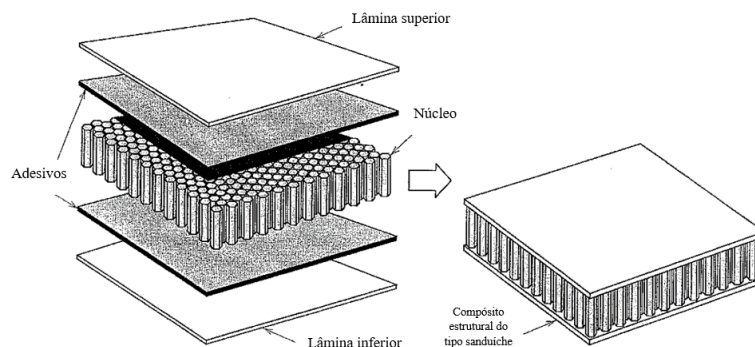


Figura 14 - Exemplo de um material compósito estrutural do tipo sanduíche, adaptação (Callister 2000)

Em conformidade com (Daniel and Ishai 2006) e (Elkader 2014), os componentes fabricados em materiais compósitos estruturais apresentam baixo peso e boa estabilidade dinâmica, são fortes e rígidos e têm uma elevada resistência ao impacto, abrasão e a corrosão porque apresentam um grande número de graus de liberdade. Por outro lado, é necessário recorrer às técnicas ou métodos confiáveis de produção destes componentes, de modo a garantir melhores propriedades, para as diferentes aplicações. Normalmente são utilizados na produção de componentes para as indústrias, aeroespacial, automóvel, aeronáutica, construção civil, engenharia eólica, entre outras aplicações. É importante fazer estudos antes de fabricar estes componentes, porque quando se aumenta a rigidez ou a resistência destes, os componentes têm tendência em diminuir a resistência ao impacto, de modo a obter melhores propriedades para as diversas aplicações, segundo (Callister 2000) e (Diacenco 2010).

2.4 Materiais compósitos versus metálicos

Segundo (Campbell 2010) e (Mallick 2007), as propriedades mecânicas dos compósitos e dos metais são completamente diferentes. Os materiais compósitos apresentam um comportamento dúctil e anisotrópico, ou seja, as propriedades variam consoante a orientação das fibras. De modo geral, as resistências à tração, à compressão e à escorregamentos cíclicos dos compósitos são superiores as dos metais. Contudo, apesar destes apresentarem características difíceis de serem atingidas pelos metais, pecam no preço de aquisição, uma vez que as técnicas utilizadas para o fabrico de componentes em compósitos envolvem um elevado investimento.

Os materiais metálicos normalmente apresentam um comportamento dúctil, característica importante para aliviar as tensões concentradas em condições em que os componentes se encontram sob carregamentos estáticos. Doutro lado, estes apresentam uma forte capacidade de absorção de energia, isto é, quando os componentes são atingidos não fraturam, apenas deformam, o que não acontece com os componentes em compósitos (quando atingidos têm tendência em fraturar, mas não na sua totalidade) (Mallick 2007).

Quanto a fadiga, os materiais metálicos não apresentam degradação nas suas propriedades (ver figura 15), durante a vida útil, porem na fase final se observa uma ligeira degradação, denunciada através de pequenas fissuras, levando a fratura do componente, em pouco tempo (Rubiella, Hessabi, and Fallah 2018).



Figura 15 - Gráfico da evolução da fadiga versus número de ciclos nos materiais compósitos e metálico, baseado em (Jollivet et al. 2013) e (Rubiella et al. 2018)

Segundo (Rubiella et al. 2018), pelo gráfico é possível observar que a rigidez dos metais é constante (modulo de elasticidade constante), durante a vida útil, ou seja, existe uma relação linear entre a tensão e a deformação nos metais, durante o processo de fadiga. Assim sendo, se conclui que nos metais se pode aplicar a análise elástica e a mecânica da fratura, lineares.

Estas observações não se aplicam nos componentes em compósitos, uma vez que nestes o dano começa logo no início da vida útil, aumentando progressivamente até a fratura do componente. A degradação destes componentes é gradual e, tanto em rigidez como em força é necessário haver uma redistribuição constante de tensões a uma redução de concentração de tensões nos componentes. Se conclui então que as metodologias utilizadas nos metais não se aplicam nos compósitos, porque quanto a fadiga os compósitos são estudados recorrendo a uma sequência de análises quanto ao estado de dano, o seu crescimento e a sua expansão (Rubiella et al. 2018).

2.4.1 Vantagens e desvantagens dos materiais compósitos

Devido às suas excelentes propriedades, os compósitos apresentam inúmeras vantagens, mas também evidenciam algumas limitações para algumas aplicações na Engenharia, comparativamente aos materiais metálicos, como se pode verificar pela tabela 3.

Revisão bibliográfica

Tabela 3 - Vantagens e desvantagens dos componente em compósitos, relativamente aos componentes metálicos, baseado em (Daniel and Ishai 2006), (Nascimento 2009) e (Mazumdar 2002)

Vantagens	Desvantagens
Resistência à corrosão	Elevado custo de aquisição
Resistência à fadiga	Suscetíveis aos danos
Resistência ao desgaste	Difícil de detetar e localizar os danos
Elevada rigidez	Não se produzem em grande escala
Bom isolador térmico e elétrico	Resistência aos impactos um pouco baixo
Elevada resistência específica (razão entre a resistência e a densidade)	Requer proteção contra as descargas elétricas
Elevada rigidez específica (razão entre a rigidez e a densidade)	Se degradam em ambientes húmidos e quentes
Menor número de peças necessários para montar uma só peça	Métodos de inspeção complexos e dispendiosos
Baixo custos das ferramentas utilizadas para a produção dos materiais compósitos	A temperatura de serviço dos compósitos depende da matriz utilizada
Boa resistência ao impacto	
Baixa densidade	
Baixo coeficiente de expansão térmica	
Não são condutores	
Fácil monitorização no fabrico das peças	
Fácil adaptação à função pretendida	

Em conformidade com (Campbell 2010), (Jollivet et al. 2013) e (Depuydt et al. 2018), os materiais compósitos trouxeram inúmeras vantagens nas diversas aplicações industriais, devido às excelentes propriedades mecânicas que estes apresentam. Permitem fabricar componentes com geometrias finais utilizando poucos processos (em alguns casos, apenas um), sem necessidade de recorrer aos processos de acabamentos. Contudo, os compósitos pecam por serem suscetíveis a danos, quando ocorrem se perde a integridade da estrutura, e nem sempre são visíveis. Os danos podem ser causados por diversos fatores, como pedras, descontinuidades das fibras, porosidade, áreas pobres ou ricas em resina e processos que envolvem abrasão, ou erosão.

2.5 Aplicações

Segundo (Depuydt et al. 2018) e (Altin Karataş and Gökkaya 2018), os compósitos foram descobertos e desenvolvidos pela indústria militar americana. Atualmente, como foi visto anteriormente, os compósitos são aplicados em diversas indústrias, esta crescente procura se deve principalmente ao fato de apresentarem maior flexibilidade no projeto e nos processos de fabrico e se pode controlar os problemas de fadiga, o que não acontece com os metais (Lopes 2009).

A indústria militar contribuiu e continua, no desenvolvimento de novos materiais compósitos, de alto desempenho, com o objetivo de diminuir o peso estrutural das aeronaves e a quantidade de emissões de gases poluentes (diminui o efeito de estufa). Nas indústrias em que o peso é um fator crítico, se utilizam os compósitos de alto desempenho, caso o peso não seja um fator crítico, se utilizam

compósitos de baixo desempenho (por exemplo, compósitos com fibras de vidro) (Depuydt et al. 2018).

2.5.1 Indústria aeronáutica

De acordo com (Campbell 2010) e (Daniel and Ishai 2006), em virtude dos resultados obtidos na indústria militar, a indústria aeronáutica comercial começou a fabricar alguns componentes em compósitos, com o objetivo de diminuir o peso das aeronaves e o consumo de combustível. Os compósitos foram utilizados no fabrico de componentes como as carenagens, flapes, tanques de combustível, borda de rasto de asas, da aeronave Boeing 777. A estrutura da aeronave Boeing 787 “Dreamliner” (ver figura 16) contém 50% em materiais compósitos, maior parte utilizada na fuselagem das asas. As aeronaves da Airbus, A380 (ver figura 16), e A350XWB têm componentes fabricados em compósitos, como, por exemplo, a sanduíche. Se espera que num futuro não muito distante o custo dos compósitos diminua, para que sejam utilizados com maior frequência e em indústrias diferentes das apresentadas (Daniel and Ishai 2006).



Figura 16 - Boeing 787 “Dreamliner” (a) e Airbus 380 (b), com alguns componentes em compósitos, adaptação (Daniel and Ishai 2006)

2.5.2 Indústria automóvel

Os compósitos são também utilizados em alguns componentes para serem empregues na indústria automóvel, de modo a melhorar a qualidade das superfícies, o desempenho dos automóveis, diminuir o consumo de combustível, entre outras. Atualmente, os compósitos neste setor são utilizados para fabricar para-choques, tetos dos automóveis, capôs, assentos, suporte do radiador, entre outros (Mazumdar 2002).

Na tabela 4 são apresentadas as quantidades do uso (em quilogramas) de alguns componentes dos automóveis, fabricados em compósitos, assim como as quantidades do uso (em quilogramas) das matrizes mais utilizadas para cada aplicação.

Tabela 4 - Utilização média anual de compósitos nos componentes dos automóveis (1988-1993), baseado em (Mazumdar 2002)

Aplicações	Uso [$kg * 10^6$]	Matriz	Uso [$kg * 10^6$]
Para-choques	42	Polyester (TS)	42
Assentos	14	Polipropileno	22
Capôs	13	Policarbonato/PBT	10
Suporte de radiador	4	Polietileno	4
teto	4	Epóxi	4
Outros	11	Outros	7
Total	88	Total	89

Revisão bibliográfica

2.5.3 Artigos de desporto

Como visto anteriormente, os compósitos já são usados no fabrico de alguns artigos de desporto, tais como tacos de golfe, baseball e hóquei, raquetes de ténis, esquis de neve, canas de pesca, bicicletas, entre outras, como objetivo de diminuir o peso, aumentar o desempenho e o conforto, assim como para facilitar o manuseamento destes artigos (Mazumdar 2002) e (Zhang 2014). Na figura 17 é apresentada a sola de uma bota de Ski reforçada com borrachas de fibras de vidro para uma maior aderência das mesmas.



Figura 17 - Solas de botas de Ski reforçadas com borrachas em compósitos reforçados com fibras de vidro, (Colonna et al. 2016)

2.5.4 Outras aplicações

Anteriormente foram apenas apresentadas algumas áreas onde os compósitos são utilizados, porém, os compósitos são utilizados em muitas outras aplicações (ver figura 18). São utilizados nas indústrias, petrolífera (nos equipamentos de extração do petróleo), na marinha, devido à resistência a corrosão que apresentam e o baixo peso, proporcionando uma maior velocidade de cruzeiro e baixo consumo de combustível e também nas turbinas eólicas, de modo a aumentar a eficiência e reduzir os problemas de corrosão, conforme (Daniel and Ishai 2006) e (Mallick 2007).

Segundo (Campbell 2010), (Daniel and Ishai 2006) e (Lopes 2009), atualmente são utilizados no fabrico de bens de consumo, como em portas cadeiras, mesas, entre outros. São utilizados em algumas pontes rodoviárias, para se diminuir as intervenções de manutenção e aumentar o tempo em que as intervenções são feitas, uma vez que são mais resistentes, fáceis de reparar e apresentam maior durabilidade, características que não se conseguem quando são utilizados os metais. São também utilizados na fabricação de rolos e eixos de transmissão, bombas, rolamentos de rolos, pistões, ventoinhas, painéis solares, iluminação pública, entre outras. São utilizados no fabrico de alguns braços de robôs, de modo a garantir uma maior rigidez e amortecimento, diminuindo assim o tempo de resposta (Campbell 2010), (Jones 1998) e (Lopes 2009).

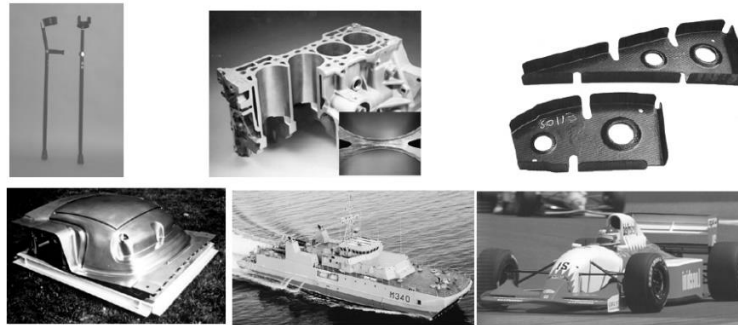


Figura 18 - Utilização dos materiais compósitos, em diversas indústrias, adaptação (Miracle and Donaldson 2001)

2.6 Fadiga

Uma estrutura se encontra sob carregamento dinâmico e cíclico (solicitações cíclicas), tem uma enorme probabilidade de falhar, mesmo que o carregamento não seja elevado (Miracle and Donaldson 2001) e (Osswald and Menges 2010). Por conseguinte, a fadiga (solicitações cíclicas de tração-compressão) é um fenômeno de falha progressiva (degradação da integridade estrutural) das estruturas, provocada pelas solicitações cíclicas, que podem variar com o tempo (Callister 2000) e (Baran, Boberick, and McCool 2001).

Já se sabe que os materiais compósitos são suscetíveis aos danos, em algumas aplicações. Contudo, segundo (Pantelakis, Kyriakakis, and Papanikos 2008), os compósitos laminares não se comportam da mesma forma, visto que conseguem manter a sua integridade estrutural, após sofrerem inúmeros danos. A integridade estrutural é a capacidade que uma estrutura tem em realizar as funções para os quais foi projetada, sob carregamentos cíclicos (Talreja 2006).

A integridade estrutural é medida através da resistência da estrutura, ou seja, a perda de rigidez da estrutura gera a sua instabilidade, condições favoráveis para que esta falhe, devido à perda da sua resistência. Nesse sentido, a fadiga dos compósitos é observada através do dano acumulado, que inicia e se expande com o carregamento cíclico e condições ambientais (Miracle and Donaldson 2001). Segundo (Baran et al. 2001) e (Loughran, Versluis, and Douglas 2005), o carregamento cíclico é na maior parte das vezes responsável pela perda da resistência da estrutura, causando posteriormente o dano desta. A resistência diminui até um ponto em que a estrutura não consegue suportar a carga para o qual foi projetado, e como resultado falha ou fratura.

Sabe-se também que os compósitos avançados apresentam um desempenho à fadiga muito superior à dos metais, pois têm um elevado nível de fadiga limite e são mais resistentes a corrosão (Bendouba, Aid, and Benguediab 2014). O dano apresentado nos compósitos laminados é mais complexo, quando comparado a dos metais, porque envolve muitos mecanismos possíveis de ocorrer ao longo dos laminados (Miracle and Donaldson 2001).

Existem cinco mecanismos de dano principais dos compósitos laminares (modos de falha), e podem ocorrer em locais imprevisíveis. São fundamentais no estudo do comportamento do dano à fadiga,

Revisão bibliográfica

de modo a prever a vida útil das estruturas e são as seguintes (Miracle and Donaldson 2001) e (Bendouba et al. 2014):

- Fissuração da matriz;
- Fratura das fibras;
- Acoplamento das fissuras;
- Fissuração longitudinal (início da delaminação);
- Delaminação (separação das camadas constituintes).

De modo geral, os compósitos laminares falham à custa de uma série de danos dependentes umas das outras, e não devido ao aparecimento de uma grande fissura, como acontece nos metais. No entanto, é crucial haver um domínio acerca da deformação e comportamento das estruturas, assim como o conhecimento sobre os mecanismos de dano e a sua progressão, para que se faça uma boa análise sobre o comportamento à fadiga destas (Miracle and Donaldson 2001) e (Baran et al. 2001). Os compósitos laminares apresentam três fases de progressão do dano (Miracle and Donaldson 2001), como se pode ver na figura 19.

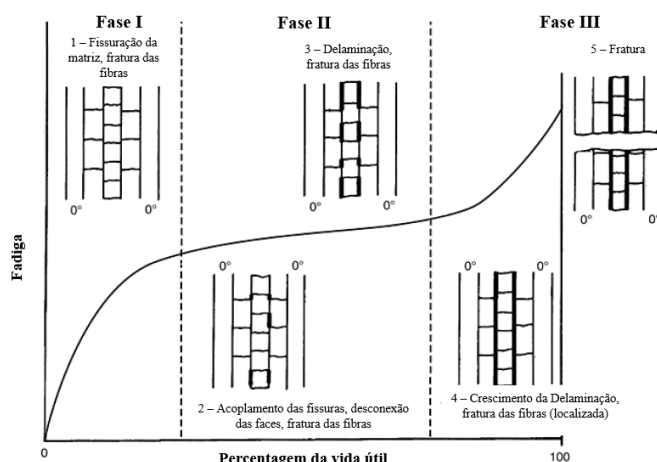


Figura 19 - Três fases de dano por fadiga, representadas na curva de dano, **Fase I** (Fissuração da matriz), **Fase II** (Fratura das fibras, acoplamento das fissuras e início da delaminação), **Fase III** (Crescimento da delaminação e fratura final), baseado em (Miracle and Donaldson 2001)

As fissuras na matriz iniciam na **Fase I**, e normalmente, ocorrem pequenos danos entre os primeiros 10 a 20% da vida útil das estruturas. Estas aparecem devido às falhas existentes na estrutura, provocando uma perda de 10% da rigidez da estrutura (Miracle and Donaldson 2001).

Em seguida aparece a **Fase II**, onde se observam fissuras nas fibras e o acoplamento (fissuras na matriz e nas fibras). É aqui o fenómeno da delaminação inicia, devido à concentração de tensões, localizadas nas pontas das matrizes danificadas, ou seja, elevadas tensões entre as lâminas, que se desenvolvem no acoplamento das fissuras. Os danos ocorrem a uma velocidade mais lenta do que na fase anterior, e se prolongam até entre 70 a 80% da vida útil (Callister 2000) e (Miracle and Donaldson 2001).

De acordo com as literaturas (Callister 2000) e (Miracle and Donaldson 2001), o crescimento da delaminação entre as lâminas é verificada na **Fase III**, aumentando a probabilidade de falha da estrutura, a custo das tensões e do aumento da intensidade do mecanismo de dano (há um aumento de fibras danificadas). Por outro lado, a delaminação separa as lâminas, em uma série de “sub-laminados”, diminuindo a rigidez da estrutura. A fratura ocorre posteriormente em poucos ciclos, porque os carregamentos de compressão aceleram a delaminação, pois os “sub-laminados” se encontram encurvadas, e com a diminuição da resistência, a estrutura fratura (Loughran et al. 2005). Uma das principais causas das falhas das estruturas em compósitos é a fadiga. Contudo, atualmente existem normas que servem de suporte no estudo da prevenção e previsão do dano por fadiga (Miracle and Donaldson 2001), de modo a reduzir os erros cometidos e os custos envolvidos nestes estudos. Os danos causados pela fadiga nos compósitos são muito complexos (custos elevados), e se comportam de um modo diferente dos metais (Shahverdi, Vassilopoulos, and Keller 2012), daí que o desenvolvimento de novos métodos que ajudam na prevenção da vida de fadiga das estruturas em compósitos, sob solicitações cíclicas é fulcral. Atualmente estes métodos envolvem muitos custos, e em muitos casos, é impossível de utilizá-las, daí que os projetistas recorrem a alguns fatores de segurança altos (para respeitarem as normas de segurança), aumentando o peso e os custos das estruturas (Shahverdi et al. 2012) e (Found and Quaresimin 2003).

Estimar corretamente a vida de fadiga das estruturas, de modo a prever em que momento poderão falhar, evita acidentes causadas pelas falhas de dimensionamento. A vida de fadiga dos compósitos é avaliada através das curvas S-N (*Stress - Number of cycles*). Contudo, existem outros métodos utilizados como, as curvas e-N (*Strain life*). ou a mecânica da fratura (Shahverdi et al. 2012). Por exemplo, na mecânica da fratura, o efeito de R (razão de tensão) no crescimento da delaminação dos compósitos é avaliado no gráfico de energia (G) em função do número de ciclos ou taxa de propagação de fissura, através da inclinação das curvas (figura 20). A razão de tensão é um parâmetro importante nos estudos de fadiga, definida como o quociente entre a tensão mínima e tensão máxima, e também indica o tipo de carregamento.

$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \quad (2.1)$$

De modo geral, quanto maior for o valor da razão de tensão, maior será a vida de fadiga, isto é, a amplitude de tensão é menor (Shahverdi et al. 2012) e (Reis et al. 2009). Por outro lado, (Harris 2003), observou que no intervalo entre $0 < R < 0.5$, maior R proporciona mais ciclos, ou seja, as estruturas resistem mais a fadiga (menor desgaste), antes do início da delaminação, e esta cresce a uma velocidade muito baixa, como se pode ver na figura 20 (gráfico direito).

Revisão bibliográfica

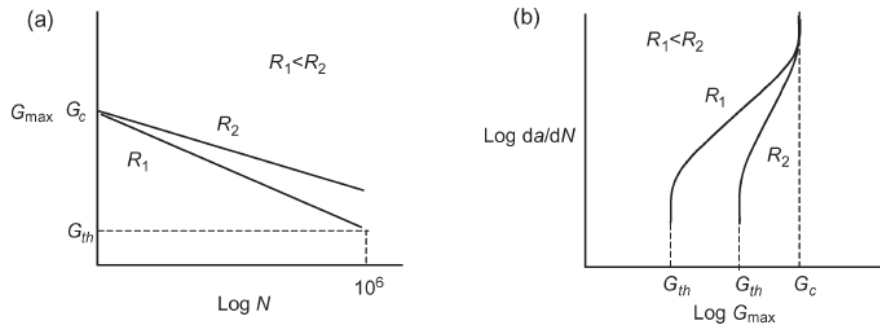


Figura 20 - Efeito do fator R na delaminação dos compósitos, adaptação (Harris 2003)

- Para $-\infty < R < 1$, o tipo de carregamento é tração-compressão;
- Em $R = -1$, as amplitudes do carregamento à tração e a compressão é igual, e a tensão média é nula;
- No intervalo $0 \leq R < 1$, o tipo de carregamento é tração-tração;
- Para $1 < R < +\infty$, o tipo de carregamento é compressão-compressão;

Na análise da vida de fadiga, nos compósitos é necessário ter em conta a frequência de aplicação dos carregamentos, devido ao seu comportamento viscoelástico, isto é, os compósitos apresentam um comportamento idêntico a polímeros termorrígidos para algumas frequências de carregamento. Estudos revelam que os testes ambientais afetam as propriedades da delaminação por fadiga, pois elevadas temperaturas amaciam a resina, diminuindo assim a resistência à delaminação por fadiga. No entanto, com altas temperaturas a resina satura, que por sua vez plastifica (muito pouco), aumentando assim a resistência à delaminação por fadiga (Harris 2003) e (Bathias and Pineau 2013). Apesar das inúmeras vantagens que os compósitos apresentam, na indústria aeronáutica apenas são utilizados apenas em estruturas primárias, porque são suscetíveis às solicitações dinâmicas (Harris 2003). O crescimento ou taxa propagação da fissura é dada por:

$$\frac{da}{dN} = A(G_{\text{máx}})^B \quad (2.2)$$

Onde:

- **A** é um coeficiente definido como uma constante do material.
- **B** é um expoente determinístico.
- $\frac{da}{dN}$ é a taxa de propagação da fissura.

Elevados valores do B (superior à 3), atingidos, por exemplo, pelos compósitos (tabela 5), normalmente garantem uma propagação da fissura lenta (figura 21). Estes valores se alcançam adotando valores de tensão ou energia (mecânica da fratura) que permitam que a fissura não cresça. Neste sentido, a mecânica da fratura é utilizada na fase do projeto, para se estimar a probabilidade do aparecimento da delaminação e a sua criticidade, caso apareça (Shahverdi et al. 2012) e (Harris 2003).

Os valores médios do expoente determinístico, para diferentes materiais são apresentados na tabela 5.

Tabela 5 - Valores típicos de B, para diferentes materiais, adaptação (Harris 2003)

Material	Expoente determinístico [B]
Metais	1.6
Alumínio	2.2
Compósitos com fibras carbono/termoplástico	6.1
Compósitos com fibras carbono/epóxi	12.2

A taxa de desgaste nos compósitos é inferior, quando comparado a dos metais, como se observa na figura 21.

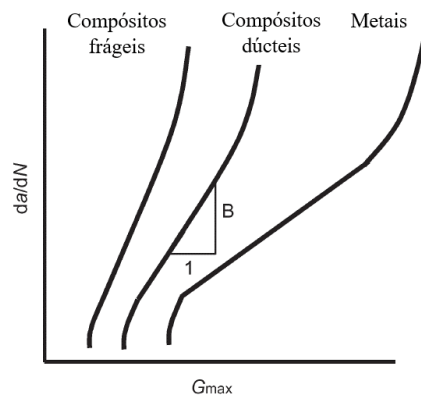


Figura 21 - Curvas típicas da propagação de fissura por delaminação dos materiais compósitos e metálicos, baseado em (Harris 2003)

2.6.1 Curvas S-N

As curvas S-N também conhecidas como curvas de Wöhler, é o método mais antigo e mais utilizado, recomendadas para fadiga de elevados ciclos, onde a deformação elástica é predominante (Shahverdi et al. 2012). Este método serve, segundo (Callister 2000), para prever, controlar e apresentar os dados experimentais de fadiga sobre o número de ciclos que um determinado componente suporta, até a sua rotura/fratura.

A curva S-N nos compósitos em serviço e durante a vida útil tem pouca utilidade, porque nestas condições não são tao precisas, devido à complexidade do estado de dano dos compósitos e os mecanismos envolvidos (diferente dos metais) (Found and Quaresimin 2003) e (Pascoe, Alderliesten, and Benedictus 2013). Um exemplo explicito é o fato do dano das fibras de carbono ou vidro não seguirem uma lei linear, como se pode ver na equação abaixo.

$$d = \left(\frac{n}{N}\right)^\alpha \tag{2.3}$$

Onde N é a vida de fadiga e n é o número de ciclos, para uma determinada tensão σ , e α é uma função da tensão aplicada.

Revisão bibliográfica

De modo geral, os ensaios de fadiga são realizados a uma amplitude máxima próxima dos 60% da resistência limite estático à tração (Callister and Rethswisch 2009).

Na figura 22 é apresentado um gráfico típico do comportamento da curva S-N. Onde se observa que quanto maior for a tensão aplicada, menor é o número de ciclos que o componente consegue suportar.

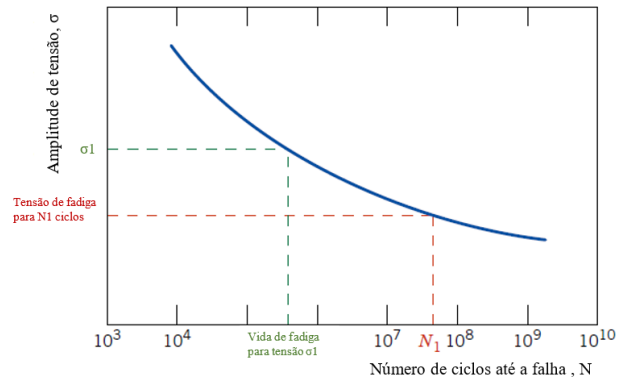


Figura 22 - Curva S-N típica dos componentes, adaptado de (Callister and Rethswisch 2009)

Entretanto, nem todos os materiais apresentam este comportamento. Por exemplo, em alguns materiais, a medida em que a tensão diminui, a partir de um certo número de ciclos, a curva S-N vai se torna horizontal, zona esta denominada limite de resistência à fadiga (fadiga limite) (Callister and Rethswisch 2009). O gráfico anterior representa o comportamento geral dos materiais não ferrosos. Para materiais com fadiga limite, o comportamento da curva S-N é apresentado na figura 23.

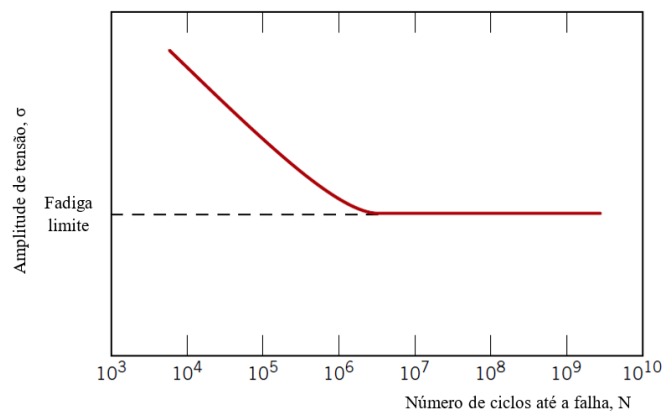


Figura 23 - Comportamento típico da curva S-N de componentes, com limite de fadiga, baseado em (Callister and Rethswisch 2009)

Este é o comportamento evidenciado pelos aços, e a partir do ponto em que a curva S-N se mantém horizontal estes materiais não fraturam. De modo geral, nos aços a fadiga limite se encontra entre 35 a 60% da resistência à tração (Callister and Rethswisch 2009).

A evolução da vida de fadiga à tração para os compósitos reforçados com fibras unidirecionais apresenta três regiões, distintos, apresentadas na figura 24. No eixo das coordenadas estão representadas as deformações, porque as fibras e a matriz se encontram sob a mesma tensão, variando assim a deformação, que por sua vez depende da fração de volume e do módulo de elasticidade das duas fases (Gamstedt and Andersen 2001).

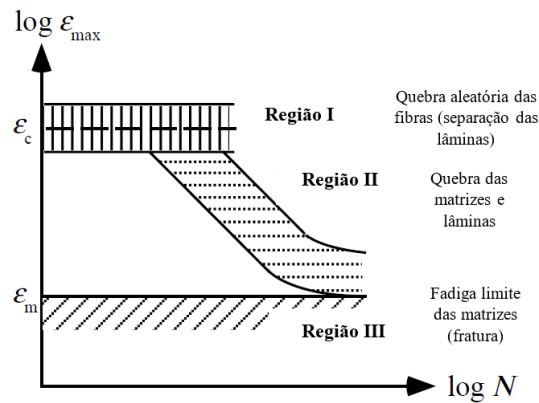


Figura 24 - Diagrama S-N usado para interpretação de análises, nos compósitos, adaptação (Gamstedt and Andersen 2001)

As linhas verticais presentes na região I, revelam que o nível de tensão é constante, até ocorrerem falhas nas fibras. É difícil e quase impossível de prever a vida útil destes compósitos nesta fase, devido à variação do dano, causado pelo primeiro ciclo de carregamento. Uma vez que nesta fase a vida útil é curta e os níveis de deformação podem ser analisados em termos de tensão estático, até a falha, esta região não tem tanta importância para os engenheiros projetistas (Gamstedt and Andersen 2001) e (Talreja 1981).

Em seguida aparece a região II, onde ocorrem falhas tanto na matriz como nas lâminas, aumentando as fissuras nas fibras. As falhas na matriz e nas lâminas podem ocorrer em simultâneo, principalmente no final da vida de fadiga. Nesta região há propagação do dano e o crescimento das fissuras depende do número de ciclos e a taxa de propagação depende do nível de carregamento. Esta região representa praticamente a vida útil destes compósitos, por isso é fundamental conhecer os mecanismos de dano e os parâmetros utilizados para controlar os mecanismos (Gamstedt and Andersen 2001).

Os compósitos são projetados de modo que não ocorram falhas ao longo do tempo ou ciclos, normalmente entre $10E8$ a $10E9$ ciclos. Na região III, os níveis de deformação são tao baixos que o dano na consegue se propagar e os compósitos nesta fase apresentam um comportamento perfeitamente elástico. Como na região anterior, nesta também é importante se conhecer os mecanismos de dano e os seus parâmetros, para que se saiba como se deve retardar ou interromper a propagação (Gamstedt and Andersen 2001).

Pelo mesmo autor, para deformações elevadas, a vida à fadiga é baixa, e depende da resistência media ou da distribuição das fibras. A curva S-N destes compósitos depende fortemente da orientação e distribuição das fibras, da fração volumétrica, da ordem das lâminas, do tipo de matriz, entre outras. O mecanismo de falha das fibras, não progressivo (difícil de controlar) é ilustrado na figura 25. Onde se observa que quanto maior for o número de ciclos, mais fibras quebram, e se distribuem aleatoriamente, aumentando assim a probabilidade das outras fibras falharem, devido à perda de resistência. Em alguns casos, a fratura final se estende por mais de uma seção transversal (Gamstedt and Andersen 2001) e (Talreja 1981).

Revisão bibliográfica

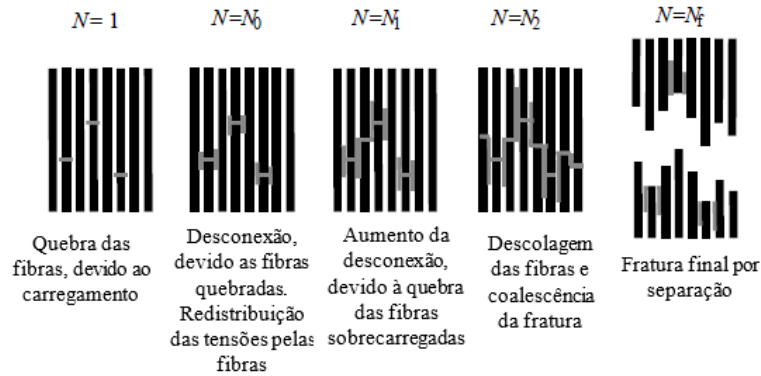


Figura 25 - Etapas da fratura das fibras unidirecionais sob carregamentos à tração, adaptado (Gamstedt and Andersen 2001)

Este dano depende da matriz e do número de ciclos, a taxa de dano depende da tensão e ocorre para deformações abaixo das deformações de fratura, isto é, em compósitos estáticos lineares. A tensão de fratura dos compósitos na região I depende da rigidez das fibras (Talreja 1981). Para compósitos de fibra unidirecionais (epóxi-vidro), as curvas de tensão-deformação são apresentadas na figura 26.

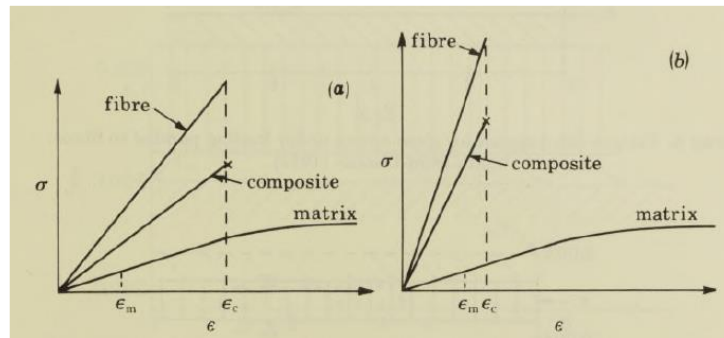


Figura 26 - Curvas de tensão-deformação de compósitos unidirecionais, fibras de baixa rigidez (a), fibras de elevada rigidez (b) (Talreja 1981)

Nestas curvas se observa que a tensão de fratura (lidas para ϵ_c) dos compósitos de elevada rigidez é superior que a dos compósitos de baixa rigidez. O módulo de rigidez aumenta a resistência a fadiga dos compósitos, porque as fibras de alta rigidez (carbono e boro) limitam a deformação e evitam as deformações elásticas e viscoelásticas (proporcionam o dano). Por outro lado, as fibras de baixa rigidez (vidro e aramílicas) proporcionam possibilitam a existência de deformações que causam o dano na matriz (Soares 2019).

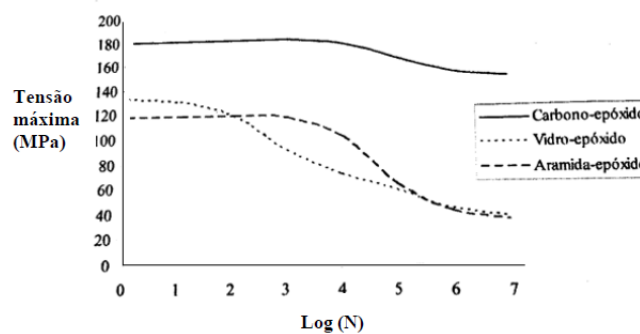


Figura 27 - Comparação de curvas S-N das fibras de elevada e baixa rigidez (Soares 2019)

2.7 Critérios de falha

De modo geral, a falha das estruturas ocorre no instante em que estas já não conseguem suportar as condições de serviço, para os quais foram projetadas. Nesse sentido, os critérios de falha servem para prever as falhas que ocorrem nas estruturas, sob carregamentos multiaxiais, analisando os dados experimentais obtidos (Barbero 2007).

Em seguida são descritos alguns dos critérios utilizados para determinar a falha na primeira lâmina. Contudo, estes critérios não conseguem acompanhar a propagação da falha até a rotura do laminado, mas preveem a primeira ocorrência de falha, em uma ou várias lâminas.

Segundo (Barbero 2007), a primeira falha é prevista através do índice de falha, dado por:

$$I_F = \frac{\text{Tensão (gerada pelos carregamentos)}}{\text{Tensão de rotura}} \quad (2.4)$$

Sendo que é esperado que ocorra a falha sempre que $I_F \geq 1$. O índice de resistência é o inverso do índice de falha e é estimado pela seguinte expressão:

$$R = \frac{1}{I_F} = \frac{\text{Tensão de rotura}}{\text{Tensão (gerada pelos carregamentos)}} \quad (2.5)$$

Para esta situação, se espera que a falha ocorra quando $R \leq 1$.

Existem duas classificações dos critérios de rotura para os materiais compósitos, e são (Cakioa 2015):

- a) **Critérios fenomenológicos** – são critérios que estão associados aos modos de falha, isto é, consideram a heterogeneidade dos materiais e avaliam a probabilidade de ocorrer cada um dos modos de falha separadamente. Nesta classificação estão inclusos os critérios da tensão máxima, da deformação máxima, Hashin, Hashin-Rotem e Puck.
- b) **Critérios não fenomenológicos** – não estão associados aos modos de falha, porque apenas preveem se o material falha ou não, sem indicar de que modo falha, caso aconteça. Portanto, com estes critérios, não é possível prever os efeitos das falhas nas propriedades mecânicas como, por exemplo, os critérios Tsai-Wu, Tsai-Hill, Azzi-Tsai, Hoffman e Chamis.

Para alguns autores, os critérios de falha para os compósitos podem ser divididos em três grupos (Daniel 2007), os critérios não interativos (tensão máxima e deformação máxima); critérios interativos (Tsai-Wu e Tsai-Hill) e parcialmente interativos (Hashin-Rotem e Puck). Dos critérios apresentados, apenas são descritos alguns, que serão importantes para a realização do presente trabalho.

2.7.1 Critério da tensão máxima

O critério da tensão máxima é um critério não interativo, porque não envolve interação entre as componentes de tensão. Segundo (Barbero 2007), o critério não acompanha a evolução ou propagação da falha, mas prevê a falha da lâmina, através de aproximações e suposições sobre o comportamento da lâmina. Geralmente, para estado de tensão multiaxial, o critério não é conservador (Cakioa 2015).

Revisão bibliográfica

Conforme (Barbero 2007), este critério prevê a falha quando a tensão de rotura é atingida ou ultrapassada por uma das componentes do tensor das tensões. O índice de falha é estimado através:

$$I_F = \text{máx} \begin{cases} \sigma_1/F_{1t} & \text{se } \sigma_1 > 0 & \text{ou} & -\sigma_1/F_{1c} & \text{se } \sigma_1 < 0 \\ \sigma_2/F_{2t} & \text{se } \sigma_2 > 0 & \text{ou} & -\sigma_2/F_{2c} & \text{se } \sigma_2 < 0 \\ \sigma_3/F_{3t} & \text{se } \sigma_3 > 0 & \text{ou} & -\sigma_3/F_{3c} & \text{se } \sigma_3 < 0 \\ \text{abs}(\sigma_4/F_4) \\ \text{abs}(\sigma_5/F_5) \\ \text{abs}(\sigma_6/F_6) \end{cases} \quad (2.6)$$

Explica ainda que o parâmetro F expressa o valor de rotura de uma lâmina unidirecional, e os parâmetros de resistência a compressão (F_{1c}, F_{2c}, F_{3c}) são negativos, mas devem ser usados com valor positivo. Explica também as letras (t) e (c) significam tração e compressão, respetivamente.

2.7.2 Critérios de Hashin e Hashin-Rotem

Como mencionado anteriormente, é um critério parcialmente interativo e a sua principal característica é de relacionar a interatividade e a capacidade de distinguir os modos de falha, principalmente nas fibras e matriz. Nas fibras, a falha ocorre devido aos carregamentos de tração, ou devido aos carregamentos de compressão que causam as micro encurvaduras (París and E.Jackson 2001) e (Hashin and Rotem 1973). A falha das fibras neste critério é idêntico ao critério apresentado anteriormente, isto é, a condição da integridade é dada por:

$$-F_{1c} < -\sigma_1 < F_{1t}$$

Assim sendo, se admite que as falhas na matriz são paralelas às fibras, e se prevê que ocorram quando:

$$\left(\frac{\sigma_2}{F_2}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{F_6}\right)^2 = 1 \quad (2.7)$$

Onde:

$$F_1 = F_{1t} \text{ se } \sigma_1 > 0 \quad \text{ou} \quad F_1 = F_{1c} \text{ se } \sigma_1 < 0$$

$$F_2 = F_{2t} \text{ se } \sigma_2 > 0 \quad \text{ou} \quad F_2 = F_{2c} \text{ se } \sigma_2 < 0$$

Contudo, segundo (París and E.Jackson 2001), quando ocorre a falha na matriz é impossível de se saber se esta ocorreu na área de interação ou no interior da matriz, apesar do critério analisar as falhas da matriz e fibras separadamente. Assim sendo, se admite que as tensões σ_2 e σ_6 contribuem para a falha do material.

Mais tarde o Hashin fez algumas alterações no seu modelo, tendo chegado ao modelo de falha 3D, com quatro tipos de modos de falha, dois tipos de falha para as fibras e outros dois para a matriz, e são (Hashin 1980) e (Chaht, Mokhtari, and Benzaama 2019):

- a) Rotura das fibras, devido à carregamentos de tração ($\sigma_1 > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_1}{F_{1t}}\right)^2 + \frac{1}{F_6^2}(\sigma_6^2 + \sigma_5^2) = 1 \quad \text{ou} \quad \sigma_1 = F_{1t} \quad (2.8)$$

- b) Rotura das fibras, devido à carregamentos de compressão ($\sigma_1 < 0$):

$$|\sigma_1| = F_{1c} \quad (2.9)$$

c) Rotura da matriz, devido à carregamentos de tração, onde $[(\sigma_2 + \sigma_3) > 0]$:

$$\frac{1}{F_{2t}^2}(\sigma_2 + \sigma_3)^2 + \frac{1}{F_4^2}(\sigma_4^2 - \sigma_2\sigma_3) + \frac{1}{F_6^2}(\sigma_6^2 + \sigma_5^2) = 1 \quad (2.10)$$

d) Rotura da matriz, devido à carregamentos de compressão, onde $[(\sigma_2 + \sigma_3) < 0]$:

$$\frac{(\sigma_2 + \sigma_3)}{F_{2c}} \left[\left(\frac{F_{2c}}{2F_4} \right)^2 - 1 \right] + \frac{1}{4F_4^2}(\sigma_2 + \sigma_3)^2 + \frac{1}{F_4^2}(\sigma_4^2 - \sigma_2\sigma_3) + \frac{1}{F_6^2}(\sigma_6^2 + \sigma_5^2) = 1 \quad (2.11)$$

Para o caso plano de estado de tensões, o critério de Hashin fica (Hashin 1980) e (Lakshminarayana, Vijayakumar, and Rao 2016):

a) Rotura das fibras, devido à carregamentos de tração ($\sigma_1 > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_1}{F_{1t}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{F_6} \right)^2 = 1 \quad \text{ou} \quad \sigma_1 = F_{1t} \quad (2.12)$$

b) Rotura das fibras, devido à carregamentos de compressão:

$$|\sigma_1| = F_{1c} \quad \text{se} \quad \sigma_1 < 0 \quad (2.13)$$

c) Rotura da matriz, devido à carregamentos de tração, onde ($\sigma_2 > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_2}{F_{2t}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{F_6} \right)^2 = 1 \quad (2.14)$$

d) Rotura da matriz, devido à carregamentos de compressão, onde ($\sigma_2 < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_2}{2F_4} \right)^2 + \frac{\sigma_2}{F_{2c}} \left[\left(\frac{F_{2c}}{2F_4} \right)^2 - 1 \right] + \left(\frac{\sigma_6}{F_6} \right)^2 = 1 \quad (2.15)$$

Como se pode observar, para a falha das fibras (carregamento à tração) se considera a tensão de corte (σ_6), enquanto que para carregamentos a compressão se despreza esse termo, e segundo (París and E.Jackson 2001) essa consideração ainda não esta clarificada. Para o parâmetro (F_{2c}) se deve considerar o seu valor absoluto, enquanto que as tensões (σ_2 e σ_3) mantêm os seus sinais, condições importantes para os termos que envolvem o parâmetro (F_{2c}).

2.7.3 Critério de Puck

Segundo (Wiegand, Petrinic, and Elliott 2008) e (Angelo, Ribeiro, and Tita 2018), os princípios envolvidos no critério de Puck são baseadas na abordagem dos critérios de Hashin, porem no critério de Puck se presume que a falha surge devido às tensões normais e de corte (atuam no plano de ação de tensão), apresentadas na figura 28. Puck observou experimentalmente, em compósitos unidirecionais, sobre as quais atuam esforços em estado plano, que existem diferentes mecanismos de falha e interação entres estes. Assim sendo, Puck distingue também a falha das fibras (FF - *fibre failure*) e a falha entre as fibras (IFF - *inter-fibre failure*), e também entre tração e compressão, dando origem a, cinco equações (Schranzinger 2014) e (Kodagali 2017).

Revisão bibliográfica

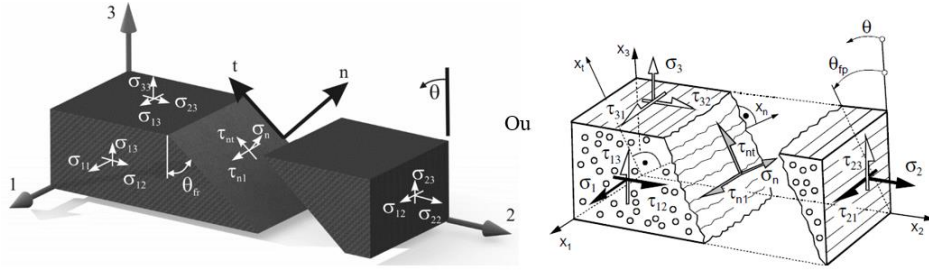


Figura 28 - Plano de ação em compósitos unidirecionais, para o ângulo de falha (θ_{fp}) (Wiegand et al. 2008) e (Lutz 2006)

A figura acima representa a transformação dos eixos 1-2-3 para os eixos correspondentes no plano de falha (σ_n, τ_{nt} e τ_{n1}). Pela figura 28, é possível observar que as tensões ($\sigma_n, \tau_{nt}, \tau_{n1}$) contribuem para a falha entre as fibras, e estas são proporcionais as tensões ($\sigma_2, \sigma_3, \tau_{23}, \tau_{31}$ e τ_{21}), determinadas por meio da transformação de tensões (Wiegand et al. 2008), (Lutz 2006) e (Puck 1996), apresentada na equação (2.16).

$$\begin{Bmatrix} \sigma_n(\theta_{fp}) \\ \tau_{nt}(\theta_{fp}) \\ \tau_{n1}(\theta_{fp}) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc & 0 & 0 \\ -sc & sc & (c^2 - s^2) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & s & c \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.16)$$

Em que:

$$c = \cos(\theta_{fp}) \text{ e } s = \sin(\theta_{fp}) \quad (2.17)$$

Simplificando, as tensões de Mohr $\sigma_n(\theta_{fp}), \tau_{nt}(\theta_{fp})$ e $\tau_{n1}(\theta_{fp})$ podem ser obtidas através das equações (2.18), (2.19) e (2.20), respectivamente (Wiegand et al. 2008) e (Deuschle 2020).

$$\sigma_n(\theta_{fp}) = \cos^2(\theta_{fp}) * \sigma_2 + \sin^2(\theta_{fp}) * \sigma_3 + 2 * \cos(\theta_{fp}) * \sin(\theta_{fp}) * \tau_{23} \quad (2.18)$$

$$\begin{aligned} \tau_{nt}(\theta_{fp}) &= -\cos(\theta_{fp}) * \sin(\theta_{fp}) * \sigma_2 + \cos(\theta_{fp}) * \sin(\theta_{fp}) * \sigma_3 \\ &+ [\cos^2(\theta_{fp}) - \sin^2(\theta_{fp})] * \tau_{23} \end{aligned} \quad (2.19)$$

$$\tau_{n1}(\theta_{fp}) = \sin(\theta_{fp}) * \tau_{31} + \cos(\theta_{fp}) * \tau_{21} \quad (2.20)$$

- a) **FF** – Para este mecanismo, Puck define uma equação da tensão máxima, baseada no conceito de que a lâmina mais carregada atinge uma determinada tensão crítica, fazendo com que falhe, devido à sobrecarga. Esta falha, geralmente, é provocada ou por uma tensão de tração, ou de compressão (Lutz 2006) e (Laval 2003), como mostrado na figura 29.

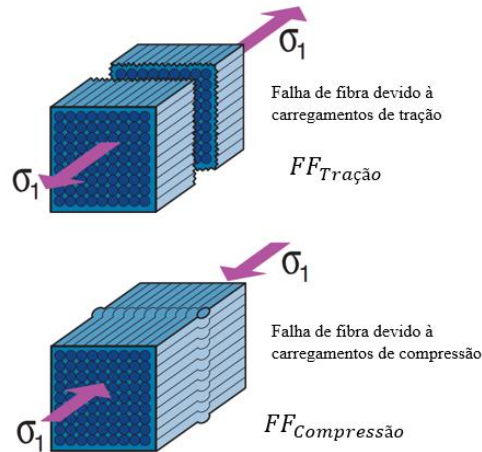


Figura 29 - Modos de falha do mecanismo FF, adaptado de (Laval 2003)

Assim sendo, para este mecanismo de falha, Puck concluiu que as fibras falham devido à tensão σ_1 . Puck formulou assim duas equações para os casos em que os laminados são sujeitos ao carregamento de tração ou de compressão, de modo a avaliar a falha das fibras, que por sua vez são idênticas às fórmulas desenvolvidas pelo Hashin (Kodagali 2017) e (Lutz 2006), ilustradas nas equações (2.21) e (2.22).

Para o caso plano de estado de tensões, o critério de Puck fica:

- a) Rotura das fibras, devido aos carregamentos de tração ($\sigma_1 > 0$):

$$\sigma_1 = F_{1t} \tag{2.21}$$

- b) Rotura das fibras, devido aos carregamentos de compressão ($\sigma_1 < 0$):

$$|\sigma_1| = F_{1c} \tag{2.22}$$

- b) **IFF** – Neste modo de falha, Puck identificou três modos de falha da matriz: O modo A, causado devido à, carregamentos de tração, e os modos B e C, gerados pelas cargas de compressão (Puck 1996) e (Lopez, Luersen, and Cursi 2009), todos eles apresentados na figura 30.

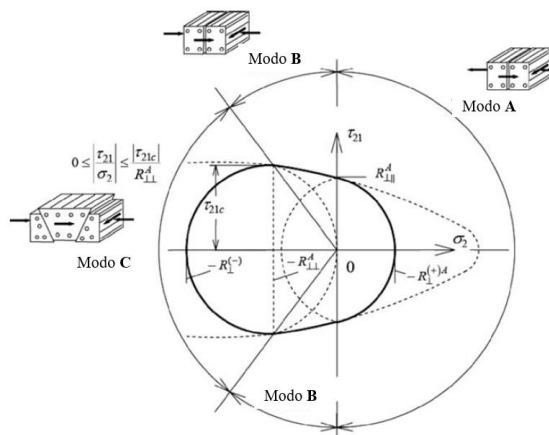


Figura 30 - Representação gráfica da curva de falha (σ_2, τ_{21}) para tensão σ_1 e dos limites dos três modos de falha (A, B e C) de um compósito, adaptação de (Puck 1996) e (Lopez et al. 2009)

Revisão bibliográfica

Foi possível também que o Puck concluísse que nos modos A e B as cargas que causam a falha do laminado são aplicadas no plano de falha com um ângulo de 0° . Por outro lado, para o modo de falha C, os carregamentos que causam a falha do material podem ser aplicados em ângulos diferentes, que variam entre os 0° até 51° (Lutz 2006) e (Puck 1996). A representação destes ângulos de falha pode ser consultada nas figuras 31 e 32.

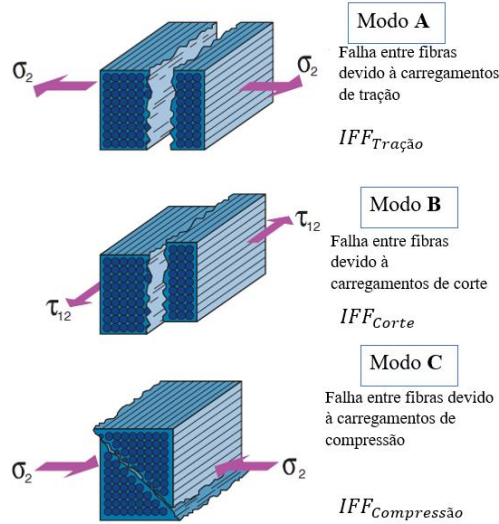


Figura 31 - Modos de falha e ângulos de aplicação dos carregamentos, adaptado de (Laval 2003)

O mecanismo de falha entre as fibras, pelo critério de Puck, para os modos A, B e C, os índices de falha são obtidos através das equações (2.23), (2.24) e (2.25) (Angelo et al. 2018), (Puck 1996), (Lopez et al. 2009) e (Koh and Madsen 2018), respetivamente.

- a) Rotura entre as fibras, devido à carregamentos de tração, para o **modo A** (válida para $\sigma_2 \geq 0$ e $\theta_{fp} = 0^\circ$) é dada por:

$$\sqrt{\left(\frac{\tau_{21}}{R_{\perp\parallel}}\right)^2 + \left(1 - p_{\perp\parallel}^{(+)} * \frac{R_{\perp}^{(+)}}{R_{\perp\parallel}}\right)^2 * \left(\frac{\sigma_2}{R_{\perp}^{(+)}}\right)^2} + p_{\perp\parallel}^{(+)} * \frac{\sigma_2}{R_{\perp\parallel}} = 1 \quad (2.23)$$

- b) A rotura entre as fibras, devido à carregamentos de corte, para o **modo B** (válida para $\sigma_2 < 0$, $\theta_{fp} = 0^\circ$ e $0 \leq \frac{\sigma_2}{\tau_{21}} \leq \frac{R_{\perp\perp}^A}{\tau_{21c}}$) é dada por:

$$\frac{1}{R_{\perp\parallel}} * \left(\sqrt{(\tau_{21})^2 + (p_{\perp\parallel}^{(-)} * \sigma_2)^2} + p_{\perp\parallel}^{(-)} * \sigma_2 \right) = 1 \quad (2.24)$$

- c) Falha entre as fibras, devido à carregamentos de compressão, para o **modo C** (válida para

$\sigma_2 < 0$, $\cos \theta_{fp} = \sqrt{\frac{R_{\perp\perp}^A}{-\sigma_2}}$ e $0 \leq \frac{\tau_{21}}{\sigma_2} \leq \frac{\tau_{21c}}{R_{\perp\perp}^A}$) é dada por:

$$\left[\left(\frac{\tau_{21}}{2 * (1 + p_{\perp\perp}^{(-)}) * R_{\perp\parallel}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{R_{\perp}^{(-)}} \right)^2 \right] * \frac{R_{\perp}^{(-)}}{(-\sigma_2)} = 1 \quad (2.25)$$

Segundo (Puck 1996), (Deuschle 2020) e (Lopez et al. 2009), por definição:

$$p_{\perp\parallel}^{(+)} = - \left(\frac{d\tau_{21}}{d\sigma_2} \right)_{\sigma_2=0} \text{ da curva } (\sigma_2, \tau_{21}), \text{ para } \sigma_2 \geq 0 \quad (2.26)$$

$$p_{\perp\parallel}^{(-)} = - \left(\frac{d\tau_{21}}{d\sigma_2} \right)_{\sigma_2=0} \text{ da curva } (\sigma_2, \tau_{21}), \text{ para } \sigma_2 \leq 0 \quad (2.27)$$

E o relacionamento entre os parâmetros é dado por (Puck 1996) e (Deuschle 2020):

$$R_{\perp\perp}^A = \frac{R_{\perp}^{(-)}}{2*(1+p_{\perp\perp}^{(-)})} = \frac{R_{\perp\parallel}}{2*p_{\perp\parallel}^{(-)}} * \left(\sqrt{1 + 2 * p_{\perp\parallel}^{(-)} * \frac{R_{\perp}^{(-)}}{R_{\perp\parallel}} - 1} \right) \quad (2.28)$$

$$p_{\perp\perp}^{(-)} = p_{\perp\parallel}^{(-)} * \frac{R_{\perp\perp}^A}{R_{\perp\parallel}} \quad (2.29)$$

$$\theta_{fp} = \arccos \left(\sqrt{\frac{R_{\perp\perp}^A}{-\sigma_2}} \right) \quad \text{para } \sigma_1 = 0 \quad (2.30)$$

$$\sigma_{2c} = -R_{\perp\perp}^A \text{ e } \tau_{21c} = R_{\perp\parallel} * \left(\sqrt{1 + 2 * p_{\perp\perp}^{(-)}} \right) \quad \text{para } \sigma_1 = 0 \quad (2.31)$$

$$\tau_{21 \text{ máx}} = R_{\perp\parallel} * (1 + p_{\perp\perp}^{(-)}) \quad \text{para } \sigma_1 = 0 \quad (2.32)$$

2.7.4 Critério de Tsai-Wu

Surge no sentido de se obter resultados mais precisos e que representam melhor os dados experimentais. Sendo assim, usando o critério de Tsai-Wu, o índice de falha é determinado através da seguinte expressão (Barbero 2007):

$$I_F = \frac{1}{R} = \left[-\frac{B}{2A} + \sqrt{\left(\frac{B}{2A}\right)^2 + \frac{1}{A}} \right]^{-1} = \frac{1}{\left[-\frac{B}{2A} + \sqrt{\left(\frac{B}{2A}\right)^2 + \frac{1}{A}} \right]} \quad (2.33)$$

Com

$$A = \frac{\sigma_1^2}{F_{1t}F_{1c}} + \frac{\sigma_2^2}{F_{2t}F_{2c}} + \frac{\sigma_3^2}{F_{3t}F_{3c}} + \frac{\sigma_4^2}{F_4^2} + \frac{\sigma_5^2}{F_5^2} + \frac{\sigma_6^2}{F_6^2} + c4 \frac{\sigma_2\sigma_3}{\sqrt{F_{2t}F_{2c}F_{3t}F_{3c}}} + c5 \frac{\sigma_1\sigma_3}{\sqrt{F_{1t}F_{1c}F_{3t}F_{3c}}} + c6 \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sqrt{F_{1t}F_{1c}F_{2t}F_{2c}}} \quad (2.34)$$

E

$$B = \sigma_1(F_{1t}^{-1} - F_{1c}^{-1}) + \sigma_2(F_{2t}^{-1} - F_{2c}^{-1}) + \sigma_3(F_{3t}^{-1} - F_{3c}^{-1}) \quad (2.35)$$

Onde $c4, c5$ e $c6$ são coeficientes de acoplamento de Tsai-Wu, que para todos os efeitos são considerados negativos (-1). Se observa também que as forças de compressão nas equações de A e B são positivas.

Revisão bibliográfica

Conforme (Barbero 2007), normalmente, os valores dos parâmetros de resistência (F_{3t} e F_{3c}) raramente se encontram na literatura, daí que é muito comum se usar, para estes parâmetros, os valores da força de resistência do plano transversal (F_{2t} e F_{2c}), respetivamente. Além disso, para o parâmetro de resistência interlaminar (F_5) se assume que é igual ao valor do parâmetro de resistência no plano de corte (F_6). Caso faltem dados acerca do valor do parâmetro de resistência interlaminar (F_4), se pode assumir que este é igual ao valor da resistência ao corte da matriz.

2.7.5 Critério de Tsai-Hill

É uma simplificação do critério de Hill, para compósitos reforçados com fibras, transversalmente anisotrópicos, e é dado por (Cabrerero and Gebremedhin 2010):

$$\left(\frac{\sigma_1}{F_1}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{F_2}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{F_1^2}\right) + \left(\frac{\sigma_6}{F_6}\right)^2 = 1 \quad (2.36)$$

Onde σ_1 e σ_2 são ambas tensões de tração. No critério de Tsai- Hill se as tensões normais σ_1 e/ou σ_2 são de compressão, as suas tensões de resistência à compressão podem ser usadas na equação anterior.

Deste modo, o critério de Tsai- Hill é representado pelas seguintes equações (Azzi and Tsai 1965):

- a) No primeiro quadrante ($\sigma_1, \sigma_2 > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_1}{F_{1t}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{F_{2t}}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{F_{1t}^2}\right) + \left(\frac{\sigma_6}{F_6}\right)^2 = 1 \quad (2.37)$$

- b) No segundo quadrante ($\sigma_1 < 0$ e $\sigma_2 > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_1}{F_{1c}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{F_{2t}}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{F_{1c}^2}\right) + \left(\frac{\sigma_6}{F_6}\right)^2 = 1 \quad (2.38)$$

- c) No terceiro quadrante ($\sigma_1, \sigma_2 < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_1}{F_{1c}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{F_{2c}}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{F_{1c}^2}\right) + \left(\frac{\sigma_6}{F_6}\right)^2 = 1 \quad (2.39)$$

- d) No quarto quadrante ($\sigma_1 > 0$ e $\sigma_2 < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_1}{F_{1t}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{F_{2c}}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{F_{1t}^2}\right) + \left(\frac{\sigma_6}{F_6}\right)^2 = 1 \quad (2.40)$$

2.8 Equações constitutivas de uma lâmina

De modo a efetuar os estudos necessários para o presente trabalho, antes de serem implementados os critérios de falha apresentados, é necessário determinar um conjunto de parâmetros, fundamentais, para a elaboração dos estudos pertinentes no presente trabalho como, por exemplo, a determinação dos estados de tensão e deformação atuantes nos laminados. Estes e outros parâmetros necessários para a elaboração do trabalho são determinados, através dos métodos analítico e numérico.

No presente trabalho será usada a teoria clássica dos laminados (CLT-Classical Lamination Theory), fundamentada nos fundamentos da teoria de Kirchhoff (Koc et al. 2016) e (Koruche and Patil 2015), que são:

- a) A espessura do laminado, normalmente retangular, é muito inferior quando comparado à largura e comprimento;
- b) As tensões (σ_z , τ_{xz} e τ_{yz}) são relativamente pequenas, quando comparadas com as restantes, daí que podem ser desprezadas, isto é, $\sigma_z = \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0$;
- c) As deformações (γ_{xz} e γ_{yz}) são nulas, devido ao fato de as secções normais ao plano do laminado permanecerem retilíneas após os carregamentos;
- d) Kirchhoff assume também que após o carregamento, a espessura do laminado matém-se constante, o que não se verifica na realidade.

Assim sendo, torna-se possível, através da teoria clássica dos laminados, relacionar a carga aplicada nos laminados e os estados de tensão e deformação. As cargas podem ser aplicadas no plano N_{xx} , N_{yy} ou N_{xy} , ou podem ser aplicadas fora do plano M_{xx} , M_{yy} ou M_{xy} , e em alguns casos de forma combinada (ver figura 32). Estas cargas originam tensões, que por sua vez variam linearmente ao longo da espessura do laminado.

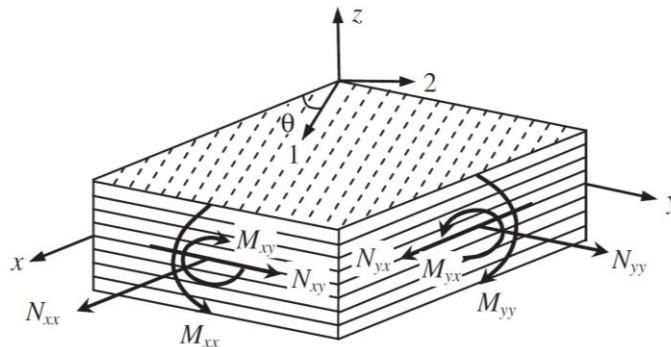


Figura 32 - Esquema geral de um laminado em condições gerais de carregamento (Koc et al. 2016)

Conforme (Koc et al. 2016), o estado de deformação dos laminados, pela lei do Kirchhoff, é expresso de acordo com a equação (2.41).

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z * \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.41)$$

Onde os coeficientes ε_x^0 , ε_y^0 e γ_{xy}^0 representam as deformações gerais, e os coeficientes k_x , k_y e k_{xy} expressam as curvaturas, no plano médio dos laminados.

2.8.1 Relação tensão-deformação para um material ortotrópico

A relação entre tensão e deformação nos laminados é descrita pela lei de Hooke. De acordo com (Koruche and Patil 2015), pela lei de Hooke generalizada, para laminados ortotrópicos, as deformações são dadas por:

Revisão bibliográfica

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.42)$$

Foi anteriormente referido que um laminado apresenta uma espessura muito pequena. Em situações em que os laminados não são submetidos a carregamentos fora do plano, entende-se que estes se encontram sob tensão plana. Quando as superfícies superior e inferior não se encontram sob carregamentos externos (ver figura 33), então $\sigma_3 = 0$, $\tau_{23} = 0$ e $\tau_{31} = 0$.

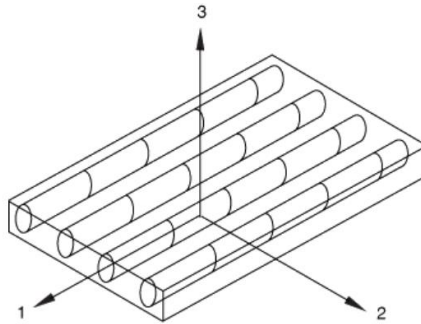


Figura 33 - Exemplo geral de uma lâmina unidirecional (Koruche and Patil 2015)

A figura apresentada anteriormente representa uma lâmina unidirecional (ortotrópico) fina e sem carregamentos fora do plano, logo para este exemplo se pode assumir o estado de tensão plana. Esta suposição faz com que a lei de Hooke tridimensional, para um material ortotrópico, anteriormente apresentada, seja reduzida para o estado de tensão bidimensional, representada na equação (2.43).

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.43)$$

Através da equação (2.44), para o estado de tensão plana, a relação tensão-deformação é a seguinte:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.44)$$

Onde Q_{ij} são as matrizes dos coeficientes de rigidez elásticos reduzidos, estimadas através das seguintes relações:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12} * \nu_{21}} \quad (2.45)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12} * E_2}{1 - \nu_{12} * \nu_{21}} = \frac{\nu_{21} * E_1}{1 - \nu_{12} * \nu_{21}} \quad (2.46)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12} * \nu_{21}} \quad (2.47)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (2.48)$$

2.8.2 Matriz dos coeficientes elásticos reduzidos transformados

Para compósitos laminados multidirecionais, consoante (Farooq and Myler 2017), o sistema de coordenadas global (x, y) e não coincide com o sistema de coordenadas do laminado (1, 2), como se pode observar na imagem apresentada na figura 34. Na mesma figura é possível observar que os eixos destes referenciais são separados por um ângulo θ , que depende da orientação de cada camada do laminado.

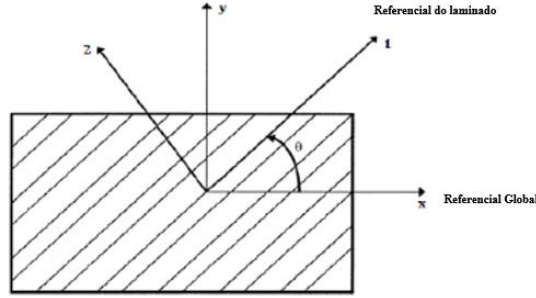


Figura 34 - Ilustração de uma lâmina unidirecional e dos eixos do laminado e global, adaptado de (Farooq and Myler 2017)

Deste modo, a relação tensão-deformação no referencial global é:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k * \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}_k \quad (2.49)$$

Onde k é o número de camadas constituintes do laminado e \bar{Q}_{ij} são as matrizes dos coeficientes elásticos reduzidos transformados, obtidas através das seguintes relações:

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} * c^4 + Q_{22} * s^4 + 2 * (Q_{12} + Q_{66}) * s^2 * c^2 \quad (2.50)$$

$$\bar{Q}_{22} = (Q_{11} + Q_{22} - 4 * Q_{66}) * s^2 * c^2 + Q_{12}(c^4 + s^2) \quad (2.51)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11} * s^4 + Q_{22} * c^4 + 2 * (Q_{12} + 2 * Q_{66}) * s^2 * c^2 \quad (2.52)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2 * Q_{66}) * c^3 * s - (Q_{22} - Q_{12} - 2 * Q_{66}) * s^3 * c \quad (2.53)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2 * Q_{66})s^3 * c - (Q_{22} - Q_{12} - 2 * Q_{66}) * c^3 * s \quad (2.54)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} - Q_{22} - 2 * Q_{12} - 2 * Q_{66}) * s^2 * c^2 + Q_{66} * (s^4 + c^4) \quad (2.55)$$

No qual:

$$c = \cos(\theta) \text{ e } s = \sin(\theta) \quad (2.56)$$

Todas as equações apresentadas anteriormente são dependentes dos quatro elementos de rigidez elástico Q_{11} , Q_{12} , Q_{22} e Q_{66} , e do ângulo da orientação das fibras de cada camada do laminado θ . Analisando as equações da relação tensão-deformação, no referencial global, concluiu-se que a variação da tensão e da deformação ao longo da espessura do laminado apresentam as formas exibidas na figura 35.

Revisão bibliográfica

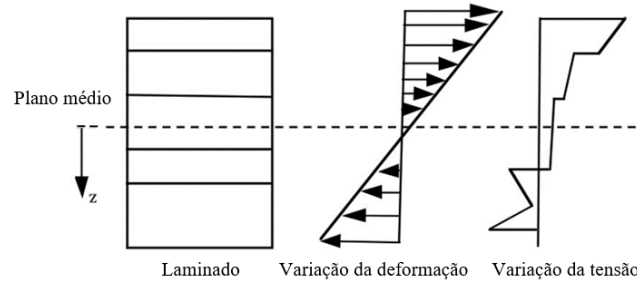


Figura 35 - Variação da deformação e tensão ao longo da espessura, adaptação de (Koruche and Patil 2015)

2.8.3 Forças e momentos resultantes

Integrando as tensões em cada camada do laminado, no referencial global, se obtêm as forças e os momentos resultantes ou aplicados (Koc et al. 2016) e (Koruche and Patil 2015), representados nas equações (2.57) e (2.58), respetivamente.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix}_k = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_{k=1}^m \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (2.57)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix}_k = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} z * \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_{k=1}^m \int_{z_{k-1}}^{z_k} z * \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (2.58)$$

Onde m é o número de camadas distintas em uma das partes simétricas acima ou abaixo do plano médio, como ilustrado na figura 36.

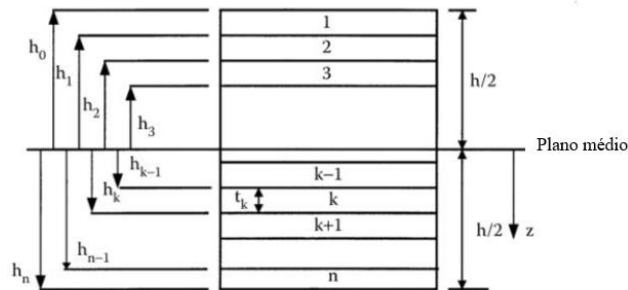


Figura 36 - Geometria de um laminado com n camadas, adaptado de (Koruche and Patil 2015)

Substituindo a equação (2.49) nas equações das forças e dos momentos, apresentadas em (2.59) e (2.60), respetivamente, é possível obter as equações fundamentais da Teoria Clássica de Placas Laminadas (CLPT - Classical Laminated Plate Theory), dadas por (Koc et al. 2016) e (Aydogdu 2008):

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix}_k = \sum_{k=1}^m \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz = \sum_{k=1}^m \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k * \begin{Bmatrix} z k_x \\ z k_y \\ \gamma_{xy}^0 + z k_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (2.59)$$

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

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix}_k = \sum_{k=1}^m \int_{z_k}^{z_{k+1}} z \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz = \sum_{k=1}^m \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k * z \begin{Bmatrix} zk_x \\ zk_y \\ \gamma_{xy}^0 + zk_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad (2.60)$$

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

As duas equações da relação constitutiva da Teoria Clássica de Placas Laminadas, também podem ser escritas em uma só (Koruche and Patil 2015) e (Irhirane et al. 2008), dando o seguinte resultado:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix}_k * \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.61)$$

Na sua forma simplificada é apresentada do modo seguinte:

$$\begin{Bmatrix} \{N\} \\ \{M\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \{\varepsilon^0\} \\ \{k\} \end{Bmatrix} \quad (2.62)$$

Onde A_{ij} , B_{ij} e D_{ij} são as matrizes de rigidez de membrana, de rigidez de acoplamento membrana-flexão e de rigidez de flexão, nessa ordem. As matrizes A_{ij} , B_{ij} e D_{ij} são calculadas através das fórmulas apresentadas nas equações (2.63), (2.64) e (2.65) respetivamente (Aydogdu 2008) e (Nyambeni and Mabuza 2018):

$$A_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (\bar{Q}_{ij}) dz = \sum_{k=1}^m \bar{Q}_{ij}^{(k)} * (z_k - z_{k-1}) \quad (2.63)$$

$$B_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} z * (\bar{Q}_{ij}) dz = \frac{1}{2} * \sum_{k=1}^m \bar{Q}_{ij}^{(k)} * (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (2.64)$$

$$D_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} z^2 * (\bar{Q}_{ij}) dz = \frac{1}{3} * \sum_{k=1}^m \bar{Q}_{ij}^{(k)} * (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (2.65)$$

As deformações e curvaturas são calculadas através da relação apresentada na equação (2.66).

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix}_k^{-1} * \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix}_k \quad (2.66)$$

Na sua forma mais simplificada chega-se ao seguinte resultado:

$$\begin{Bmatrix} \{\varepsilon^0\} \\ \{k\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} * \begin{Bmatrix} \{N\} \\ \{M\} \end{Bmatrix} \quad (2.67)$$

Revisão bibliográfica

2.8.4 Transformação de tensões

Já se sabe que os eixos globais e do laminado não coincidem, daí que é fundamental transformar as tensões no sistema de coordenadas globais (x, y, z) para o referencial do laminado (1, 2,3), ou vice-versa, recorrendo à matriz de transformação. A transformação das tensões do referencial global para o do laminado, ou do referencial do laminado para global pode ser feita recorrendo às equações (2.68) e (2.69), respetivamente (Nyambeni and Mabuza 2018).

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 0 & 0 & 0 & -2cs \\ s^2 & c^2 & 0 & 0 & 0 & 2cs \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c & s & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -s & c & 0 \\ cs & -cs & 0 & 0 & 0 & c^2 - s^2 \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (2.68)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 0 & 0 & 0 & 2cs \\ s^2 & c^2 & 0 & 0 & 0 & -2cs \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c & -s & 0 \\ 0 & 0 & 0 & s & c & 0 \\ -cs & cs & 0 & 0 & 0 & c^2 - s^2 \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.69)$$

Nas situações em que os laminados se encontram sob carregamentos de tensão plana, as equações apresentadas anteriormente podem ser simplificadas (Farooq and Myler 2017) e (Schläpfer and Kress 2014), obtendo os seguintes resultados:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2cs \\ s^2 & c^2 & 2cs \\ cs & -cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.70)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2cs \\ s^2 & c^2 & -2cs \\ -cs & cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.71)$$

E a transformação entre as deformações é dada por:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2cs \\ s^2 & c^2 & 2cs \\ cs & -cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (2.72)$$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2cs \\ s^2 & c^2 & -2cs \\ -cs & cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.73)$$

Onde:

$$c = \cos(\theta) \text{ e } s = \sin(\theta) \quad (2.74)$$

Capítulo 3

Modelação e validação dos modelos

Este capítulo tem como objetivos apresentar a modelação e validação dos modelos analítico e numérico desenvolvidos para os estudos do trabalho. Para a modelação numérica recorreu-se ao MEF - Método de Elementos Finitos (em inglês: FEM - *Finite Element Method*), que é amplamente utilizado para determinar soluções aproximadas de problemas que envolvem equações diferenciais parciais relativas a problemas que envolvem condições de fronteira. O MEF é vantajoso porque consegue desintegrar os problemas em partes pequenas (elementos finitos), conectados entre si por nós. Todo este conjunto de nós é denominado malha, e todas as propriedades relativas aos materiais são atribuídas nesta malha (Greco 2020).

Recorreu-se ao ANSYS[®] APDL para se modelar as placas através do método de elementos finitos, um software muito utilizado na investigação dos estudos apresentados no presente trabalho, em 2D ou 3D. O ANSYS[®] APDL pode trabalhar em linguagem de programação ou através da interface gráfica, contudo para todos os estudos apresentados neste trabalho utilizou-se a linguagem de programação. Alguns excertos do código desenvolvido para o estudo dos laminados no ANSYS[®] APDL são apresentados nos próximos subcapítulos, que posteriormente será anexado no trabalho. O maior desafio encontrado na elaboração do código foi a implementação dos comandos necessários para obter os índices de falha, no que diz respeito aos critérios de falha de Tensão Máxima e Tsai-Wu (suportados na versão ANSYS[®] Student), de modo que fosse possível obter resultados fiáveis. Quanto ao estudo de falha pelo método analítico em placas laminadas utilizou-se o Maple, um software muito útil para realizar diversos estudos, incluindo os que são apresentados nesta dissertação, nos próximos subcapítulos e no próximo capítulo.

3.1 Metodologia utilizada em Maple 14

Para o modelo analítico, o estudo de falha dos laminados foi feito através dos comandos do Maple, uma vez que tanto o Maple, como os cálculos envolvidos nos critérios de falha (apresentados no capítulo antecedente) se baseiam na Teoria Clássica dos Laminados. Seria muito exaustivo explicar a metodologia utilizada no Maple, porque é muito complexa e extensa, daí que para esta metodologia apenas são apresentados os procedimentos utilizados para determinar os índices de falha e de resistência, de modo a tornar a leitura do trabalho apazível.

Posto isto, para se determinar os índices de falha e de resistência foram realizadas as seguintes etapas:

- a) Iniciar o programa;
- b) Definir as propriedades mecânicas e elásticas do material;
- c) Definir os parâmetros de resistência do material;

Modelação e validação dos modelos

- d) Definir a espessura de cada camada e a orientação das fibras em cada camada da placa;
- e) Definir as faces superior e inferior, através da distribuição das espessuras do laminado;
- f) Determinar as matrizes dos coeficientes elásticos reduzidos;
- g) Determinar as matrizes dos coeficientes elásticos reduzidos transformados;
- h) Determinar as matrizes de rigidez de membrana [A], de acoplamento membrana-flexão [B] e de rigidez de flexão [D];
- i) Determinar as matrizes ABD e inversa de ABD;
- j) Definir as condições de carregamento ($N_x = 100 \text{ N/mm}$, $N_y = N_{xy} = 0$ e $M_x = M_y = M_{xy} = 0$);
- k) Calcular as deformações nos referenciais global e do laminado;
- l) Determinar as tensões no referencial global;
- m) Calcular a matriz de transformação e posteriormente as tensões no referencial do laminado;
- n) Aplicar os critérios de falha apresentados, determinar os índices de falha e de resistência da placa e verificar se existe fissura ou não da mesma.

3.2 Metodologia utilizada em ANSYS APDL 2020

O ansys[®] APDL é um software numérico, que proporciona uma interface gráfica na qual é possível simular vários tipos de estudos (ANSYS Europe 2018). Neste subcapítulo serão apresentados alguns comandos utilizados para a elaboração do código, até a fase da simulação como, por exemplo, definir as propriedades dos materiais, alterar a geometria da placa sem necessidade de elaborar um novo código, caracterizar o laminado, definir os parâmetros da malha e dos critérios de falha, definir as condições de fronteira e carregamento, e finalmente definir os comandos que apresentam os resultados da simulação.

As etapas percorridas no ANSYS[®] APDL para realizar as análises dos laminados apresentados no trabalho encontram-se apresentados na figura 37. Nos próximos subcapítulos será feita a descrição de todas as etapas apresentadas nesta figura.

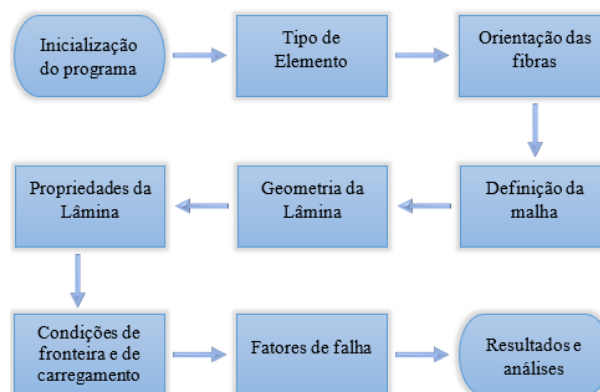


Figura 37 - Etapas percorridas no ANSYS[®] APDL para realizar as análises dos laminados

Para que estas etapas fossem realizadas com sucesso foi necessário utilizar alguns comandos específicos e adequados, inscritos no ficheiro tipo texto, e posteriormente corrê-lo no programa. Toda

a explicação relativa aos comandos do ANSYS[®] APDL apresentada nos próximos subcapítulos está de acordo com (ANSYS Europe 2018), salvo indicação expressa em sentido contrário.

3.2.1 Inicialização do programa

Quando se inicia o programa é importante finalizar qualquer processo que esteja a decorrer no mesmo, para que não haja interferência entre os estudos realizados e os que serão executados posteriormente, evitando assim que não se influencie os resultados obtidos, para que estejam próximo do esperado. Para a inicialização do programa recorreu-se aos comandos *FINISH* e */CLEAR*. O primeiro serve para terminar qualquer processo que esteja a decorrer e o segundo para eliminar toda a informação relativa aos estudos efetuados e armazenados.

3.2.2 Tipo de elemento

A modelação das placas laminadas estudadas no trabalho baseia-se nos fundamentos da teoria de Kirchhoff, ou seja, a espessura do laminado é muito reduzida quando comparada com o comprimento e largura da placa, por isso no modelo numérico foi utilizado o tipo de elemento do tipo casca. Existem inúmeros tipos de elementos do tipo casca que podem ser usados, contudo, para os estudos deste trabalho escolheu-se o elemento *SHELL281* (ver figura 38). Normalmente, este tipo de elemento é usado na análise de placas finas ou modernamente espessas (quando a razão entre o comprimento e a espessura é superior a 20), porque simplifica os cálculos computacionais, e como se baseia na teoria FSD (*First-order Shear-Deformation theory*) é mais precisa nos resultados pretendidos (Koruche and Patil 2015) e (Mandal and Ray 2015).

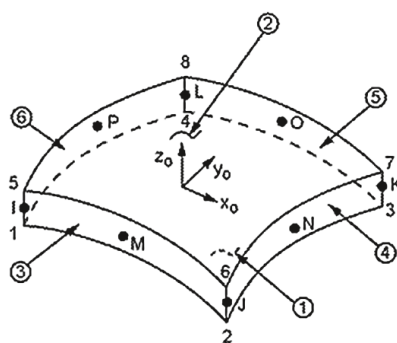


Figura 38 - Geometria e localização dos nós para elemento SHELL281, em 2D (Mandal and Ray 2015)

Pela figura 38 é possível observar que o elemento SHELL281 para além de ser definido pelas informações da secção do SHELL é também definido por 8 nós (I, J, K, L, M, N, O e P). Cada nó do elemento permite 6 graus de liberdade: 3 translações (em x, y e z) e 3 rotações (em x, y e z).

3.2.3 Orientação das fibras

A programação no ANSYS[®] APDL, no ficheiro tipo texto permite inserir a orientação das fibras nos laminados de diversas formas. Neste trabalho recorreu-se aos comandos *SECTYPE* e *SECDATA* para este efeito, sendo que o primeiro comando foi utilizado para associar as propriedades definidas em cada lâmina, e o segundo foi útil para definir a espessura e a orientação das fibras de cada camada, obtendo os resultados apresentados na figura 39.

Modelação e validação dos modelos

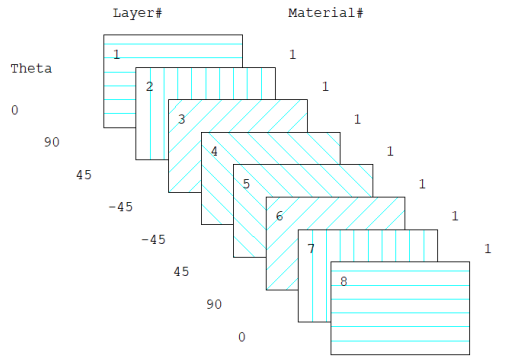


Figura 39 - Orientação das fibras do laminado, camada a camada

O laminado apresentado na figura acima é composto por 8 camadas, feitas pelo mesmo material com as seguintes orientações de fibras: $[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ (laminado simétrico).

O código utilizado para definir estes e outros parâmetros pode ser consultado de forma detalhada no anexo - A.

3.2.4 Propriedades da lâmina

Diferentes tipos de materiais compósitos são analisados no trabalho, e para ilustrar o excerto do código desenvolvido de modo a definir as propriedades dos materiais dos laminados no ANSYS[®] APDL serão utilizadas as propriedades de Carbono/Epóxi (AS4D/9310), apresentadas na tabela 6.

Tabela 6 - Propriedades mecânicas e parâmetros de resistência do material (Barbero 2007)

Carbono/Epóxi (AS4D/9310)			
Descrição	Variável	Valor	Unidade
Módulo de Elasticidade Longitudinal	E_1	133,86	[GPa]
Módulo de Elasticidade Transversal	$E_2 = E_3$	7,706	
Módulo de Distorção	$G_{12} = G_{13}$	4,306	
Módulo de Distorção	G_{23}	2,76	
Coefficiente de Poisson	$\nu_{12} = \nu_{13}$	0,301	—
Coefficiente de Poisson	ν_{23}	0,396	
Tensão de Ruptura Longitudinal à Tração	F_{1t}	1830	[MPa]
Tensão de Ruptura Longitudinal à Compressão	F_{1c}	1096	
Tensão de Ruptura Transversal à Tração	$F_{2t} = F_{3t}$	57	
Tensão de Ruptura Transversal à Compressão	$F_{2c} = F_{3c}$	228	
Tensão de Ruptura no plano de Corte	$F_4 = F_5$	10000	
Tensão de Ruptura no plano de Corte	F_6	71	

Foi possível definir estas propriedades do laminado, utilizando os seguintes comandos:

MPDATA, EX, 1, , E1	!Definição do modulo de Elasticidade Longitudinal E_1
MPDATA, EY, 1,, E2	!Definição do modulo de Elasticidade Longitudinal E_2
MPDATA, EZ, 1, , E3	!Definição do modulo de elasticidade longitudinal E_3
MPDATA, PRXY, 1, , ν_{12}	!Definição do Coeficiente de Poisson ν_{12}
MPDATA, PRXZ, 1,, ν_{13}	!Definição do Coeficiente de Poisson ν_{13}
MPDATA, PRYZ, 1, , ν_{23}	!Definição do Coeficiente de Poisson ν_{23}
MPDATA, GXY, 1, , G_{12}	!Definição do Modulo de Distorção G_{12}

MPDATA, GXZ, 1, , G13

!Definição do Modulo de Distorção G_{13}

MPDATA, GYZ, 1, , G23

!Definição do Modulo de Distorção G_{23}

O comando *MPDATA* foi utilizado para definir as propriedades mecânicas e elásticas do material.

3.2.5 Geometria da lâmina

Seguidamente foi necessário definir a geometria do laminado, com as dimensões e orientação das fibras apresentadas na tabela 7.

Tabela 7 - Dimensões da geometria do laminado e orientação das fibras (Barbero 2007)

Placa em Carbono/Epóxi (AS4D/9310)			
Descrição	Variável	Valor	Unidade
Comprimento	C	2000	mm
Largura	L	2000	mm
Espessura de cada camada	h	1,25	mm
Nº de lâminas	—	8	—
Orientação das fibras	θ	$[0/90/45/-45]_s$	°

Nos subcapítulos anteriores foram apresentados os comandos utilizados para definir as espessuras e orientação das fibras nas lâminas. Neste subcapítulo serão apresentados os comandos utilizados para modelar a geometria da placa, assim como as suas dimensões, apresentadas na figura 40.

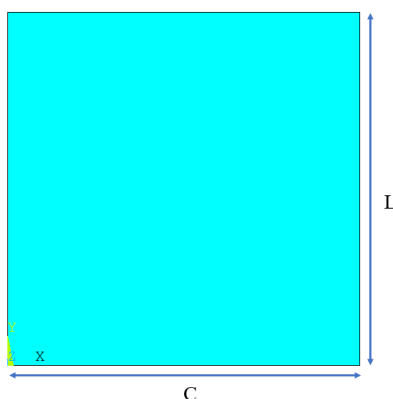


Figura 40 - Representação da geometria e dimensões da placa em 2D

A geometria da placa foi definida utilizando o comando *RECTNG*, da seguinte forma:

RECTNG, 0, (C/2), 0, (L/2)

! Placa retangular [1000x1000]

Para este exemplo apenas se modelou $\frac{1}{4}$ da placa para se poupar os recursos e o tempo de programação, como o (Barbero 2007) recomenda na sua obra. Nos próximos subcapítulos serão apresentados os comandos utilizados para obter a parte em falta na placa.

3.2.6 Definição da malha

Na mesma obra, é recomendado que se use uma malha 15x15 elementos nas direções x e y , respetivamente, como se pode observar na figura 41. É importante salientar que esta malha poderá ser ainda refinada, de modo a obter resultados mais precisos para que o desvio entre os resultados do estudo e esperados seja insignificante.

Modelação e validação dos modelos

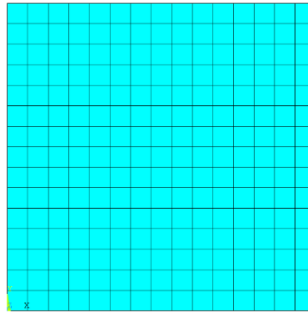


Figura 41 - Representação da malha gerada em 2D

Para se gerar a malha do laminado é necessário utilizar os seguintes comandos:

ESIZE, , 15 ! Número de divisões por cada linha= 15

AMESH, ALL ! MESH da área (geração da malha)

O comando *ESIZE* define o número de divisões pretendidos em cada linha e o comando *AMESH* para gerar a malha de toda placa.

3.2.7 Condições de fronteira e de carregamento

Nesta etapa definem-se as condições de fronteira e de carregamento, no ANSYS. Na tabela 8 são apresentadas as condições de fronteira e de carregamento para este exemplo, utilizado para validar os critérios de tensão máxima e de Tsai-Wu. Ao longo do trabalho são apresentados vários estudos, com diferentes situações de fronteira e de carregamento, como se verificará no decorrer do trabalho.

Tabela 8 - Condições de fronteira e de carregamento da placa (Barbero 2007)

Condições de fronteira e de carregamento da placa em Carbono/Epóxi (AS4D/9310)			
Descrição	Variável	Valor	Unidade
Simetria da placa nas linhas 1 e 4	SYMM	—	—
Constrangimento da placa nas linhas 2 e 3	UZ	0	[mm]
Carga de tração longitudinal	N_x	100	[N/mm]
Plano médio	z	0	—

Definiram-se estas condições de fronteira e de carregamento recorrendo aos seguintes comandos:

DL, 2, 1, UZ, 0 ! Constrangimento de modo a evitar movimento na linha 2

DL, 3, 1, UZ, 0 ! Constrangimento de modo a evitar movimento na linha 3

DL, 1, 1, SYMM ! Definir a simetria da placa na linha 1

DL, 4, 1, SYMM ! Definir a simetria da placa na linha 4

P=100 ! Pressão a aplicar [N/mm]

SFL, 2, PRES, -P ! Aplicação da pressão uniforme aplicada na linha 2 da placa

/PSF, PRES, NORM, 2, 1, 1 ! Apresenta a pressão distribuída uniformemente na linha 2

O comando *DL* é utilizado para encastrar (bloquear o deslocamento no eixo z) as linhas 2 e 3, e para definir a simetria da placa nas linhas 1 e 4 (dando assim uma placa 2000x2000 mm), e o comando *SFL* aplica uma pressão uniforme de $N_x = 100$ N/mm, na linha 2 da placa. Na figura 42 é possível observar as condições de fronteira e de carregamento aplicadas, assim como a numeração das linhas 1, 2, 3 e 4 da placa (L_1 , L_2 , L_3 e L_4 , respetivamente).

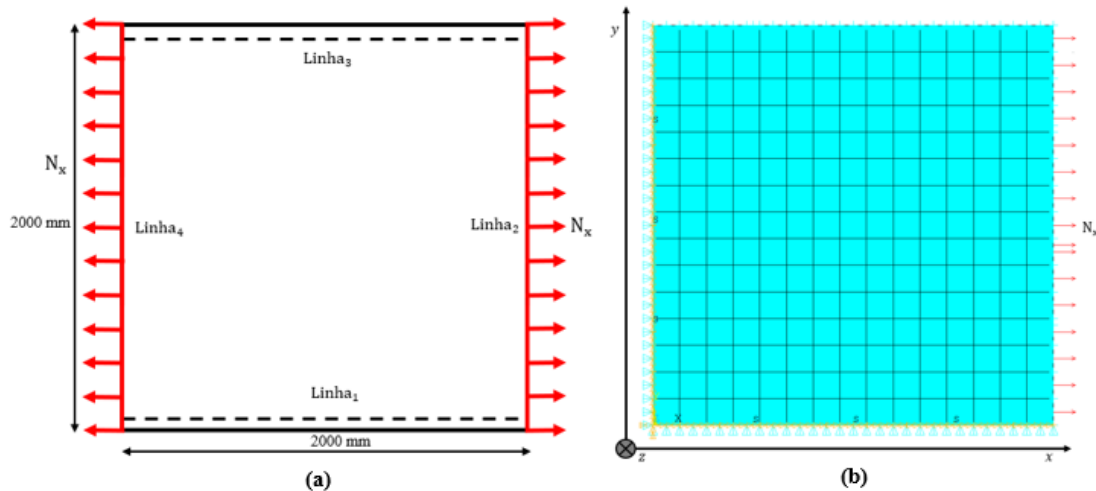


Figura 42 - Representação das condições de fronteira e de carregamento em 2D, na placa total (a) e no ¼ da placa no ANSYS® APDL (b)
 Pela figura 42 observa-se que nas linhas 1 e 4 (b) a simetria é representada pela letra S, por outro lado, nas linhas 2 e 3 (b) é possível notar descontinuidades ao longo das mesmas, o que representa o bloqueio do deslocamento na direção z destas. O traço no (a), nas linhas 1 e 3 representam apoio simples na placa, nas linhas 1 e 3, e em ambas imagens a força aplicada está representada por setas vermelhas orientadas na direção do eixo das abcissas.

3.2.8 Fatores de falha

Para o estudo dos critérios de falha é fundamental definir os parâmetros de resistência do material, que por sua vez são definidas através do comando *FC*, implementado da seguinte forma:

FC, 1, S, XTEN, F1t	! Tensão de Rotura Longitudinal à Tração F1t
FC, 1, S, XCMP, -F1c	! Tensão de Rotura Longitudinal à Compressão F1c
FC, 1, S, YTEN, F2t	! Tensão de Rotura Transversal à Tração F2t
FC, 1, S, YCMP, -F2c	! Tensão de Rotura Transversal à Compressão F2c
FC, 1, S, ZTEN, F3t	! Tensão de Rotura Transversal à Tração F3t
FC, 1, S, ZCMP, -F3c	! Tensão de Rotura Transversal à Compressão F3c
FC,1, S, XY, F6	! Tensão de Rotura no plano de Corte F6
FC,1, S, YZ, F4	! Tensão de Rotura no plano de Corte F4
FC,1, S, XZ, F5	! Tensão de Rotura no plano de Corte F5
FC,1, S, YZCP, C4	! Coeficiente de Tsai-Wu C4: Predefinido para -1
FC,1, S, XZCP, C5	! Coeficiente de Tsai-Wu C5: Predefinido para -1
FC,1, S, XYCPCP, C6	! Coeficiente de Tsai-Wu C6: Predefinido para -1

Depois de se definir os parâmetros de resistência, foi possível simular o estudo, como apresentado no próximo subcapítulo.

3.2.9 Resultados e análises

Percorridos todos os passos apresentados nos subcapítulos anteriores, foi possível determinar os índices de falha da placa, recorrendo aos comandos *LAYER*, *PLNSOL* e *PRNSOL*. O comando *LAYER*

Modelação e validação dos modelos

define a camada em que se pretende estudar os critérios de falha de Tensão Máxima e de Tsai-Wu. Por seu turno, o comando *PRNSOL* (avalia os critérios de falha a nível do elemento) apresenta uma tabela com os índices de falha, e finalmente o comando *PLNSOL* (avalia os critérios de falha a nível nodal) apresenta os índices de falha pretendidos, na interface gráfica. Por exemplo, os comandos utilizados para obter os índices de falha para os critérios de Tsai-Wu (TWSR) e de Tensão Máxima (MAXF) são:

LAYER,1 ! Tabela com os resultados da primeira lâmina
PRNSOL, S, FAIL ! Apresenta uma tabela com os índices de falha
PLNSOL, S, TWSR ! Apresenta o IF para o critério de TSAI-WU
PLNSOL, S, MAXF ! Apresenta o IF para o critério da Tensão Máxima

Como apresentado nos subcapítulos anteriores, a placa em estudo é composta por 8 lâminas, no entanto o exemplo apresentado neste subcapítulo diz respeito aos resultados da primeira camada. Os resultados das outras camadas são apresentados mudando o número de camada no comando *LAYER*, de 1 para outro número, que se pretende obter os respetivos índices de falha, através dos critérios apresentados.

3.3 Validação dos modelos

Este subcapítulo serve para fazer uma comparação entre os resultados obtidos em estudos existentes e resultados obtidos nos modelos desenvolvidos, através do cálculo do desvio entre estes. A validação dos critérios de Tsai-Wu e da Tensão máxima é feita em ambos modelos, por outro lado, para os critérios de Hashin, de Puck e de Tsai-Hill é apenas feita no Maple. Todos resultados apresentados nos próximos subcapítulos são comparados em termos de diferença percentual entre os resultados esperados e obtidos, calculada através das expressões apresentadas nas equações (3.1) e (3.2), para os índices de falha e de resistência, respetivamente.

$$\Delta_{IF} = \left| \frac{IF_{esperado} - IF_{obtido}}{IF_{esperado}} \right| * 100\% \quad (3.1)$$

$$\Delta_R = \left| \frac{R_{esperado} - R_{obtido}}{R_{esperado}} \right| * 100\% \quad (3.2)$$

3.3.1 Validação dos modelos segundo critério da tensão máxima

Recorreu-se aos exercícios 3.12 e 3.13, disponíveis nas páginas 98 e 102, respetivamente, da obra de (Barbero 2007) para validar os modelos, no que diz respeito ao critério da tensão máxima. Nestes exercícios, o autor tem como objetivo determinar os índices de falha e de resistência, em todas as lâminas da placa apresentada no subcapítulo 3.1, com as propriedades, geometria e condições de fronteira e de carregamento, apresentados nas tabelas 6, 7 e 8, respetivamente.

Após desenvolver os modelos e obter os resultados dos estudos feitos em (Barbero 2007), foi possível fazer uma comparação percentual entre os resultados obtidos em (Barbero 2007) e os resultados obtidos nos modelos elaborados. Para o critério da Tensão Máxima, os índices de falha e de

resistência e a diferença percentual entre os resultados obtidos no Maple e na obra de (Barbero 2007) são apresentadas na tabela 9.

Tabela 9 - Apresentação dos resultados e desvios entre I_F e R , obtidos por (Barbero 2007) e no Maple 14

Validação do critério da Tensão Máxima no Maple 14						
Camada e Orientação	Diferença percentual entre os I_F			Diferença percentual entre os R		
	(Barbero 2007)	Maple	Δ_{IF} [%]	(Barbero 2007)	Maple	Δ_R [%]
1 ^a / [0°]	0,01440	0,01442	0,147	69,340	69,343	0,004
2 ^a / [90°]	0,02430	0,02430	0,008	41,016	41,156	0,341
3 ^a / [45°]	0,01570	0,01566	0,227	63,840	63,839	0,001
4 ^a / [-45°]	0,01570	0,01566	0,227	63,840	63,839	0,001

Os índices de falha e de resistência, assim como a comparação da diferença percentual entre os resultados obtidos na obra do (Barbero 2007) e os obtidos nas simulações feitas no ANSYS[®] APDL, são apresentados na tabela 10.

Tabela 10 - Apresentação dos resultados e desvios entre I_F e R , obtidos por (Barbero 2007) e no ANSYS[®] APDL

Validação do critério da Tensão Máxima no ANSYS[®] APDL 2020						
Camada e Orientação	Diferença percentual entre os I_F			Diferença percentual entre os R		
	(Barbero 2007)	Ansys APDL	Δ_{IF} [%]	(Barbero 2007)	Ansys APDL	Δ_R [%]
1 ^a / [0°]	0,01440	0,01442	0,146	69,340	69,343	0,005
2 ^a / [90°]	0,02430	0,02430	0,008	41,016	41,156	0,340
3 ^a / [45°]	0,01570	0,01566	0,229	63,840	63,841	0,001
4 ^a / [-45°]	0,01570	0,01566	0,229	63,840	63,841	0,001

Pelos resultados apresentados nas tabelas, tanto para o modelo analítico como numérico, encontram-se muito próximos dos resultados obtidos por (Barbero 2007). As diferenças percentuais entre os resultados são insignificantes, daí que se concluiu que os modelos estão a funcionar corretamente.

3.3.2 Validação dos modelos analíticos segundo critérios de Hashin

Neste subcapítulo são validados os modelos analíticos aplicando os critérios de Hashin. Para que fosse possível validar o modelo desenvolvido analiticamente estudaram-se os exemplos 7.4 e 7.5 (páginas 177 e 181 respetivamente) da obra de (Moura et al. 2009) e estudos realizados por (Cakioa 2015), este último apenas para validar o critério de Hashin. Com os exemplos 7.4 e 7.5, os autores pretendem estimar os índices de resistências para os critérios de Tsai-Wu e Hashin-Rotem, de uma placa laminada, sujeita a esforços de membrana variáveis. As propriedades mecânicas e os parâmetros de resistência da placa são apresentados na tabela 11.

Modelação e validação dos modelos

Tabela 11 - Propriedades mecânicas e parâmetros de resistência do laminado (Moura et al. 2009)

Carbono/Epóxi			
Descrição	Variável	Valor	Unidade
Módulo de Elasticidade Longitudinal	E_1	177	[GPa]
Módulo de Elasticidade Transversal	$E_2 = E_3$	11	
Módulo de Distorção	$G_{12} = G_{13}$	7,6	
Módulo de Distorção	G_{23}	4,33	
Coefficiente de Poisson	$\nu_{12} = \nu_{13}$	0,27	—
Coefficiente de Poisson	ν_{23}	0,27	—
Tensão de Ruptura Longitudinal à Tração	F_{1t}	1600	[MPa]
Tensão de Ruptura Longitudinal à Compressão	F_{1c}	1600	
Tensão de Ruptura Transversal à Tração	$F_{2t} = F_{3t}$	50	
Tensão de Ruptura Transversal à Compressão	$F_{2c} = F_{3c}$	160	
Tensão de Ruptura no plano de Corte	F_6	70	

As dimensões, orientação das fibras em cada camada e condições de fronteira e de carregamento da placa são apresentadas na tabela 12.

Tabela 12 - Dimensões e orientação das fibras e condições de fronteira e de carregamento da placa (Moura et al. 2009)

Orientação das fibras e condições de fronteira e de carregamento da placa em Carbono/Epóxi			
Descrição	Variável	Valor	Unidade
Espessura de cada camada	h	0,14	mm
Nº de lâminas	—	8	—
Orientação das fibras	θ	$[0/90/45/-45]_s$	°
Carga de tração longitudinal	N_x	1	[N/mm]
Carga de tração transversal	N_y	1	[N/mm]
Carga de tração transversal	N_{xy}	0,25	[N/mm]
Plano médio	z	0	—

3.3.2.1 Critério de Hashin

A validação do modelo analítico usando o critério de Hashin foi feita recorrendo aos estudos realizados por (Cakioa 2015), onde pretende calcular os índices de falha e de resistência de uma placa com as dimensões, propriedades mecânicas e condições de carregamento e de fronteira, apresentadas nas tabelas disponíveis no subcapítulo precedente. Para o critério de Hashin (Ruptura das Fibras), os índices de falha e de resistência obtidos por (Cakioa 2015) e no modelo analítico são apresentados na tabela 13, assim como a diferença percentual entre ambos.

Tabela 13 - Apresentação dos resultados e desvios entre I_F e R , obtidos por (Cakioa 2015) e no Maple 14

Validação do critério de Hashin (Ruptura das Fibras) no Maple 14						
Camada e Orientação	Diferença percentual entre os I_F			Diferença percentual entre os R		
	(Cakioa 2015)	Maple	Δ_{IF} [%]	(Cakioa 2015)	Maple	Δ_R [%]
1ª / [0°]	0,00138	0,00138	0,000	725,6894	725,6874	0,000
2ª / [90°]	0,00138	0,00138	0,145	724,6377	725,6874	0,145
3ª / [45°]	0,00149	0,00149	0,005	669,7924	669,7601	0,005
4ª / [-45°]	0,00058	0,00058	0,049	1730,1038	1729,2547	0,049

Os laminados podem falhar pela rotura das fibras ou pela rotura da matriz, por esse motivo é importante averiguar sempre pelos dois métodos se alguma lâmina falha ou não. Para o mesmo critério, mas pela rotura da matriz, os índices de falha e de resistência e a diferença percentual entre os resultados obtidos por (Cakioa 2015) e no modelo analítico são apresentados na tabela 14.

Tabela 14 - Apresentação dos resultados e desvios entre I_F e R , obtidos por (Cakioa 2015) e no Maple 14

Validação do critério de Hashin (Rotura da Matriz) no Maple 14						
Camada e Orientação	Diferença percentual entre os I_F			Diferença percentual entre os R		
	(Cakioa 2015)	Maple	Δ_{IF} [%]	(Cakioa 2015)	Maple	Δ_R [%]
1 ^a / [0°]	0,00273	0,00273	0,017	366,56891	366,507	0,017
2 ^a / [90°]	0,00273	0,00273	0,017	366,56891	366,507	0,017
3 ^a / [45°]	0,00190	0,00190	0,013	527,14813	527,082	0,013
4 ^a / [-45°]	0,00325	0,00325	0,002	307,88177	307,887	0,002

3.3.2.2 Critério de Hashin-Rotem

Para o critério de Hashin-Rotem, a validação da programação do modelo analítico foi feita através dos estudos realizados por (Moura et al. 2009), e quanto a rotura das fibras os índices de falha e de resistência obtidos por (Moura et al. 2009) e no Maple são apresentados na tabela 15.

Tabela 15 - Apresentação dos resultados e desvios entre I_F e R , obtidos por (Moura et al. 2009) e no Maple 14

Validação do critério de Hashin (Rotura das Fibras) no Maple 14						
Camada e Orientação	Diferença percentual entre os I_F			Diferença percentual entre os R		
	(Moura et al. 2009)	Maple	Δ_{IF} [%]	(Moura et al. 2009)	Maple	Δ_R [%]
1 ^a / [0°]	0,00104	0,00104	0,005	965,600	965,551	0,005
2 ^a / [90°]	0,00104	0,00104	0,005	965,600	965,551	0,005
3 ^a / [45°]	0,00149	0,00149	0,006	669,800	669,760	0,006
4 ^a / [-45°]	0,00058	0,00058	0,015	1729,000	1729,26	0,015

Quanto a rotura da matriz, os índices de falha e de resistência e a diferença percentual entre os resultados obtidos por (Moura et al. 2009) e analiticamente são apresentados na tabela 16.

Tabela 16 - Apresentação dos resultados e desvios entre I_F e R , obtidos por (Moura et al. 2009) e no Maple 2018

Validação do critério de Hashin (Rotura da Matriz) no Maple 14						
Camada e Orientação	Diferença percentual entre os I_F			Diferença percentual entre os R		
	(Moura et al. 2009)	Maple	Δ_{IF} [%]	(Moura et al. 2009)	Maple	Δ_R [%]
1 ^a / [0°]	0,00273	0,00273	0,002	366,500	366,507	0,002
2 ^a / [90°]	0,00273	0,00273	0,002	366,500	366,507	0,002
3 ^a / [45°]	0,00190	0,00190	0,003	527,100	527,082	0,003
4 ^a / [-45°]	0,00325	0,00325	0,004	307,900	307,887	0,004

Os resultados obtidos analiticamente nos critérios de Hashin e Hashin-Rotem são satisfatórios, uma vez que se verifica que não existem diferenças percentuais significativas entre os resultados obtidos analiticamente e estudos realizados por (Moura et al. 2009), concluiu-se deste modo que a programação do modelo para o estudo dos índices de falha e de resistência está a funcionar sem erros.

Modelação e validação dos modelos

3.3.3 Validação dos modelos analíticos segundo critério de Tsai-Wu

A validação do modelo analítico para o critério de Tsai-Wu foi feita através de estudos realizados na obra de (Barbero 2007), exercícios 3.12 e 3.13, disponíveis em nas páginas 98 e 102, respetivamente. Nestes exercícios o autor pretende avaliar os índices de falha e de rotura, em cada camada da placa apresentada no subcapítulo 3.1, cujas propriedades, geometria e condições de fronteira e de carregamento, apresentados nas tabelas 6, 7 e 8, respetivamente.

Os resultados obtidos nos estudos feitos por (Barbero 2007) e analiticamente, através da programação em Maple 2018, para o critério de Tsai-Wu são apresentados na tabela 17.

Tabela 17 - Índices (I_F e R), obtidos por (Barbero 2007) e no Maple 14, pelo critério de Tsai-Wu

Validação do critério da Tsai-Wu no Maple 14						
Camada e Orientação	Diferença percentual entre os I_F			Diferença percentual entre os R		
	(Barbero 2007)	Maple	Δ_{IF} [%]	(Barbero 2007)	Maple	Δ_R [%]
1 ^a / [0°]	0,01440	0,01441	0,083	69,380	69,387	0,010
2 ^a / [90°]	0,02940	0,02938	0,078	34,040	34,040	0,001
3 ^a / [45°]	0,01990	0,01993	0,141	50,180	50,181	0,001
4 ^a / [-45°]	0,01990	0,01993	0,141	50,180	50,181	0,001

Posteriormente foi feita outra validação para os estudos realizados na obra de (Moura et al. 2009). Estes estudos foram apresentados no subcapítulo da validação dos critérios de Hashin, assim como as propriedades, geometria e condições de fronteira e de carregamento podem ser consultadas nesse subcapítulo.

Os estudos apresentados na validação dos critérios de Hashin, foram utilizados para validar o critério de Tsai-Wu, e os resultados obtidos são apresentados na tabela 18.

Tabela 18 - Índices (I_F e R), obtidos por (Moura et al. 2009) e no Maple 14, pelo critério de Tsai-Wu

Validação do critério da Tsai-Wu (Rotura das Fibras) no Maple 14						
Camada e Orientação	Diferença percentual entre os I_F			Diferença percentual entre os R		
	(Moura et al. 2009)	Maple	Δ_{IF} [%]	(Moura et al. 2009)	Maple	Δ_R [%]
1 ^a / [0°]	0,00269	0,00269	0,006	371,800	371,776	0,006
2 ^a / [90°]	0,00269	0,00269	0,006	371,800	371,776	0,006
3 ^a / [45°]	0,00213	0,00213	0,001	468,600	468,596	0,001
4 ^a / [-45°]	0,00307	0,00307	0,008	325,400	325,425	0,008

Pelos resultados obtidos nos dois estudos, é de se notar que os resultados estão muito próximos uns do outro, por isso concluiu-se que o modelo analítico pode ser utilizado para realizar estudos, uma vez que está a funcionar corretamente.

3.3.4 Validação do modelo analítico segundo critério de Tsai-Hill

Finalmente, validou-se o modelo analítico para o critério de Tsai-Hill, e para que fosse possível recorreu-se aos estudos realizados por (Kim et al. 1994). Neste artigo, os autores pretendem realizar dois (2) estudos de modo a estimar os valores dos índices de falha e de resistência em todas as camadas de duas placas laminadas e simétricas, para os critérios de Tsai-Wu e Tsai-Hill.

Modelação e validação dos modelos

As duas placas estudadas neste artigo são sujeitas a esforços de membrana longitudinais, com as propriedades mecânicas e os parâmetros de resistência apresentados na tabela 19.

Tabela 19 - Propriedades mecânicas e parâmetros de resistência do laminado (Kim et al. 1994)

Carbono/Epóxi			
Descrição	Variável	Valor	Unidade
Módulo de Elasticidade Longitudinal	E_1	181	[GPa]
Módulo de Elasticidade Transversal	$E_2 = E_3$	10,3	
Módulo de Distorção	$G_{12} = G_{13}$	7,17	
Módulo de Distorção	G_{23}	4,23	
Coeficiente de Poisson	$\nu_{12} = \nu_{13}$	0,28	—
Coeficiente de Poisson	ν_{23}		
Tensão de Ruptura Longitudinal à Tração	F_{1t}	1500	[MPa]
Tensão de Ruptura Longitudinal à Compressão	F_{1c}	1500	
Tensão de Ruptura Transversal à Tração	$F_{2t} = F_{3t}$	40	
Tensão de Ruptura Transversal à Compressão	$F_{2c} = F_{3c}$	246	
Tensão de Ruptura no plano de Corte	F_6	68	

As dimensões, orientação das fibras em cada camada e condições de fronteira e de carregamento das placas são apresentadas na tabela 20.

Tabela 20 - Dimensões e orientação das fibras e condições de fronteira e de carregamento das placas (Kim et al. 1994)

Orientação das fibras e condições de fronteira e de carregamento da placa em Carbono/Epóxi			
Descrição	Variável	Valor	Unidade
Espessura de cada camada	h	0,125	mm
Nº de lâminas	—	4	—
Orientação das fibras (Estudo 1)	θ	$[0/0]_s$	°
Orientação das fibras (Estudo 2)	θ	$[5.66/-5.66]_s$	°
Carga de tração longitudinal	N_x	100	[N/mm]
Plano médio	z	0	—

Para o critério de Tsai-Hill, os índices de falha e de resistência obtidos por (Kim et al. 1994) e no Maple 14 são apresentados na tabela 21, para os estudos feitos no artigo.

Tabela 21 - Índices (I_F e R), obtidos em (Kim et al. 1994) e no Maple 14, para o critério de Tsai-Hill

Validação do critério da Tsai-Hill no Maple 14						
Camada e Orientação	Diferença percentual entre os I_F			Diferença percentual entre os R		
	(Kim et al. 1994)	Maple	Δ_{IF} [%]	(Kim et al. 1994)	Maple	Δ_R [%]
Estudo 1						
1ª / [0°]	0,13330	0,13333	0,025	7,502	7,500	0,025
2ª / [0°]	0,13330	0,13333	0,025	7,502	7,500	0,025
Estudo 2						
1ª / [5.66°]	0,13140	0,13105	0,269	7,610	7,631	0,269
2ª / [-5.66°]	0,13140	0,13105	0,269	7,610	7,631	0,269

Assim como aconteceu nos outros critérios, para o critério de Tsai-Hill os resultados obtidos são também bastante satisfatórios.

Modelação e validação dos modelos

Finalizando, em todos os estudos apresentados para os diferentes critérios de falha, optou-se por se apresentar apenas metade dos resultados, porque todas placas analisadas são simétricas, ou seja, os valores dos índices de falha e de resistência da metade da placa são iguais a outra metade da placa.

Capítulo 4

Análise e discussão de resultados

Neste capítulo são descritos diferentes tipos de estudos e apresentados os resultados obtidos para as diferentes situações de carga nas placas analisadas. No que diz respeito aos dados relacionados com a espessura e sequência das lâminas, orientação das fibras e sobre o material dos diferentes tipos de laminado apresentados no presente capítulo foram retirados em (Kim et al. 1994) e (Kaddour et al. 2014). Escolheram-se estes exemplos para se analisar, com o propósito de se observar a reação que cada tipo de laminado demonstra para os diferentes tipos de carga a que são submetidos.

Os estudos realizados neste capítulo consistem na determinação da carga máxima suportada pelos diversos laminados apresentados na tabela 22, por intermédio do método iterativo (tentativa e erro). Determinou-se a carga máxima suportada pelos vários laminados observando a falha da primeira camada, através da avaliação dos índices de falha (I_F) ou de resistência (R), para todos os critérios de falha apresentados no capítulo passado.

4.1 Apresentação dos objetivos

Neste subcapítulo são apresentados dez (10) casos de estudo distintos, que serão posteriormente abordados nos próximos subcapítulos, de um modo mais aprofundado. Os casos de estudo analisados na presente dissertação são apresentados na tabela 22.

Tabela 22 – Condições relacionadas com os casos de estudo (Kaddour et al. 2014)

Apresentação dos casos de estudo				
Caso de estudo	Distribuição do laminado	Espessura de camada [mm]	Material do laminado	Condições de carregamento
E1	$[0^\circ]_8$	0,125	AS4/3501-6	N_x N_y $N_x = N_y$
E2	$[0_2^\circ/90_2^\circ]_s$			
E3	$[30^\circ/90^\circ/-30^\circ/30^\circ]_s$	0,25	Glass/epoxy	
E4	$[45^\circ/-45^\circ]_s$			
E5	$[50^\circ/-50^\circ]_{3s}$			
E6	$[0^\circ/90^\circ/-45^\circ/45^\circ]_s$	0,25		
E7	$[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$	0,125		
E8	$[0^\circ/90_8^\circ/0^\circ]$			
E9	$[0^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ]_s$	0,14	G4-800/5260	
E10	$[45^\circ/0^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$			

Como se pode observar pela tabela anterior, consideraram-se três (3) materiais utilizados para os diferentes casos de estudo. Na tabela 23 são exibidas as propriedades mecânicas e parâmetros de resistência destes materiais compósitos considerados para os estudos elaborados no trabalho.

Análise e discussão de resultados

Tabela 23 - Propriedades mecânicas e parâmetros de resistência dos laminados avaliados na dissertação (Flatscher, Schuecker, and Pettermann 2013)

Materiais utilizados para os casos de estudo				
Variável	Unidade	AS4/3501-6	Glass/epoxy	G4-800/5260
E_1	[GPa]	126	45,6	173
$E_2 = E_3$		11,0	16,2	10,0
$G_{12} = G_{13}$		6,6	5,83	6,94
G_{23}		3,618	5,7	3,355
$\nu_{12} = \nu_{13}$	—	0,28	0,278	0,33
ν_{23}		0,52	0,40	0,49
F_{1t}	[MPa]	1950	1280	2750
F_{1c}		1480	800	1700
$F_{2t} = F_{3t}$		48	40	75
$F_{2c} = F_{3c}$		200	145	210
F_6		79	73	90

Depois de se definir os casos de estudo e propriedades dos laminados a estudar, foi necessário determinar os estudos relevantes a serem considerados para o desenvolvimento da tese, e os tipos de carregamento estudados no trabalho são ilustrados na figura 43.

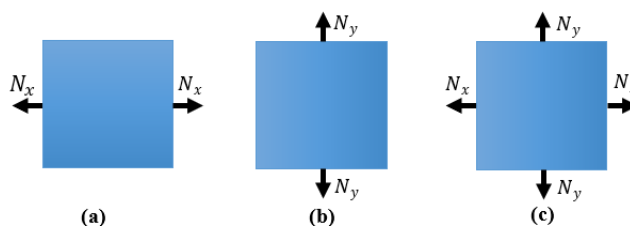


Figura 43 - Diferentes tipos de aplicação da carga considerados, carregamento de tração transversal (a), carregamento de tração longitudinal (b) e carregamento de tração transversal e longitudinal (c)

Todas as placas que são estudadas nos próximos três (3) subcapítulos do presente trabalho têm as dimensões gerais apresentadas na tabela 24.

Tabela 24 – Dimensões gerais das placas estudadas

Variável	Descrição	Valor	Unidade
C	Comprimento	1000	mm
L	Largura	1000	mm

Finalizada esta fase, definiu-se um algoritmo, simples de compreender para que se tenha uma melhor percepção sobre os estudos que são avaliados e expostos nos próximos subcapítulos. O algoritmo desenvolvido para as análises realizadas no presente trabalho está ilustrado na figura 44.

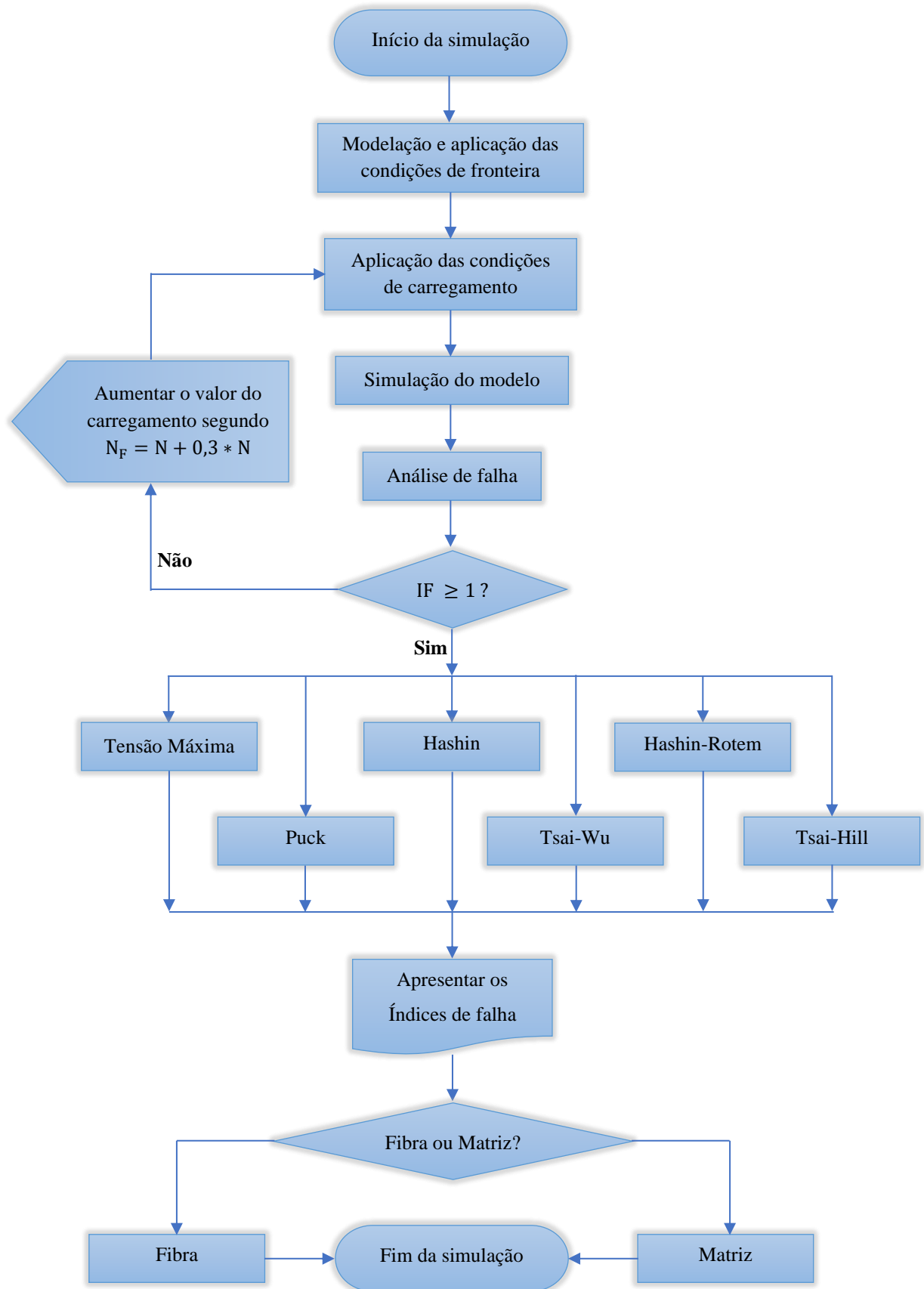


Figura 44 – Esquema ilustrativo do algoritmo elaborado para determinar a carga da primeira falha

Análise e discussão de resultados

Apresentam-se nos próximos subcapítulos todos os resultados obtidos nas diversas simulações, para os critérios de falha de Tensão Máxima, Tsai-Wu, Tsai-Hill, Hashin e Hashin-Rotem. Os resultados apresentados são relativos aos valores do índice de falha, índice de resistência e força máxima que os compósitos apresentados na tabela 22 conseguem suportar, até se verificar a primeira falha, para os diferentes tipos de carregamento.

Através do método iterativo calcularam-se as cargas transversais mínimas apresentadas em todos os casos estudados de modo que, as simulações começassem quando as placas estivessem na metade da sua vida, isto é, quando os índices de falha são aproximadamente 0,5.

Os resultados obtidos são inicialmente apresentados em forma de tabela, e posteriormente em gráficos, para os índices de falha e força máxima suportada até se verificar a primeira falha.

4.2 Influência da carga de tração transversal, N_x

Nas tabelas 25-44, são apresentados todos os resultados obtidos no Maple, para as simulações realizadas com o objetivo de observar a influência do carregamento de tração transversal, para os casos de estudo apresentados no trabalho. Todas as placas dos estudos apresentados no presente subcapítulo estão simplesmente apoiadas nas posições $y=0$ e $y=L$, como ilustrado na figura 45.

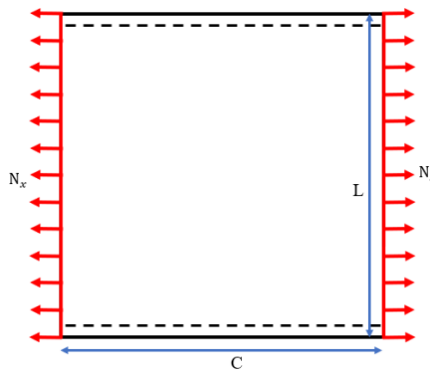


Figura 45 - Representação da placa em 2D, simplesmente apoiada em $y=0$ e $y=L$

Caso E1 ($[0^\circ]_8$, $[0,125]_8$, AS4/3501-6):

Após a modelação da placa e implementação das condições de carregamento para o caso E1, realizaram-se várias simulações até se verificar a falha da primeira lâmina na placa, e obtiveram-se os resultados apresentados na tabela 25.

Tabela 25 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E1

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
1000	0°	0,513	0,513	0,513	0,513	0,000	0,513	0,000
1300	0°	0,667	0,667	0,667	0,667	0,000	0,667	0,000
1690	0°	0,867	0,867	0,867	0,867	0,000	0,867	0,000
2197	0°	1,127	1,127	1,127	1,127	0,000	1,127	0,000

Para os valores de índices de resistência, obteve-se os resultados apresentados na tabela 26.

Tabela 26 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E1

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
1000	0°	1,950	1,950	1,950	1,950	Infinito	1,950	Infinito
1300	0°	1,500	1,500	1,500	1,500	Infinito	1,500	Infinito
1690	0°	1,154	1,154	1,154	1,154	Infinito	1,154	Infinito
2197	0°	0,888	0,888	0,888	0,888	Infinito	0,888	Infinito

Verificou-se que para os critérios de Hashin a carga não influencia no dano da matriz, por isso nos próximos gráficos apenas são apresentados os resultados referentes as fibras. Este raciocínio é utilizado para todos os outros estudos, ou seja, os gráficos da variação do índice de falha, assim como a carga que provoca a primeira falha, apresentados nestes estudos apenas são referentes a(s) lâmina(s) que falha(m) primeiro. Na figura 46 apresenta-se a variação do índice de falha para diferentes critérios de falha.

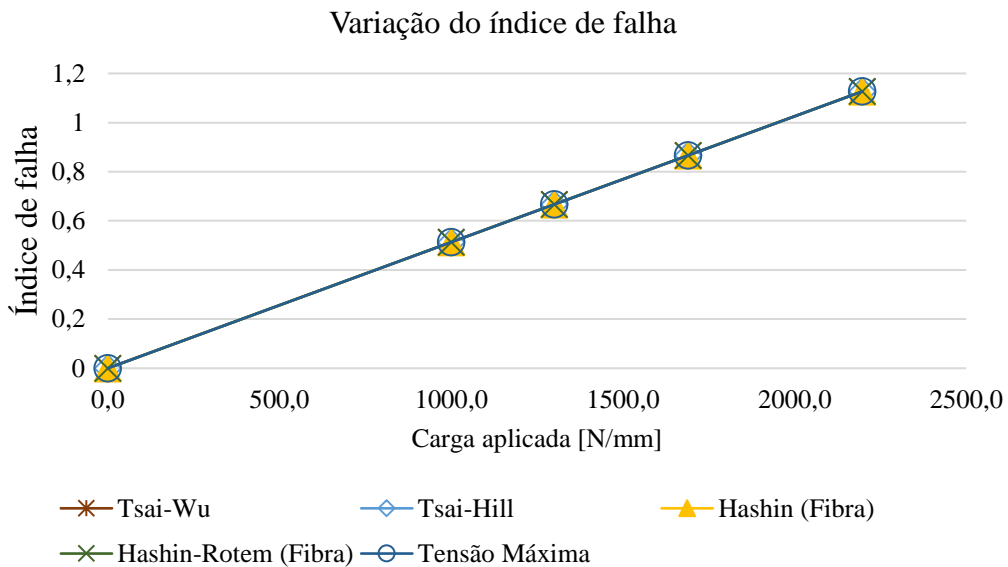


Figura 46 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E1

Para cada critério de falha, a carga que provoca a primeira falha é ilustrada na figura 47.



Figura 47 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E1

Analisando a figura acima concluiu-se que para todos os critérios o valor da carga que provoca a primeira falha apresenta sempre a mesma intensidade (1950,000 N/mm).

Análise e discussão de resultados

Estas cargas obtiveram-se através das equações das retas de cada um dos gráficos ilustrados na variação do índice de falha, para cada um dos critérios apresentados. Após estimar esta carga, verificou-se posteriormente no Maple se o valor coincidia ou não com o valor estimado através das equações das retas, e para todos os casos apresentados no presente trabalho os valores sempre coincidiram, concluindo-se, portanto, que os modelos desenvolvidos no Maple são fiáveis (ou estão de acordo com os fundamentos teóricos). Utilizou-se este método para outras situações de carregamento, apresentadas nos próximos subcapítulos, todos os estudos e os resultados obtidos estavam de acordo com o esperado.

Caso E2 ($[0^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s, [0,125]_g$, AS4/3501-6):

Procedendo com as mesmas simulações, para o estudo E2 obteve-se os resultados apresentados na tabela 27, no que respeito diz aos valores dos índices de falha.

Tabela 27 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E2

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
150	0°	0,142	0,167	0,183	0,142	0,118	0,142	0,118
	90°	0,497	0,499	0,497	0,000	0,497	0,000	0,497
195	0°	0,184	0,217	0,238	0,184	0,154	0,184	0,154
	90°	0,645	0,648	0,646	0,000	0,645	0,000	0,645
253,50	0°	0,239	0,282	0,310	0,239	0,200	0,239	0,200
	90°	0,839	0,843	0,839	0,000	0,839	0,000	0,839
329,55	0°	0,311	0,367	0,403	0,311	0,260	0,311	0,260
	90°	1,091	1,095	1,091	0,000	1,091	0,000	1,091

Para os valores dos índices de resistência, os resultados são apresentados na tabela 28.

Tabela 28 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E2

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
150	0°	7,061	5,992	5,454	7,061	8,461	7,061	8,461
	90°	2,014	2,006	2,014	Infinito	2,014	Infinito	2,014
195	0°	5,431	4,609	4,196	5,431	6,509	5,431	6,509
	90°	1,549	1,543	1,549	Infinito	1,549	Infinito	1,549
253,50	0°	4,178	3,546	3,227	4,178	5,007	4,178	5,007
	90°	1,192	1,187	1,192	Infinito	1,192	Infinito	1,192
329,55	0°	3,214	2,727	2,483	3,214	3,851	3,214	3,851
	90°	0,917	0,913	0,917	Infinito	0,917	Infinito	0,917

Analisando os resultados obtidos observou-se que as lâminas que têm as fibras com uma orientação de 90°, para todos valores de carga testados não apresentam nenhuma influência nas fibras. Verificou-se igualmente que para a matriz o comportamento é diferente, dado que a carga aplicada tem uma

forte influência sobre esta, o que faz com que a primeira falha apareça devido à rotura da matriz, nas lâminas cuja orientação das fibras é de 90°. A variação do índice de falha apresenta o mesmo comportamento para todos os critérios de falha, como ilustrado na figura 48.

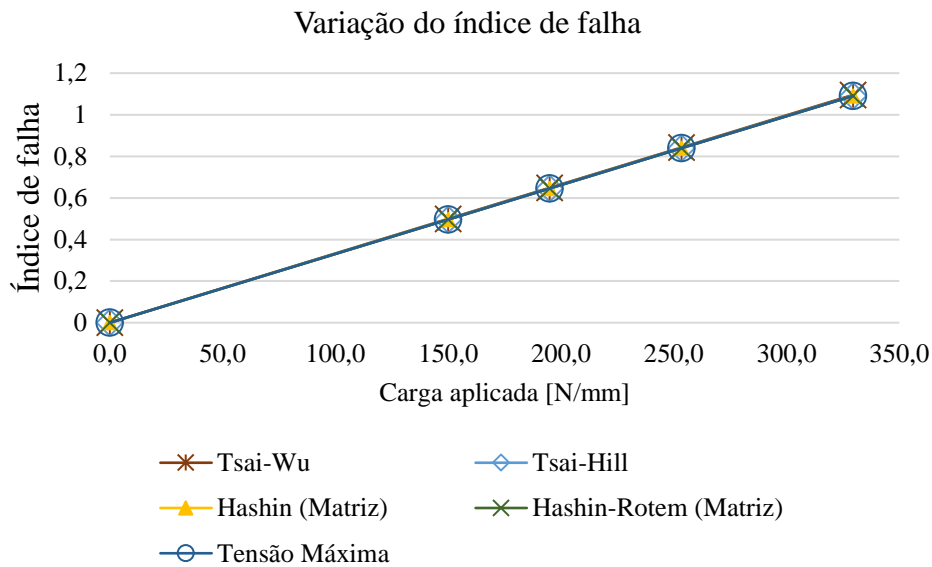


Figura 48 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E2

Posteriormente, através das equações das retas do gráfico, para cada critério, determinou-se a carga da primeira falha e foram obtidos os seguintes resultados:

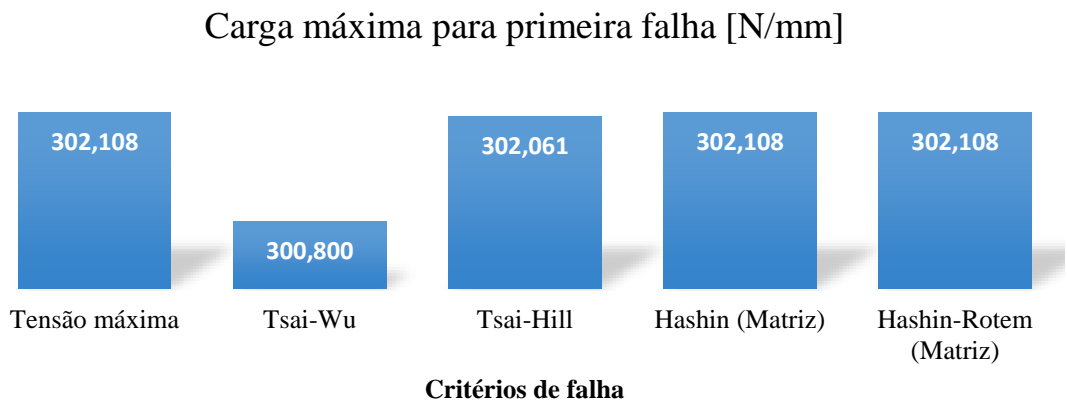


Figura 49 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E2

Para o segundo caso se constatou que os valores da carga que origina a primeira falha em cada critério são próximos uns dos outros.

Análise e discussão de resultados

Caso E3 ($[30^\circ/90^\circ/-30^\circ/30^\circ]_s$, $[0,25]_8$, Glass/epoxy):

No caso E3 seguiu-se com os mesmos estudos e alcançaram-se os resultados ilustrados na tabela 29.

Tabela 29 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E3

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
68	30°	0,135	0,193	0,192	0,138	0,190	0,028	0,190
	90°	0,499	0,512	0,500	0,000	0,499	0,000	0,499
	- 30°	0,118	0,130	0,132	0,118	0,127	0,036	0,127
88,40	30°	0,175	0,251	0,249	0,179	0,247	0,036	0,247
	90°	0,648	0,665	0,650	0,000	0,649	0,000	0,649
	- 30°	0,145	0,169	0,171	0,153	0,165	0,047	0,165
114,92	30°	0,228	0,327	0,324	0,232	0,321	0,047	0,321
	90°	0,843	0,864	0,845	0,000	0,844	0,000	0,844
	- 30°	0,189	0,220	0,222	0,199	0,214	0,047	0,214
149,40	30°	0,296	0,425	0,421	0,302	0,417	0,062	0,417
	90°	1,095	1,124	1,098	0,000	1,097	0,000	1,097
	- 30°	0,246	0,286	0,289	0,258	0,278	0,062	0,278

Quanto aos valores dos índices de resistência no estudo E3 obteve-se os resultados apresentados na tabela 30.

Tabela 30 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E3

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
68	30°	7,427	5,174	5,215	7,271	5,263	35,627	5,263
	90°	2,006	1,955	2,000	Infinito	2,004	Infinito	2,004
	- 30°	8,471	7,684	7,602	8,508	7,892	27,591	7,892
88,40	30°	5,713	3,980	4,011	5,593	4,048	27,405	4,048
	90°	1,543	1,504	1,539	Infinito	1,541	Infinito	1,541
	- 30°	6,880	5,911	5,848	6,545	6,071	21,224	6,071
114,92	30°	4,395	3,061	3,086	4,302	3,114	21,081	3,114
	90°	1,187	1,157	1,184	Infinito	1,186	Infinito	1,186
	- 30°	5,292	4,547	4,499	5,034	4,670	21,081	4,670
149,40	30°	3,381	2,355	2,373	3,309	2,395	16,216	2,395
	90°	0,913	0,890	0,910	Infinito	0,912	Infinito	0,912
	- 30°	4,071	3,497	3,460	3,873	3,592	16,216	3,592

Como aconteceu no caso E2, no presente caso verificou-se também que as lâminas com as fibras a 90° não são afetadas pela carga aplicada. Por outro lado, percebeu-se a semelhança do caso anterior que são estas lâminas que apresentam a primeira falha, devido ao rompimento da matriz, porque a matriz é mais afetada pela carga quando comparada com a carga que atua sobre as fibras. Na figura 50 é apresentada para cada critério de falha, a variação do índice de falha.

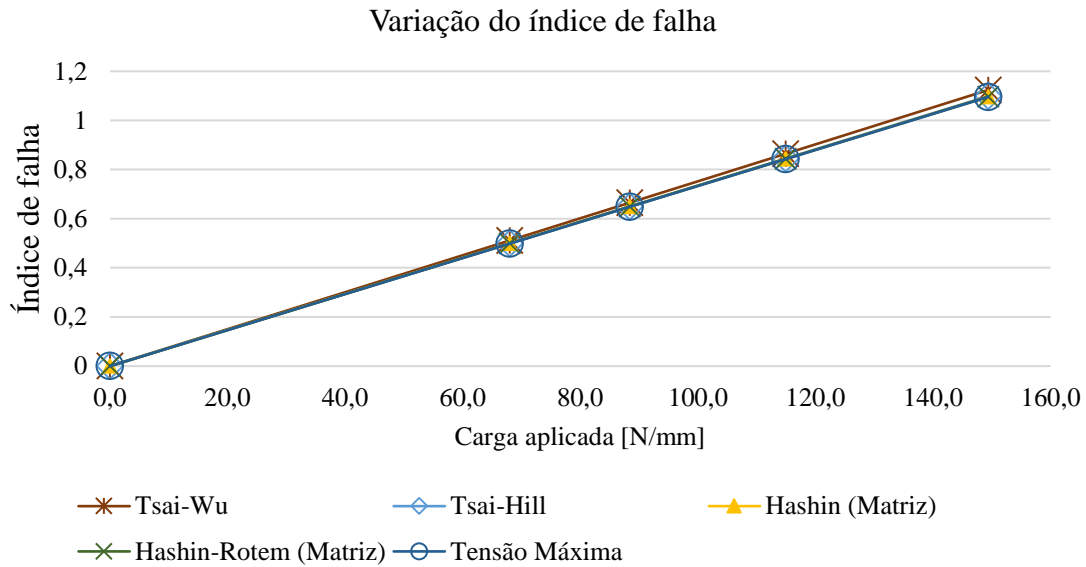


Figura 50 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E3

Constatou-se também que para este caso os índices de falha apresentam um comportamento idêntico, e os valores da carga que provoca a primeira falha são próximos uns dos outros, independentemente do critério de falha utilizado. Os valores da carga que provoca a primeira falha, em cada critério são apresentados na figura 51.

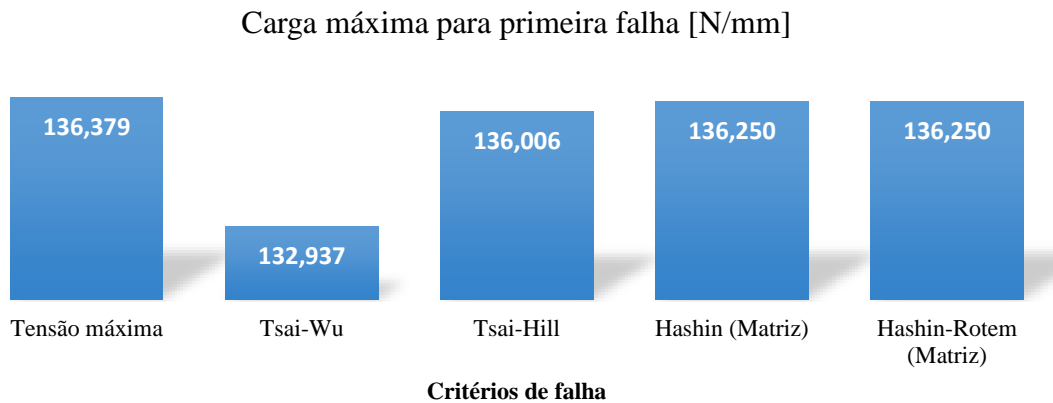


Figura 51 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E3

Caso E4 ($[45^\circ / -45^\circ]_s, [0,25]_4$, Glass/epoxy):

Na tabela 31 são expostos os valores do índice de falha obtidos nas simulações feitas para o caso E4. Reparou-se que todas as lâminas apresentam sempre o mesmo índice de falha, e conseqüentemente falham ao mesmo tempo, porque todas as lâminas apresentam o mesmo ângulo de orientação de fibra, mas com sinal simétrico.

Análise e discussão de resultados

Tabela 31 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E4

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
50	45°	0,365	0,529	0,501	0,344	0,501	0,028	0,501
	- 45°	0,365	0,529	0,501	0,344	0,501	0,028	0,501
65	45°	0,475	0,688	0,652	0,447	0,651	0,036	0,651
	- 45°	0,475	0,688	0,652	0,447	0,651	0,036	0,651
84,50	45°	0,618	0,894	0,847	0,581	0,846	0,047	0,846
	- 45°	0,618	0,894	0,847	0,581	0,846	0,047	0,846
109,85	45°	0,803	1,162	1,101	0,755	1,100	0,061	1,100
	- 45°	0,803	1,162	1,101	0,755	1,100	0,061	1,100
142,81	45°	1,044	1,511	1,432	0,981	1,431	0,079	1,431
	- 45°	1,044	1,511	1,432	0,981	1,431	0,079	1,431

Na tabela 32 são apresentados todos os valores do índice de resistência obtidos para o caso E4.

Tabela 32 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E4

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
50	45°	2,736	1,890	1,995	2,911	1,997	36,178	1,997
	- 45°	2,736	1,890	1,995	2,911	1,997	36,178	1,997
65	45°	2,105	1,454	1,534	2,239	1,536	27,829	1,536
	- 45°	2,105	1,454	1,534	2,239	1,536	27,829	1,536
84,50	45°	1,619	1,118	1,180	1,722	1,181	21,407	1,181
	- 45°	1,619	1,118	1,180	1,722	1,181	21,407	1,181
109,85	45°	1,245	0,860	0,908	1,325	0,909	16,467	0,909
	- 45°	1,245	0,860	0,908	1,325	0,909	16,467	0,909
142,81	45°	0,958	0,662	0,698	1,019	0,699	12,667	0,699
	- 45°	0,958	0,662	0,698	1,019	0,699	12,667	0,699

Com os resultados obtidos concluiu-se que tanto a fibra como a matriz são afetadas pela carga aplicada, porém a matriz é mais afetada, pelo facto da maior parte da carga atuar sobre esta, e por ser mais fraca. Verificou-se que no critério da Tensão Máxima os resultados são menos conservadores (ver figuras 52 e 53).

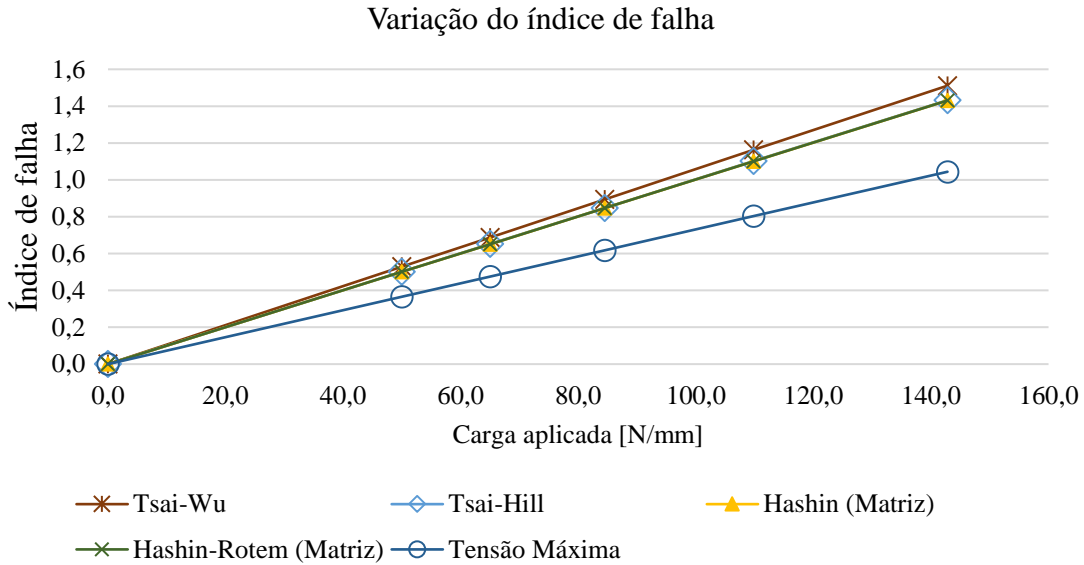


Figura 52 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E4

Os valores da carga que provoca a primeira falha são apresentados na figura 53.

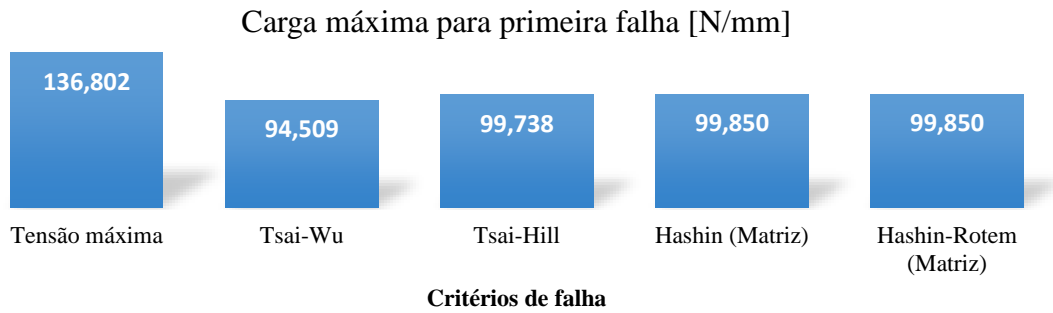


Figura 53 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E4

Caso E5 ($[50^\circ / -50^\circ]_{3S}$, $[0,20]_6$, Glass/epoxy):

Procedeu-se com os mesmos estudos para o caso E5 e obteve-se os resultados apresentados na tabela 33, onde se observou que apresentam o mesmo comportamento que no caso anterior.

Tabela 33 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E5

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
90	50°	0,427	0,522	0,502	0,265	0,502	0,016	0,502
	- 50°	0,427	0,522	0,502	0,265	0,502	0,016	0,502
117	50°	0,555	0,679	0,653	0,345	0,653	0,021	0,653
	- 50°	0,555	0,679	0,653	0,345	0,653	0,021	0,653
152,10	50°	0,721	0,882	0,849	0,448	0,849	0,027	0,849
	- 50°	0,721	0,882	0,849	0,448	0,849	0,027	0,849
197,73	50°	0,937	1,147	1,103	0,583	1,103	0,035	1,103
	- 50°	0,937	1,147	1,103	0,583	1,103	0,035	1,103
257,05	50°	1,219	1,491	1,434	0,758	1,434	0,046	1,434
	- 50°	1,219	1,491	1,434	0,758	1,434	0,046	1,434

Análise e discussão de resultados

Quanto aos valores dos índices de resistência, os resultados obtidos são apresentados na tabela 34.

Tabela 34 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E5

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
90	50°	2,344	1,915	1,991	3,768	1,991	62,641	1,991
	- 50°	2,344	1,915	1,991	3,768	1,991	62,641	1,991
117	50°	1,803	1,473	1,532	2,899	1,532	48,185	1,532
	- 50°	1,803	1,473	1,532	2,899	1,532	48,185	1,532
152,10	50°	1,387	1,133	1,178	2,230	1,178	37,066	1,178
	- 50°	1,387	1,133	1,178	2,230	1,178	37,066	1,178
197,73	50°	1,067	0,872	0,906	1,715	0,906	28,512	0,906
	- 50°	1,067	0,872	0,906	1,715	0,906	28,512	0,906
257,05	50°	0,821	0,671	0,697	1,319	0,697	21,932	0,697
	- 50°	0,821	0,671	0,697	1,319	0,697	21,932	0,697

Reparou-se uma vez mais que a carga tem maior influência sobre a matriz, por esse motivo a primeira falha dá-se devido à rotura desta. Na figura 54 é apresentada a variação do índice de falha para cada critério de falha, onde se constata que o critério de Tensão Máxima é menos conservador, como acontece no caso anterior.

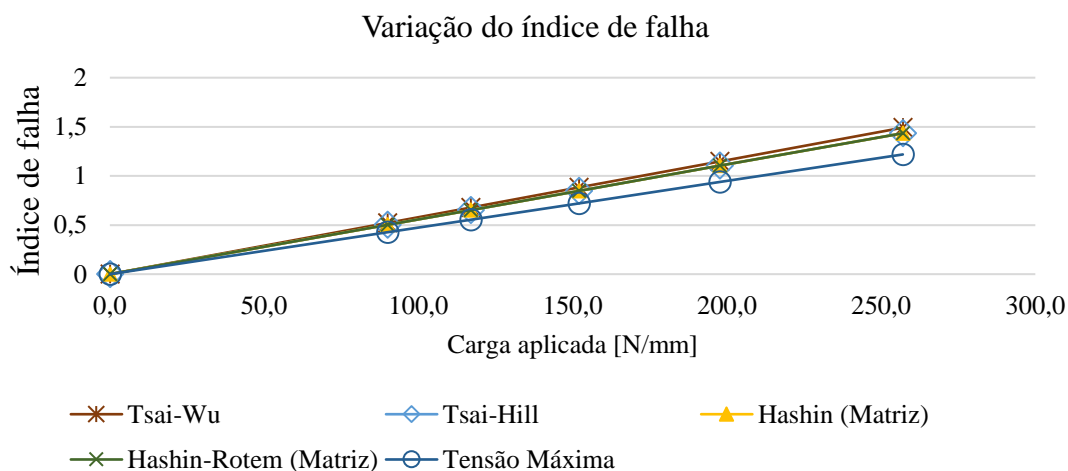


Figura 54 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E5

Os valores da carga que provoca a primeira falha em cada critério, para o estudo E5 são:

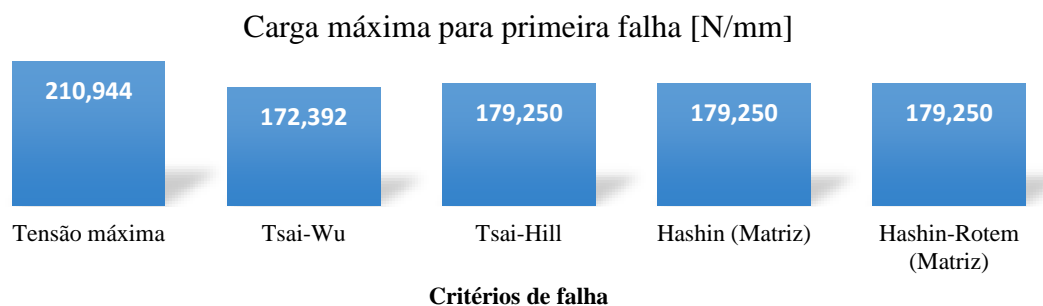


Figura 55 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E5

Caso E6 ($[0^\circ/90^\circ/-45^\circ/45^\circ]_s, [0,25]_8$, Glass/epoxy):

Os índices de falha obtidos para cada carga aplicada, em cada uma das lâminas, no caso E6 são:

Tabela 35 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E6

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
65	0°	0,046	0,046	0,046	0,046	0,063	0,046	0,063
	90°	0,489	0,499	0,490	0,000	0,489	0,000	0,489
	- 45°	0,238	0,275	0,273	0,135	0,273	0,018	0,273
	45°	0,238	0,275	0,273	0,135	0,273	0,018	0,273
84,50	0°	0,059	0,059	0,060	0,059	0,072	0,059	0,072
	90°	0,636	0,649	0,637	0,000	0,636	0,000	0,636
	- 45°	0,309	0,357	0,355	0,175	0,354	0,023	0,354
	45°	0,309	0,357	0,355	0,175	0,354	0,023	0,354
109,85	0°	0,077	0,077	0,078	0,077	0,082	0,077	0,082
	90°	0,827	0,844	0,828	0,000	0,827	0,000	0,827
	- 45°	0,401	0,464	0,461	0,228	0,461	0,030	0,461
	45°	0,401	0,464	0,461	0,228	0,461	0,030	0,461
142,81	0°	0,100	0,101	0,101	0,100	0,093	0,100	0,093
	90°	1,075	1,097	1,077	0,000	1,075	0,000	1,075
	- 45°	0,522	0,603	0,600	0,297	0,599	0,039	0,599
	45°	0,522	0,603	0,600	0,297	0,599	0,039	0,599

Quanto aos valores dos índices de resistência obteve-se os resultados apresentados na tabela 36.

Tabela 36 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E6

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
65	0°	21,921	21,857	21,735	21,921	15,941	21,921	15,941
	90°	2,043	2,003	2,041	Infinito	2,043	Infinito	2,043
	- 45°	4,209	3,641	3,663	7,408	3,668	55,648	3,668
	45°	4,209	3,641	3,663	7,408	3,668	55,648	3,668
84,50	0°	16,862	16,813	16,719	16,862	13,982	16,862	13,982
	90°	1,572	1,541	1,570	Infinito	1,572	Infinito	1,572
	- 45°	3,238	2,801	2,818	5,699	2,821	42,808	2,821
	45°	3,238	2,801	2,818	5,699	2,821	42,808	2,821
109,85	0°	12,971	12,933	12,861	12,971	12,263	12,971	12,263
	90°	1,209	1,185	1,207	Infinito	1,209	Infinito	1,209
	- 45°	2,491	2,154	2,167	4,383	2,170	32,938	2,170
	45°	2,491	2,154	2,167	4,383	2,170	32,938	2,170
142,81	0°	9,977	9,948	9,893	9,978	10,755	9,977	10,755
	90°	0,930	0,912	0,929	Infinito	0,930	Infinito	0,930
	- 45°	1,916	1,657	1,667	3,372	1,669	25,336	1,669
	45°	1,916	1,657	1,667	3,372	1,669	25,336	1,669

Análise e discussão de resultados

À semelhança do que acontece nos outros estudos, para este tipo de carregamento, no caso E6 verificou-se que as lâminas cuja orientação das fibras é 90° independentemente da carga aplicada nunca são afetadas por causa das fibras. Por outro lado, as mesmas lâminas são fortemente afetadas devido à matriz, e são estas que apresentam a primeira falha devido à quebra da matriz. Na figura 56 é apresentada a variação do índice de falha para cada critério de falha, no caso E6.

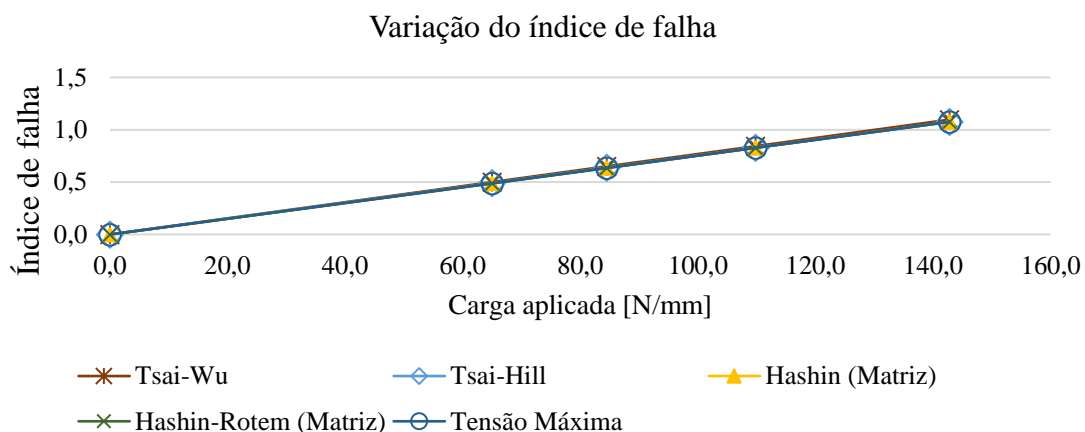


Figura 56 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E6

Os valores de carga que provoca a primeira falha, calculados para cada critério no estudo E6 são próximos, como ilustrado na figura 57:



Figura 57 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E6

Caso E7 ($[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$, $[0,125]_3$, Glass/epoxy):

Nas simulações feitas para o caso E7 obtiveram-se os resultados apresentados na tabela 37.

Tabela 37 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E7

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
17	0°	0,055	0,056	0,071	0,045	0,055	0,045	0,055
	90°	0,499	0,502	0,499	0,000	0,499	0,000	0,499
22,10	0°	0,071	0,073	0,092	0,059	0,071	0,059	0,071
	90°	0,649	0,653	0,649	0,000	0,649	0,000	0,649
28,73	0°	0,093	0,095	0,119	0,077	0,093	0,077	0,093
	90°	0,843	0,849	0,844	0,000	0,843	0,000	0,843
37,35	0°	0,121	0,124	0,155	0,100	0,121	0,100	0,121
	90°	1,096	1,104	1,097	0,000	1,096	0,000	1,096

Os índices de resistência são apresentados na tabela 38.

Tabela 38 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E7

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
17	0°	18,203	17,748	14,150	22,062	18,203	22,062	18,203
	90°	2,004	1,990	2,003	Infinito	2,004	Infinito	2,004
22,10	0°	14,002	13,652	10,884	16,970	14,002	16,970	14,002
	90°	1,541	1,531	1,541	Infinito	1,541	Infinito	1,541
28,73	0°	10,771	10,502	8,373	13,054	10,771	13,054	10,771
	90°	1,186	1,178	1,185	Infinito	1,186	Infinito	1,186
37,35	0°	8,285	8,078	6,440	10,041	8,285	10,041	8,285
	90°	0,912	0,906	0,912	Infinito	0,912	Infinito	0,912

Conforme os estudos anteriores, para este caso também se observou que as lâminas cuja orientação das fibras é de 90° não são afetadas devido à fibra, independentemente do valor da carga aplicada, mas são as que evidenciam a primeira falha devido à matriz. A variação do índice de falha é apresentada na figura 58, para todos os critérios.

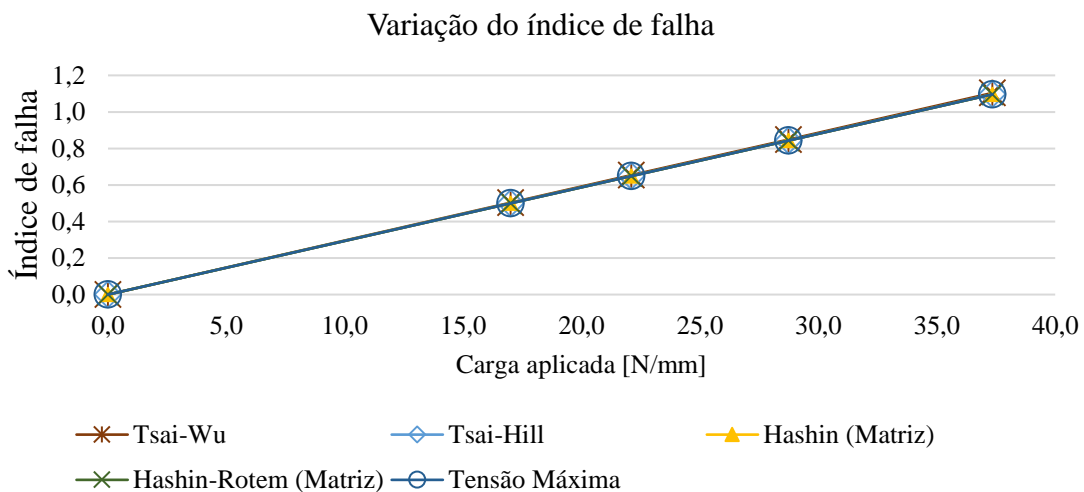


Figura 58 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E7

Os valores da carga que provoca a primeira falha são apresentados na figura 59, onde mais uma vez notou-se que são muito próximos.

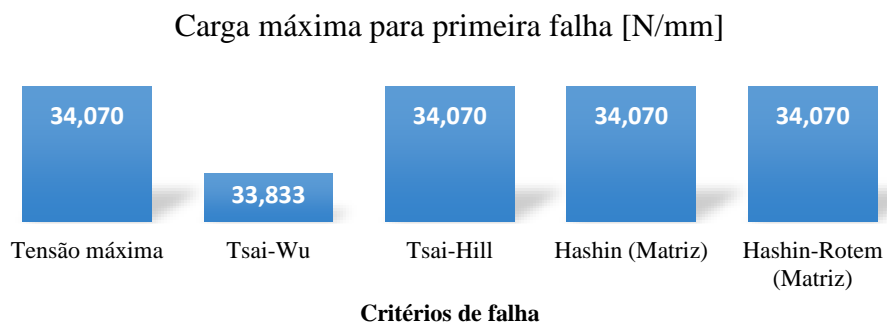


Figura 59 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E7

Análise e discussão de resultados

Caso E8 ($[0^\circ/90^\circ_8/0^\circ]$, $[0,125]_{10}$, Glass/epoxy):

Continuou-se com as mesmas simulações e para o caso E8 obteve-se os seguintes resultados:

Tabela 39 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E8

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
35	0°	0,087	0,073	0,097	0,046	0,087	0,046	0,087
	90°	0,509	0,510	0,509	0,000	0,509	0,000	0,509
45,50	0°	0,113	0,095	0,126	0,059	0,113	0,059	0,113
	90°	0,662	0,663	0,662	0,000	0,662	0,000	0,662
59,15	0°	0,146	0,124	0,164	0,077	0,146	0,077	0,146
	90°	0,861	0,862	0,861	0,000	0,861	0,000	0,861
76,90	0°	0,190	0,161	0,214	0,100	0,190	0,100	0,190
	90°	1,119	1,120	1,119	0,000	1,119	0,000	1,119

Os valores dos índices de resistência obtidos para o caso E8 são apresentados na tabela 40.

Tabela 40 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E8

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
35	0°	11,555	13,655	10,283	21,868	11,555	21,868	11,555
	90°	1,964	1,961	1,964	Infinito	1,964	Infinito	1,964
45,50	0°	8,888	10,504	7,910	16,822	8,888	16,822	8,888
	90°	1,511	1,509	1,511	Infinito	1,511	Infinito	1,511
59,15	0°	6,837	8,080	6,084	12,940	6,837	12,940	6,837
	90°	1,162	1,161	1,162	Infinito	1,162	Infinito	1,162
76,90	0°	5,259	6,215	4,680	9,953	5,259	9,953	5,259
	90°	0,894	0,893	0,894	Infinito	0,894	Infinito	0,894

A análise dos resultados obtidos permitiu que se concluísse o que se tem vindo a observar nos outros estudos, no que diz respeito as lâminas que tem as fibras com ângulo de orientação de 90°. A variação do índice de falha é apresentada na figura 60, para todos os critérios.

Variação do índice de falha

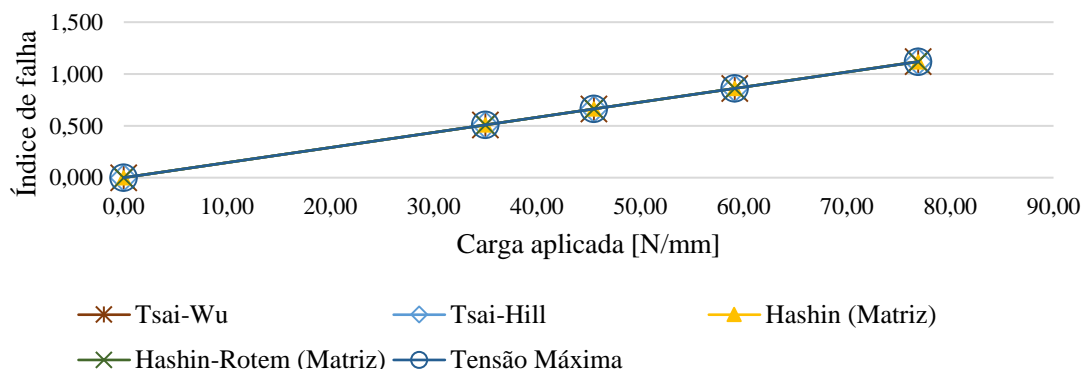


Figura 60 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E8

Quanto aos valores da carga que provoca a primeira falha são apresentados na figura 61, onde verificou-se também que são muito próximos, comparando os resultados obtidos em todos os critérios.

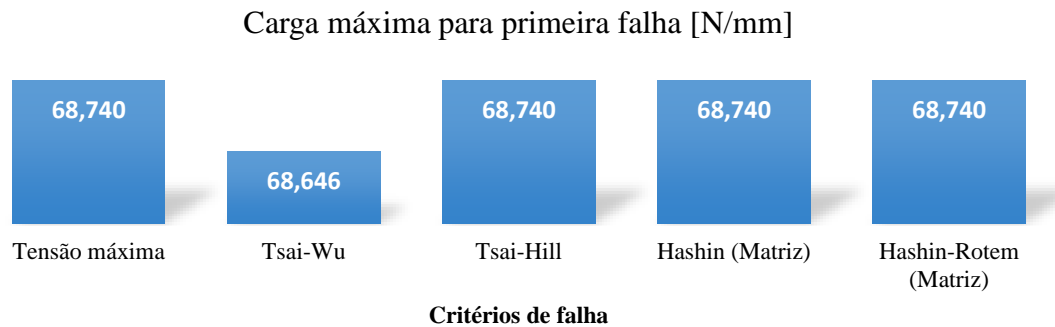


Figura 61 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E8

Caso E9 ($[0^\circ / -45^\circ / 45^\circ / 90^\circ]_s, [0,14]_8, G4-800/5260$):

Na tabela 41 são apresentados todos os resultados obtidos para as simulações feitas no caso E9, no que respeito diz aos valores dos índices de falha.

Tabela 41 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E9

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
310	0°	0,261	0,260	0,261	0,261	0,016	0,261	0,016
	- 45°	0,416	0,497	0,498	0,426	0,490	0,094	0,490
	45°	0,416	0,497	0,498	0,426	0,490	0,094	0,490
	90°	0,501	0,585	0,518	0,000	0,501	0,000	0,501
403	0°	0,339	0,339	0,340	0,339	0,021	0,339	0,021
	- 45°	0,541	0,646	0,648	0,554	0,637	0,122	0,637
	45°	0,541	0,646	0,648	0,554	0,637	0,122	0,637
	90°	0,652	0,760	0,673	0,000	0,652	0,000	0,652
523,90	0°	0,441	0,440	0,442	0,441	0,028	0,441	0,028
	- 45°	0,703	0,839	0,842	0,720	0,828	0,158	0,828
	45°	0,703	0,839	0,842	0,720	0,828	0,158	0,828
	90°	0,847	0,988	0,875	0,000	0,847	0,000	0,847
681,07	0°	0,574	0,572	0,574	0,574	0,036	0,574	0,036
	- 45°	0,914	1,091	1,094	0,937	1,076	0,206	1,076
	45°	0,914	1,091	1,094	0,937	1,076	0,206	1,076
	90°	1,101	1,285	1,138	0,000	1,101	0,000	1,101

Os valores dos índices de resistência obtidos no caso E9 são exibidos na tabela 42.

Análise e discussão de resultados

Tabela 42 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E9

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
310	0°	3,831	3,840	3,826	3,831	60,801	3,831	60,801
	- 45°	2,404	2,014	2,008	2,346	2,041	10,685	2,041
	45°	2,404	2,014	2,008	2,346	2,041	10,685	2,041
	90°	1,995	1,710	1,931	Infinito	1,995	Infinito	1,995
403	0°	2,94663	2,953	2,943	2,947	46,770	2,947	46,770
	- 45°	1,8496	1,549	1,544	1,804	1,570	8,219	1,570
	45°	1,8496	1,549	1,544	1,804	1,570	8,219	1,570
	90°	1,53444	1,316	1,485	Infinito	1,534	Infinito	1,534
523,90	0°	2,267	2,272	2,264	2,267	35,977	2,267	35,977
	- 45°	1,423	1,192	1,188	1,388	1,208	6,322	1,208
	45°	1,423	1,192	1,188	1,388	1,208	6,322	1,208
	90°	1,180	1,012	1,142	Infinito	1,180	Infinito	1,180
681,07	0°	1,744	1,748	1,742	1,744	27,674	1,744	27,674
	- 45°	1,094	0,917	0,914	1,068	0,929	4,863	0,929
	45°	1,094	0,917	0,914	1,068	0,929	4,863	0,929
	90°	0,908	0,779	0,879	Infinito	0,908	Infinito	0,908

Na figura 62 são apresentadas a variação dos índices de falha para os diferentes critérios de falha.

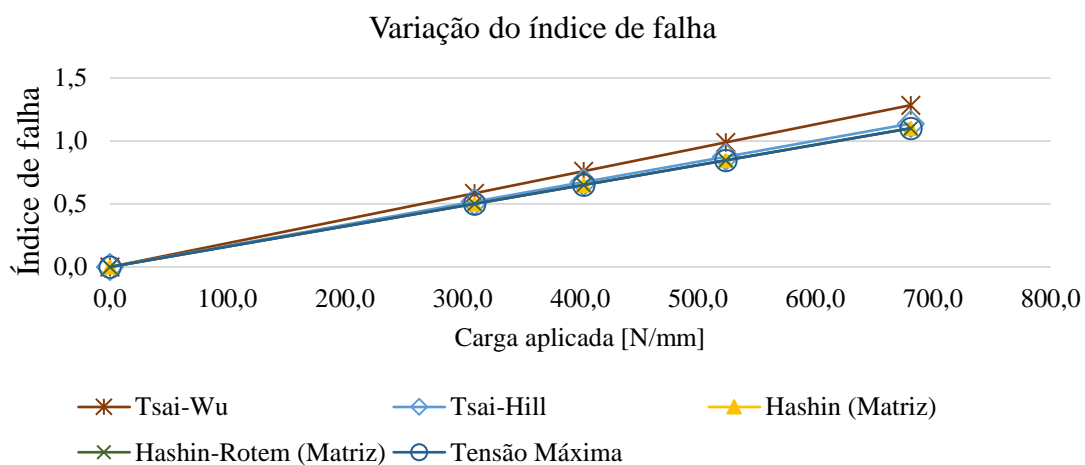


Figura 62 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E9

Os valores da carga que provoca a primeira falha para todos os critérios são ilustrados na figura 63.

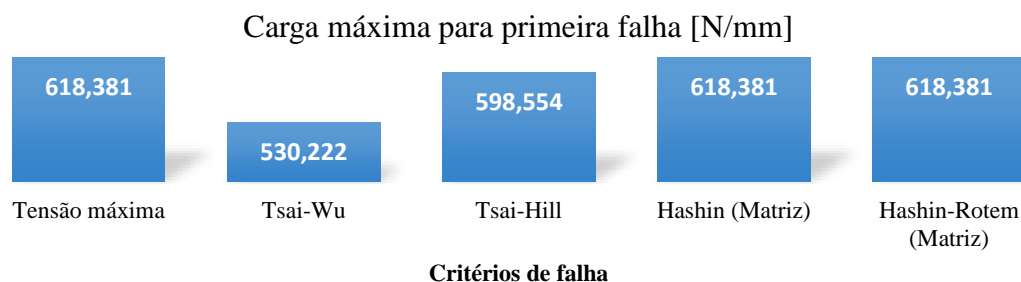


Figura 63 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E9

Caso E10 ($[45^\circ/0^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s, [0,14]_8, G4-800/5260$):

Para esta situação de carga simularam-se estudos para o caso E10, que por sua vez a placa é semelhante à do caso anterior, mas com diferente forma de empilhamento, quanto ao ângulo de orientação das fibras nas diferentes camadas. Por outro lado, observou-se que os resultados obtidos neste caso são semelhantes aos resultados obtidos no caso anterior, condição já esperada antes das simulações. Posto isto, os resultados obtidos para os índices de falha e de resistência são apresentados nas tabelas 43 e 44, respetivamente.

Tabela 43 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E10

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
310	45°	0,416	0,497	0,498	0,426	0,490	0,094	0,490
	0°	0,261	0,260	0,261	0,261	0,016	0,261	0,016
	90°	0,501	0,585	0,518	0,000	0,501	0,000	0,501
	- 45°	0,416	0,497	0,498	0,426	0,490	0,094	0,490
403	45°	0,541	0,646	0,648	0,554	0,637	0,122	0,637
	0°	0,339	0,339	0,340	0,339	0,021	0,339	0,021
	90°	0,652	0,760	0,673	0,000	0,652	0,000	0,652
	- 45°	0,541	0,646	0,648	0,554	0,637	0,122	0,637
523,90	45°	0,703	0,839	0,842	0,720	0,828	0,158	0,828
	0°	0,441	0,440	0,442	0,441	0,028	0,441	0,028
	90°	0,847	0,988	0,875	0,000	0,847	0,000	0,847
	- 45°	0,703	0,839	0,842	0,720	0,828	0,158	0,828
681,07	45°	0,914	1,091	1,094	0,937	1,076	0,206	1,076
	0°	0,574	0,572	0,574	0,574	0,036	0,574	0,036
	90°	1,101	1,285	1,138	0,000	1,101	0,000	1,101
	- 45°	0,914	1,091	1,094	0,937	1,076	0,206	1,076

Análise e discussão de resultados

Tabela 44 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E10

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
310	45°	2,404	2,014	2,008	2,346	2,041	10,685	2,041
	0°	3,831	3,840	3,826	3,831	60,801	3,831	60,801
	90°	1,995	1,710	1,931	Infinito	1,995	Infinito	1,995
	- 45°	2,404	2,014	2,008	2,346	2,041	10,685	2,041
403	45°	1,850	1,549	1,544	1,804	1,570	8,219	1,570
	0°	2,947	2,953	2,943	2,947	46,770	2,947	46,770
	90°	1,534	1,316	1,485	Infinito	1,534	Infinito	1,534
	- 45°	1,850	1,549	1,544	1,804	1,570	8,219	1,570
523,90	45°	1,423	1,192	1,188	1,388	1,208	6,322	1,208
	0°	2,267	2,272	2,264	2,267	35,977	2,267	35,977
	90°	1,180	1,012	1,142	Infinito	1,180	Infinito	1,180
	- 45°	1,423	1,192	1,188	1,388	1,208	6,322	1,208
681,07	45°	1,094	0,917	0,914	1,068	0,929	4,863	0,929
	0°	1,744	1,748	1,742	1,744	27,674	1,744	27,674
	90°	0,908	0,779	0,879	Infinito	0,908	Infinito	0,908
	- 45°	1,094	0,917	0,914	1,068	0,929	4,863	0,929

Na figura 64 são apresentados a variação dos índices de falha para os critérios de falha estudados.

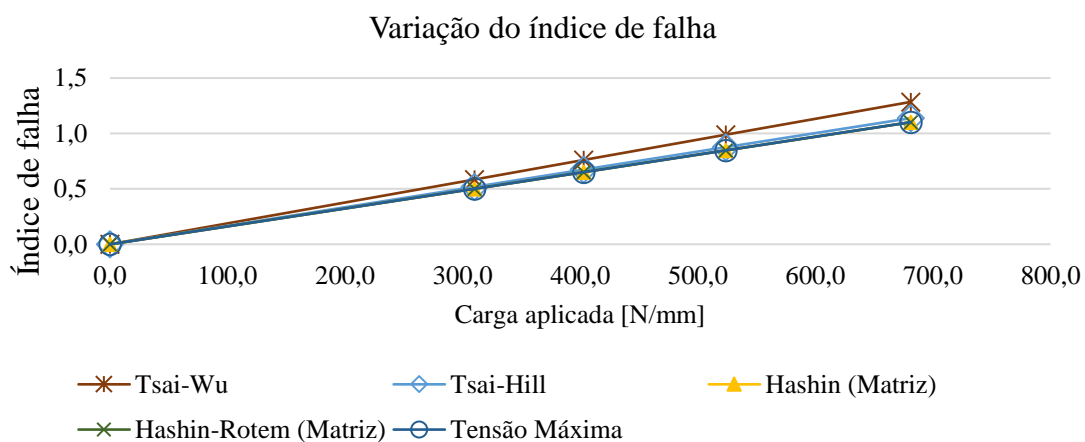


Figura 64 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E10

Para cada critério de falha, na figura 65 são apresentados os valores da carga que provocam a primeira falha.



Figura 65 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E10

Fazendo uma análise dos resultados apresentados, foi possível observar que estes não diferem dos resultados obtidos no estudo anterior, uma vez que as placas são feitas pelo mesmo material, a orientação das lâminas é semelhante, embora com uma organização diferente, apresentam a mesma espessura de cada lâmina e número de lâminas.

Como tem acontecido nos outros estudos, para os casos E9 e E10 verificou-se o mesmo comportamento nas lâminas que têm as fibras com um ângulo de orientação de 90° , daí que conclui, nesta etapa, que para este tipo de carregamento estas lâminas são as mais fracas, porque em todos os estudos que envolvem este tipo de lâminas são as primeiras a falharem. Mais à frente será estudada a evolução do índice de falha com a orientação do ângulo da fibra, onde se comprovará este tipo de comportamento para o tipo de carga em questão.

4.3 Influência da carga de tração longitudinal, N_y

Todas as simulações feitas sobre o estudo da influência da carga de tração longitudinal são evidenciadas nas tabelas 45-64, através dos resultados obtidos no Maple, para cada caso de estudo e critérios de falha apresentados no presente trabalho. As placas estudadas neste subcapítulo encontram-se somente simplesmente apoiadas nas posições $x=0$ e $x=C$, como ilustrado na figura 66.

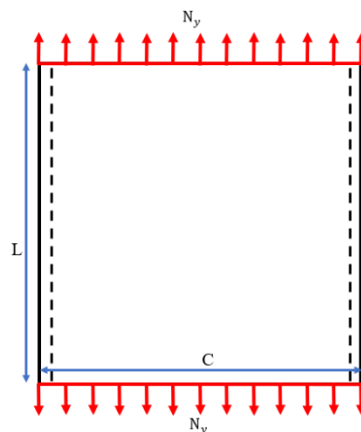


Figura 66 - Representação da placa em 2D, com apoios simples em $x=0$ e $x=C$

Depois de terminar os estudos apresentados no subcapítulo anterior simulou-se em seguida para estas condições de fronteira e carregamento, seguindo o mesmo raciocínio apresentado no subcapítulo anterior, mas para a situação de carga de tração longitudinal.

Análise e discussão de resultados

Caso E1 ($[0^\circ]_8, [0,125]_8$, AS4/3501-6):

Para o caso E1, os valores dos índices de falha e de resistência obtidos são apresentados nas tabelas 45 e 46, na devida ordem.

Tabela 45 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E1

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
23	0°	0,479	0,479	0,479	0,000	0,479	0,000	0,479
29,90	0°	0,623	0,623	0,623	0,000	0,623	0,000	0,623
38,87	0°	0,810	0,810	0,810	0,000	0,810	0,000	0,810
50,53	0°	1,053	1,053	1,053	0,000	1,053	0,000	1,053

Tabela 46 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E1

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
23	0°	2,087	2,087	2,087	Infinito	2,087	Infinito	2,087
29,90	0°	1,605	1,605	1,605	Infinito	1,605	Infinito	1,605
38,87	0°	1,235	1,235	1,235	Infinito	1,235	Infinito	1,235
50,53	0°	0,950	0,950	0,950	Infinito	0,950	Infinito	0,950

Com os resultados obtidos reparou-se que para os critérios de Hashin e Hashin-Rotem a carga testada não tem grande influência no dano das fibras, o que não acontece com a matriz. Na figura 67 são apresentados a variação dos índices de falha para diferentes critérios de falha referentes a matriz.

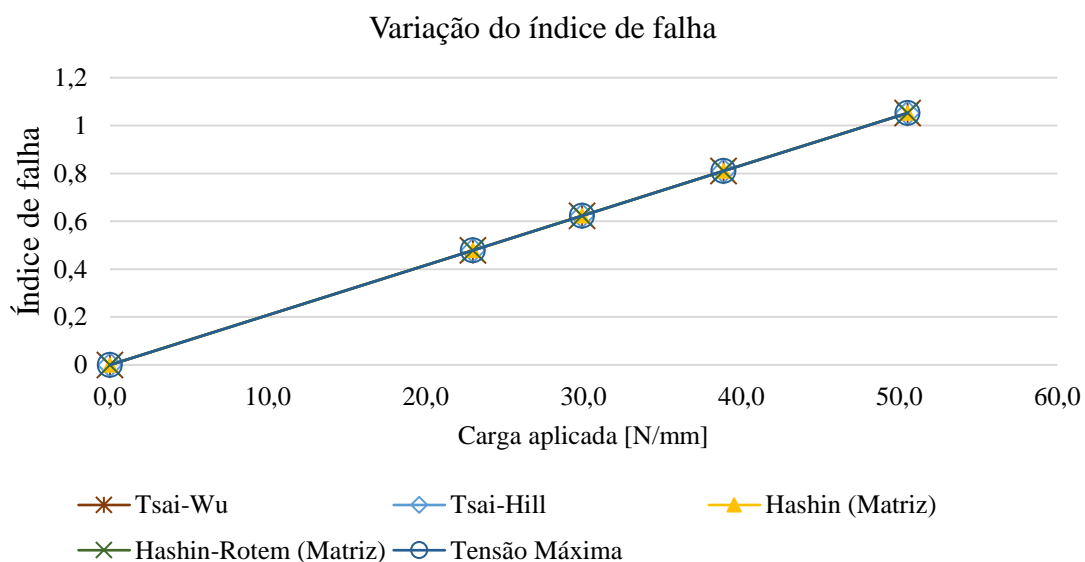


Figura 67 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E1

Através das equações das retas calculou-se depois a carga que provoca a primeira falha, para todos os critérios de falha apresentados (ver figura 68).

Carga máxima para primeira falha [N/mm]



Figura 68 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E1

Com os resultados obtidos verificou-se que a carga que provoca a primeira falha é constante em todos os critérios de falha, mas comparando com a carga obtida no mesmo caso para a situação de carga transversal (N_x), observou-se que esta é muito inferior, uma vez que quando a carga é longitudinal (N_y) atua maioritariamente na matriz, que é menos resistente do que as fibras.

Caso E2 ($[0^\circ_2/90^\circ_2]_s, [0,125]_8, AS4/3501-6$):

Fizeram-se as mesmas simulações para o caso E2 e obteve-se os resultados apresentados nas tabelas 47 e 48, para os índices de falha e de resistência, na mesma ordem.

Tabela 47 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E2

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
150	0°	0,497	0,499	0,497	0,000	0,497	0,000	0,497
	90°	0,142	0,167	0,183	0,142	0,118	0,142	0,118
195	0°	0,645	0,648	0,646	0,000	0,645	0,000	0,645
	90°	0,184	0,217	0,238	0,184	0,154	0,184	0,154
253,50	0°	0,839	0,843	0,839	0,000	0,839	0,000	0,839
	90°	0,239	0,282	0,310	0,239	0,200	0,239	0,200
329,55	0°	1,091	1,095	1,091	0,000	1,091	0,000	1,091
	90°	0,311	0,367	0,403	0,311	0,260	0,311	0,260

Tabela 48 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E2

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
150	0°	2,014	2,006	2,014	Infinito	2,014	Infinito	2,014
	90°	7,061	5,992	5,454	7,061	8,461	7,061	8,461
195	0°	1,549	1,543	1,549	Infinito	1,549	Infinito	1,549
	90°	5,431	4,609	4,196	5,431	6,509	5,431	6,509
253,50	0°	1,192	1,187	1,192	Infinito	1,192	Infinito	1,192
	90°	4,178	3,546	3,227	4,178	5,007	4,178	5,007
329,55	0°	0,917	0,913	0,917	Infinito	0,917	Infinito	0,917
	90°	3,214	2,727	2,483	3,214	3,851	3,214	3,851

Análise e discussão de resultados

Nas figuras 69 e 70 são apresentados os resultados relativos à matriz, quanto a variação do índice de falha e da carga da primeira falha, nessa ordem.

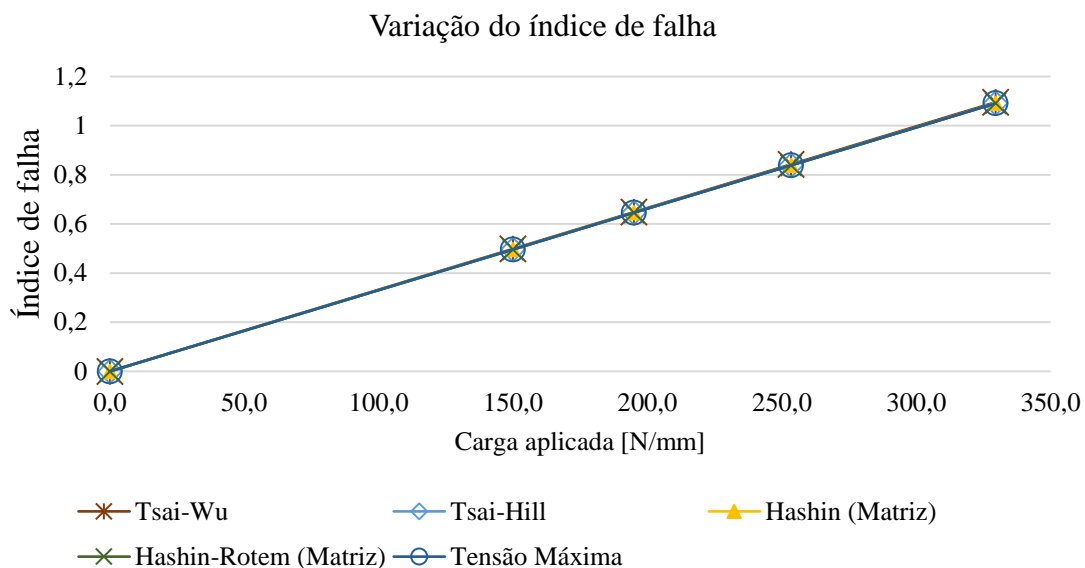


Figura 69 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E2

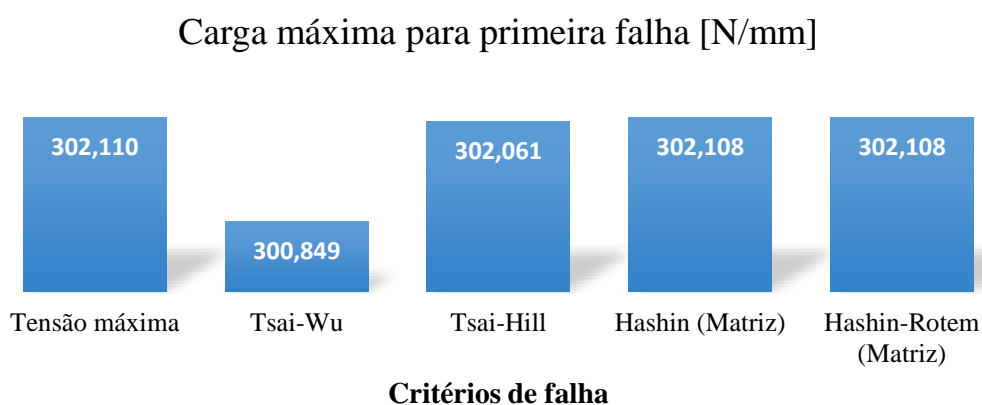


Figura 70 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E2

Para o segundo caso notou-se, assim como no caso anterior, que as camadas que têm o ângulo de orientação das fibras de 0° a carga aplicada não apresenta nenhuma intervenção na destruição das fibras, porque para esta situação de carga é a matriz que suporta a maior parte da carga. Seguindo este raciocínio verificou-se também que neste caso a primeira falha acontece devido à rotura da matriz, da mesma maneira que aconteceu na maioria dos casos apresentados no subcapítulo antecedente. Por outro lado, para os casos apresentados neste subcapítulo a primeira falha ocorre nas lâminas cuja orientação das fibras é de 0° , porque são mais frágeis para este tipo de carregamento.

Caso E3 ($[30^\circ/90^\circ/-30^\circ/30^\circ]_s, [0,25]_8$, Glass/epoxy):

Seguiu-se com as simulações e para o caso E3 obteve-se os resultados exibidos na tabela 49.

Tabela 49 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E3

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
75	30°	0,467	0,497	0,490	0,149	0,490	0,005	0,490
	90°	0,058	0,059	0,059	0,058	0,073	0,058	0,073
	- 30°	0,465	0,495	0,488	0,149	0,488	0,005	0,488
97,50	30°	0,606	0,646	0,636	0,193	0,636	0,007	0,636
	90°	0,076	0,076	0,077	0,076	0,083	0,076	0,083
	- 30°	0,604	0,644	0,634	0,194	0,635	0,007	0,635
126,75	30°	0,788	0,840	0,827	0,251	0,827	0,009	0,827
	90°	0,099	0,099	0,100	0,099	0,095	0,099	0,095
	- 30°	0,786	0,837	0,825	0,252	0,825	0,009	0,825
164,78	30°	1,025	1,092	1,076	0,326	1,076	0,011	1,076
	90°	0,129	0,129	0,130	0,129	0,108	0,129	0,108
	- 30°	1,021	1,088	1,072	0,328	1,072	0,012	1,072

Os valores dos índices de resistência obtidos no caso E3 são ilustrados na tabela 50.

Tabela 50 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E3

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
75	30°	2,144	2,013	2,043	6,730	2,043	194,415	2,043
	90°	17,096	17,033	16,938	17,096	13,683	17,096	13,683
	- 30°	2,151	2,019	2,049	6,706	2,049	187,574	2,049
97,50	30°	1,649	1,548	1,571	5,177	1,571	149,550	1,571
	90°	13,151	13,102	13,029	13,150	12,000	13,151	12,000
	- 30°	1,655	1,553	1,576	5,159	1,576	144,288	1,576
126,75	30°	1,268	1,191	1,209	3,982	1,209	115,038	1,209
	90°	10,116	10,079	10,023	10,116	10,525	10,116	10,525
	- 30°	1,273	1,195	1,212	3,968	1,212	110,991	1,212
164,78	30°	0,976	0,916	0,930	3,063	0,930	88,488	0,930
	90°	7,781	7,753	7,709	7,781	9,231	7,781	9,231
	- 30°	0,979	0,919	0,933	3,052	0,932	85,375	0,932

Nos resultados apresentados observou-se que as lâminas cuja orientação das fibras é de 30° são as mais afetadas pela carga, e conseqüentemente apresentam a primeira falha devido à rotura da matriz, porque a carga não é aplicada na direção das fibras nestas lâminas. Os resultados apresentados em seguida seguem o mesmo raciocínio apresentado nos estudos anteriores.

Análise e discussão de resultados

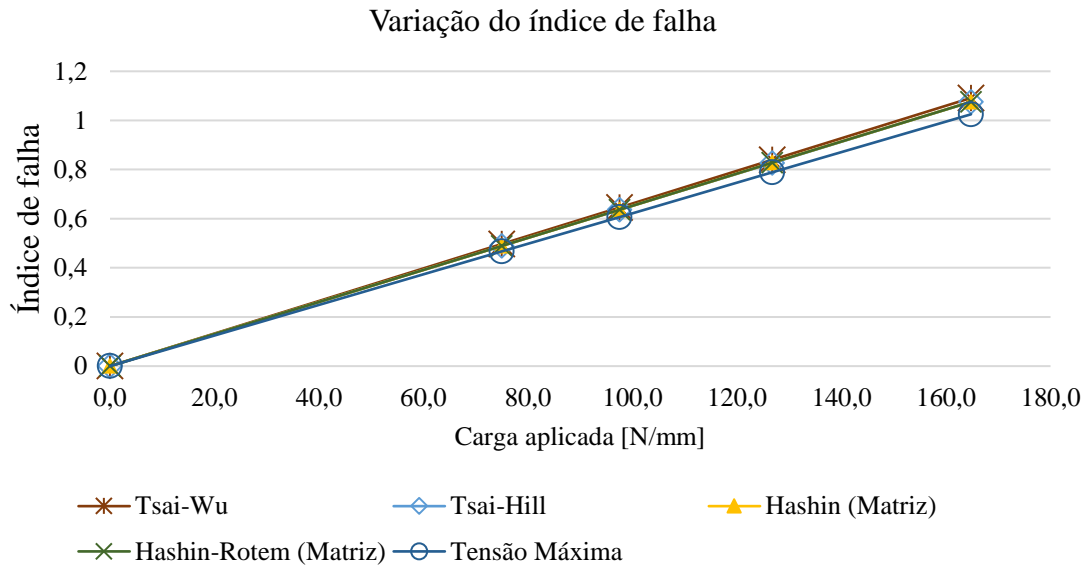


Figura 71 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E3

Observou-se também que os valores de carga que provoca a primeira falha são próximos, contudo mais uma vez, o critério da Tensão Máxima apresenta um valor de carga é um pouco superior, quando comparado com os valores obtidos para os outros critérios de falha.

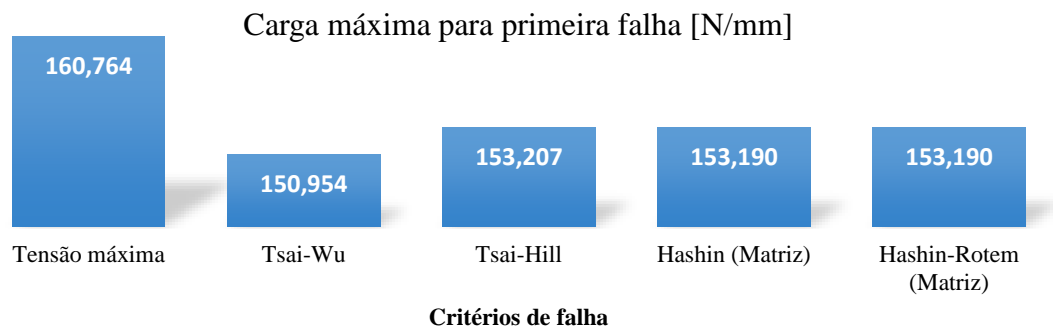


Figura 72 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E3

Caso E4 ($[45^\circ / -45^\circ]_s, [0,25]_4$, Glass/epoxy):

A semelhança do que acontece para a situação de carregamento transversal (para o caso E4), na situação de carga longitudinal a placa apresenta o mesmo comportamento, ou seja, constatou-se também que para esta situação de carga as lâminas apresentam o mesmo índice de falha (falham ao mesmo tempo), porque o ângulo das fibras é igual, mas com sinal simétrico (ver tabela 51).

Tabela 51 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E4

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
50	45°	0,365	0,529	0,501	0,344	0,501	0,028	0,501
	- 45°	0,365	0,529	0,501	0,344	0,501	0,028	0,501
65	45°	0,475	0,688	0,652	0,447	0,651	0,036	0,651
	- 45°	0,475	0,688	0,652	0,447	0,651	0,036	0,651
84,50	45°	0,618	0,894	0,847	0,581	0,846	0,047	0,846
	- 45°	0,618	0,894	0,847	0,581	0,846	0,047	0,846
109,85	45°	0,803	1,162	1,101	0,755	1,100	0,061	1,100
	- 45°	0,803	1,162	1,101	0,755	1,100	0,061	1,100
142,81	45°	1,044	1,511	1,432	0,981	1,431	0,079	1,431
	- 45°	1,044	1,511	1,432	0,981	1,431	0,079	1,431

Os valores dos índices de resistência também são iguais, como se pode ver na tabela 52.

Tabela 52 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E4

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
50	45°	2,736	1,890	1,995	2,911	1,997	36,178	1,997
	- 45°	2,736	1,890	1,995	2,911	1,997	36,178	1,997
65	45°	2,105	1,454	1,534	2,239	1,536	27,829	1,536
	- 45°	2,105	1,454	1,534	2,239	1,536	27,829	1,536
84,50	45°	1,619	1,118	1,180	1,722	1,181	21,407	1,181
	- 45°	1,619	1,118	1,180	1,722	1,181	21,407	1,181
109,85	45°	1,245	0,860	0,908	1,325	0,909	16,467	0,909
	- 45°	1,245	0,860	0,908	1,325	0,909	16,467	0,909
142,81	45°	0,958	0,662	0,698	1,019	0,699	12,667	0,699
	- 45°	0,958	0,662	0,698	1,019	0,699	12,667	0,699

Percebeu-se também que tanto as fibras como a matriz são afetadas pela carga aplicada, contudo a matriz é mais afetada por esta e o critério de Tensão Máxima é menos conservador (apresenta maior carga da primeira falha), como apresentado nas figuras 73 e 74.

Análise e discussão de resultados

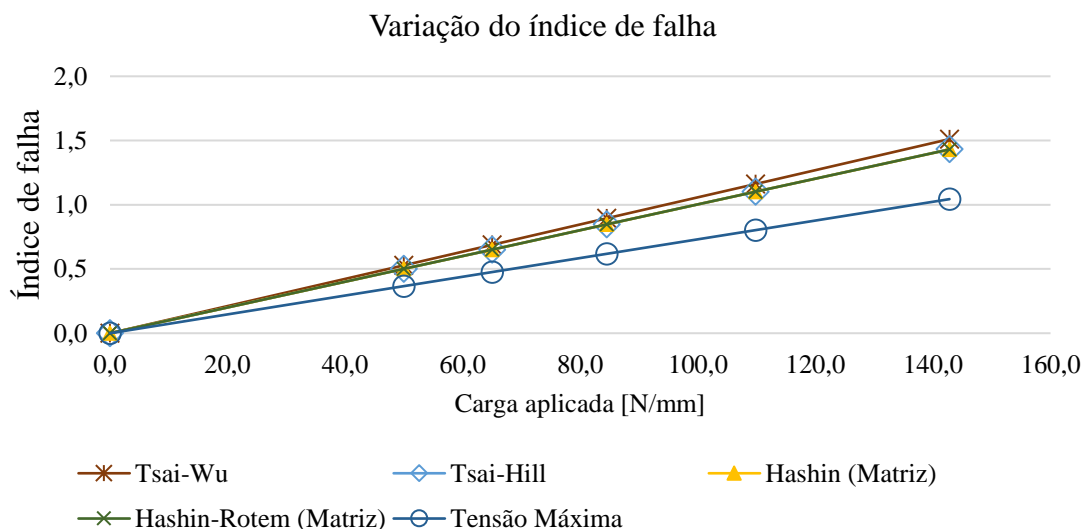


Figura 73 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E4

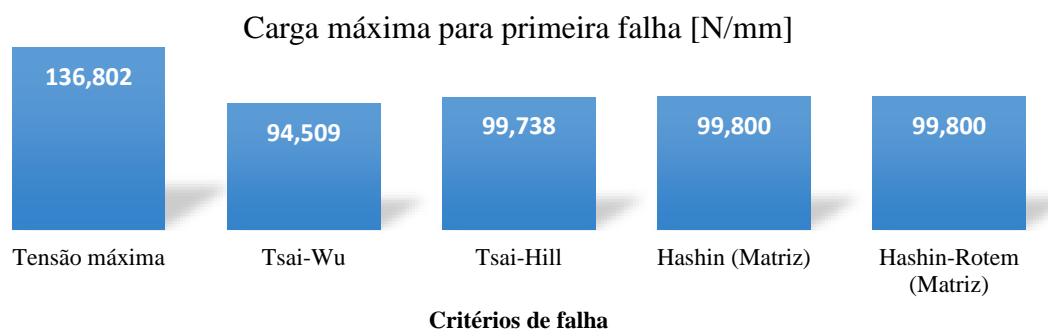


Figura 74 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E4

Caso E5 ($[50^\circ / -50^\circ]_{3s}, [0,20]_6$, Glass/epoxy):

Nas tabelas 53 e 54 são indicados os resultados dos índices de falha e de resistência obtidos para o caso E5, onde também se concluiu que têm o mesmo comportamento que o caso anterior apresenta.

Tabela 53 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E5

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
165	50°	0,420	0,525	0,496	0,423	0,494	0,046	0,494
	- 50°	0,420	0,525	0,496	0,423	0,494	0,046	0,494
214,50	50°	0,546	0,682	0,645	0,550	0,643	0,059	0,643
	- 50°	0,546	0,682	0,645	0,550	0,643	0,059	0,643
278,85	50°	0,710	0,887	0,839	0,714	0,836	0,077	0,836
	- 50°	0,710	0,887	0,839	0,714	0,836	0,077	0,836
362,51	50°	0,923	1,153	1,090	0,929	1,086	0,100	1,086
	- 50°	0,923	1,153	1,090	0,929	1,086	0,100	1,086
471,26	50°	1,200	1,499	1,417	1,207	1,412	0,130	1,412
	- 50°	1,200	1,499	1,417	1,207	1,412	0,130	1,412

Tabela 54 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E5

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
165	50°	2,379	1,905	2,015	2,365	2,022	21,944	2,022
	- 50°	2,379	1,905	2,015	2,365	2,022	21,944	2,022
214,50	50°	1,830	1,466	1,550	1,820	1,556	16,880	1,556
	- 50°	1,830	1,466	1,550	1,820	1,556	16,880	1,556
278,85	50°	1,408	1,127	1,192	1,400	1,197	12,985	1,197
	- 50°	1,408	1,127	1,192	1,400	1,197	12,985	1,197
362,51	50°	1,083	0,867	0,917	1,077	0,920	9,988	0,920
	- 50°	1,083	0,867	0,917	1,077	0,920	9,988	0,920
471,26	50°	0,833	0,667	0,706	0,828	0,708	7,683	0,708
	- 50°	0,833	0,667	0,706	0,828	0,708	7,683	0,708

Assim como acontece no caso E4, pelas mesmas razões no caso presente é na matriz onde se verificou a primeira falha, apesar de a carga ter uma forte influência para as fibras e matriz. Para este caso, é na figura 75 onde se apresenta a variação do índice de falha para cada critério de falha.

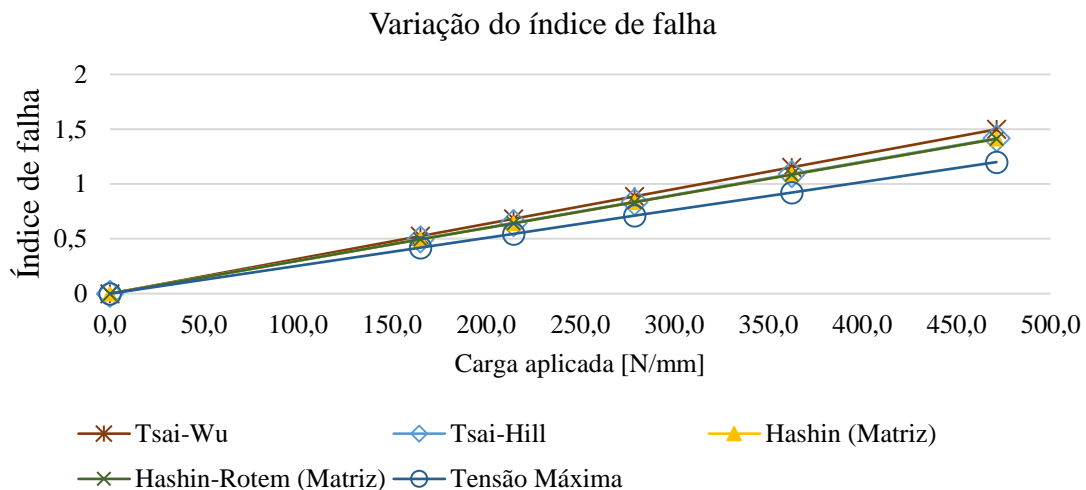


Figura 75 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E5

Os valores de carga que provoca a primeira falha, obtidos em cada critério, para o caso E5 são:

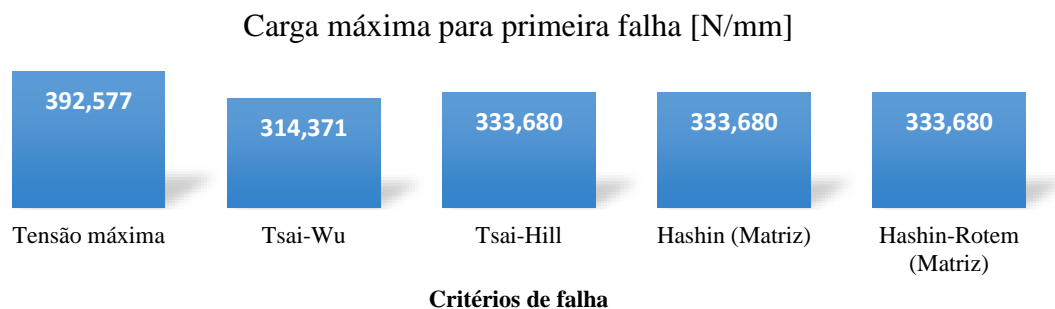


Figura 76 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E5

Observou-se como no caso antecedente que o Tsai-Wu é mais conservador (menor carga da primeira falha), enquanto que o critério de Tensão Máxima é menos conservador.

Análise e discussão de resultados

Caso E6 ($[0^\circ/90^\circ/-45^\circ/45^\circ]_s, [0,25]_8$, Glass/epoxy):

As simulações continuaram e os valores dos índices de falha obtidos no caso E6 são apresentados na tabela 55.

Tabela 55 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E6

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
65	0°	0,489	0,499	0,490	0,000	0,489	0,000	0,489
	90°	0,046	0,046	0,046	0,046	0,063	0,046	0,063
	- 45°	0,238	0,275	0,273	0,135	0,273	0,018	0,273
	45°	0,238	0,275	0,273	0,135	0,273	0,018	0,273
84,50	0°	0,636	0,649	0,637	0,000	0,636	0,000	0,636
	90°	0,059	0,059	0,060	0,059	0,072	0,059	0,072
	- 45°	0,309	0,357	0,355	0,175	0,354	0,023	0,354
	45°	0,309	0,357	0,355	0,175	0,354	0,023	0,354
109,85	0°	0,827	0,844	0,828	0,000	0,827	0,000	0,827
	90°	0,077	0,077	0,078	0,077	0,082	0,077	0,082
	- 45°	0,401	0,464	0,461	0,228	0,461	0,030	0,461
	45°	0,401	0,464	0,461	0,228	0,461	0,030	0,461
142,81	0°	1,075	1,097	1,077	0,000	1,075	0,000	1,075
	90°	0,100	0,101	0,101	0,100	0,093	0,100	0,093
	- 45°	0,522	0,603	0,600	0,297	0,599	0,039	0,599
	45°	0,522	0,603	0,600	0,297	0,599	0,039	0,599

Quanto aos valores dos índices de resistência obteve-se os resultados apresentados na tabela 56.

Tabela 56 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E6

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
65	0°	2,043	2,003	2,041	Infinito	2,043	Infinito	2,043
	90°	21,921	21,857	21,735	21,920	15,941	21,920	15,941
	- 45°	4,209	3,641	3,663	7,408	3,668	55,648	3,668
	45°	4,209	3,641	3,663	7,408	3,668	55,648	3,668
84,50	0°	1,572	1,541	1,570	Infinito	1,572	Infinito	1,572
	90°	16,862	16,813	16,719	16,863	13,982	16,863	13,982
	- 45°	3,238	2,801	2,818	5,699	2,821	42,808	2,821
	45°	3,238	2,801	2,818	5,699	2,821	42,808	2,821
109,85	0°	1,209	1,185	1,207	Infinito	1,209	Infinito	1,209
	90°	12,971	12,933	12,861	12,972	12,263	12,972	12,263
	- 45°	2,491	2,154	2,167	4,383	2,170	32,938	2,170
	45°	2,491	2,154	2,167	4,383	2,170	32,938	2,170
142,81	0°	0,930	0,912	0,929	Infinito	0,930	Infinito	0,930
	90°	9,977	9,948	9,893	9,977	10,755	9,977	10,755
	- 45°	1,916	1,657	1,667	3,372	1,669	25,336	1,669
	45°	1,916	1,657	1,667	3,372	1,669	25,336	1,669

Concluídas todas as simulações, observou-se que as lâminas que apresentam um ângulo de orientação das fibras de 0° exibem o mesmo comportamento que as lâminas apresentadas nos casos anteriores, com o mesmo ângulo de orientação das fibras. No entanto, estas lâminas são fortemente afetadas na matriz, e são as primeiras a falharem devido à rotura da matriz. Na figura 77 são apresentadas as variações do índice de falha para cada critério de falha do caso E6.

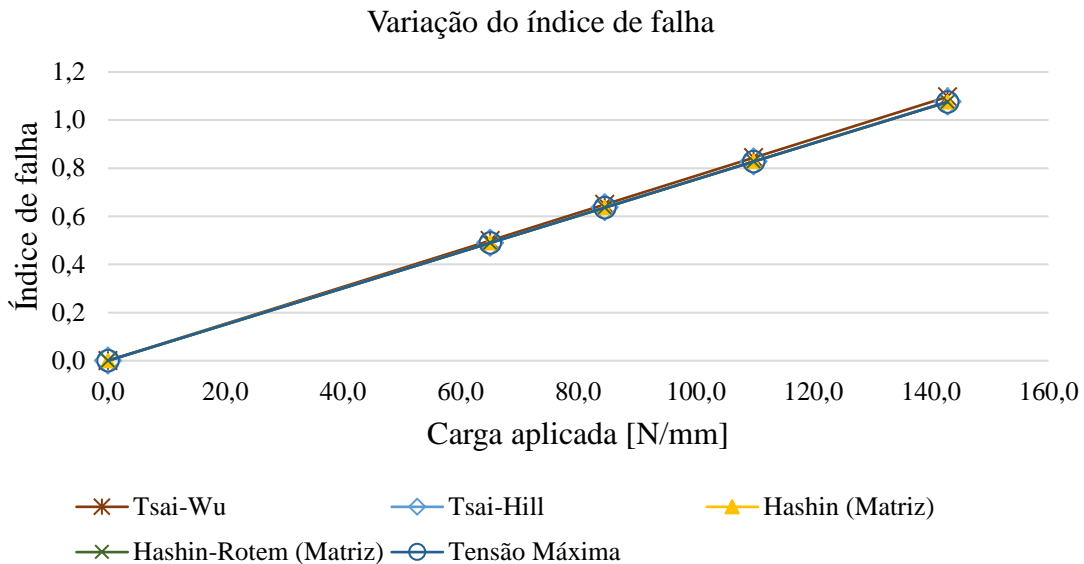


Figura 77 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E6

O valor de carga que provoca a primeira falha, calculado para cada critério no estudo E6 são:

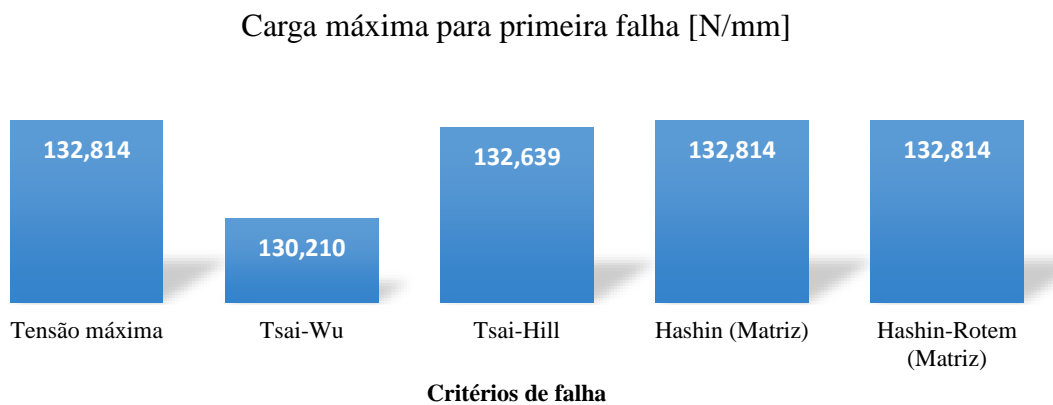


Figura 78 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E6

Análise e discussão de resultados

Caso E7 ($[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$, $[0,125]_3$, Glass/epoxy):

Para o caso E7 obteve-se os resultados apresentados na tabela 57 (valores dos índices de falha).

Tabela 57 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E7

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
12	0°	0,492	0,493	0,492	0,000	0,492	0,000	0,492
	90°	0,078	0,067	0,089	0,044	0,078	0,044	0,078
15,60	0°	0,639	0,641	0,639	0,000	0,639	0,000	0,639
	90°	0,101	0,087	0,115	0,058	0,101	0,058	0,101
20,28	0°	0,831	0,833	0,831	0,000	0,831	0,000	0,831
	90°	0,131	0,113	0,150	0,075	0,131	0,075	0,131
26,36	0°	1,080	1,083	1,080	0,000	1,080	0,000	1,080
	90°	0,170	0,147	0,195	0,097	0,170	0,009	0,170

Os índices de resistência são apresentados na tabela 58.

Tabela 58 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E7

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
12	0°	2,034	2,029	2,033	Infinito	2,034	Infinito	2,034
	90°	12,894	14,908	11,274	22,591	12,894	22,591	12,894
15,60	0°	1,564	1,560	1,564	Infinito	1,564	Infinito	1,564
	90°	9,918	11,468	8,673	17,377	9,918	17,377	9,918
20,28	0°	1,203	1,200	1,203	Infinito	1,203	Infinito	1,203
	90°	7,629	8,822	6,671	13,367	7,629	13,367	7,629
26,36	0°	0,926	0,923	0,926	Infinito	0,926	Infinito	0,926
	90°	5,870	6,787	5,132	10,284	5,870	105,763	5,870

Identificou-se também que as lâminas cuja orientação das fibras é de 0° para o caso E7 apresentam também o mesmo comportamento apresentado noutros casos (são as primeiras a falharem devido à fissuração da matriz). A variação do índice de falha é apresentada na figura 79, para todos os critérios.

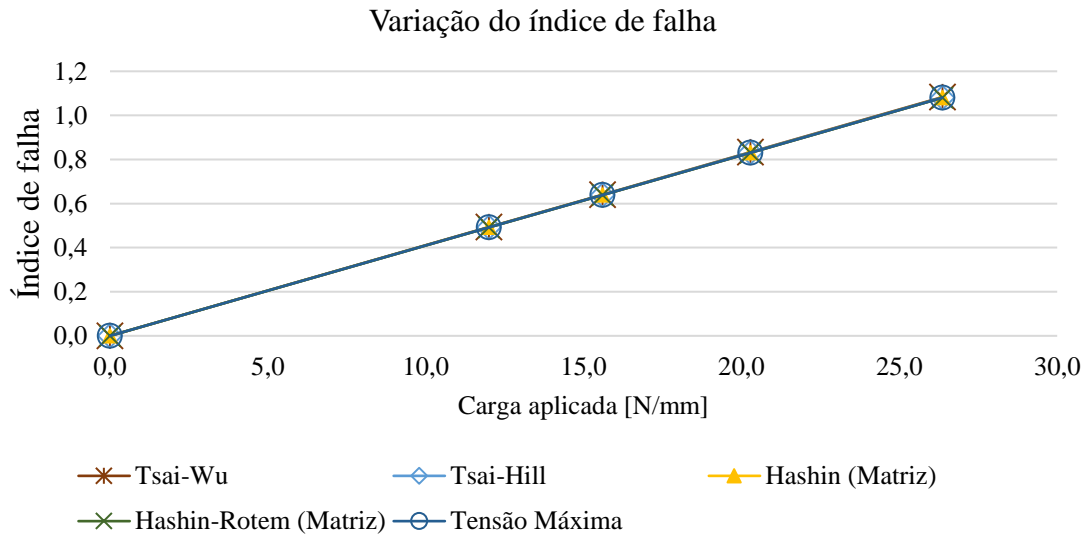


Figura 79 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E7

Os valores da carga que provoca a primeira falha (para cada critério) são apresentados na figura 80.

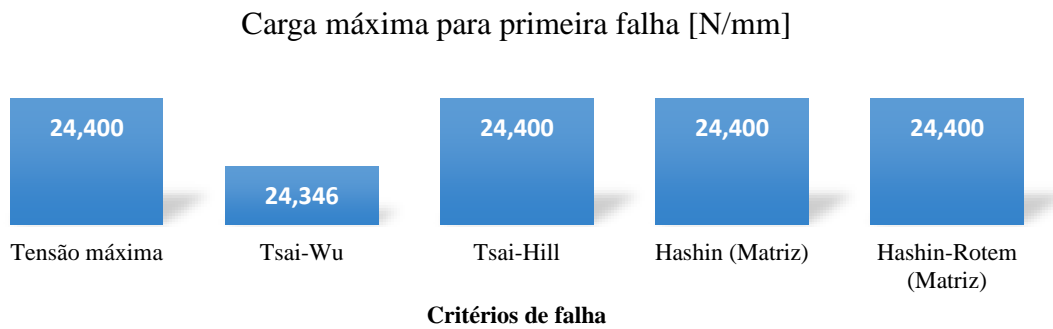


Figura 80 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E7

Caso E8 ($[0^\circ/90^\circ_8/0^\circ]$, $[0,125]_{10}$, Glass/epoxy):

Para o caso E8, fizeram-se as simulações e obteve-se os resultados ilustrados na tabela 59.

Tabela 59 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E8

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
60	0°	0,473	0,477	0,473	0,000	0,473	0,000	0,473
	90°	0,043	0,048	0,056	0,043	0,037	0,042	0,037
78	0°	0,614	0,620	0,615	0,000	0,614	0,000	0,614
	90°	0,056	0,063	0,073	0,056	0,048	0,056	0,048
101,40	0°	0,799	0,807	0,799	0,000	0,799	0,000	0,799
	90°	0,073	0,082	0,095	0,073	0,063	0,073	0,063
131,82	0°	1,038	1,048	1,039	0,000	1,038	0,000	1,038
	90°	0,095	0,106	0,124	0,095	0,081	0,095	0,081

Análise e discussão de resultados

Os valores dos índices de resistência obtidos nas simulações para o estudo E8 são expostos na tabela 60.

Tabela 60 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E8

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
60	0°	2,116	2,095	2,115	Infinito	2,116	Infinito	2,116
	90°	23,157	20,650	17,704	23,157	26,961	23,706	26,961
78	0°	1,628	1,612	1,627	Infinito	1,628	Infinito	1,628
	90°	17,813	15,885	13,619	17,813	20,739	17,813	20,739
101,40	0°	1,252	1,240	1,251	Infinito	1,252	Infinito	1,252
	90°	13,703	12,219	10,476	13,703	15,953	13,703	15,953
131,82	0°	0,963	0,954	0,963	Infinito	0,963	Infinito	0,963
	90°	10,540	9,399	8,058	10,540	12,272	10,540	12,272

A variação do índice de falha é apresentada na figura 81.

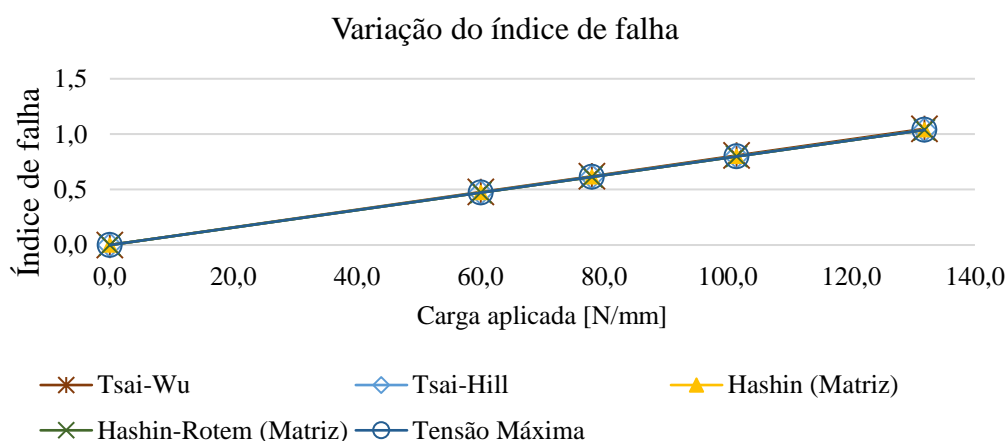


Figura 81 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E8

Os valores de carga que provoca a primeira falha, obtidos para cada critério são os seguintes:



Figura 82 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E8

Caso E9 ($[0^\circ / -45^\circ / 45^\circ / 90^\circ]_s, [0,14]_8, G4-800/5260$):

Seguindo o mesmo raciocínio, para o caso E9 obteve-se os resultados apresentados na tabela 61.

Tabela 61 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E9

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
310	0°	0,501	0,585	0,518	0,000	0,501	0,000	0,501
	- 45°	0,416	0,497	0,498	0,426	0,490	0,094	0,490
	45°	0,416	0,497	0,498	0,426	0,490	0,094	0,490
	90°	0,261	0,260	0,261	0,261	0,016	0,261	0,016
403	0°	0,652	0,760	0,673	0,000	0,652	0,000	0,652
	- 45°	0,541	0,646	0,648	0,554	0,637	0,122	0,637
	45°	0,541	0,646	0,648	0,554	0,637	0,122	0,637
	90°	0,339	0,339	0,340	0,339	0,021	0,339	0,021
523,90	0°	0,847	0,988	0,875	0,000	0,847	0,000	0,847
	- 45°	0,703	0,839	0,842	0,720	0,828	0,158	0,828
	45°	0,703	0,839	0,842	0,720	0,828	0,158	0,828
	90°	0,441	0,440	0,442	0,441	0,028	0,441	0,028
681,07	0°	1,101	1,285	1,138	0,000	1,101	0,000	1,101
	- 45°	0,914	1,091	1,094	0,937	1,076	0,206	1,076
	45°	0,914	1,091	1,094	0,937	1,076	0,206	1,076
	90°	0,574	0,572	0,574	0,574	0,036	0,574	0,036

Para os valores dos índices de resistência os resultados obtidos são apresentados na tabela 62.

Tabela 62 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E9

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
310	0°	1,995	1,710	1,931	Infinito	1,995	Infinito	1,995
	- 45°	2,404	2,014	2,008	2,346	2,041	10,685	2,041
	45°	2,404	2,014	2,008	2,346	2,041	10,685	2,041
	90°	3,831	3,840	3,826	3,831	60,801	3,831	60,801
403	0°	1,53444	1,316	1,485	Infinito	1,534	Infinito	1,534
	- 45°	1,8496	1,549	1,544	1,804	1,570	8,219	1,570
	45°	1,8496	1,549	1,544	1,804	1,570	8,219	1,570
	90°	2,94663	2,953	2,943	2,947	46,770	2,947	46,770
523,90	0°	1,180	1,012	1,142	Infinito	1,180	Infinito	1,180
	- 45°	1,423	1,192	1,188	1,388	1,208	6,323	1,208
	45°	1,423	1,192	1,188	1,388	1,208	6,323	1,208
	90°	2,267	2,272	2,264	2,267	35,977	2,267	35,977
681,07	0°	0,908	0,779	0,879	Infinito	0,908	Infinito	0,908
	- 45°	1,094	0,917	0,914	1,068	0,929	4,863	0,929
	45°	1,094	0,917	0,914	1,068	0,929	4,863	0,929
	90°	1,744	1,748	1,742	1,744	27,674	1,744	27,674

Análise e discussão de resultados

A variação dos índices de falha para todos os critérios de falha é apresentada na figura 83.

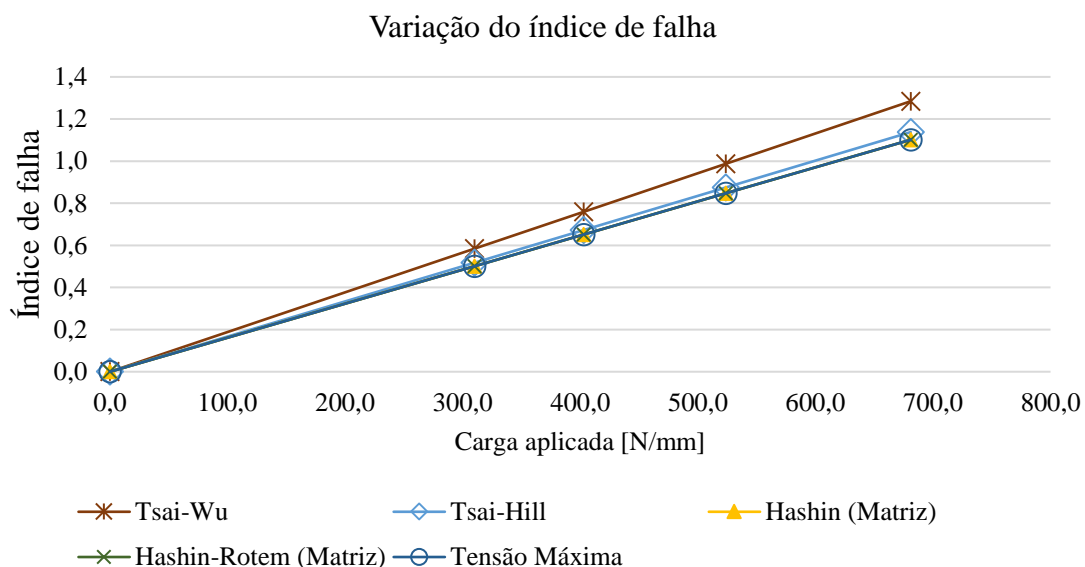


Figura 83 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E9

Os valores de carga que provocam a primeira falha para todos os critérios são indicados na figura 84.

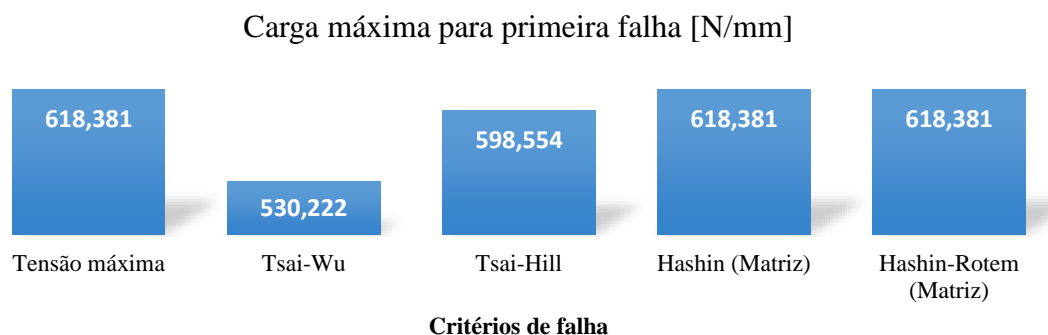


Figura 84 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E9

Caso E10 ($[45^\circ/0^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s, [0,14]_g, G4-800/5260$):

Por fim utilizou-se o mesmo raciocínio no caso E10 para fazer as simulações na situação de carga de tração longitudinal (N_y), e verificou-se que o comportamento é semelhante ao do caso anterior, porém o empilhamento do caso E10 é feito de forma diferenciada que o caso E9. Obteve-se os índices de falha e de resistência apresentados nas tabelas 63 e 64, respetivamente.

Tabela 63 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E10

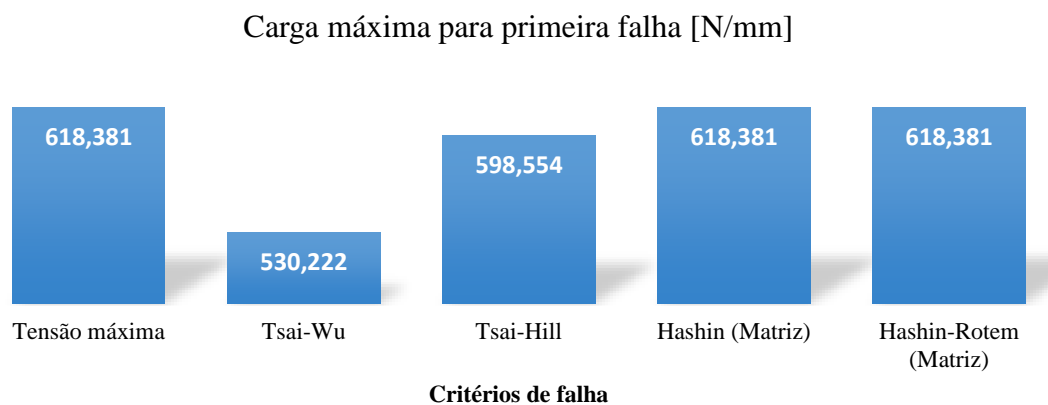
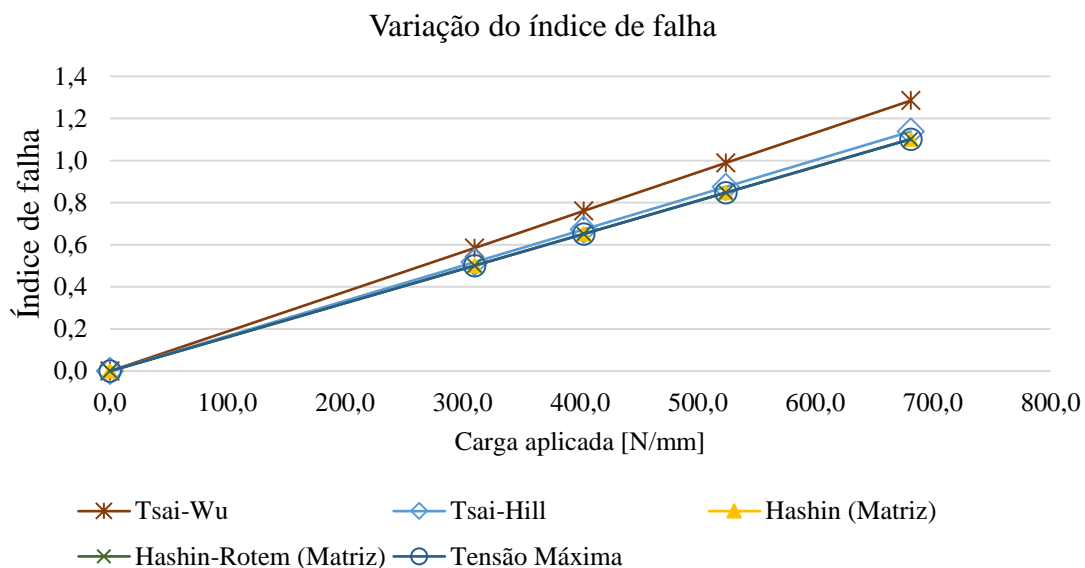
Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
310	45°	0,416	0,497	0,498	0,426	0,490	0,094	0,490
	0°	0,501	0,585	0,518	0,000	0,501	0,000	0,501
	90°	0,261	0,260	0,261	0,261	0,016	0,261	0,016
	- 45°	0,416	0,497	0,498	0,426	0,490	0,094	0,490
403	45°	0,541	0,646	0,648	0,554	0,637	0,122	0,637
	0°	0,652	0,760	0,673	0,000	0,652	0,000	0,652
	90°	0,339	0,339	0,340	0,339	0,021	0,339	0,021
	- 45°	0,541	0,646	0,648	0,554	0,637	0,122	0,637
523,90	45°	0,703	0,839	0,842	0,720	0,828	0,158	0,828
	0°	0,847	0,988	0,875	0,000	0,847	0,000	0,847
	90°	0,441	0,440	0,442	0,441	0,028	0,441	0,028
	- 45°	0,703	0,839	0,994	0,720	0,828	0,158	0,828
681,07	45°	0,914	1,091	1,094	0,937	1,076	0,206	1,076
	0°	1,101	1,285	1,138	0,000	1,101	0,000	1,101
	90°	0,574	0,572	0,574	0,574	0,036	0,574	0,036
	- 45°	0,914	1,091	1,094	0,937	1,076	0,206	1,076

Tabela 64 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E10

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
310	45°	2,404	2,014	2,008	2,346	2,041	10,685	2,041
	0°	1,995	1,710	1,931	Infinito	1,995	Infinito	1,995
	90°	3,831	3,840	3,826	3,831	60,801	3,831	60,801
	- 45°	2,404	2,014	2,008	2,346	2,041	10,685	2,041
403	45°	1,850	1,549	1,544	1,804	1,570	8,219	1,570
	0°	1,534	1,316	1,485	Infinito	1,534	Infinito	1,534
	90°	2,947	2,953	2,943	2,947	46,770	2,947	46,770
	- 45°	1,850	1,549	1,544	1,804	1,570	8,219	1,570
523,90	45°	1,423	1,192	1,188	1,388	1,208	6,322	1,208
	0°	1,180	1,012	1,142	Infinito	1,180	Infinito	1,180
	90°	2,267	2,272	2,264	2,267	35,977	2,267	35,977
	- 45°	1,423	1,192	1,006	1,388	1,208	6,322	1,208
681,07	45°	1,094	0,917	0,914	1,068	0,929	4,863	0,929
	0°	0,908	0,779	0,879	Infinito	0,908	Infinito	0,908
	90°	1,744	1,748	1,742	1,744	27,674	1,744	27,674
	- 45°	1,094	0,917	0,914	1,068	0,929	4,863	0,929

Na figura 85 são apresentados a variação do índice de falha para os diferentes critérios de falha apresentados no presente trabalho.

Análise e discussão de resultados



Foram analisados os resultados obtidos nos casos E9 e E10 e concluiu-se que são idênticos, porque o material utilizado é o mesmo, o valor da espessura de cada camada e as orientações das fibras são as mesmas, apresentam o mesmo número de lâminas, contudo o empilhamento feito no caso E9 é diferente do apresentado no caso E10.

Outro fenômeno observado foi que os valores dos índices de falha nas lâminas cuja orientação das fibras é de 0° e de 90° trocam entre eles, quando comparados com as simulações feitas nos mesmos casos para a situação de carregamento apresentada no subcapítulo anterior. Já se esperava por estes resultados, uma vez que se partiu do princípio de que para o tipo de carregamento apresentado neste subcapítulo as lâminas que apresentam uma orientação de 0° são mais frágeis, por isso são as que apresentam a primeira falha, devido à rotura da matriz (a carga não tem nenhuma interferência nestas fibras), assim como acontece nos outros estudos apresentados.

4.4 Influência da carga de tração transversal, N_x e longitudinal, N_y

Por fim, fizeram-se simulações para um último tipo de carregamento (para os 10 casos apresentados), em que as placas são aplicadas cargas de tração transversal e longitudinal, em simultâneo, e os resultados obtidos no Maple para os índices de falha e de resistência são indicados nas tabelas 65-84. As placas estudadas encontram-se com apoios simples e com cargas de tração, em todas as extremidades, como se mostra na figura 87.

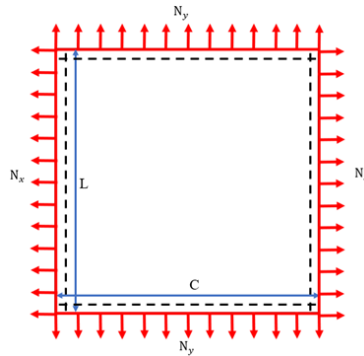


Figura 87 - Representação da placa em 2D, com simplesmente apoiada em todas extremidades

Caso E1 ($[0^\circ]_8, [0,125]_8, AS4/3501-6$):

Seguiu-se método utilizado nas situações de carregamento, apresentados nos últimos subcapítulos, e nesta situação de carga, para o caso E1 obteve-se os resultados expostos nas tabelas 65 e 66, para os valores dos índices de falha e resistência, respetivamente.

Tabela 65 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E1

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
23	0°	0,479	0,471	0,479	0,012	0,479	0,012	0,479
29,90	0°	0,623	0,612	0,623	0,015	0,623	0,015	0,623
38,87	0°	0,810	0,796	0,810	0,020	0,810	0,020	0,810
50,53	0°	1,053	1,035	1,053	0,026	1,053	0,026	1,053

Tabela 66 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E1

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
23	0°	2,087	2,123	2,087	84,783	2,087	84,783	2,087
29,90	0°	1,605	1,633	1,605	65,217	1,605	65,217	1,605
38,87	0°	1,235	1,256	1,235	50,167	1,235	50,167	1,235
50,53	0°	0,950	0,966	0,950	38,591	0,950	38,591	0,950

Na figura 88 são apresentados a variação dos índices de falha para diferentes critérios de falha, apenas para as lâminas que são mais afetadas por este tipo de carregamento, assim como se fez nos estudos apresentados nos últimos dois (2) subcapítulos.

Análise e discussão de resultados

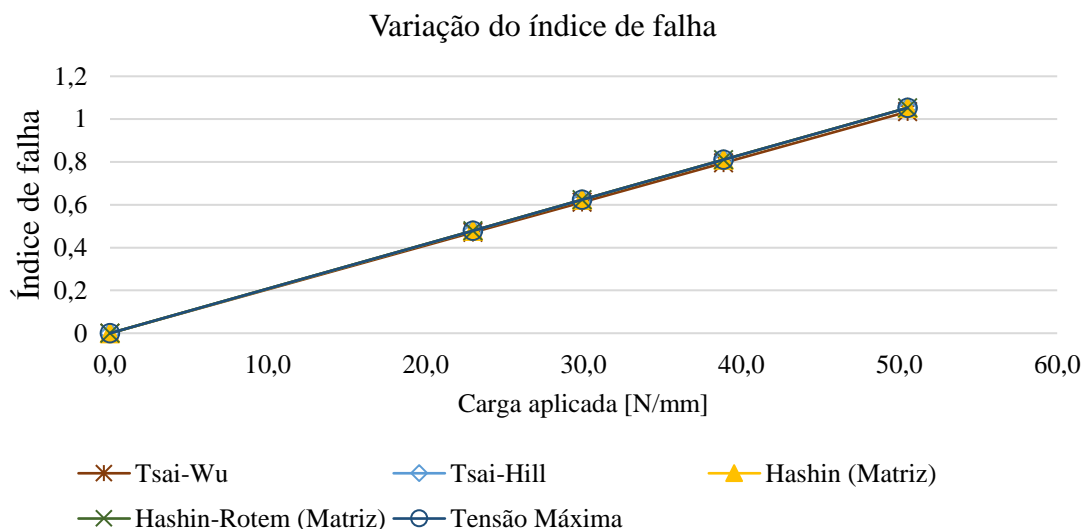


Figura 88 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E1

Analisaram-se os gráficos obtidos e reparou-se que apresentam um comportamento semelhante, assim como se constatou nos outros estudos feitos para outras situações de carregamento. De seguida notou-se que os valores da carga que provoca a primeira falha também são próximos (ver figura 89).

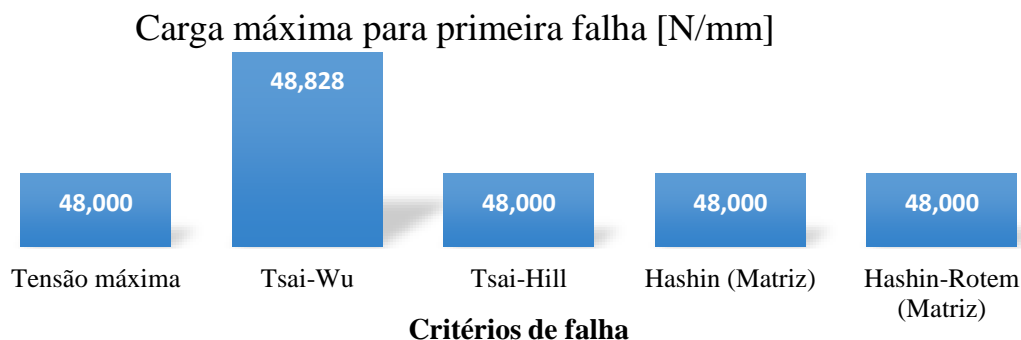


Figura 89 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E1

Caso E2 ($[0^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_S$, $[0,125]_8$, AS4/3501-6):

Seguiu-se com o caso E2 e obteve-se os resultados apresentados na tabela 67 (índices de falha) e tabela 68 (índices de resistência).

Tabela 67 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E2

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
120	0°	0,492	0,438	0,503	0,111	0,492	0,111	0,492
	90°	0,492	0,438	0,503	0,111	0,492	0,111	0,492
156	0°	0,639	0,569	0,654	0,144	0,639	0,144	0,639
	90°	0,639	0,569	0,654	0,144	0,639	0,144	0,639
202,80	0°	0,831	0,740	0,850	0,188	0,831	0,188	0,831
	90°	0,831	0,740	0,850	0,188	0,831	0,188	0,831
263,64	0°	1,080	0,962	1,105	0,244	1,080	0,244	1,080
	90°	1,080	0,962	1,105	0,244	1,080	0,244	1,080
342,73	0°	1,405	1,251	1,436	0,317	1,405	0,317	1,405
	90°	1,405	1,251	1,436	0,317	1,405	0,317	1,405

Tabela 68 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E2

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
120	0°	2,034	2,283	1,989	9,011	2,034	9,011	2,034
	90°	2,034	2,283	1,989	9,011	2,034	9,011	2,034
156	0°	1,564	1,756	1,530	6,932	1,564	6,932	1,564
	90°	1,564	1,756	1,530	6,932	1,564	6,932	1,564
202,80	0°	1,203	1,351	1,177	5,332	1,203	5,332	1,203
	90°	1,203	1,351	1,177	5,332	1,203	5,332	1,203
263,64	0°	0,926	1,039	0,905	4,102	0,926	4,102	0,926
	90°	0,926	1,039	0,905	4,102	0,926	4,102	0,926
342,73	0°	0,712	0,799	0,696	3,155	0,712	3,155	0,712
	90°	0,712	0,799	0,696	3,155	0,712	3,155	0,712

Após análise dos resultados obtidos fez-se uma comparação entre estes e os resultados obtidos noutras situações de carga e observou-se que a matriz apresenta o mesmo comportamento, ou seja, reparou-se que para esta situação a carga tem uma forte influência no dano da matriz. Por outro lado, notou-se que para esta situação de carga, tanto a matriz como as fibras são afetadas, porque já se têm em conta dois tipos carregamentos em simultâneo, e constatou-se que a primeira falha da placa acontece devido à rotura da matriz. Na figura 90 é apresentada a variação do índice de falha com o aumento da carga aplicada, para cada um dos critérios.

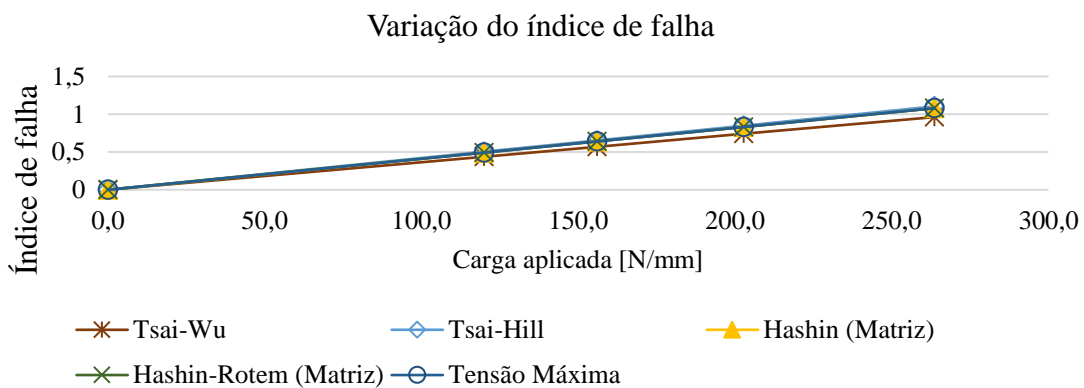


Figura 90 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E2

Para esta situação de carga também se recorreu às equações das curvas dos gráficos (para cada critério), para se determinar a carga que provoca a primeira falha e obteve-se os resultados apresentados na figura 91.

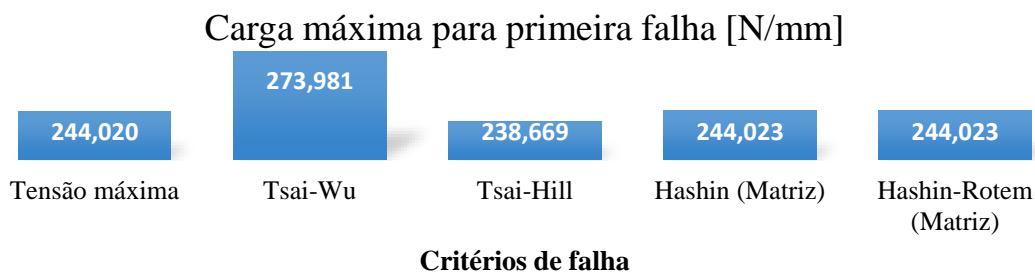


Figura 91 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E2

Análise e discussão de resultados

Caso E3 ($[30^\circ/90^\circ/-30^\circ/30^\circ]_s, [0,25]_8$, Glass/epoxy):

Os resultados obtidos nas simulações feitas para o caso E3 são apresentados nas tabelas 69 e 70, para índices de falha e de resistência respectivamente.

Tabela 69 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E3

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
60	30°	0,492	0,465	0,492	0,029	0,492	0,029	0,492
	90°	0,424	0,393	0,426	0,042	0,425	0,036	0,425
	- 30°	0,424	0,393	0,426	0,042	0,425	0,036	0,425
78	30°	0,639	0,604	0,639	0,038	0,639	0,038	0,639
	90°	0,552	0,510	0,554	0,054	0,552	0,047	0,552
	- 30°	0,552	0,510	0,554	0,054	0,552	0,047	0,552
101,40	30°	0,831	0,785	0,831	0,049	0,831	0,049	0,831
	90°	0,717	0,663	0,720	0,070	0,718	0,061	0,718
	- 30°	0,717	0,663	0,720	0,070	0,718	0,061	0,718
131,82	30°	1,080	1,021	1,081	0,063	1,080	0,063	1,080
	90°	0,933	0,863	0,936	0,092	0,934	0,080	0,934
	- 30°	0,933	0,863	0,936	0,092	0,934	0,080	0,934

Tabela 70 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E3

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
60	30°	2,035	2,152	2,033	34,624	2,035	34,624	2,035
	90°	2,356	2,547	2,348	23,996	2,353	27,590	2,353
	- 30°	2,356	2,547	2,348	23,996	2,353	27,590	2,353
78	30°	1,565	1,656	1,564	26,634	1,565	26,634	1,565
	90°	1,812	1,959	1,806	18,458	1,810	21,223	1,810
	- 30°	1,812	1,959	1,806	18,458	1,810	21,223	1,810
101,40	30°	1,204	1,274	1,203	20,488	1,204	20,488	1,204
	90°	1,394	1,507	1,389	14,199	1,392	16,326	1,392
	- 30°	1,394	1,507	1,389	14,199	1,392	16,326	1,392
131,82	30°	0,926	0,980	0,925	15,760	0,926	15,760	0,926
	90°	1,072	1,159	1,069	10,922	1,071	12,558	1,071
	- 30°	1,072	1,159	1,069	10,922	1,071	12,558	1,071

Com os valores obtidos fizeram-se gráficos que mostram a variação do índice de falha com o aumento da carga aplicada e os resultados obtidos para cada critério são apresentados na figura 92.

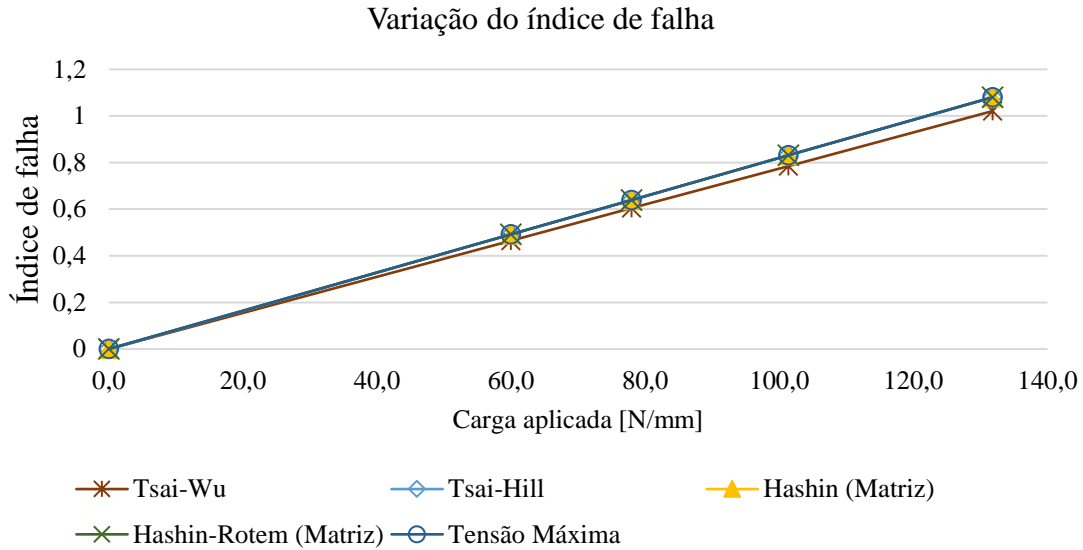


Figura 92 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E3

O valor da força que provoca a primeira falha calculado para cada critério é:

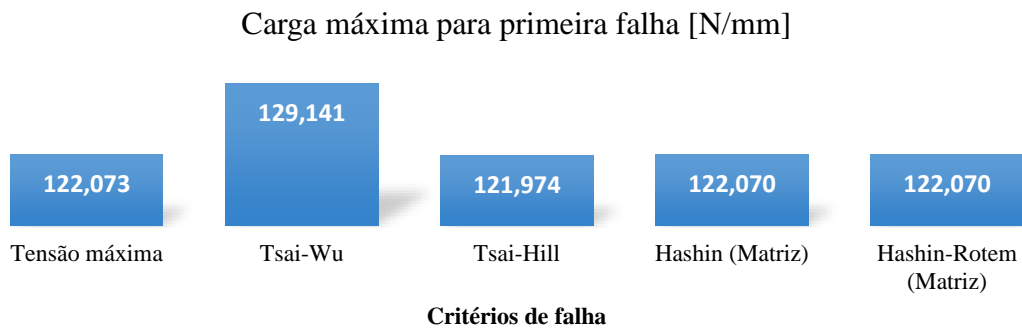


Figura 93 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E3

Caso E4 ($[45^\circ / -45^\circ]_s, [0,25]_4$, Glass/epoxy):

A semelhança do que acontece nas outras situações de carga, no caso E4 depois das simulações observou-se que todas as lâminas mais uma vez falham ao mesmo tempo, como se pode verificar pelos valores apresentados nas tabelas 71 (índices de falha) e 72 (índices de resistência).

Tabela 71 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E4

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
33	45°	0,482	0,449	0,483	0,036	0,482	0,036	0,482
	- 45°	0,482	0,449	0,483	0,036	0,482	0,036	0,482
42,90	45°	0,627	0,584	0,628	0,047	0,627	0,047	0,627
	- 45°	0,627	0,584	0,628	0,047	0,627	0,047	0,627
55,77	45°	0,815	0,759	0,817	0,062	0,815	0,062	0,815
	- 45°	0,815	0,759	0,817	0,062	0,815	0,062	0,815
72,50	45°	1,060	0,987	1,062	0,080	1,060	0,080	1,060
	- 45°	1,060	0,987	1,062	0,080	1,060	0,080	1,060
94,25	45°	1,378	1,283	1,380	0,104	1,378	0,104	1,378
	- 45°	1,378	1,283	1,380	0,104	1,378	0,104	1,378

Análise e discussão de resultados

Tabela 72 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E4

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
33	45°	2,073	2,227	2,069	27,408	2,073	27,408	2,073
	- 45°	2,073	2,227	2,069	27,408	2,073	27,408	2,073
42,90	45°	1,594	1,713	1,592	21,083	1,594	21,083	1,594
	- 45°	1,594	1,713	1,592	21,083	1,594	21,083	1,594
55,77	45°	1,226	1,317	1,224	16,218	1,226	16,218	1,226
	- 45°	1,226	1,317	1,224	16,218	1,226	16,218	1,226
72,50	45°	0,943	1,013	0,942	12,475	0,943	12,475	0,943
	- 45°	0,943	1,013	0,942	12,475	0,943	12,475	0,943
94,25	45°	0,726	0,780	0,726	9,596	0,726	9,596	0,726
	- 45°	0,726	0,780	0,726	9,596	0,726	9,596	0,726

Com os valores obtidos construíram-se curvas gráficas que mostram a variação do índice de falha (figura 94) com a carga, e posteriormente através das equações das retas determinaram-se os valores da carga que provoca a primeira falha, para cada critério (figura 95).

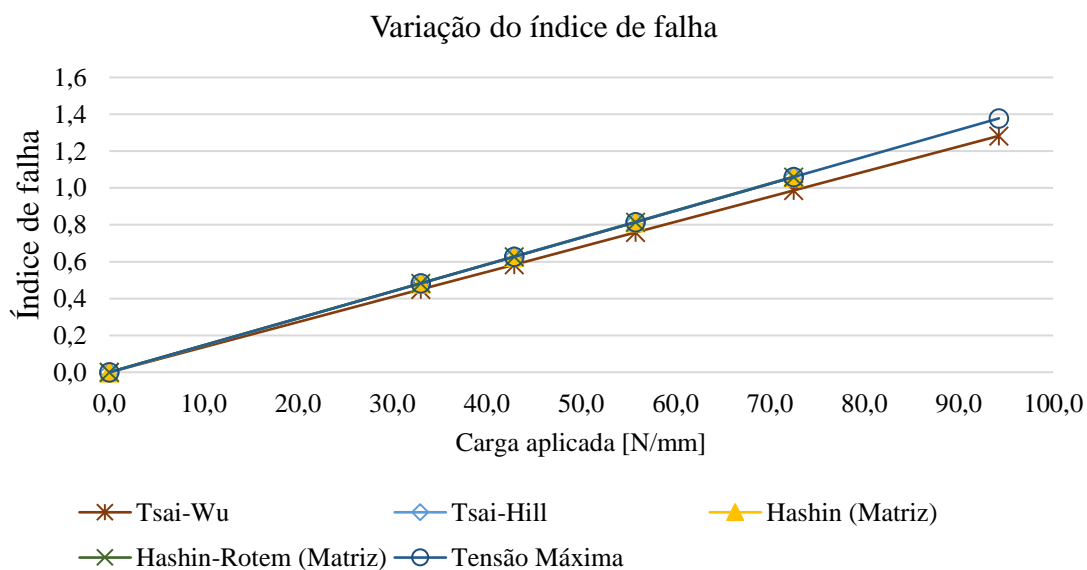


Figura 94 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E4

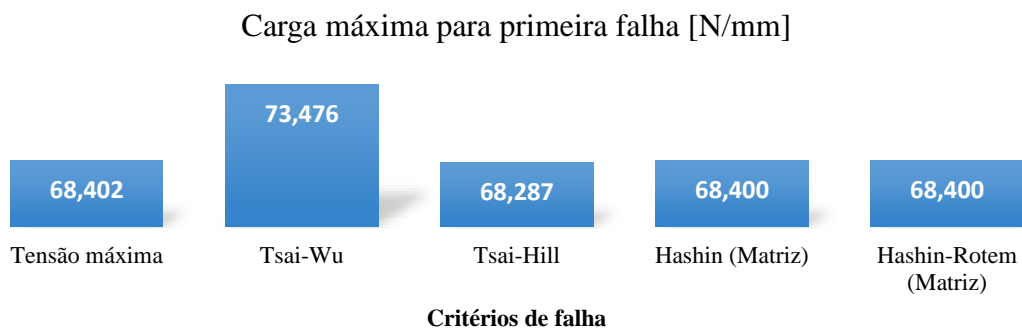


Figura 95 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E4

Caso E5 ($[50^\circ / -50^\circ]_{3S}, [0,20]_6$, Glass/epoxy):

Para o caso E5 já se esperava que o comportamento da placa fosse idêntico ao do caso E4, e feitas todas as simulações chegou-se a conclusão de que as lâminas apresentam os mesmos valores dos índices de falha (tabela 73) e de resistência (tabela 74), para cada uma das cargas testadas.

Tabela 73 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E5

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
75	50°	0,474	0,444	0,476	0,045	0,475	0,034	0,475
	- 50°	0,474	0,444	0,476	0,045	0,475	0,034	0,475
97,50	50°	0,616	0,578	0,618	0,059	0,617	0,044	0,617
	- 50°	0,616	0,578	0,618	0,059	0,617	0,044	0,617
126,75	50°	0,801	0,751	0,804	0,076	0,803	0,057	0,803
	- 50°	0,801	0,751	0,804	0,076	0,803	0,057	0,803
164,78	50°	1,041	0,976	1,045	0,099	1,043	0,075	1,043
	- 50°	1,041	0,976	1,045	0,099	1,043	0,075	1,043
214,21	50°	1,354	1,269	1,358	0,129	1,356	0,097	1,356
	- 50°	1,354	1,269	1,358	0,129	1,356	0,097	1,356

Tabela 74 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E5

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
75	50°	2,110	2,251	2,103	22,148	2,106	29,397	2,106
	- 50°	2,110	2,251	2,103	22,148	2,106	29,397	2,106
97,50	50°	1,623	1,731	1,617	17,037	1,620	22,613	1,620
	- 50°	1,623	1,731	1,617	17,037	1,620	22,613	1,620
126,75	50°	1,248	1,332	1,244	13,105	1,246	17,395	1,246
	- 50°	1,248	1,332	1,244	13,105	1,246	17,395	1,246
164,78	50°	0,960	1,024	0,957	10,081	0,958	13,380	0,958
	- 50°	0,960	1,024	0,957	10,081	0,958	13,380	0,958
214,21	50°	0,739	0,788	0,736	7,755	0,737	10,293	0,737
	- 50°	0,739	0,788	0,736	7,755	0,737	10,293	0,737

Nas figuras 96 e 97 pode-se observar como o índice de falha varia com o aumento da carga e o valor da carga que provoca a primeira falha na placa, para cada critério respetivamente.

Análise e discussão de resultados

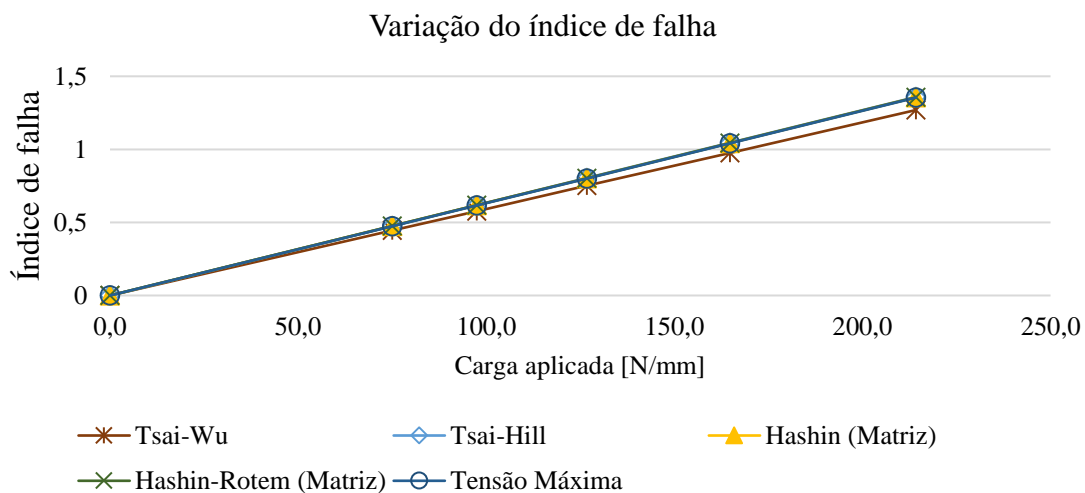


Figura 96 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E5

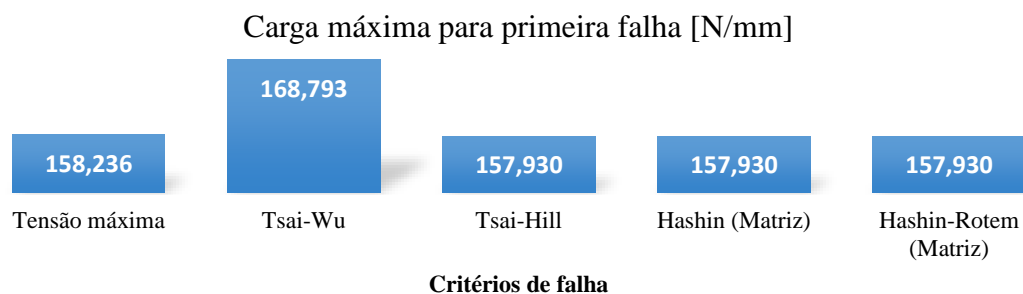


Figura 97 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E5

Caso E6 ($[0^\circ/90^\circ/-45^\circ/45^\circ]_s, [0,25]_8$, Glass/epoxy):

Nas simulações feitas para o caso E6 obteve-se os índices de falha apresentados na tabela 75.

Tabela 75 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E6

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
68	0°	0,497	0,463	0,498	0,038	0,497	0,038	0,497
	90°	0,497	0,463	0,498	0,038	0,497	0,038	0,497
	- 45°	0,497	0,463	0,498	0,038	0,497	0,038	0,497
	45°	0,497	0,463	0,498	0,038	0,497	0,038	0,497
88,40	0°	0,646	0,602	0,647	0,049	0,646	0,049	0,646
	90°	0,646	0,602	0,647	0,049	0,646	0,049	0,646
	- 45°	0,646	0,602	0,647	0,049	0,646	0,049	0,646
	45°	0,646	0,602	0,647	0,049	0,646	0,049	0,646
114,92	0°	0,840	0,782	0,841	0,064	0,840	0,064	0,840
	90°	0,840	0,782	0,841	0,064	0,840	0,064	0,840
	- 45°	0,840	0,782	0,841	0,064	0,840	0,064	0,840
	45°	0,840	0,782	0,841	0,064	0,840	0,064	0,840
149,40	0°	1,092	1,017	1,094	0,083	1,092	0,083	1,092
	90°	1,092	1,017	1,094	0,083	1,092	0,083	1,092
	- 45°	1,092	1,017	1,094	0,083	1,092	0,083	1,092
	45°	1,092	1,017	1,094	0,083	1,092	0,083	1,092

Os valores dos índices de resistência obtidos nas mesmas simulações são apresentados na tabela 76.

Tabela 76 - Índices de resistência (*R*) obtidos no Maple, para o estudo E6

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
68	0°	2,012	2,161	2,008	26,602	2,012	26,602	2,012
	90°	2,012	2,161	2,008	26,602	2,012	26,602	2,012
	- 45°	2,012	2,161	2,008	26,602	2,012	26,602	2,012
	45°	2,012	2,161	2,008	26,602	2,012	26,602	2,012
88,40	0°	1,548	1,662	1,545	20,463	1,548	20,463	1,548
	90°	1,548	1,662	1,545	20,463	1,548	20,463	1,548
	- 45°	1,548	1,662	1,545	20,463	1,548	20,463	1,548
	45°	1,548	1,662	1,545	20,463	1,548	20,463	1,548
114,92	0°	1,190	1,279	1,188	15,741	1,190	15,741	1,190
	90°	1,190	1,279	1,188	15,741	1,190	15,741	1,190
	- 45°	1,190	1,279	1,188	15,741	1,190	15,741	1,190
	45°	1,190	1,279	1,188	15,741	1,190	15,741	1,190
149,40	0°	0,916	0,984	0,914	12,108	0,916	12,108	0,916
	90°	0,916	0,984	0,914	12,108	0,916	12,108	0,916
	- 45°	0,916	0,984	0,914	12,108	0,916	12,108	0,916
	45°	0,916	0,984	0,914	12,108	0,916	12,108	0,916

Nas figuras 98 e 99 são apresentadas a variação do índice de falha com o aumento da carga aplicada sobre a placa e os valores da carga que origina a primeira falha na placa, para cada critério de falha nessa ordem.

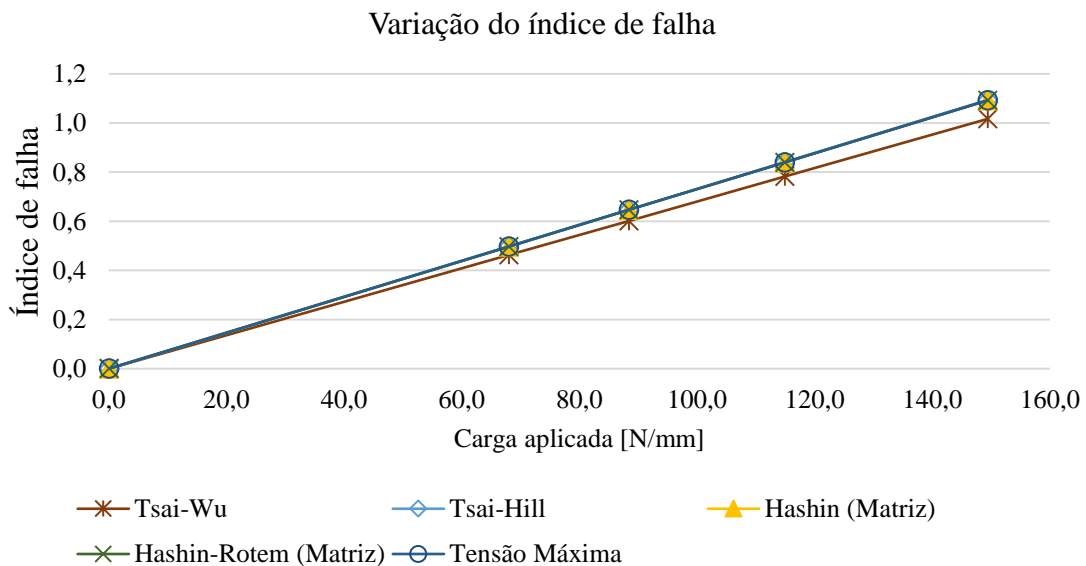


Figura 98 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E6

Análise e discussão de resultados

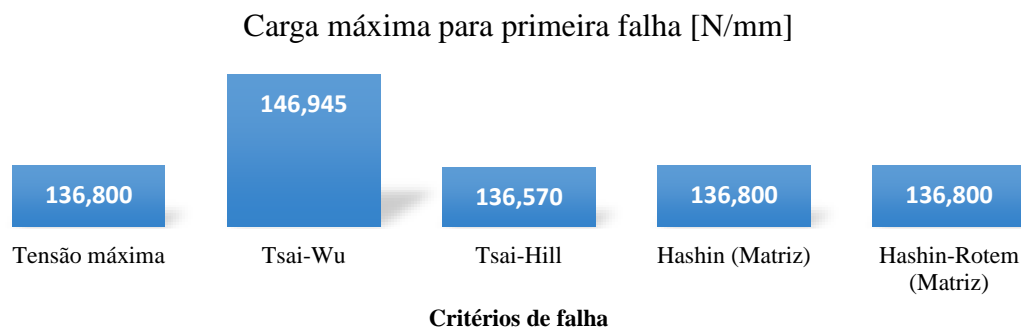


Figura 99 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E6

Caso E7 ($[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$, $[0,125]_3$, Glass/epoxy):

Os valores dos índices de falha obtidos nas simulações feitas para o caso E7 são evidenciados na tabela 77.

Tabela 77 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E7

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
11	0°	0,486	0,460	0,487	0,028	0,486	0,028	0,486
	90°	0,394	0,360	0,395	0,038	0,394	0,038	0,394
14,30	0°	0,632	0,598	0,633	0,037	0,632	0,037	0,632
	90°	0,512	0,468	0,514	0,050	0,512	0,050	0,512
18,59	0°	0,822	0,777	0,823	0,048	0,822	0,048	0,822
	90°	0,666	0,608	0,668	0,065	0,666	0,065	0,666
24,17	0°	1,069	1,011	1,069	0,062	1,069	0,062	1,069
	90°	0,866	0,791	0,868	0,084	0,866	0,084	0,866

Por outro lado, os valores dos índices de resistência obtidos são apresentados na tabela 78.

Tabela 78 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E7

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
11	0°	2,056	2,174	2,055	35,437	2,056	35,437	2,056
	90°	2,538	2,778	2,530	26,072	2,538	26,072	2,538
14,30	0°	1,582	1,672	1,581	27,259	1,582	27,259	1,582
	90°	1,952	2,137	1,946	20,055	1,952	20,055	1,952
18,59	0°	1,217	1,286	1,216	20,969	1,217	20,969	1,217
	90°	1,502	1,644	1,497	15,427	1,502	15,427	1,502
24,17	0°	0,936	0,989	0,935	16,128	0,936	16,128	0,936
	90°	1,155	1,264	1,151	11,866	1,155	11,866	1,155

A variação do índice de falha é apresentada na figura 100, enquanto os valores da carga que provoca a primeira falha são indicados na figura 101, para todos os critérios de falha.

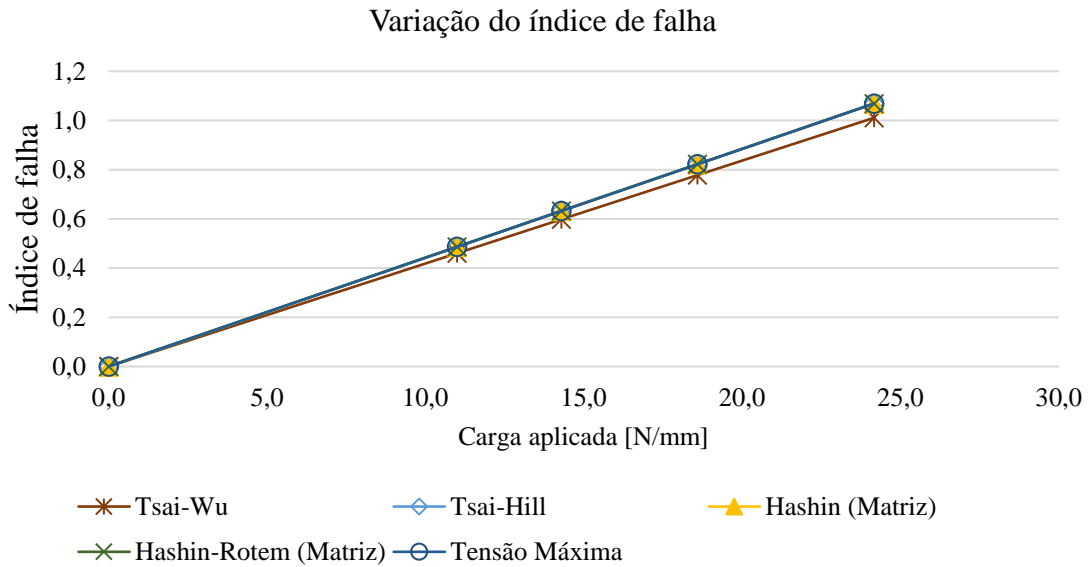


Figura 100 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E7

Os valores das cargas que provocam a primeira falha são apresentados na figura 101, e observou-se que são muito próximos uns dos outros.

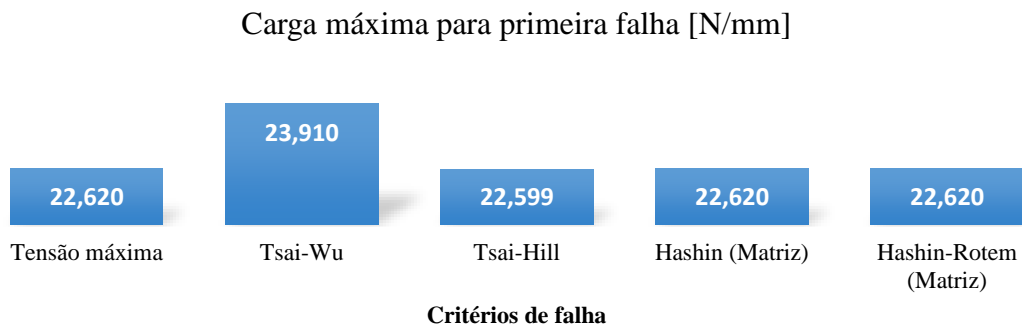


Figura 101 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E7

Caso E8 ($[0^\circ/90^\circ_8/0^\circ]$, $[0,125]_{10}$, Glass/epoxy):

Nas simulações feitas para este caso alcançou-se os resultados (índices de falha) ilustrados na tabela 79.

Tabela 79 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E8

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
33	0°	0,342	0,307	0,343	0,041	0,342	0,041	0,342
	90°	0,500	0,479	0,501	0,023	0,500	0,023	0,500
42,90	0°	0,444	0,398	0,446	0,053	0,444	0,053	0,444
	90°	0,651	0,622	0,651	0,030	0,651	0,030	0,651
55,77	0°	0,577	0,518	0,580	0,069	0,577	0,069	0,577
	90°	0,846	0,809	0,846	0,039	0,846	0,039	0,846
72,50	0°	0,750	0,673	0,754	0,089	0,750	0,089	0,750
	90°	1,100	1,052	1,100	0,051	1,100	0,051	1,100

Análise e discussão de resultados

Os valores dos índices de resistência obtidos nas simulações do caso E8 são expressos na tabela 80.

Tabela 80 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E8

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
33	0°	2,928	3,262	2,913	24,652	2,928	24,652	2,928
	90°	1,998	2,089	1,997	43,266	1,998	43,266	1,998
42,90	0°	2,252	2,510	2,241	18,963	2,252	18,963	2,252
	90°	1,537	1,607	1,536	33,281	1,537	33,281	1,537
55,77	0°	1,733	1,930	1,724	14,587	1,733	14,587	1,733
	90°	1,182	1,236	1,182	25,601	1,182	25,601	1,182
72,50	0°	1,333	1,485	1,326	11,221	1,333	11,221	1,333
	90°	0,909	0,951	0,909	19,693	0,909	19,693	0,909

A variação do índice de falha é apresentada na figura 102, para todos os critérios.

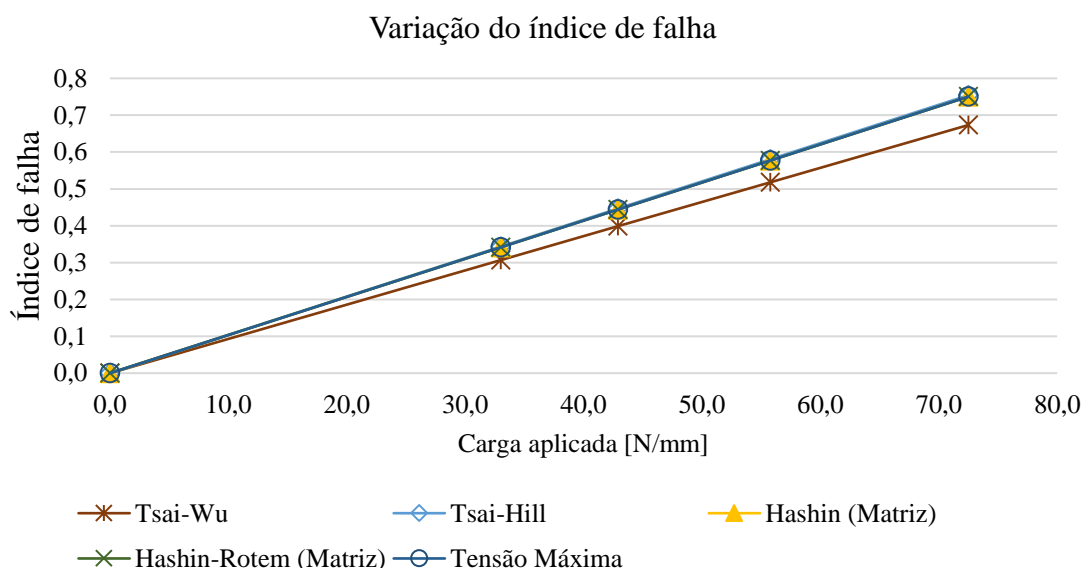


Figura 102 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E8

Os valores da carga que provoca a primeira falha em cada critério são apresentados na figura 103, onde observou-se que estão próximos uns dos outros.

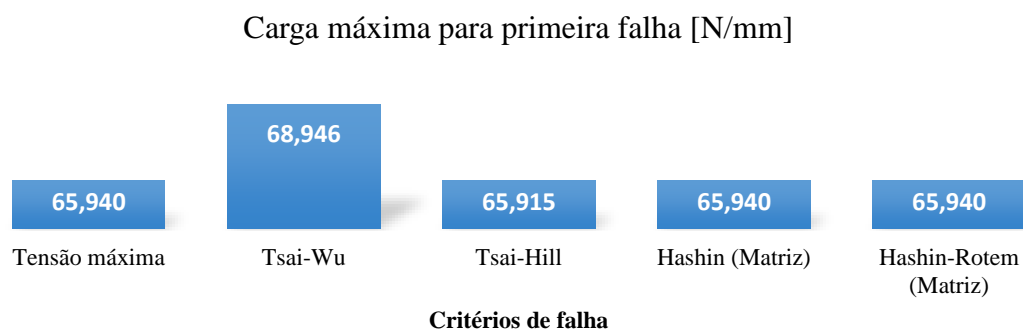


Figura 103 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E8

Caso E9 ($[0^\circ / -45^\circ / 45^\circ / 90^\circ /]_s, [0,14]_8, G4-800/5260$):

Para as simulações feitas no caso E9 chegou-se aos resultados (índices de falha) apresentados na tabela 81.

Tabela 81 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E9

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
300	0°	0,501	0,396	0,530	0,181	0,501	0,181	0,501
	- 45°	0,501	0,396	0,530	0,181	0,501	0,181	0,501
	45°	0,501	0,396	0,530	0,181	0,501	0,181	0,501
	90°	0,501	0,396	0,530	0,181	0,501	0,181	0,501
390	0°	0,651	0,515	0,690	0,235	0,651	0,235	0,651
	- 45°	0,651	0,515	0,690	0,235	0,651	0,235	0,651
	45°	0,651	0,515	0,690	0,235	0,651	0,235	0,651
	90°	0,651	0,515	0,690	0,235	0,651	0,235	0,651
507	0°	0,847	0,670	0,896	0,306	0,847	0,306	0,847
	- 45°	0,847	0,670	0,896	0,306	0,847	0,306	0,847
	45°	0,847	0,670	0,896	0,306	0,847	0,306	0,847
	90°	0,847	0,670	0,896	0,306	0,847	0,306	0,847
659,10	0°	1,101	0,871	1,165	0,398	1,101	0,398	1,101
	- 45°	1,101	0,871	1,165	0,398	1,101	0,398	1,101
	45°	1,101	0,871	1,165	0,398	1,101	0,398	1,101
	90°	1,101	0,871	1,165	0,398	1,101	0,398	1,101
856,83	0°	1,431	1,132	1,515	0,517	1,431	0,517	1,431
	- 45°	1,431	1,132	1,515	0,517	1,431	0,517	1,431
	45°	1,431	1,132	1,515	0,517	1,431	0,517	1,431
	90°	1,431	1,132	1,515	0,517	1,431	0,517	1,431

Quanto aos valores dos índices de resistência obtidos, são apresentados na tabela 82.

Análise e discussão de resultados

Tabela 82 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E9

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
300	0°	1,996	2,523	1,885	5,521	1,996	5,521	1,996
	- 45°	1,996	2,523	1,885	5,521	1,996	5,521	1,996
	45°	1,996	2,523	1,885	5,521	1,996	5,521	1,996
	90°	1,996	2,523	1,885	5,521	1,996	5,521	1,996
390	0°	1,535	1,941	1,450	4,247	1,535	4,247	1,535
	- 45°	1,535	1,941	1,450	4,247	1,535	4,247	1,535
	45°	1,535	1,941	1,450	4,247	1,535	4,247	1,535
	90°	1,535	1,941	1,450	4,247	1,535	4,247	1,535
507	0°	1,181	1,493	1,115	3,267	1,181	3,267	1,181
	- 45°	1,181	1,493	1,115	3,267	1,181	3,267	1,181
	45°	1,181	1,493	1,115	3,267	1,181	3,267	1,181
	90°	1,181	1,493	1,115	3,267	1,181	3,267	1,181
659,10	0°	0,908	1,148	0,858	2,513	0,908	2,513	0,908
	- 45°	0,908	1,148	0,858	2,513	0,908	2,513	0,908
	45°	0,908	1,148	0,858	2,513	0,908	2,513	0,908
	90°	0,908	1,148	0,858	2,513	0,908	2,513	0,908
856,83	0°	0,699	0,883	0,660	1,933	0,699	1,933	0,699
	- 45°	0,699	0,883	0,660	1,933	0,699	1,933	0,699
	45°	0,699	0,883	0,660	1,933	0,699	1,933	0,699
	90°	0,699	0,883	0,660	1,933	0,699	1,933	0,699

Na figura 104 é apresentada a variação do índice de falha com o aumento do valor da carga aplicada nesta placa, para os diferentes critérios de falha apresentados no trabalho.

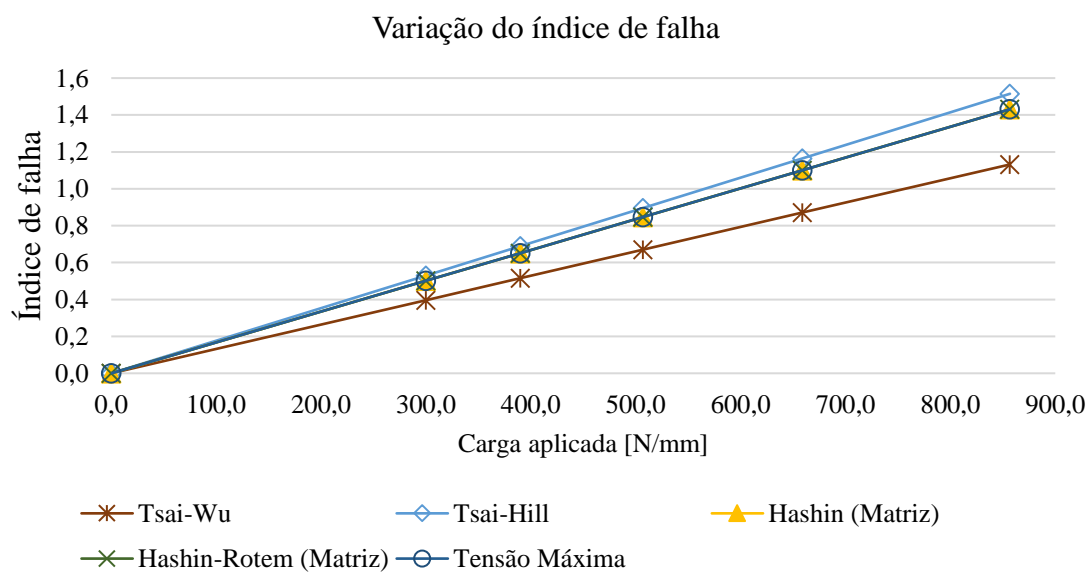


Figura 104 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E9

Os valores da carga que provoca a primeira falha para todos os critérios são apresentados na figura abaixo.

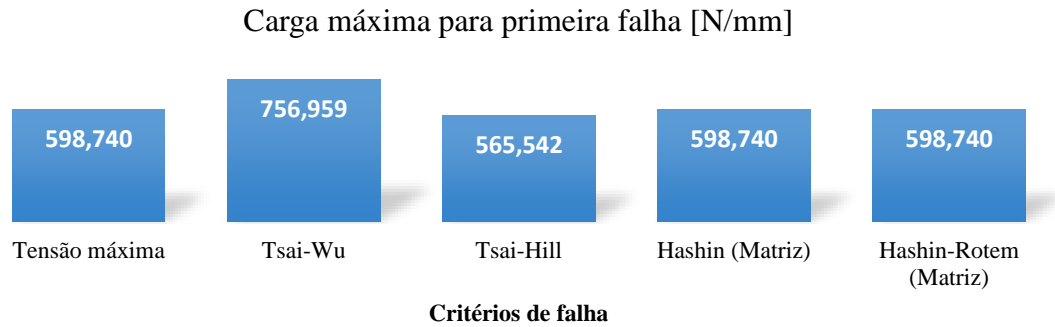


Figura 105 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E9

Caso E10 ($[45^\circ/0^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s, [0,14]_8, G4-800/5260$):

Finalizaram-se todos os três (3) tipos de estudo com as simulações feitas no caso E10, para se averiguar a influência do aumento incremental da carga aplicada nas placas. Para este último caso obteve-se os valores apresentados nas tabelas 83 (índices de falha) e 84 (índices de resistência).

Tabela 83 - Índices de falha (I_F) obtidos no Maple, para o estudo E10

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
300	0°	0,501	0,396	0,530	0,181	0,501	0,181	0,501
	- 45°	0,501	0,396	0,530	0,181	0,501	0,181	0,501
	45°	0,501	0,396	0,530	0,181	0,501	0,181	0,501
	90°	0,501	0,396	0,530	0,181	0,501	0,181	0,501
390	0°	0,651	0,515	0,690	0,235	0,651	0,235	0,651
	- 45°	0,651	0,515	0,690	0,235	0,651	0,235	0,651
	45°	0,651	0,515	0,690	0,235	0,651	0,235	0,651
	90°	0,651	0,515	0,690	0,235	0,651	0,235	0,651
507	0°	0,847	0,670	0,896	0,306	0,847	0,306	0,847
	- 45°	0,847	0,670	0,896	0,306	0,847	0,306	0,847
	45°	0,847	0,670	0,896	0,306	0,847	0,306	0,847
	90°	0,847	0,670	0,896	0,306	0,847	0,306	0,847
659,10	0°	1,101	0,871	1,165	0,398	1,101	0,398	1,101
	- 45°	1,101	0,871	1,165	0,398	1,101	0,398	1,101
	45°	1,101	0,871	1,165	0,398	1,101	0,398	1,101
	90°	1,101	0,871	1,165	0,398	1,101	0,398	1,101
856,83	0°	1,431	1,132	1,515	0,517	1,431	0,517	1,431
	- 45°	1,431	1,132	1,515	0,517	1,431	0,517	1,431
	45°	1,431	1,132	1,515	0,517	1,431	0,517	1,431
	90°	1,431	1,132	1,515	0,517	1,431	0,517	1,431

Análise e discussão de resultados

Tabela 84 - Índices de resistência (R) obtidos no Maple, para o estudo E10

Carga aplicada [N/mm]	Orientação da lâmina	Tensão máxima	Tsai-Wu	Tsai-Hill	Hashin		Hashin-Rotem	
					Fibra	Matriz	Fibra	Matriz
300	0°	1,996	2,523	1,885	5,521	1,996	5,521	1,996
	- 45°	1,996	2,523	1,885	5,521	1,996	5,521	1,996
	45°	1,996	2,523	1,885	5,521	1,996	5,521	1,996
	90°	1,996	2,523	1,885	5,521	1,996	5,521	1,996
390	0°	1,535	1,941	1,450	4,247	1,535	4,247	1,535
	- 45°	1,535	1,941	1,450	4,247	1,535	4,247	1,535
	45°	1,535	1,941	1,450	4,247	1,535	4,247	1,535
	90°	1,535	1,941	1,450	4,247	1,535	4,247	1,535
507	0°	1,181	1,493	1,115	3,267	1,181	3,267	1,181
	- 45°	1,181	1,493	1,115	3,267	1,181	3,267	1,181
	45°	1,181	1,493	1,115	3,267	1,181	3,267	1,181
	90°	1,181	1,493	1,115	3,267	1,181	3,267	1,181
659,10	0°	0,908	1,148	0,858	2,513	0,908	2,513	0,908
	- 45°	0,908	1,148	0,858	2,513	0,908	2,513	0,908
	45°	0,908	1,148	0,858	2,513	0,908	2,513	0,908
	90°	0,908	1,148	0,858	2,513	0,908	2,513	0,908
856,83	0°	0,699	0,883	0,660	1,933	0,699	1,933	0,699
	- 45°	0,699	0,883	0,660	1,933	0,699	1,933	0,699
	45°	0,699	0,883	0,660	1,933	0,699	1,933	0,699
	90°	0,699	0,883	0,660	1,933	0,699	1,933	0,699

Observou-se que a placa estudada no caso 10 apresenta um comportamento semelhante ao da placa estudada no caso E9, uma vez que todas as lâminas apresentam o mesmo valor dos índices de falha e de resistência. Nas figuras 106 e 107 são apresentados a variação do índice de falha com a incrementação da carga e os valores da carga que provoca a primeira falha respectivamente, para os diferentes critérios de falha.

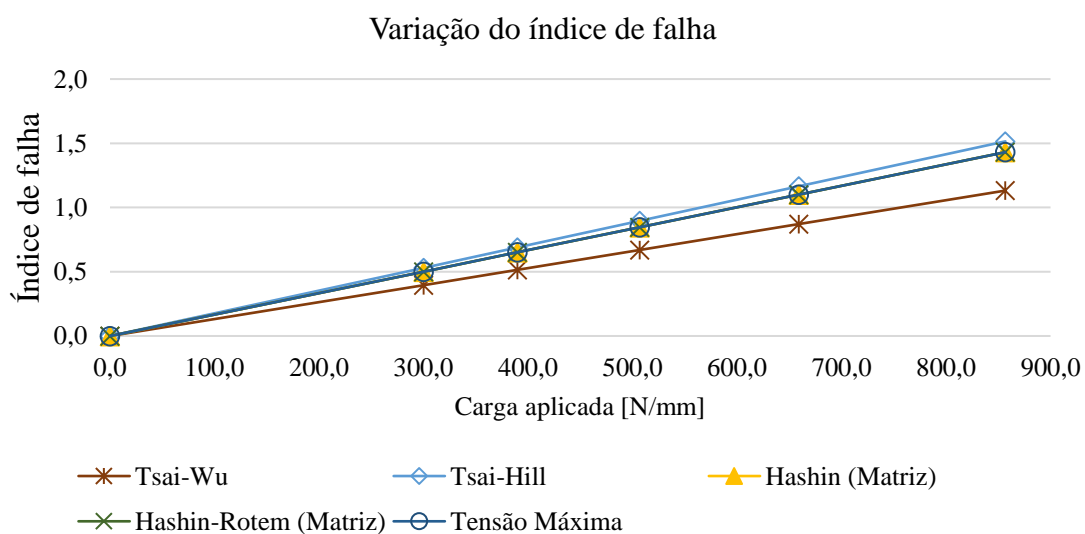


Figura 106 - Variação do índice de falha com o aumento da carga para estudo E10

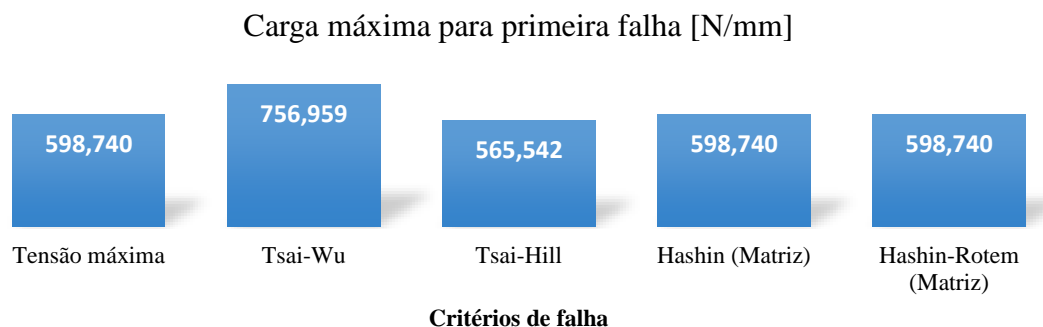


Figura 107 - Carga máxima obtida para primeira falha nos diversos critérios de falha do estudo E10

Assim como nas outras situações de carga, concluiu-se que os resultados obtidos nos casos E9 e E10 são semelhantes, pelas mesmas razões apresentadas nas outras situações de carga, para os mesmos casos. Outro aspeto interessante que foi identificado é que nas simulações feitas, para os casos E1, E2, E3, E4, E5, E6, E9 e E10 todas as lâminas apresentam o mesmo valor do índice de falha, e conseqüentemente o mesmo acontece com os valores do índice de resistência, obtidos, isto é, para cada valor de carga aplicado independentemente do ângulo da orientação das fibras os valores dos índices são iguais em todas as camadas. Já se esperava que este fenómeno acontecesse, a partir dos estudos feitos previamente para uma lâmina com o objetivo de estudar a evolução do índice de falha com o ângulo da orientação das fibras. Estes estudos são apresentados e explicados no próximo subcapítulo.

4.5 Evolução do índice de falha com o ângulo de orientação da fibra

No presente subcapítulo é estudada a evolução do índice de falha com o ângulo de orientação da fibra, ou seja, a influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha, para se comprovar o comportamento das placas estudadas no subcapítulo antecedente. Os estudos feitos consistem em analisar placas submetidas a uma carga de 10 N/mm e formadas por apenas uma lâmina, com espessuras e materiais ilustrados nos casos E2, E3, E5, E7 e E9. Escolheu-se estes casos porque o índice de falha depende do tipo de material utilizado e da espessura da lâmina, e estes cinco (5) casos comportam-se da mesma forma que os restantes. São calculados os valores do índice de falha para ângulos da orientação da fibra que variam de 5° em 5°, de 0° até 90°, para se poder obter gráficos mais representativos.

4.5.1 Situação de carga de tração transversal

Para começar, no Maple simularam-se para este tipo de carregamento os cinco (5) casos, e posteriormente através do Microsoft Excel elaboraram-se os gráficos representativos da evolução do índice de falha com o ângulo de orientação da fibra (figuras 108 a 112), para cada um dos cinco (5) critérios de falha. Os gráficos obtidos para este tipo de carga são apresentados em seguida, para os casos mencionados.

Análise e discussão de resultados

Caso E2 ($[0^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s, [0,125]_8, \text{AS4/3501-6}$):

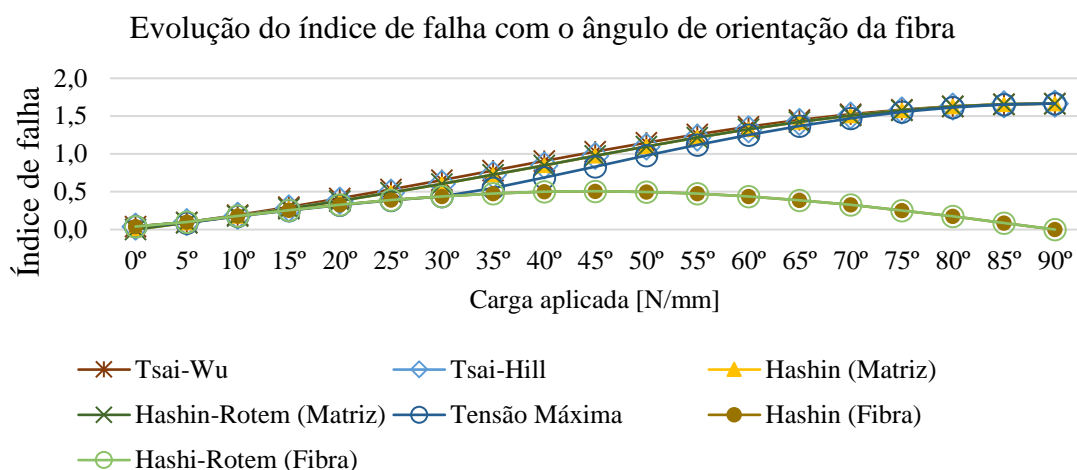


Figura 108 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E2

Caso E3 ($[30^{\circ}/90^{\circ}/-30^{\circ}/30^{\circ}]_s, [0,25]_8, \text{Glass/epoxy}$):

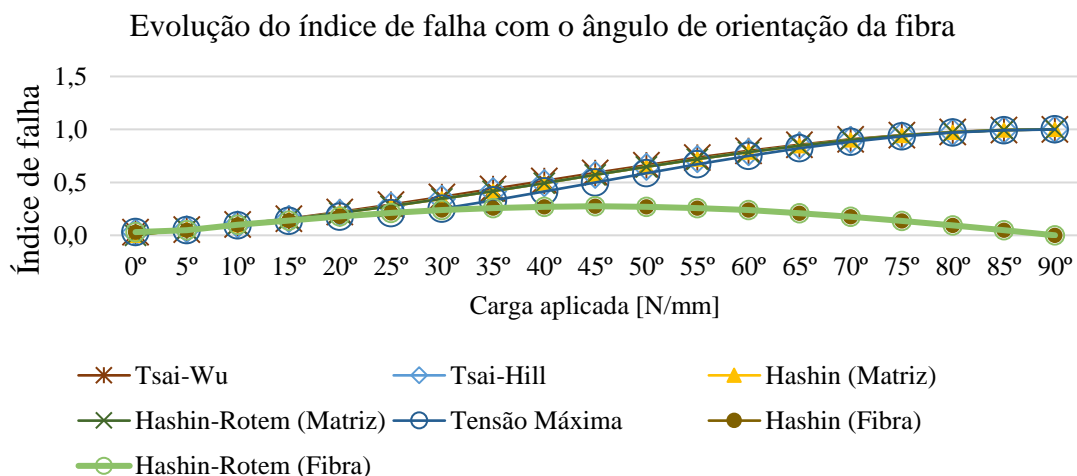


Figura 109 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E3

Caso E5 ($[50^{\circ}/-50^{\circ}]_{3s}, [0,20]_6, \text{Glass/epoxy}$):

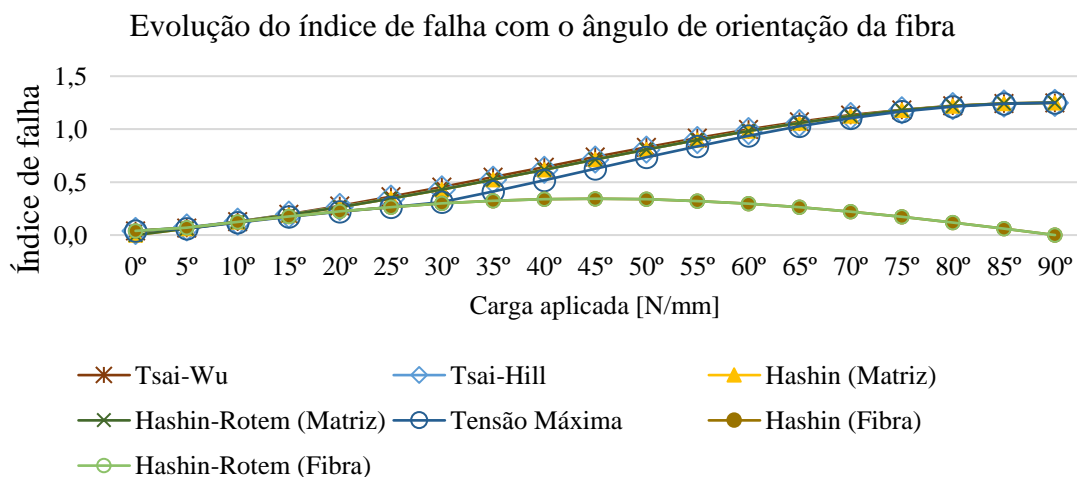


Figura 110 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E5

Caso E7 ($[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$, $[0,125]_3$, Glass/epoxy):

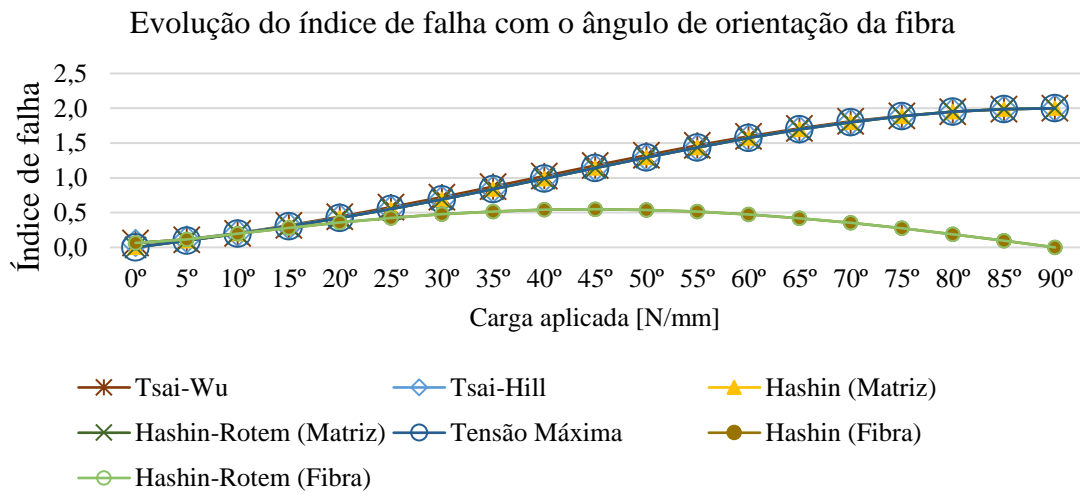


Figura 111 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E7

Caso E9 ($[0^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ]_s$, $[0,14]_8$, G4-800/5260):

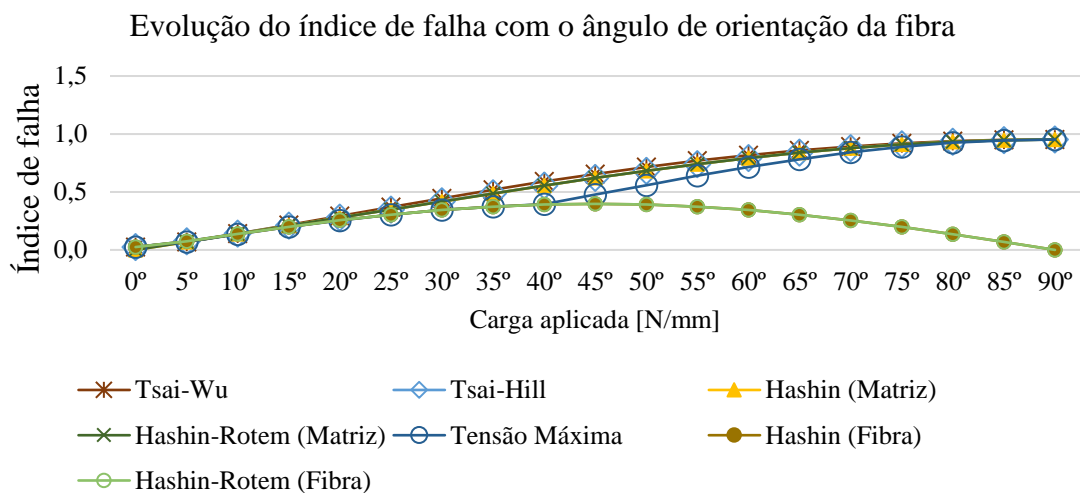


Figura 112 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E9

Após analisar-se todos os gráficos apresentados observou-se que o comportamento das curvas é idêntico, em todos os casos. Deste modo, concluiu-se que as lâminas cujo ângulo de orientação das fibras é de 90° são as mais frágeis e as que têm um ângulo de fibra de 0° são as mais fortes de todas, para esta situação de carregamento, comportamento este observado nos estudos realizados no subcapítulo anterior para este modo de carga. Por outro lado, notou-se também que quanto maior for o ângulo de orientação da fibra, mais frágil é a lâmina, resultados estes que de encontro com os estudos feitos.

Análise e discussão de resultados

4.5.2 Situação da carga de tração longitudinal

Seguiu-se com o mesmo raciocínio para a situação de carga de tração longitudinal para os cinco (5) casos, e foram obtidos os resultados ilustrados nas figuras 113 a 117, para cada critério de falha.

Caso E2 ($[0^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s, [0,125]_8, AS4/3501-6$):

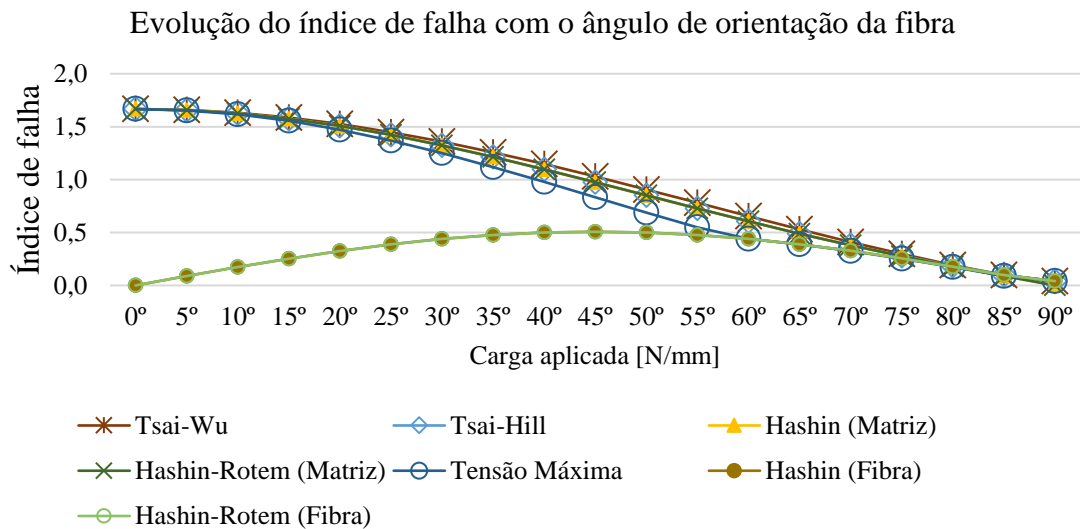


Figura 113 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E2

Caso E3 ($[30^{\circ}/90^{\circ}/-30^{\circ}/30^{\circ}]_s, [0,25]_8, Glass/epoxy$):

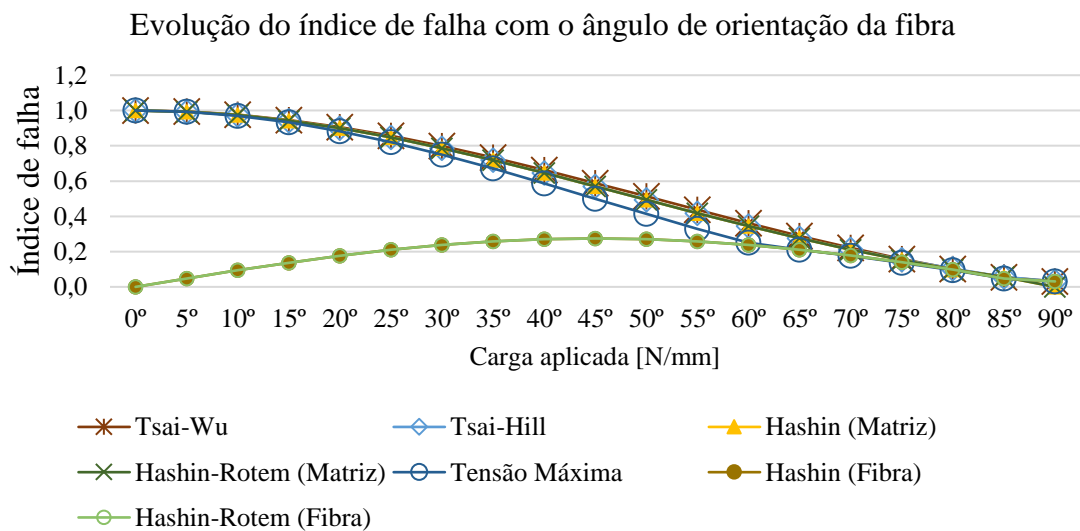


Figura 114 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E3

Caso E5 ($[50^\circ / -50^\circ]_{3s}, [0,20]_6$, Glass/epoxy):

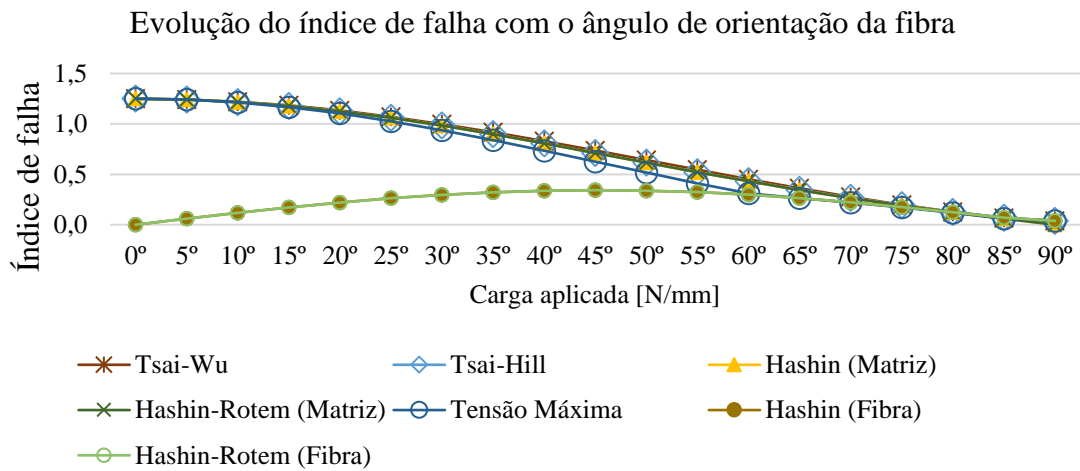


Figura 115 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E5

Caso E7 ($[0^\circ / 90^\circ / 0^\circ]_3, [0,125]_3$, Glass/epoxy):

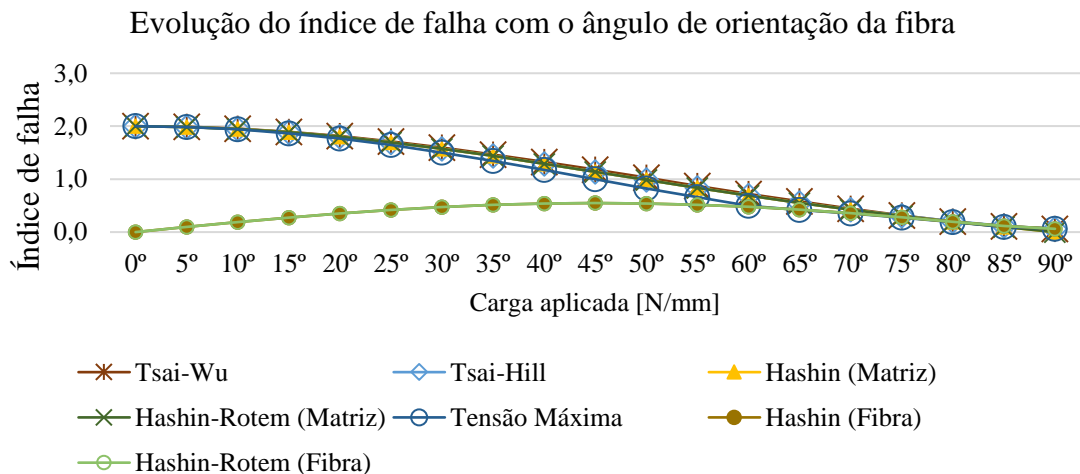


Figura 116 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E7

Caso E9 ($[0^\circ / -45^\circ / 45^\circ / 90^\circ]_s, [0,14]_8$, G4-800/5260):

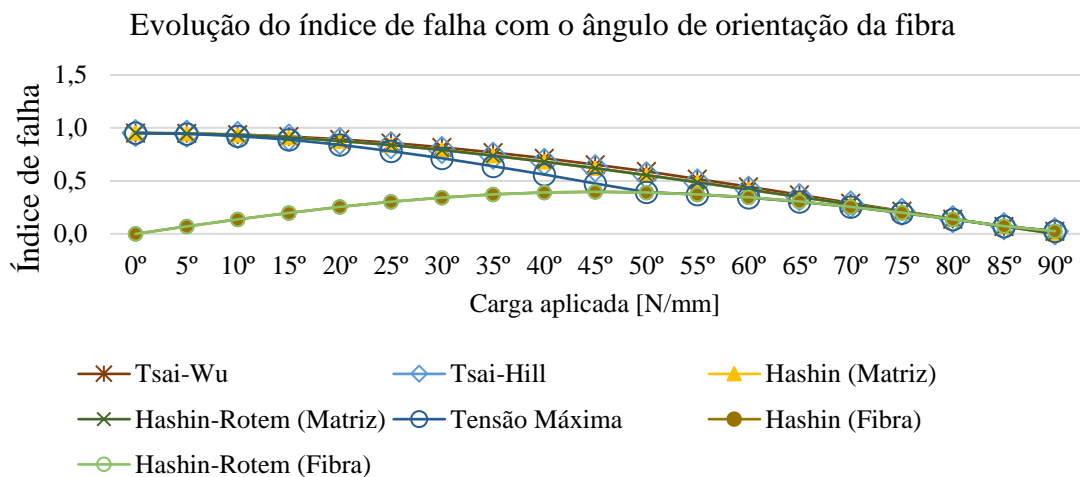


Figura 117 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E9

Análise e discussão de resultados

Fez-se algumas observações nos resultados alcançados, e para esta situação de carregamento verificou-se que todas as curvas apresentadas têm o mesmo comportamento. Ao contrário do que acontece na situação de carga apresentada no subcapítulo antecedente, para este tipo de carregamento as lâminas cujo ângulo de orientação das fibras é de 0° são as mais frágeis e as que têm um ângulo de fibra de 90° são as mais fortes, este fenômeno é observado nos estudos efetuados no subcapítulo anterior para este tipo de carregamento. Observou-se uma evolução inversa entre os dois tipos de carga apresentados até ao momento, porque quando a carga está com uma orientação de 0° em x, está a 90° em y, e vice-versa.

Observou-se também para as duas situações de carregamento apresentados anteriormente, que as lâminas com ângulo de orientação das fibras de 45° são as mais fortes, quando o estudo é realizado quanto a falha das fibras, para os critérios de Hashin. Por outro lado, no mesmo estudo observou-se que as lâminas cujo ângulo de orientação das fibras é de 0° ou 90° são as mais frágeis.

4.5.3 Situação da carga de tração transversal e longitudinal

Por fim estudou-se uma última situação onde se aplica simultaneamente sobre as lâminas uma carga de tração transversal e longitudinal nos cinco (5) casos, e alcançou-se os resultados exibidos nas figuras 118 a 122, para cada um dos critérios de falha.

Caso E2 ($[0^\circ_2/90^\circ_2]_s, [0,125]_8, AS4/3501-6$):

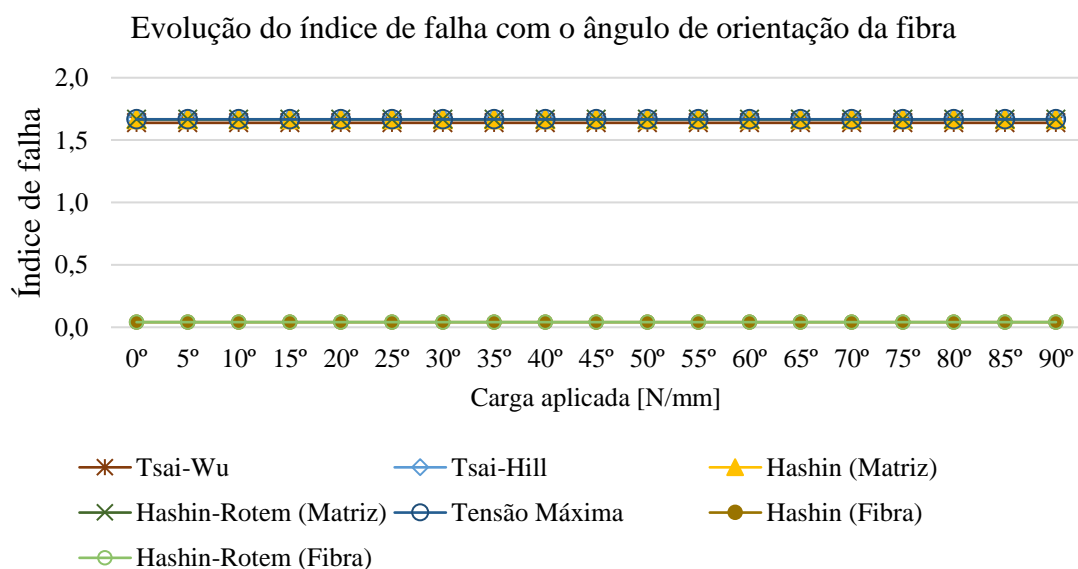


Figura 118 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E2

Caso E3 ($[30^\circ/90^\circ/-30^\circ/30^\circ]_s, [0,25]_8$, Glass/epoxy):

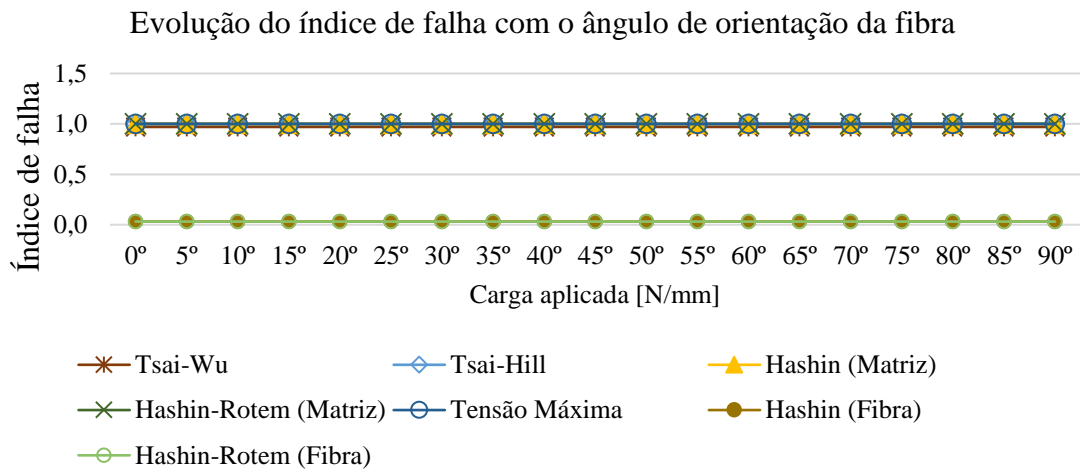


Figura 119 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E3

Caso E5 ($[50^\circ/-50^\circ]_{3s}, [0,20]_6$, Glass/epoxy):

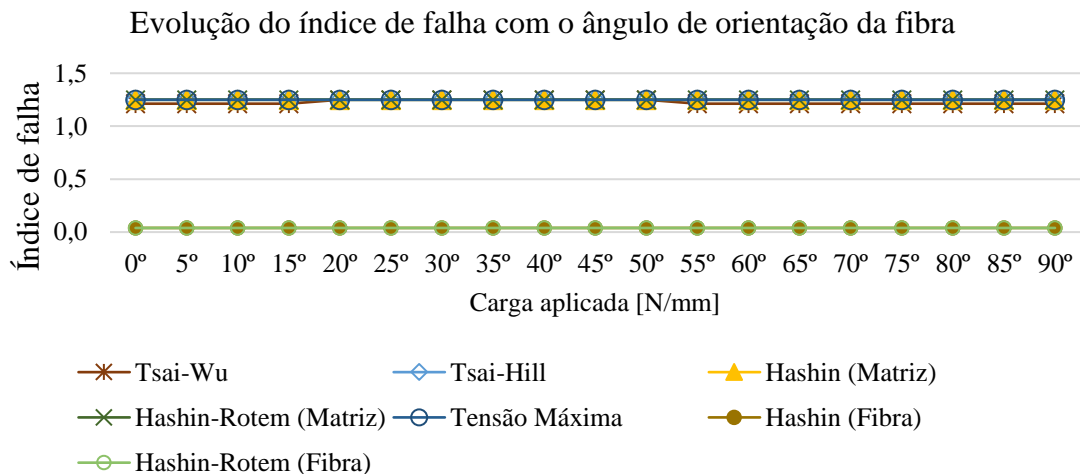


Figura 120 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E5

Caso E7 ($[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_3, [0,125]_3$, Glass/epoxy):

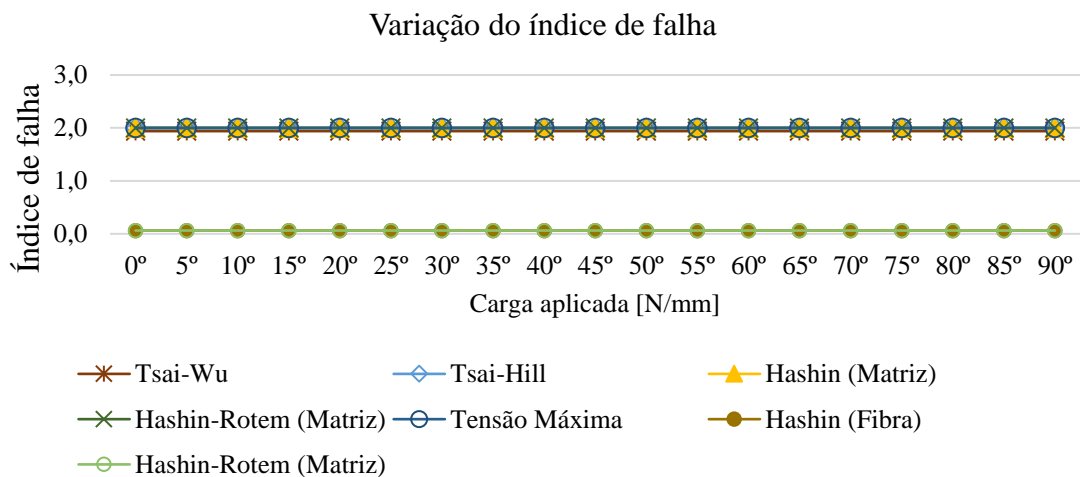


Figura 121 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E7

Análise e discussão de resultados

Caso E9 ($[0^\circ / -45^\circ / 45^\circ / 90^\circ /]_s, [0,14]_B, G4-800/5260$):

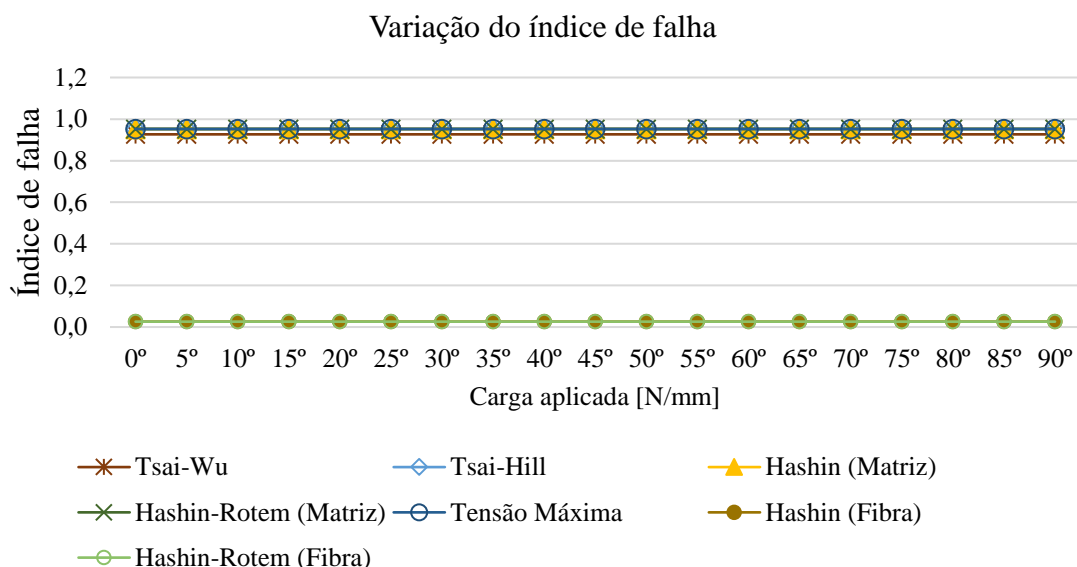


Figura 122 - Influência do ângulo de orientação da fibra no índice de falha para estudo E9

Finalmente analisou-se os resultados obtidos para este tipo de carga e chegou-se a conclusão de que independentemente do valor da carga aplicada na placa, o índice de falha é sempre igual, ou constante. As pequenas variações que se observam em alguns gráficos aparecem devido a escala e pelo fato de se ter considerado dez (10) algoritmos significativos, quando se registaram no Microsoft Excel os resultados obtidos no Maple. Este comportamento foi observado nos resultados obtidos nos estudos feitos na mesma situação de carga do subcapítulo 4.4.

4.6 Comparação dos resultados analíticos e numéricos

Neste subcapítulo, de modo a não tornar a leitura do trabalho exaustiva, são apresentados os resultados obtidos para os critérios de Tsai-Wu e de Tensão Máxima nas simulações realizadas quanto ao comportamento do índice de falha. Para se analisar o comportamento do índice de falha nos outros critérios os métodos a seguir serão iguais e os resultados esperados serão semelhantes aos que são apresentados neste subcapítulo.

As figuras 123, 124 e 126-128 apresentam a variação do índice de falha com a carga aplicada para os diferentes tipos de carregamento considerados na presente dissertação, em cinco (5) casos de estudos considerados importantes para este trabalho. Os casos considerados são E2, E3 (não simétrico), E4, E7 e E9. Para o caso E3 estudou-se a placa não balanceada e não simétrico de modo a se observar o efeito de acoplamento entre a extensão-tensão e flexão-tensão.

Caso E2 ($[0^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s, [0,125]_8, AS4/3501-6$):

Depois de se modelar a placa e aplicar as condições de carregamento (em N/mm) e de fronteira realizaram-se várias simulações até se verificar a primeira falha, numa das lâminas da placa. Os resultados obtidos são apresentados na tabela 85. Este procedimento foi realizado nos casos subsequentes, apresentados no presente trabalho.

Tabela 85 – Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tsai-Wu para Caso E2 ($[0^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s, [0,125]_8, AS4/3501-6$))

Maple 14					ANSYS® APDL 2020				
Pior lâmina	3ª à 6ª (90°)	1ª e 2ª (0°)	Todas (0° e 90°)			3ª à 6ª (90°)	1ª e 2ª (0°)	Todas (0° e 90°)	
	N_x	N_y		$N_x = N_y$		N_x	N_y		$N_x = N_y$
Força	I_F	I_F	Força	I_F	Força	I_F	I_F	Força	I_F
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
150.0	0.499	0.499	120.0	0.438	150.0	0.499	0.499	120.0	0.438
195.0	0.648	0.648	156.0	0.569	195.0	0.648	0.648	156.0	0.569
253.5	0.843	0.843	202.8	0.740	253.5	0.843	0.843	202.8	0.740
329.6	1.095	1.095	263.6	0.962	329.6	1.095	1.095	263.6	0.962
			342.7	1.251				342.7	1.251

Na tabela 84 são apresentados os valores das cargas aplicadas para cada situação de carga, assim como os valores dos índices de falha obtidos nos modelos analítico e numérico, para a lâmina que apresenta o maior valor do índice de falha, ou seja, a lâmina mais fraca para cada situação. Os valores dos índices de falha apresentados nas próximas tabelas também se referem à camada mais fraca do empilhamento, isto é, a camada que apresenta a primeira falha na placa.

Para o caso E2 observou-se que para a situação de carregamento N_x , as lâminas com orientação de fibra de 90° apresentam maiores valores de índices de falha, e falham devido à matriz, como visto nos estudos realizados nos subcapítulos anteriores. Por outro lado, para a situação de carregamento N_y , são as lâminas com orientação de fibra de 0° que apresentam maiores valores de índices de falha devido a falha da matriz. Por fim, para a situação de carregamento $N_x = N_y$ observou-se que todas as lâminas apresentam o mesmo valor do índice de falha, ou seja, teoricamente todas as lâminas falham simultaneamente. E tal como nas outras situações, verificou-se que para esta última a falha da placa ocorre devido à quebra da matriz. Na figura 123 apresenta-se o comportamento do índice de falha para as três (3) situações de carregamento considerados no presente trabalho, tanto para o modelo analítico como numérico, sendo que o comportamento se encontra dentro do esperado, através dos resultados obtidos nos subcapítulos anteriores uma vez que se trata de um laminado simétrico.

Análise e discussão de resultados

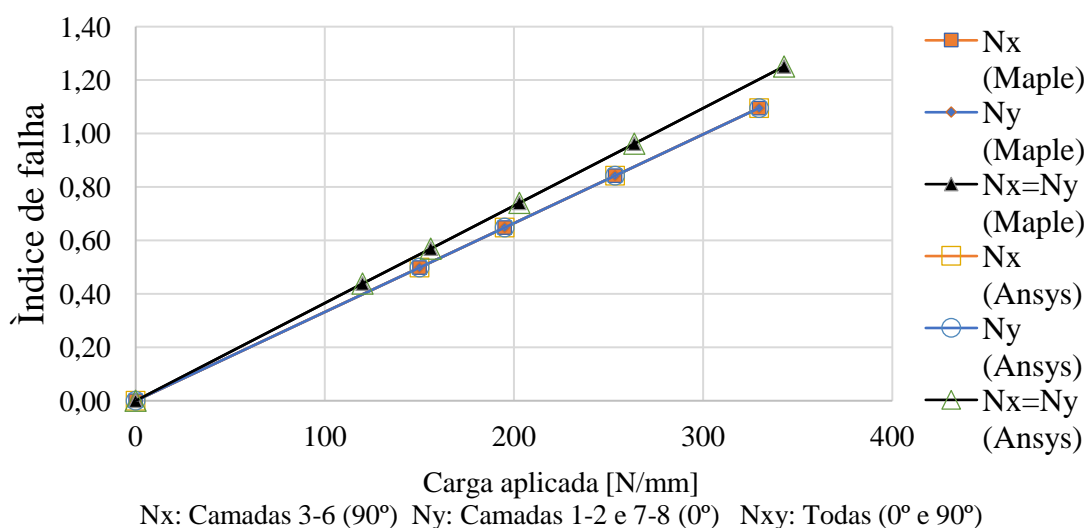


Figura 123 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tsai-Wu para Caso E2 ($[0^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s, [0,125]_8, AS4/3501-6$))

Caso E3 ($[30^{\circ}/90^{\circ}/-30^{\circ}/30^{\circ}]_4, [0,25]_4, \text{Glass/epoxy}$):

Os mesmos estudos apresentados no caso anterior foram realizados para o caso E3, considerando uma placa não simétrica e não balanceada, para se comparar o comportamento que este apresenta com os demais casos, que não apresentam esses dois efeitos. Os resultados obtidos nos estudos realizados são apresentados na tabela 86.

Tabela 86 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tsai-Wu para Caso E3 ($[30^{\circ}/90^{\circ}/-30^{\circ}/30^{\circ}]_4, [0,25]_4, \text{Glass/epoxy}$))

Maple 14						ANSYS® APDL 2020					
Pior lâmina	2 ^a (90°)		4 ^a (30°)		1 ^a (30°)		2 ^a (90°)		4 ^a (30°)		4 ^a (30°)
	N_x		N_y		$N_x = N_y$		N_x		N_y		$N_x = N_y$
Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
30	0.499	31.5	0.500	31	0.500	30	0.480	31.5	0.576	31	0.609
39	0.649	40.9	0.650	40.3	0.650	39	0.624	40.9	0.748	40.3	0.791
50.7	0.843	53.2	0.845	52.4	0.846	50.7	0.811	53.2	0.972	52.4	1.029
65.9	1.096	69.2	1.099	68.1	1.099	65.9	1.054	69.2	1.265	68.1	1.337

Quanto ao carregamento N_x , observou-se que, à semelhança do caso anterior, as matrizes das lâminas com orientação das fibras de 90° são afetadas pela carga aplicada, pois a sua matriz é mais fraca. Assim sendo, é nesta lâmina onde se observa a primeira falha, devido à rotura da matriz. Por outro lado, para a situação de carregamento N_y e $N_x = N_y$ observou-se que as lâminas com orientação das fibras de 30° são as mais afetadas pela carga aplicada, e conseqüentemente têm a primeira falha

devido a falha da matriz, uma vez que para estas situações a carga é aplicada no sentido das fibras. A figura 124 mostra o comportamento do índice de falha desta placa para os diferentes tipos de carregamento a ela aplicados.

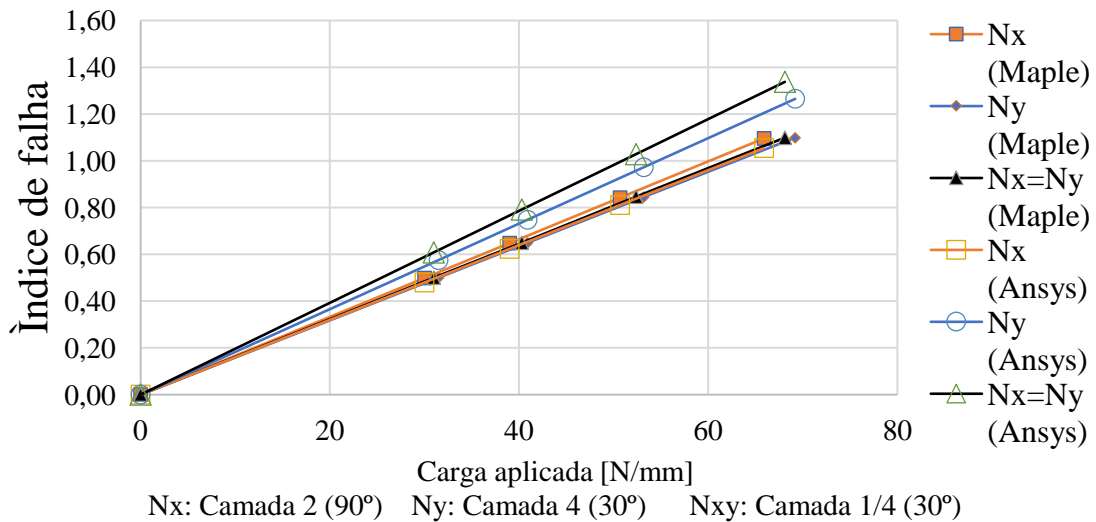


Figura 124 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tsai-Wu para Caso E3 ([30°/90°/-30°/30°], [0,25]4, Glass/epoxy))

Observou-se também que as matrizes [A] e [B] não estão conforme o esperado dado que não há equilíbrio e não há simetria, daí que os termos A_{16} e A_{26} da matriz [A] não são nulos, assim como todos os termos da matriz [B] não são nulos, como acontece nos casos onde se considera a simetria. Normalmente este comportamento se observa nos materiais compósitos laminados não balanceados como exemplificado no empilhamento apresentado no presente caso de estudo. As matrizes [A] e [B] foram calculadas no Maple 14, e observou-se que os termos A_{16} e A_{26} da matriz [A] são diferentes de zero (0), o que provoca deformação na placa. Uma vez que este compósito não é simétrico, a matriz [B] calculada no Maple 14 não é nula, isto é, haverá uma ação de flexão na placa quando esta for submetida aos diferentes tipos de carregamento, o que não acontece nos materiais compósitos simétricos balanceados. As matrizes [A] e [B] deste compósito, calculadas no Maple 14 são:

$$\mathbf{a) } A = \begin{bmatrix} 29307.52 & 8984.94 & 2474.21 \\ 8984.94 & 25528.77 & 798.28 \\ 2474.21 & 798.28 & 10184.20 \end{bmatrix} \quad \mathbf{b) } B = \begin{bmatrix} 527.09 & 181.42 & -309.28 \\ 181.42 & -889.94 & -99.79 \\ -309.28 & -99.79 & 181.42 \end{bmatrix}$$

A figura 125 mostra uma imagem ilustrativa, tirada do Ansys, com os valores do índice de falha da pior camada/lâmina (30°) para a situação de carregamento $N_x = N_y$ e com o valor de carga de 31 N/mm.

Análise e discussão de resultados

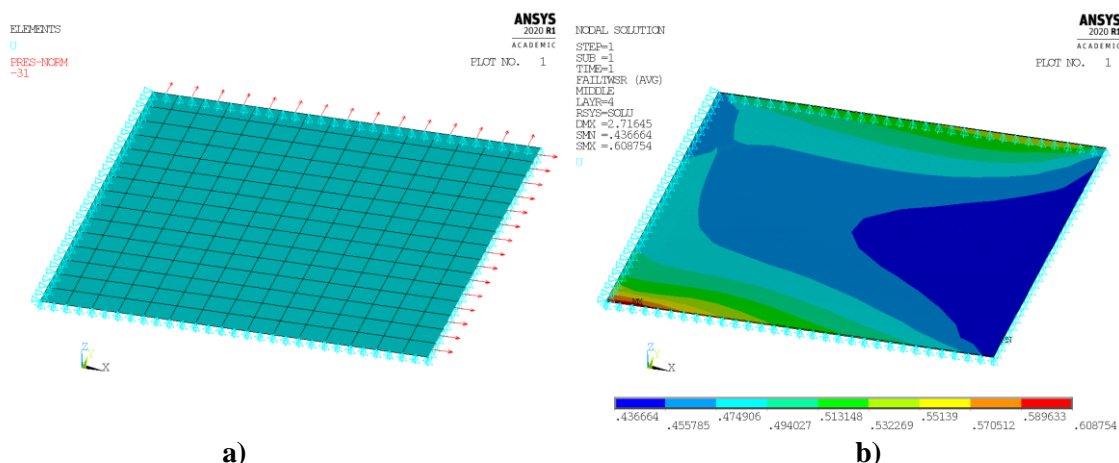


Figura 125 – a) Representação da Mesh, apoios e cargas geradas em 2D, para situação de carga biaxial $N_x = N_y$, b) Ilustração do índice de falha obtido na pior lâmina do compósito para uma carga de 31 N/mm, na situação de carga biaxial $N_x = N_y$, Caso E3, camada 4 (30°), usando o Critério de Tsai-Wu

Caso E4 ($[45^\circ / -45^\circ]_s, [0,20]_4$, Glass/epoxy):

Na tabela 87 são apresentados os resultados obtidos nas simulações realizadas no cálculo do índice de falha para o caso de estudo E4. Esta tabela mostra que independentemente do tipo de carregamento aplicado, as lâminas falham ao mesmo tempo, comportamento que antes era esperado para este tipo de empilhamento.

Tabela 87 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS[®] APDL 2020 (Critério de Tsai-Wu para Caso E4 ($[45^\circ / -45^\circ]_s, [0,20]_4$, Glass/epoxy))

Maple 14					ANSYS [®] APDL 2020				
Pior lâmina	Todas (45° e -45°)				Todas (45° e -45°)				
	N_x	N_y		$N_x = N_y$		N_x	N_y		$N_x = N_y$
Força	I_F	I_F	Força	I_F	Força	I_F	I_F	Força	I_F
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
50	0.529	0.529	33	0.449	50	0.529	0.529	33	0.449
65	0.688	0.688	42.9	0.584	65	0.688	0.688	42.9	0.584
84.5	0.894	0.894	55.8	0.759	84.5	0.894	0.894	55.8	0.759
109.9	1.162	1.162	72.5	0.987	109.9	1.162	1.162	72.5	0.987
			94.25	1.283				94.25	1.283

Nos mesmos estudos concluiu-se que para este tipo de empilhamento, tanto a matriz como as fibras são afetadas pela carga aplicada, porém como a matriz é mais fraca é o que provoca a primeira falha da placa. A figura 126 mostra a evolução do índice de falha com a carga aplicada para os diferentes tipos de carregamento, para este tipo de empilhamento.

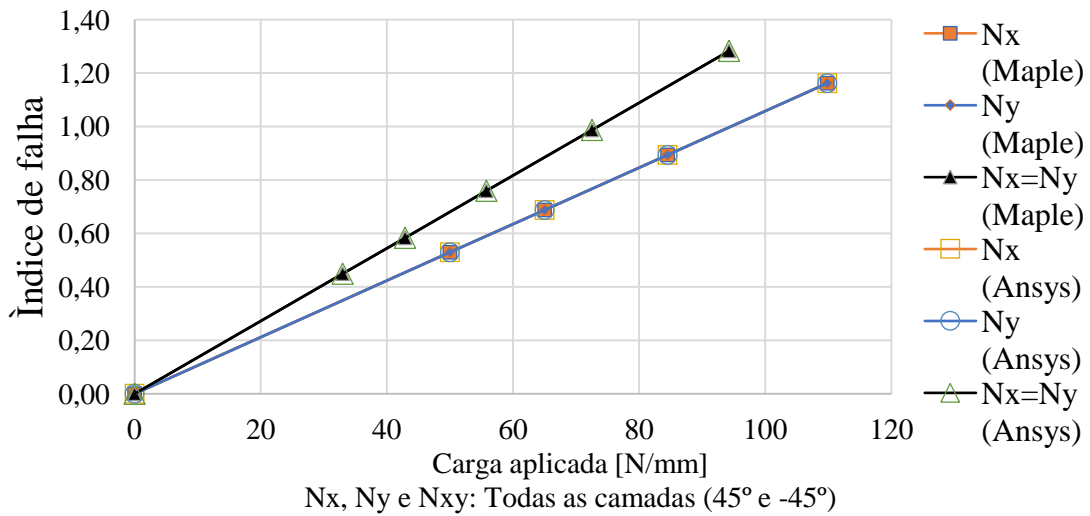


Figura 126 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tsai-Wu para Caso E4 ([45°/-45°]_s, [0,20]₄, Glass/epoxy))

Caso E7 ([0°/90°/0°], [0,125]₃, Glass/epoxy):

Em todas as simulações feitas para o caso de estudo E7, foram obtidos os resultados apresentados na tabela 88.

Tabela 88 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tsai-Wu para Caso E7 ([0°/90°/0°], [0,125]₃, Glass/epoxy))

Maple 14						ANSYS® APDL 2020					
Pior lâmina	2ª (90°)		1ª e 3ª (0°)		1ª e 3ª (0°)	2ª (90°)		1ª e 3ª (0°)		1ª e 3ª (0°)	
	N_x		N_y		$N_x = N_y$	N_x		N_y		$N_x = N_y$	
Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
17	0.502	12	0.493	11	0.460	17	0.502	12	0.493	11	0.460
22.1	0.653	15.6	0.641	14.3	0.598	22.1	0.653	15.6	0.641	14.3	0.598
28.7	0.849	20.3	0.833	18.6	0.777	28.7	0.849	20.3	0.833	18.6	0.777
37.4	1.104	26.4	1.083	24.2	1.011	37.4	1.104	26.4	1.083	24.2	1.011

A evolução do índice de falha com a carga aplicada para o caso de estudo E7 pode ser vista na figura 127.

Análise e discussão de resultados

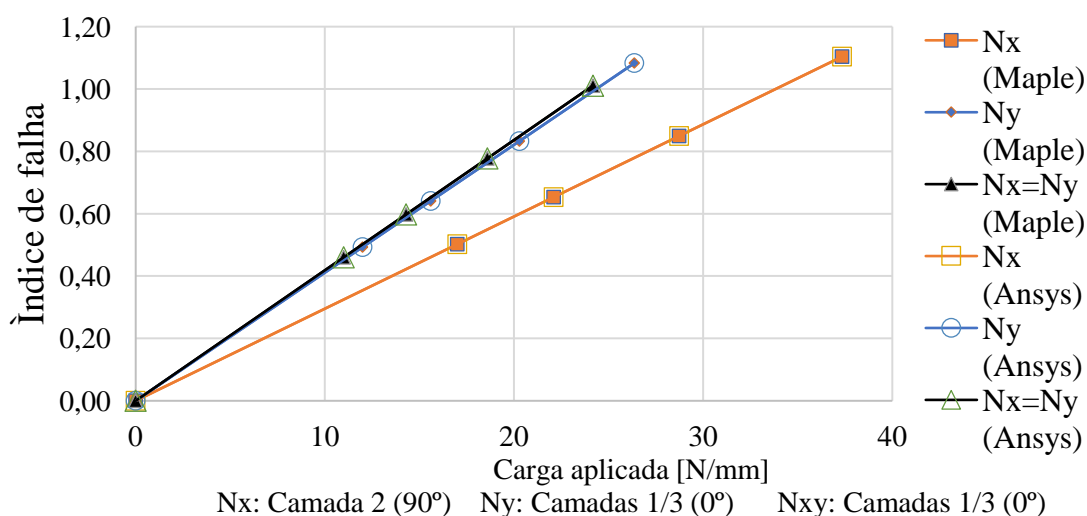


Figura 127 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tsai-Wu para Caso E7 ($[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s, [0,125]_3$, Glass/epoxy))

Caso E9 ($[0^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ]_s, [0,14]_8$, G4-800/5260):

Finalmente, foram realizadas simulações para o quinto e último caso de estudo considerado pertinente, e foram obtidos os seguintes resultados:

Tabela 89 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tsai-Wu para Caso E9 ($[0^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ]_s, [0,14]_8$, G4-800/5260))

Maple 14					ANSYS® APDL 2020				
Pior lâmina	4ª e 5ª (90°)	1ª e 5ª (0°)	Todas (0°, -45°, 45° e 90°)		4ª e 5ª (90°)	1ª e 5ª (0°)	Todas (0°, -45°, 45° e 90°)		
	N_x	N_y		$N_x = N_y$		N_x	N_y		$N_x = N_y$
Força	I_F	I_F	Força	I_F	Força	I_F	I_F	Força	I_F
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
310.0	0.585	0.585	300	0.396	310.0	0.585	0.585	300.0	0.396
403.0	0.760	0.760	390	0.515	403.0	0.760	0.760	390.0	0.515
523.9	0.988	0.988	507	0.896	523.9	0.988	0.988	507.0	0.670
681.1	1.285	1.285	659	0.871	681.1	1.285	1.285	659.1	0.871
			857	1.132				856.8	1.132

Analisando os resultados apresentados na tabela 88 concluiu-se que estes seguem o mesmo comportamento dos estudos realizados para as placas compósitas simétricas anteriormente apresentadas. Tal como nos outros casos de estudo, para o caso E9 verificou-se que as lâminas que têm orientação de fibra de 90° sofrem mais no tipo de carregamento N_x , enquanto que as lâminas que possuem fibras com orientação de 0° sofrem mais no tipo de carregamento N_y . Por outro lado,

Análise e discussão de resultados

observou-se que para a situação de carregamento $N_x = N_y$ todas as lâminas com orientação das fibras de 90° apresentam o mesmo valor do índice de falha, ou seja, falham ao mesmo tempo, como foi verificado até ao momento, para as placas simétricas. Na figura 128 é possível observar o comportamento do índice de falha com o carregamento aplicado, para o caso E9.

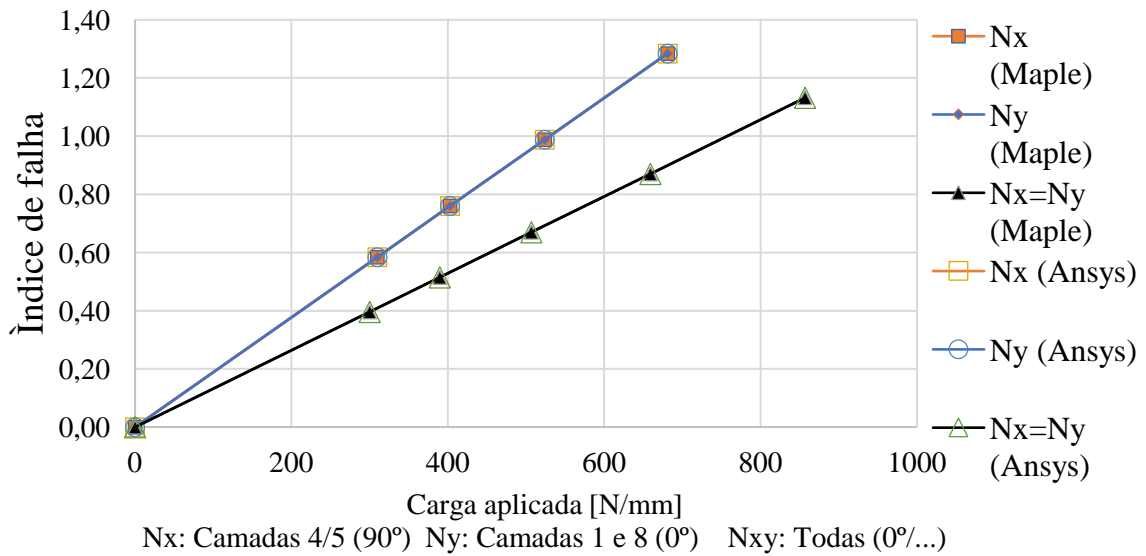


Figura 128 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tsai-Wu para Caso E9 ($[0^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ]_s$, $[0,14]_8$, G4-800/5260))

Conforme foi mencionado anteriormente, os mesmos estudos foram realizados para o critério da Tensão Máxima, porém para o caso de estudo E3 não simétrico e caso de estudo E9, com o intuito de se fazer uma comparação entre os resultados obtidos entre os dois critérios de falha considerados nestes estudos. Para o critério da Tensão Máxima, os resultados obtidos para o caso E3 não simétrico são apresentados na tabela 90 e posteriormente graficamente na figura 129.

Tabela 90 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tensão Máxima para Caso E3 ($[30^\circ/90^\circ/-30^\circ/30^\circ]_4$, $[0,25]_4$, Glass/epoxy))

Maple 14						ANSYS® APDL 2020					
Pior lâmina	2ª (90°)		4ª (30°)		1ª (30°)		2ª (90°)		4ª (30°)		4ª (30°)
	N_x		N_y		$N_x = N_y$		N_x		N_y		$N_x = N_y$
Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F	Força	I_F
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
30	0.489	31.5	0.469	31	0.523	30	0.465	31.5	0.550	31	0.642
39	0.635	40.9	0.609	40.3	0.680	39	0.608	40.9	0.714	40.3	0.835
50.7	0.829	53.2	0.793	52.4	0.884	50.7	0.791	53.2	0.929	52.4	1.085
65.9	1.074	69.2	1.031	68.1	1.149	65.9	1.028	69.2	1.209	68.1	1.411

Análise e discussão de resultados

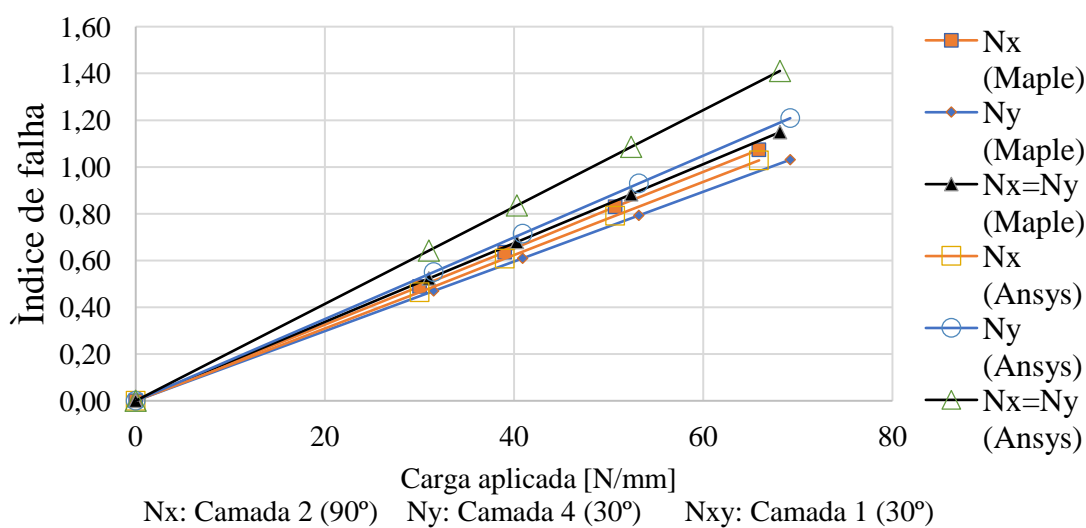


Figura 129 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tensão Máxima para Caso E3 ($[30^\circ/90^\circ/-30^\circ/30^\circ]_4, [0,25]_4$, Glass/epoxy))

Por outro lado, os resultados obtidos para o caso de estudo E9 são apresentados na tabela 91 e em forma de gráfico na figura 130.

Tabela 91 - Comparação dos resultados entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de Tensão Máxima para Caso E9 ($[0^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ]_s, [0,14]_8$, G4-800/5260))

Maple 14					ANSYS® APDL 2020				
Pior lâmina	4ª e 5ª (90°)	1ª e 5ª (0°)		Todas (0°, -45°, 45° e 90°)		4ª e 5ª (90°)	1ª e 5ª (0°)		Todas (0°, -45°, 45° e 90°)
	N_x	N_y		$N_x = N_y$		N_x	N_y		$N_x = N_y$
Força	I_F	I_F	Força	I_F	Força	I_F	I_F	Força	I_F
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
310.0	0.501	0.501	300	0.501	310.0	0.501	0.501	300.0	0.501
403.0	0.652	0.652	390	0.651	403.0	0.652	0.652	390.0	0.651
523.9	0.847	0.847	507	0.847	523.9	0.847	0.847	507.0	0.847
681.1	1.101	1.101	659	1.101	681.1	1.101	1.101	659.1	1.101

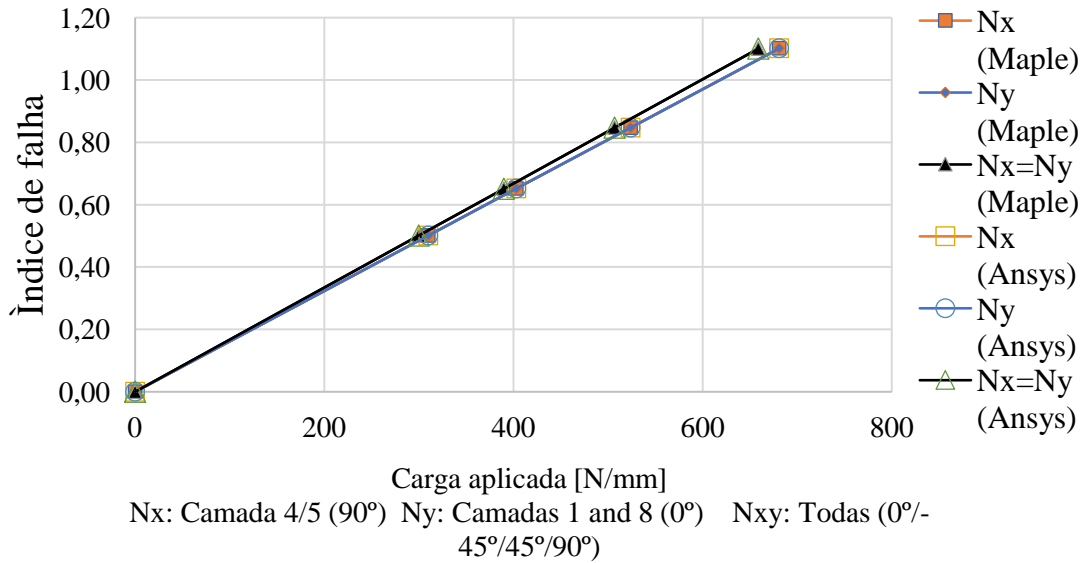


Figura 130 - Comparação do índice de falha entre Maple 14 e ANSYS® APDL 2020 (Critério de falha de Tensão Máxima para Caso E9 ([0°/-45°/45°/90°]_s, [0,14]_b, G4-800/5260))

4.6.1 Estimativa do erro máximo relativo dos cinco casos de estudo

Após realizar todas as simulações dos estudos e apresentar os resultados obtidos nos mesmos, foram calculados os erros máximos relativos, em percentagem, existentes entre os resultados numéricos e analíticos. O erro relativo entre esses resultados é calculado usando a seguinte expressão:

$$\%Erro = \left| \frac{IF_{Numérico} - IF_{Analítico}}{IF_{Analítico}} \right| * 100\% \quad (6.1)$$

A tabela 92 mostra os erros máximos encontrados para cada caso de estudo. A situação de carga, assim como o seu valor são apresentados para se saber onde foi obtido o erro máximo relativo.

Tabela 92 – Erros percentuais máximos, entre os resultados obtidos nos modelos numérico e analítico

Erros					
	Caso E2	Caso E3	Caso E4	Caso E7	Caso E9
Força [N/mm]	342.7	31	109.9	24.2	523.9
Situação de carregamento	$N_x = N_y$	$N_x = N_y$	N_x e N_y	$N_x = N_y$	N_x e N_y
Erro Relativo [%]	0.002	22.801	0.002	0.005	0.005

Analisando os resultados apresentados na tabela 89, concluiu-se que não há diferenças significativas entre os resultados obtidos nos modelos desenvolvidos, uma vez que os valores dos erros relativos obtidos não são significativos. Porém, para o caso E3 (não simétrico) o valor do erro é muito maior (22,80%) que os demais uma vez que a placa possuiu uma sequência de empilhamento não balanceada e não simétrica, o que causa distorção no plano e curvaturas fora do plano, causando assim o fator mínimo de segurança nos suportes, incluindo um efeito de concentração de tensão na borda (ver figura 185 (b)). Este comportamento para este tipo de placas foi também observado por

Análise e discussão de resultados

(Camilleri, Ellul, and Muscat 2014). No mesmo trabalho os autores concluem que estas placas são mais difíceis de se estudar porque a falta de lâminas balanceadas ($-\beta/+ \beta$) causa distorção no plano e a falta de simetria causa curvaturas fora do plano, o que faz com que haja concentração de tensões nos apoios.

4.7 Fator de concentração de tensão, K_T

Em conformidade com (Rosa 2002) se define o fator de concentração de tensão (K_T) como relação entre a tensão máxima na zona onde existe uma descontinuidade e a tensão nominal, e se calcula através da seguinte expressão:

$$K_T = \frac{\sigma_{\text{máx}}}{\sigma_{\text{nom}}} \quad (4.1)$$

O K_T depende principalmente da geometria, propriedades mecânicas da placa e do tipo de carregamento, porém em alguns casos é independente deste último, porque normalmente para este tipo de estudo é considerado que o material se encontra no domínio elástico. No presente subcapítulo são realizados estudos relativamente ao K_T , em placas com diferentes tamanhos e formas de furos. São inicialmente apresentados alguns estudos realizados por outros autores com o objetivo de se validar o modelo analítico desenvolvido, e posteriormente são realizados alguns estudos que se consideraram importantes para o enriquecimento do trabalho.

Validou-se o modelo analítico recorrendo aos estudos realizados em (Ko 1985) e em (Weixing and Xinlu 1991), sobre o K_T em placas laminadas. As propriedades mecânicas e de distribuição das placas laminadas estudadas pelos autores apresentados são apresentados nas tabelas 93 e 94. nesses trabalhos os autores estimam o valor do K_T , em placas laminadas infinitas submetidas a uma carga de tração com um furo circular.

Tabela 93 - Propriedades mecânicas do material do laminado (Ko 1985)

AS/3501-5 (grafite/epóxi)			
Orientação das fibras	Variável	Valor	Unidade
[50 ₁₄ /-50 ₁₄ /35 ₆]	E_x	10,93	[GPa]
	E_y	14,17	
	G_{xy}	30,18	
	ν_{xy}	0,73	—
Espessura de cada camada	h	0,133	mm
Largura da placa	W	38,10	
Comprimento da placa	L	114,30	
Diâmetro do furo	a	3.175	

As propriedades E_x , E_y , G_{xy} e ν_{xy} , apresentadas na tabela anterior são os valores homogeneizadas, calculadas através do Maple, recorrendo as seguintes expressões (Hashin et al. 1997):

$$E_x = \frac{1}{h_{\text{Total}} * A_{11}} \quad (4.2)$$

$$E_y = \frac{1}{h_{\text{Total}} * A_{22}} \quad (4.3)$$

$$G_{xy} = \frac{1}{h_{\text{Total}} * A_{33}} \quad (4.4)$$

$$\nu_{xy} = -\frac{A_{12}}{A_{11}} \quad (4.5)$$

Onde h_{Total} corresponde a espessura total do laminado e A_{11} , A_{12} , A_{22} e A_{33} correspondem aos termos da matriz de rigidez de membrana, nas posições correspondentes. As propriedades do material ortotrópico estão disponíveis e podem ser consultadas em (Ko 1985).

Tabela 94 - Propriedades mecânicas do material do laminado (Weixing and Xinlu 1991)

Material	Orientação das fibras	E_x [GPa]	E_y [GPa]	G_{xy} [GPa]	ν_{xy}
B/Al	$[90]_n$	210	132	44,8	0,14
	$[0]_n$	132	210	44,8	0,22
Grafite/epóxi	$[90_4/\pm 45]_n$	90,9	18,9	14,6	0,12
	$[0_4/\pm 45]_n$	18,9	90,9	14,6	0,58
		Variável	Valor	Unidade	
	Largura da placa	W	50	mm	
	Comprimento da placa	L	600		
	Diâmetro do furo	a	10		

(Ko 1985) e (Weixing and Xinlu 1991) concordam que para os materiais anisotrópicos como por exemplo, compósitos reforçados com fibras o valor do K_T pode ser tanto maior ou menor que 3, e a localização do(s) ponto(s) onde ocorre a tensão máxima depende da orientação das fibras, em relação ao eixo do carregamento aplicado, e para os materiais isotrópicos este comportamento não se verifica. Em placas laminadas com um furo circular central, submetidas a cargas de tração a tensão tangencial chega a atingir um valor aproximadamente 3 vezes maior do que a tensão de tração, em dois pontos situados na circunferência do furo, na direção perpendicular ao eixo da carga aplicada. (Weixing and Xinlu 1991)

De acordo com (Rosa 2002) as placas que têm fissuras são menos resistentes do que quando têm furos, uma vez que os furos induzem a um dano muito menor em comparação com a fissura, devido a geometria deste, como se irá verificar com o decorrer do trabalho.

Validou-se o modelo analítico através das equações apresentadas no trabalho realizado por (Weixing and Xinlu 1991), onde se estima o valor do K_T em placas ortotrópicas com diferentes formas e tamanhos de furo. Em placas com um furo do tipo elipse o K_T se calcula através da equação (4.6).

$$K_T^\infty = 1 + \left(\sqrt{2 * \left(\sqrt{\frac{E_y}{E_x}} - \nu_{xy} \right) + \frac{E_y}{G_{xy}}} \right) * \frac{a}{b} \quad (4.6)$$

Segundo os mesmos autores, quando o furo da placa é circular se deve aplicar a seguinte expressão:

Análise e discussão de resultados

$$K_{T|a=b} = \frac{K_1 + K_2 * \left(\frac{2 * a}{W}\right) + K_3 * \left(\frac{2 * a}{W}\right)^2 + K_4 * \left(\frac{2 * a}{W}\right)^3}{1 - \left(\frac{2 * a}{W}\right)} \quad (4.7)$$

Onde:

$$K_1 = -0.0813 + 3.147 * \left(\frac{K_T^\infty}{3}\right)$$

$$K_2 = -0.0080 - 3.380 * \left(\frac{K_T^\infty}{3}\right)$$

$$K_3 = -4.2840 + 8.324 * \left(\frac{K_T^\infty}{3}\right) - 3.300 * \left(\frac{K_T^\infty}{3}\right)^2$$

$$K_4 = 6.6960 - 9.817 * \left(\frac{K_T^\infty}{3}\right) + 3.872 * \left(\frac{K_T^\infty}{3}\right)^2$$

Finalmente, para as placas que têm um furo do tipo semi-elipse o K_T se calcula da seguinte forma:

$$\frac{K_T}{K_{T|a=b}} = 1 + A * \left(1 - \sqrt{\frac{a}{b}}\right) + B * \left(1 - \sqrt{\frac{a}{b}}\right)^2 \quad (4.8)$$

Onde:

$$A = A_1 + A_2 * \left(\frac{2 * a}{W}\right) + A_3 * \left(\frac{2 * a}{W}\right)^2$$

$$B = B_1 + B_2 * \left(\frac{2 * a}{W}\right) + B_3 * \left(\frac{2 * a}{W}\right)^3$$

E

$$A_1 = 2.6931 - 3.931 * \sqrt{K_T^\infty} + 0.9256 * K_T^\infty$$

$$A_2 = -0.6629 + 0.2950 * K_T^\infty - 0.0914 * (K_T^\infty)^2$$

$$A_3 = 4.2979 - 1.4771 * K_T^\infty + 0.1952 * (K_T^\infty)^2$$

$$B_1 = -0.6191 + 0.8059 * K_T^\infty - 0.1270 * (K_T^\infty)^2$$

$$B_2 = -0.6438 + 0.3681 * K_T^\infty + 0.0442 * (K_T^\infty)^2$$

$$B_3 = 2.5209 - 0.9254 * K_T^\infty - 0.0007 * (K_T^\infty)^2$$

Na figura 131 é apresentada uma placa representativa das placas estudadas pelos autores anteriormente apresentados e na presente dissertação, assim como as respectivas medidas.

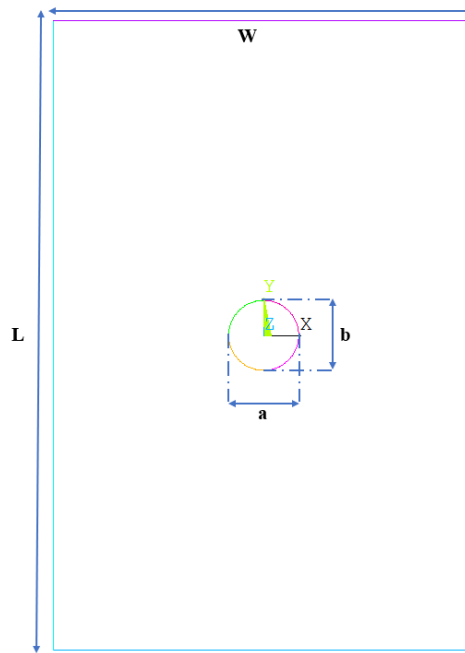


Figura 131 – Representação e medidas das placas estudadas para o cálculo do K_T

Após elaborar o código no Maple comparou-se, através do calculo do desvio, os resultados obtidos no mesmo com os apresentados nos trabalhos de (Ko 1985) e de (Weixing and Xinlu 1991), e são apresentados na tabela 95.

Tabela 95 - K_T obtidos por (Ko 1985) e em (Weixing and Xinlu 1991) e no Maple

Validação do código para o cálculo do K_T no Maple			
(Ko 1985)	Diferença percentual entre os valores de K_T		
	Maple	Δ_R [%]	
2,430	2,570	5,447	
$\left(\frac{a}{b} = 1\right)$ e $\left(\frac{a}{w} = 0,05\right)$	Diferença percentual entre os valores de K_T		
	(Weixing and Xinlu 1991)	Maple	Δ_R [%]
B/Al [90] _n	3,125	3,062	2,054
B/Al [0] _n	3,662	3,602	1,666
Grafite/epóxi [90 ₄ /±45] _n	2,423	2,402	0,869
Grafite/epóxi [0 ₄ /±45] _n	4,180	4,074	2,253

Os resultados obtidos são bastante satisfatórios visto que os desvios calculados entre os valores variam entre 0,87% e 5,45%, valores estes aceitáveis para este tipo de estudo. Utilizou-se a placa apresentada em (Ko 1985) e realizou-se um estudo para se retirar conclusões sobre a relação entre o diâmetro do furo e o K_T , ou seja, com este estudo se pretende saber a influência do tamanho do furo na placa no K_T , quando a relação $a/b=1$, e os resultados obtidos são apresentados na figura 132.

Análise e discussão de resultados

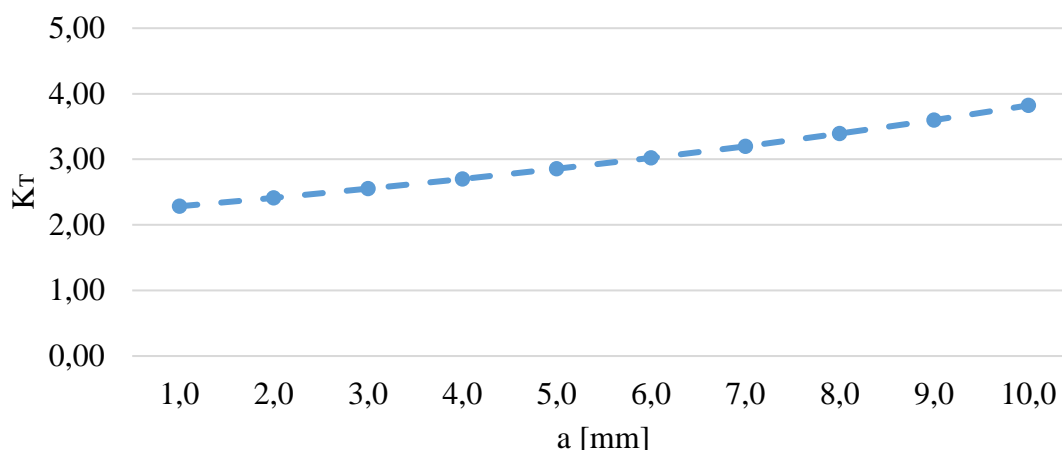


Figura 132 - Relação entre o diâmetro e K_T

Com este estudo foi possível concluir que existe uma forte relação entre o K_T e o tamanho do diâmetro do furo na placa, onde se pode observar pelo gráfico que quanto maior for o diâmetro do furo maior será fator de concentração de tensão, ou seja, a resistência da placa laminada diminui com o aumento do diâmetro do furo. Analisando o trabalho realizado por (Rosa 2002), esperava-se de antemão por este tipo de comportamento entre estas duas variáveis, como se explicou anteriormente, quanto maior for o tamanho do furo na placa, menor será a sua resistência. Para esta mesma placa, foram posteriormente realizados estudos para alguns casos em que $a/b < 1$ e $a/W < 0,5$, e os resultados obtidos são apresentados na tabela 96, e posteriormente em forma de gráfico na figura 133.

Tabela 96 – Fatores de concentração de tensão (K_T) obtidos no Maple para $a/b < 1$

a/b	a/W							
	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40
0,20	1,01	1,11	1,24	1,40	1,61	1,87	2,22	2,68
0,40	1,24	1,38	1,53	1,73	1,96	2,25	2,62	3,10
0,60	1,54	1,71	1,91	2,14	2,41	2,74	3,15	3,65
0,80	1,92	2,14	2,38	2,66	2,98	3,37	3,83	4,39
1,00	2,40	2,67	2,97	3,32	3,71	4,18	4,72	5,37

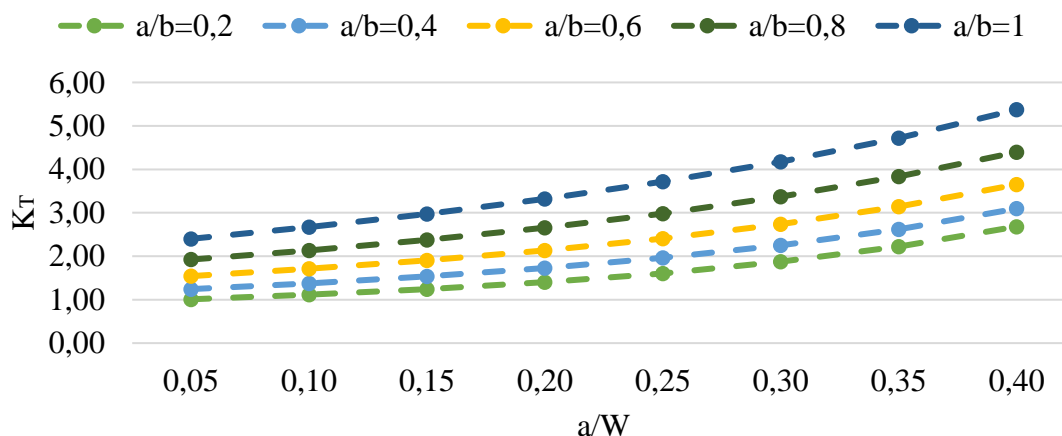


Figura 133 - Relação entre o $a/b < 1$ e fator de concentração de tensão (K_T)

Análise e discussão de resultados

Assim como acontece no estudo apresentado previamente, para estes estudos observou-se que independentemente da relação a/b , os gráficos se comportam de forma semelhante. Notou-se igualmente que os maiores valores de K_T são obtidos para uma relação a/b maior, resultados já esperados pelos motivos já apresentados no trabalho. Realizaram-se finalmente os mesmos estudos, mas para uma relação $a/b > 1$ e os resultados obtidos são apresentados na tabela 97 e graficamente na figura 134.

Tabela 97 - Fatores de concentração de tensão (K_T) obtidos no Maple para $a/b > 1$

a/b	a/W							
	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40
2,00	3,73	4,15	4,62	5,16	5,78	6,50	7,35	8,34
4,00	6,37	7,07	7,86	8,75	9,76	10,92	12,28	13,87
6,00	9,01	9,96	11,01	12,18	13,51	15,02	16,79	18,87
8,00	11,63	12,81	14,08	15,48	17,03	18,81	20,88	23,33
10,00	14,25	15,63	17,07	18,62	20,34	22,28	24,55	27,25

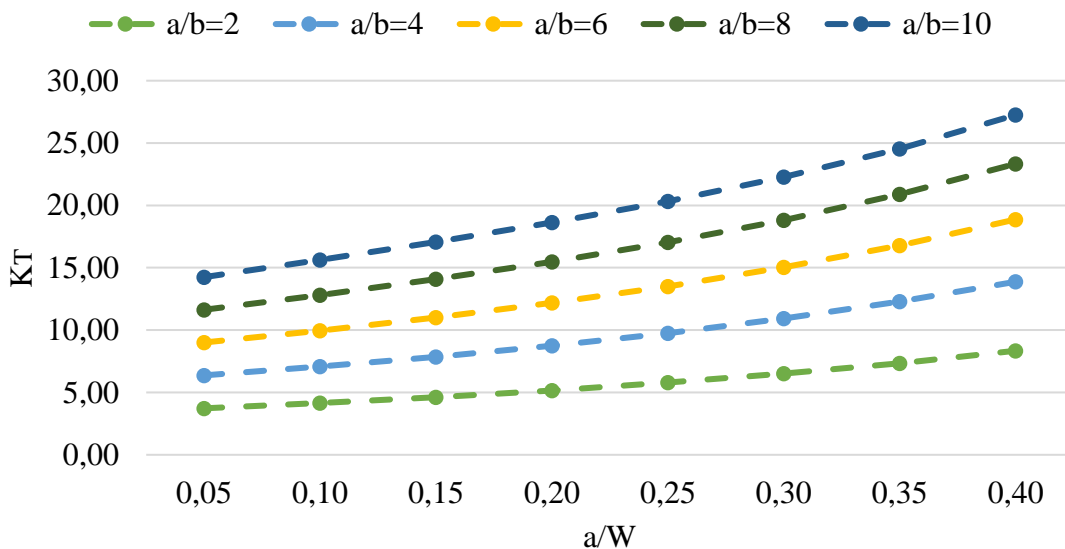


Figura 134 - Relação entre o $a/b > 1$ e K_T

Foram analisados os resultados obtidos para este estudo e constatou-se que comparativamente ao caso anterior, quando $a/b > 1$ a placa perde a sua resistência significativamente, porque o K_T aumenta mais rápido do que no caso anterior. Isto é justificado pelo fato de $a/b > 1$ representar aproximadamente o formato de uma fissura, que como já foi visto anteriormente apresenta um dano muito superior do que quando se trata de um furo.

Existem outros fatores que influenciam o valor de K_T , como a existência de irregularidades nos componentes, porque proporcionam a interrupção ou desvio de tensão, em locais onde existem furos, ranhuras, entalhes e outras falhas na geometria, que podem aparecer devido a danos acidentais. (Weixing and Xinlu 1991). É possível aumentar a resistência do componente diminuindo o valor do K_T , aumentando o raio de concordância, sempre que possível ou diminuindo a tensão máxima, desviando o fluxo de tensões do(s) ponto(s) crítico(s), reduzindo as solicitações nominais. (Rosa

Análise e discussão de resultados

2002). De acordo com (Ko 1985) é ainda possível aumentar a resistência dos componentes submetendo-os à alguns processos de laminação, eliminando assim as irregularidades existentes no mesmo.

Estes estudos são importantes na Engenharia uma vez que ajudam os projetistas a terem a noção sobre a resistência ou desempenho do componente para diferentes tipos de carregamento, escolhendo o melhor empilhamento/compósito para um determinado tipo de situação de trabalho.

Para finalizar os estudos na presente dissertação se estudou a evolução do K_T com o ângulo de orientação de fibra de modo a se observar a influência que este tem no comportamento do K_T , se comparando com os estudos realizados anteriormente, relativamente ao mesmo. Considerando que as placas se encontram no domínio elástico, ou seja, o K_T é independente da carga, como foi mencionado no presente subcapítulo, os estudos apresentados em seguida consistem em analisar placas compósitas constituídas por apenas uma lâmina, com a espessura de lâmina e propriedades mecânicas apresentadas nos casos E2, E3, E5, E7 e E9. Apenas foram considerados estes casos porque o K_T depende da geometria e propriedades mecânicas da placa, para o caso considerado na presente dissertação e, por outro lado, os restantes casos de estudo apresentam o mesmo comportamento que os casos considerados neste estudo. Os estudos realizados consistem em determinar o fator de concentração de tensão para ângulos de orientação de fibra que varia de 5° em 5° , de 0° até 90° , para se obter gráficos mais próximos da realidade.

Realizaram-se simulações para os cinco (5) casos de estudo no Maple e através dos resultados obtidos recorreu-se ao Microsoft Excel para se elaborar os gráficos representativos da evolução do K_T com o ângulo de orientação de fibra e, os resultados são ilustrados nas figuras 135 a 139.

Caso E2 ($[0^\circ_2/90^\circ_2]_s$, $[0,125]_8$, AS4/3501-6):

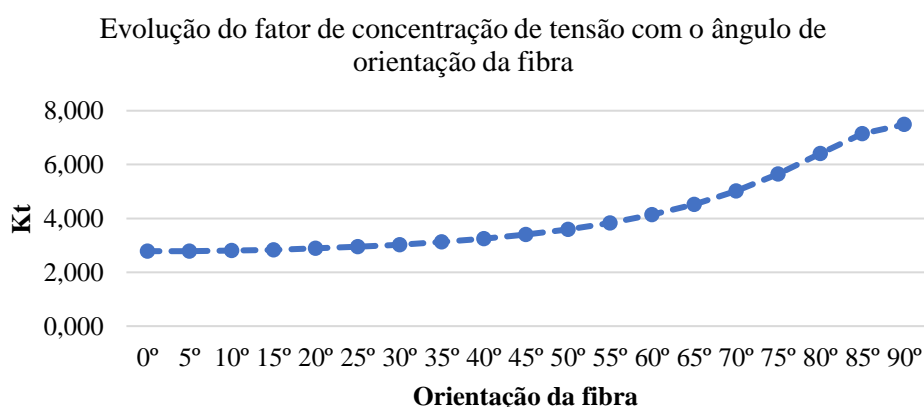


Figura 135 - Influência do ângulo de orientação da fibra no fator de concentração de tensão

Caso E3 ($[30^\circ/90^\circ/-30^\circ/30^\circ]_s, [0,25]_8$, Glass/epoxy):

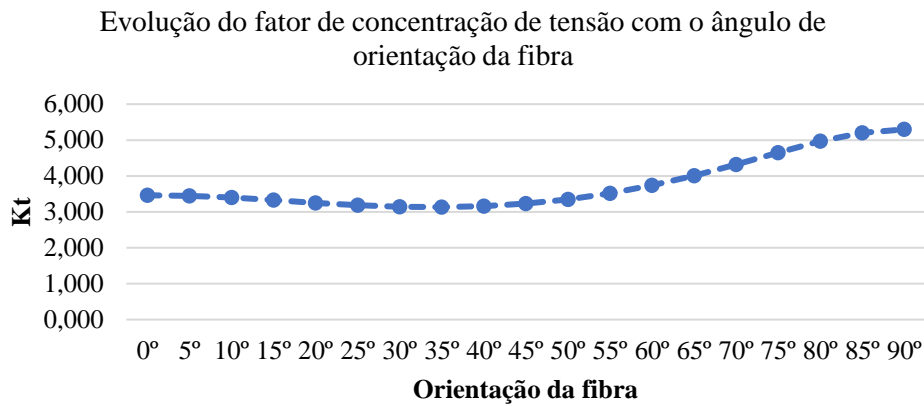


Figura 136 - Influência do ângulo de orientação da fibra no fator de concentração de tensão

Caso E5 ($[50^\circ/-50^\circ]_{3s}, [0,20]_6$, Glass/epoxy):

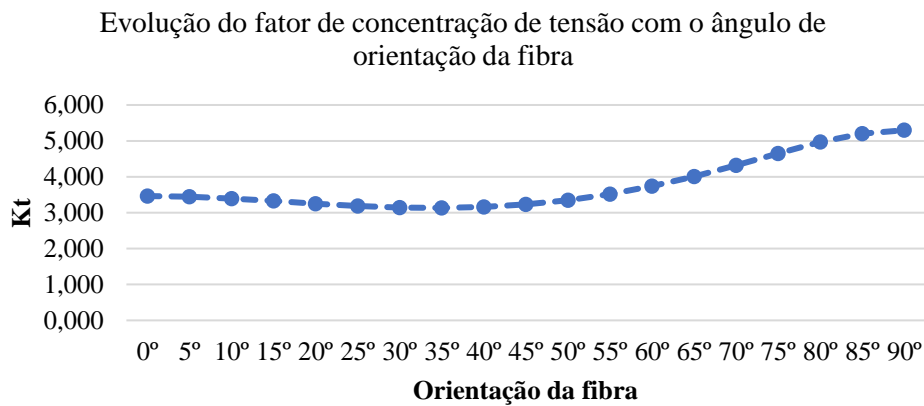


Figura 137 - Influência do ângulo de orientação da fibra no fator de concentração de tensão

Caso E7 ($[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_3, [0,125]_3$, Glass/epoxy):

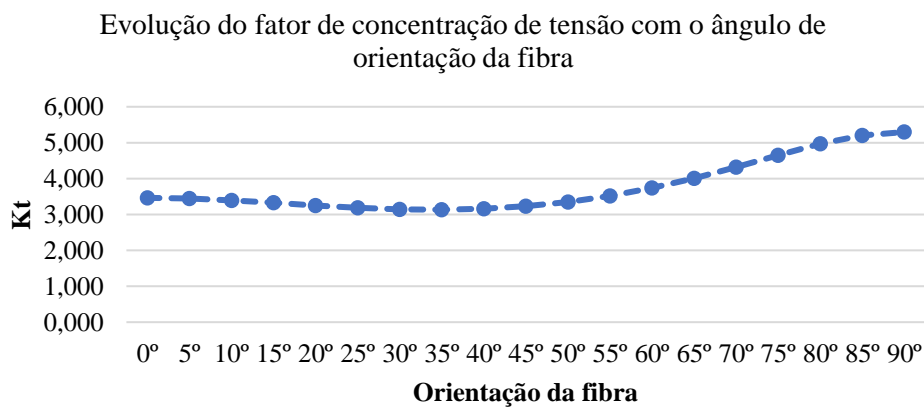


Figura 138 - Influência do ângulo de orientação da fibra no fator de concentração de tensão

Análise e discussão de resultados

Caso E9 ($[0^\circ / -45^\circ / 45^\circ / 90^\circ /]_s, [0,14]_8, G4-800/5260$):

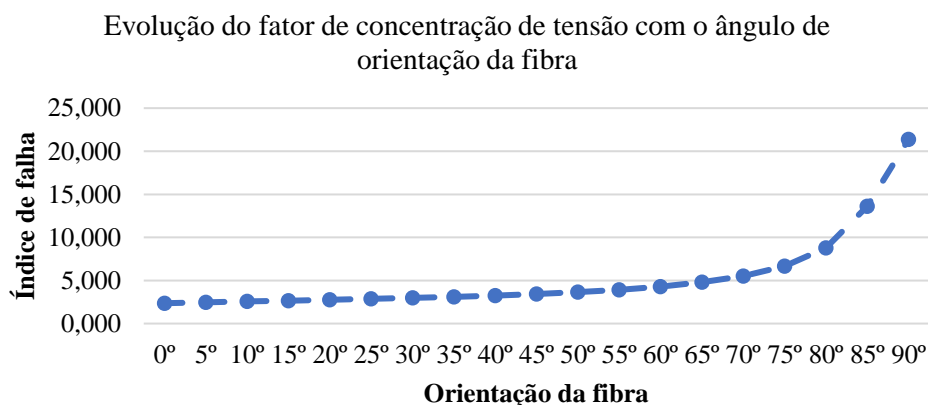


Figura 139 - Influência do ângulo de orientação da fibra no fator de concentração de tensão

Com os resultados obtidos fez-se uma análise sobre os mesmos e chegou-se a conclusão de que as placas cuja orientação do ângulo de fibra é de 90° proporcionam uma maior perda de resistência da placa, quando submetida a carregamento de tração. Neste estudo se verificou também que os casos E3, E5 e E7 apresentam o mesmo comportamento devido ao fato de serem constituídos pelo mesmo material, apesar de apresentarem diferentes espessuras de lâmina, que por sua vez não apresenta nenhuma influência no comportamento do K_T .

Não se realizaram estudos para a situação em que a placa se encontra submetida a carregamento longitudinal, mas se prevê que apresente um comportamento simétrico ao que é apresentado nas figuras 187 a 191, assim como acontece nos estudos realizados na evolução do índice de falha com ao ângulo de orientação da fibra. Estes estudos podem ser importantes em diversas áreas de engenharia quando se pretende prever a melhor posição que um determinado componente sob carregamento pode ser montado de modo a não diminuir a resistência do mesmo, permitindo que funcione por um tempo superior do que quando se estivesse noutra posição.

Capítulo 5

Conclusões e perspectivas de desenvolvimentos futuros

5.1 Conclusões

Na presente dissertação foram abordados e apresentados inúmeros estudos, frequentemente realizados em várias áreas da Engenharia. Alguns critérios de falha foram apresentados no decorrer do trabalho, que tornaram a realização do mesmo possível, através da implementação da Teoria Clássica de Placas Laminadas no Maple e no Ansys. Apenas foram apresentados cinco (5) critérios de falha neste trabalho, contudo existem vários critérios utilizados para estimar os índices de falha e de resistência. Foram também realizados estudos relativamente ao fator de concentração de tensão em placas laminadas com diferentes formas e tamanhos de furo central.

Tendo como preocupação obter excelente e fidedignos resultados, fez-se várias pesquisas sobre a programação tanto do modelo analítico como do numérico, de modo a que estes funcionassem corretamente e com poucos ou nenhuns erros, para finalmente realizar-se os estudos apresentados ao longo da presente dissertação. Para o modelo numérico, os bons resultados também foram conseguidos através do refinamento da malha, porém com o inconveniente de, na versão estudante apenas se poder programar para se estimar os índices de falha e de resistência para os critérios de Tensão Máxima e de Tsai-Wu.

Foram considerados três (3) tipos de situação de carregamento para o estudo dos critérios de falha, N_x , N_y e $N_x = N_y$ para 10 casos de estudo. Em todos os estudos realizados constatou-se que, para a situação de carga longitudinal (N_x), independentemente do valor da carga aplicada, as fibras com orientação de 90° , para os critérios de Hashin e Hashin-Rotem nunca são afetadas porque a carga é aplicada perpendicularmente a estas, isto é, a carga se aplica na direção das fibras com uma orientação de 0° . Observou-se que os laminados unidirecionais (caso E1) são bastante resistentes, e apresentam o valor de carga para primeira falha de 1950 N/mm, demasiado superior aos valores obtidos em outros casos de estudo. Por outro lado, o caso E7 apresenta um valor de carga para primeira falha de 34 N/mm, o menor valor conseguido em todos os estudos, ou seja, este é o laminado menos resistente para esta situação de carga.

Nos estudos realizados constatou-se que para os laminados simétricos e orientação simétrica $[\theta/-\theta]_s$, como nos casos E4 e E5 para a situação de carga N_x , o critério Tsai-Wu é mais conservador, isto é, é o critério que apresenta a menor carga da primeira falha. Pensou-se inicialmente que o modelo não estivesse a fornecer os resultados corretos, mas após a realização de outros estudos com diferentes ângulos o comportamento foi semelhante. Observou-se também este comportamento em todos os estudos realizados para a situação de carregamento N_y .

Conclusões e desenvolvimentos futuros

Os laminados cujas fibras têm uma orientação de 90° apresentam a primeira falha, devido à falha da matriz, por ser mais fraca do que as fibras (0°). Para a situação de carga transversal (N_y) notou-se um comportamento inverso, ou seja, as lâminas com uma orientação das fibras de 0° , para os critérios de Hashin e Hashin-Rotem nunca falham devido às fibras, mas sim devido a sua matriz, pelos fundamentos apresentados para a situação de carga longitudinal. Constatou-se também para os casos E9 e E10 que os valores dos índices de falha nas lâminas cuja orientação de fibras é de 0° e 90° trocam, nas situações de cargas N_x e N_y , porque para a primeira situação os laminados com orientação de fibras de 0° suportam toda a carga e para a segunda situação toda a carga é suportada pelas lâminas com orientação de fibras de 90° e a primeira falha ocorre de acordo com as suposições já apresentadas. Os casos E9 e E10 apresentam maior resistência, apresentando um valor de carga para primeira falha de 530 N/mm, e mais uma vez o caso E7 é o menos resistente, apresentando a primeira falha quando a carga é de 24 N/mm.

As placas foram também submetidas a cargas biaxiais $N_x = N_y$ e verificou-se que os casos E9 e E10 são mais resistentes para esta situação de carga, apresentando uma carga primeira falha de 566 N/mm, e o laminado apresentado no caso E7 é o menos resistente, porque falha com uma carga de 23 N/mm, muito inferior à carga obtida nos casos E9 e E10. Verificou-se que, em todas as situações de carregamento, o caso E7 é o menos resistente porque a carga da primeira falha depende da orientação das fibras, da espessura de cada lâmina, do número de camadas e das propriedades mecânicas do laminado, que para a situação de carga N_x são favoráveis para o caso E1, e para as outras situações são favoráveis para os casos E9 e E10. Todos os valores de carga que originam a primeira falha foram retiradas a partir do critério mais conservador.

Ainda para a situação de carga $N_x = N_y$, para os casos de estudo E1, E2, E3, E4, E5, E6, E9 e E10 verificou-se que independentemente do valor da carga e da orientação das fibras, todas as lâminas apresentam índices de falha e de resistência semelhante, isto é, teoricamente as lâminas falham ao mesmo tempo, por isso apresentam o mesmo valor de carga da primeira falha. O mesmo não se observou para os casos E7 e E8, comportamento este não esperado porque pelos estudos feitos no subcapítulo 4.5 independentemente da carga os índices devem ser iguais em todas as lâminas. Realizaram-se várias pesquisas e não se chegou a nenhuma conclusão relativamente ao facto de estes não apresentarem o mesmo comportamento que os outros, para esta situação de carga.

Embora o caso E3 (não simétrico) para a situação de carga N_x tenha apresentado erros menores (3,81%) entre as predições numéricas e analíticas (ver figura 184), possivelmente devido à orientação das fibras, sendo que as fibras com orientação 30° e -30° estão mais alinhadas na direção x , e são dependentes das propriedades da fibra. Um estudo mais profundo para o caso E3 (não simétrico) deve ser feito, tentando implementar outros critérios de falha compostos como o critério da Tensão Máxima, Hashin e Puck, e estudando o efeito dos apoios e suas concentrações de tensões. Para o mesmo caso de estudo e situação de carga biaxial ($N_x = N_y$) observou-se que no Maple, a primeira

lâmina é que falha devido à carga, enquanto no Ansys é a última lâmina que falha, ambas com orientação das fibras de 30° , mas a diferença entre os valores apresentados nos dois modelos é pequena.

Outro estudo pertinente feito na presente dissertação foi sobre o fator de concentração de tensão. Estudou-se o comportamento do fator de concentração de tensão em placas laminadas com um furo central, com diversas e diferentes formas, consoante a relação a/b , após a validação do modelo analítico, através dos desvios calculados e que se encontram dentro do limite de confiança aceitável. Nos estudos realizados constatou-se que existe uma relação direta entre o tamanho do furo e o fator de concentração de tensão, na placa estudada, que se encontra submetida a uma carga de tração. Observou-se que quanto maior for o tamanho do diâmetro do furo maior será o valor do fator de concentração de tensão, porque a existência do furo na placa diminui a resistência da mesma, quando se encontra sob carregamento. Nos estudos realizados para uma relação $a/b > 1$, a resistência da placa diminui de uma forma mais rápida, quando comparado com os estudos realizados para uma relação $a/b < 1$. Em ambas relações se verificou que os gráficos apresentam o mesmo comportamento, quanto a evolução do fator de falha, mas para a relação $a/b < 1$ a resistência da placa é maior. Estes resultados já eram de se esperar uma vez que, quando a relação a/b é superior a 1 nos encontramos na situação em que a elipse apresenta uma forma muito próxima a de uma fissura, que por sua vez causa um dano maior do que quando a placa tem um furo.

Finalmente concluiu-se que a concentração de tensões é um tema muito complexo de se estudar, e envolve diversas variáveis e métodos para calcular o K_T . Na presente dissertação apenas foi abordado um dos métodos utilizados para o cálculo do mesmo.

Tendo em consideração aos resultados obtidos e apresentados ao longo da monografia, pode-se afirmar que os objetivos inicialmente definidos foram alcançados, porém não foi possível estudar a fadiga em materiais compósitos laminados.

5.2 Recomendações para trabalhos futuros

Considera-se fundamental realizar estes estudos com mais profundidade, tendo em conta alguns aspetos importantes tais como, as irregularidades e os tratamentos nas superfícies dos componentes, a temperatura de serviço e o modo de fabrico utilizado para produzi-los.

Para a continuidade destes estudos propõe-se o seguinte:

- Validar os estudos apresentados considerando outros critérios de falha, por exemplo, o critério de Puck, e outros que não foram apresentados na presente dissertação.
- Proceder com os estudos experimentalmente, e depois em componentes constituídos por pelo menos dois materiais compósitos, considerando também outros perfis.
- Realizar os mesmos estudos, tendo em atenção a carga de tração de corte e/ou momentos, estudando a influência destes, na falha ou dano dos componentes.

Conclusões e desenvolvimentos futuros

- Estudar a influência da orientação das fibras no fator de concentração de tensão.
- Elaborar os mesmos estudos considerando que as placas têm fissuras, assim como em placas que têm mais do que um furo.
- Elaborar estudos aprofundados em placas fabricadas em materiais compósitos não simétricos e não balanceadas, considerando outros critérios de falha.
- Aprofundar os estudos sobre a fadiga em materiais compósitos laminados, em softwares comerciais.

Por fim, uma outra abordagem interessante seria estender estes estudos considerando que as placas se encontram submetidas a cargas concentradas ou distribuídas, de modo a constatar o tipo de carregamento que causa maior dano neste tipo de placas laminadas.

Referências bibliográficas

- Almeida, Felipe Schaedler de. 2006. “Otimização de Estruturas de Materiais Compósitos Laminados Utilizando Algoritmos Genéticos.” Universidade Federal do Rio Grande do Sul.
- Almeida, Nuno Miguel Bastos Gomes de. 2012. “Estudo Estrutural de Compósitos de Matriz Polimérica Reforçados Com Fibras de Juta.” Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto.
- Almeida, Sebastião André da Cruz. 2012. “Análise Computacional de Juntas Adesivas Simples e Duplas Em Materiais Compósitos.” Instituto Superior de Engenharia de Lisboa.
- Almuramady, Nabeel Shallal Thamer. 2007. “Mechanical Properties of Composites Using Natural Rubber with Epoxy Resin.” College of Engineering of Al-Nahrain University.
- Altin Karataş, Meltem, and Hasan Gökkaya. 2018. “A Review on Machinability of Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) and Glass Fiber Reinforced Polymer (GFRP) Composite Materials.” *Defence Technology* 14(4):318–26.
- Angelo, Marcus Vinícius, Marcelo Leite Ribeiro, and Volnei Tita. 2018. “A Computational Framework for Predicting Onset and Crack Propagation in Composite Structures via EXtended Finite Element Method (XFEM).” *Latin American Journal of Solids and Structures* 15(11):1–14.
- ANSYS Europe. 2018. *ANSYS Mechanical APDL Command Reference*. Canonsburg.
- Ashik, K. P., and Ramesh S. Sharma. 2015. “A Review on Mechanical Properties of Natural Fiber Reinforced Hybrid Polymer Composites.” *Journal of Minerals and Materials Characterization and Engineering* 03(05):420–26.
- Aydogdu, Metin. 2008. “Conditions for Functionally Graded Plates to Remain Flat under In-Plane Loads by Classical Plate Theory.” *Composite Structures* 82(1):155–57.
- Azzi, V. D., and S. W. Tsai. 1965. “Anisotropic Strength of Composites.” *Experimental Mechanics* 5(9):283–88.
- Baran, G., K. Boberick, and J. McCool. 2001. “Fatigue of Restorative Materials.” *Dental Update* 12(4):350–60.
- Barbero, Ever J. 2007. *Finite Element Analysis of Composite Materials*. 1st ed. CRC Press.
- Bathias, Claude, and André Pineau. 2013. “Influence of Environment.” Pp. 407–13 in *Fatigue of Materials and Structures: Fundamentals*. Wiley-ISTE.
- Bendouba, Mostefa, Abdelkrim Aid, and Mohamed Benguediab. 2014. “Fatigue Life Prediction of Composite Laminates under Two Block Loading.” *Applied Mechanics and Materials* 4(1):587–90.
- Bettebghor, Dimitri, Stéphane Grihon, and Joseph Morlier. 2018. “Bilevel Optimization of Large

- Composite Structures Based on Lamination Parameters and Post-Optimal Sensitivities. Part 1: Theoretical Aspects.” 1(1):1–17.
- Bonatti, Rodrigo da Silva. 2018. “Caracterização Microestrutural e Mecânica de Compósito Metal-Metal Al / Si Com Aplicações Nas Indústrias Aeronáutica e Automobilística.” Universidade Estadual de Campinas.
- Branquinho, Tiago Emanuel Lourenço. 2017. “Processamento e Caracterização de Compósitos Com Fillers de Argila Expandida.” Instituto Politecnico de Leiria.
- Cabrero, Jose M., and Kifle G. Gebremedhin. 2010. “Evaluation of Failure Criteria in Wood Members.” *11th World Conference on Timber Engineering 2010, WCTE 2010* 2:1274–80.
- Cakioa, Demócrito Cardoso. 2015. “Estudo de Falha Em Placas Laminadas Usando Métodos Analíticos e Numéricos.” Master’s Degree Dissertation in Mechanical Engineering; Instituto Superior de Engenharia de Lisboa, Lisbon.
- Callister, William D. 2000. *Materials Science and Engineering: An Introduction*. 5th ed. Nova Iorque: John Wiley & Sons.
- Callister, William D. 2007. *Materials Science and Engineering: An Introduction*. 7th ed. Nova Iorque: John Wiley & Sons.
- Callister, William D., and David G. Rethswisch. 2009. *Materials Science and Engineering: An Introduction*. 8th ed. Nova Iorque: John Wiley & Sons.
- Camilleri, Duncan, Brian Ellul, and Martin Muscat. 2014. “Design-by-Analysis Methods for Asymmetric or Unbalanced Cylindrical Composite Pressure Vessels.” *Proceedings of the ASME 2014 Pressure Vessels & Piping Conference* 3:1–8.
- Campbell, F. C. 2010. *Structural Composite Materials*. 1st ed. ASM International.
- Chaht, Fouzia Larbi, Mohamed Mokhtari, and Habib Benzaama. 2019. “Using a Hashin Criteria to Predict the Damage of Composite Notched Plate under Traction and Torsion Behavior.” *Frattura Ed Integrita Strutturale* 13(50):331–41.
- Chawla, Krishan K. 2012. *Composite Materials: Science and Engineering*. 3rd ed. Nova Iorque: Springer-Verlag New York.
- Chung, Deborah D. L. 2010. *Composite Materials: Science and Applications*. 2nd ed. Londres: Springer-Verlag London.
- Colonna, Martino, Federico De Bon, Fabrizio Tarterini, Matteo Moncalero, Grazia Totaro, Claudio Gioia, and Paola Fabbri. 2016. “Ski Boot Soles Based on a Glass Fiber/Rubber Composite with Improved Grip on Icy Surfaces.” *Procedia Engineering* 147:372–77.
- Cruz, Michelle Christina Avezum da. 2006. “Correlações Entre Propriedades Dinâmico-Mecânicas e Durabilidade Sob Fadiga Mecânica Em Compósitos de Polipropileno/Polipropileno Maleificado/Fibra de Vidro.” Universidade Federal de São Carlos.

- Daniel, I. M. 2007. "Failure of Composite Materials." *Applied Mechanics Reviews* 43(1):4–12.
- Daniel, Isaac M., and Ori Ishai. 2006. *Engineering Mechanics of Composite Materials*. 2nd ed. Nova Iorque: Oxford University Press.
- Deepak Kumar, S., S. K. Jha, D. Karthik, and A. Mandal. 2019. "Fatigue Analysis of A356-TiB₂ (5wt%) in-Situ Nano Composites." *Materials Today: Proceedings* 18:774–79.
- Depuydt, Delphine, Kevin Hendrickx, Mahoor Mehdikhani, Nikolay A. Petrov, Stepan V. Lomov, and David Seveno. 2018. "First Steps in Composite Materials for Schoolchildren: A STEM Educational Project." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 109:298–302.
- Deuschle, H. Matthias. 2020. "3D Failure Analysis of UD Fibre Reinforced Composites: Puck's Theory within FEA." Institute of Statics and Dynamics of Aerospace Structures.
- Diacenco, Adriana Amaro. 2010. "Modelagem Por Elementos Finitos de Materiais Compósitos Estruturais Incorporando Material Viscoelástico Para o Controle Passivo de Vibração e Ruído." Universidade Federal de Itajubá.
- Duarte, José Manuel Ferreira. 1988. "Compositos de Matriz Metálica- Estudo Da Estrutura e Do Comportamento Tribologico de Um Compósito." Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto.
- Elkader, Ahmed Mohammed Atia Abd. 2014. "Investigation of the Mechanical and Tribological Properties of Polypropylene Matrix Composites Produced by Injection Method." Institute of Engineering and Technology Minia.
- Farooq, Umar, and Peter Myler. 2017. "EFFICIENT DETERMINATION OF MECHANICAL PROPERTIES OF CARBON FIBRE-REINFORCED LAMINATED COMPOSITE PANELS." *ARPJ Journal of Engineering and Applied Sciences* 12(5):1375–90.
- Flatscher, Th, C. Schuecker, and H. E. Pettermann. 2013. "A Constitutive Ply Model for Stiffness Degradation and Plastic Strain Accumulation: Its Application to the Third World Wide Failure Exercise (Part A)." *Journal of Composite Materials* 47(20–21):2575–93.
- Found, M. S., and M. Quaresimin. 2003. "Two-Stage Fatigue Loading of Woven Carbon Fibre Reinforced Laminates." *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures* 26(1):17–26.
- Gamstedt, E. K., and S. I. Andersen. 2001. *Fatigue Degradation and Failure of Rotating Composite Structures – Materials Characterisation and Underlying Mechanisms*. 1st ed. Roskilde: Risø National Laboratory.
- Greco, Antonio. 2020. "FEM Analysis of the Elastic Behavior of Composites and Nanocomposites with Arbitrarily Oriented Reinforcements." *Composite Structures* 241:1–29.
- Harris, Bryan. 2003. *Fatigue in Composites: Science and Technology of the Fatigue Response of Fibre-Reinforced Plastics*. 1st ed. CRC Press.

- Hashin, Z. 1980. "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites." *Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME* 47(3):329–34.
- Hashin, Z., B. W. Rosen, E. A. Humphrey, C. Newton, and S. Chatterjee. 1997. *Fiber Composite Analysis and Design: Composite Materials and Laminates, Volume 1*. 1st ed. edited by 1997 Federal Aviation Administration, Office of Aviation Research. Washington: PN (1997).
- Hashin, Z., and A. Rotem. 1973. "A Fatigue Failure Criterion for Fiber Reinforced Materials." *Journal of Composite Materials* 7(4):448–64.
- Irhirane, E. H., J. Echaabi, M. Hattabi, M. Aboussaleh, and A. Saouab. 2008. "A Comparative Study of Failure Criteria Applied to Composite Materials." *International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization* 2(2):141–47.
- Jollivet, Thomas, Catherine Peyrac, and Fabien Lefebvre. 2013. "Damage of Composite Materials." *Procedia Engineering* 66:746–58.
- Jones, Robert M. 1998. *Mechanics of Composite Materials*. 2nd ed. Blacksburg: CRC Press.
- Kaddour, A. S., M. J. Hinton, S. Li, and P. A. Smith. 2014. "The World-Wide Failure Exercises: How Can Composites Design and Manufacture Communities Build Their Strength." *16th European Conference on Composite Materials, ECCM 2014* 1–14.
- Khodadadi, Amin, Gholamhossein Liaghat, Hamed Ahmadi, Ahmad Reza Bahramian, and Omid Razmkhah. 2019. "Impact Response of Kevlar/Rubber Composite." *Composites Science and Technology* 184:1–9.
- Kim, C. W., S. R. Song, W. Hwang, H. C. Park, and K. S. Han. 1994. "On the Failure Indices of Quadratic Failure Criteria for Optimal Stacking Sequence Design of Laminated Plate." *Applied Composite Materials* 1(1):81–85.
- Ko, William L. 1985. "Stress Concentration Around a Small Circular Hole in the HiMAT Composite Plate." *NASA Technical Memorandum* 2–19.
- Koc, Murat, Fazil O. Sonmez, Nuri Ersoy, and Kenan Cinar. 2016. "Failure Behavior of Composite Laminates under Four-Point Bending." *Journal of Composite Materials* 50(26):3379–3696.
- Kodagali, Karan. 2017. "Progressive Failure Analysis of Composite Materials Using the Puck Failure Criteria." University of South Carolina.
- Koh, Rachel, and Bo Madsen. 2018. "Strength Failure Criteria Analysis for a Flax Fibre Reinforced Composite." *Mechanics of Materials* 124:26–32.
- Koruche, Uttam. S., and Subhas. F. Patil. 2015. "Application of Classical Lamination Theory and Analytical Modeling of Laminates." *International Research Journal of Engineering and Technology* 2(2):958–65.
- Kutz, Myer. 2006. *Mechanical Engineers Handbook*. 3rd ed. Nova Jersey: John Wiley & Sons.
- Lakshminarayana, A., R. Vijayakumar, and G. Krishnamohana Rao. 2016. "Progressive Failure

- Analysis of Laminated Composite Plates with Elliptical or Circular Cutout Using Finite Element Method.” *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* 149(1):1–12.
- Laval, Christian. 2003. “Composites Design in the Real World.” *Reinforced Plastics* 47(8):50–53.
- Leite, Vinicius Reis. 2014. “Estado Da Arte Dos Materiais Compósitos Na Indústria Aeronáutica.” *Revista Ciências Exatas* 20(2):16–27.
- Lopes, Inês Abreu Freire. 2009. “Estudo Do Processo de Infusão a Vácuo Em Materiais Compósitos - Produção de Tampa de Bagageira Para Autocarro.” Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto.
- Lopez, R. H., M. A. Luersen, and E. S. Cursi. 2009. “Optimization of Laminated Composites Considering Different Failure Criteria.” *Composites Part B: Engineering* 40(8):731–40.
- Loughran, Galyna M., Antheunis Versluis, and William H. Douglas. 2005. “Evaluation of Sub-Critical Fatigue Crack Propagation in a Restorative Composite.” *Dental Materials* 21(3):252–61.
- Lutz, Günther. 2006. “The Puck Theory of Failure in Laminates in the Context of the New Guideline VDI 2204 Part 3.” 1–12.
- Mallick, P. K. 2007. *FIBER-REINFORCED COMPOSITES: Materials, Manufacturing, and Design*. 3rd ed. Nova Iorque: CRC Press.
- Mandal, Bibekananda, and Chaitali Ray. 2015. “Bending of FRP Bridge Deck Under the Combined Effect of Thermal and Vehicle Load.” *Advances in Structural Engineering: Materials, Volume Three* 2493–2502.
- Mazumdar, Sanjay K. 2002. *COMPOSITES MANUFACTURING: Materials, Product, and Process Engineering*. 1st ed. Nova Iorque: CRC Press.
- Miracle, Daniel B., and Steven L. Donaldson. 2001. *ASM Handbook: Composites*. Vol. 21. 10th ed. ASM International.
- Moura, Marcelo Francisco de Sousa Ferreira de, Alfredo Balacó de Moraes, and António Gonçalves de Magalhães. 2009. *Materiais Compósitos - Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*. 2nd ed. Porto: Publindústria.
- NASA. 2019. “Nozzle Assemblies Complete for Exploration Mission-1 Solid Rocket Boosters.” 1–2.
- Nascimento, Ricardo Luís Espingardas do. 2009. “Produção e Caracterização de Compósitos Inteligentes.” Faculdade de Ciências e Tecnologia da Universidade Nova de Lisboa.
- Noël, Martin. 2019. “Probabilistic Fatigue Life Modelling of FRP Composites for Construction.” *Construction and Building Materials* 206:279-286;25.
- Nyambeni, Ngeletshedzo, and Boy Raymond Mabuza. 2018. “Considerations of Failure Analysis in a Multi-Layered Composite Structure under Thermomechanical Loading.” Pp. 1–6 in *18th*

- International Conference on Experimental Mechanics (ICEM18)*. Vol. 2. Bruxelas: Proceedings.
- Osswald, Tim A., and Georg Menges. 2010. *Material Science of Polymers for Engineers*. 3rd ed. Munique: Hanser Publications.
- Pantelakis, Sp. G., Em. Ch. Kyriakakis, and P. Papanikos. 2008. "Non-Destructive Fatigue Damage Characterization of Laminated Thermosetting Fibrous Composites." *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures* 24(10):651–62.
- París, Federico, and Karen E. Jackson. 2001. "A Study of Failure Criteria of Fibrous Composite Materials." *NASA Technical Reports Server* 1–66.
- Pascoe, J. A., R. C. Alderliesten, and R. Benedictus. 2013. "Methods for the Prediction of Fatigue Delamination Growth in Composites and Adhesive Bonds - A Critical Review." *Engineering Fracture Mechanics* 112–113:72–96.
- Pereira, Júlio Miguel da Cruz Rodrigues. 2017. "Desenvolvimento e Fabrico de Compósitos de Matriz Polimérica Com Fibras Naturais." Instituto Politecnico de Leiria.
- Pinheiro, David José Gonçalves. 2010. "Análise Estática e Dinâmica de Painéis Corrugados Construídos Em Materiais Compósitos." Instituto Superior de Engenharia de Lisboa.
- Puck, Alfred. 1996. *Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten : Modelle Für Die Praxis*. 1st ed. Munique: Carl Hanser.
- Ramão, Cristina Maria Nogueira. 2003. "Estudo Do Comportamento Mecânico de Materiais Compósitos de Matriz Polimérica Reforçados Com Fibras Naturais." Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto.
- Ramos, Carlos Augusto Xavier. 2006. "Materiais Compósitos Intelequentes." Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto.
- Reis, P. N. B., J. A. M. Ferreira, J. D. M. Costa, and M. O. W. Richardson. 2009. "Fatigue Life Evaluation for Carbon/Epoxy Laminate Composites under Constant and Variable Block Loading." *Composites Science and Technology* 69(2):154–60.
- Rosa, Edison da. 2002. "ANÁLISE DE RESISTÊNCIA MECÂNICA DE PEÇAS E COMPONENTES ESTRUTURAS." Universidade Federal de Santa Catarina.
- Rösler, Joachim, Harald Harders, and Martin Bäker. 2007. *Mechanical Behaviour of Engineering Materials: Metals, Ceramics, Polymers, and Composites*. 1st ed. Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
- Rubiella, Clemence, Cyrus A. Hessabi, and Arash Soleiman Fallah. 2018. "State of the Art in Fatigue Modelling of Composite Wind Turbine Blades." *International Journal of Fatigue* 117:230–45.
- Safri, Syafiqah Nur Azrie, Mohamed Thariq Hameed Sultan, Mohammad Jawaid, and Kandasamy Jayakrishna. 2018. "Impact Behaviour of Hybrid Composites for Structural Applications: A

- Review.” *Composites Part B: Engineering* 133:112–21.
- Samal, Sneha, Marcela Kolinova, Hubert Rahier, Giovanni Dal Poggetto, and Ignazio Blanco. 2019. “Investigation of the Internal Structure of Fiber Reinforced Geopolymer Composite under Mechanical Impact: A Micro Computed Tomography (MCT) Study.” *Applied Sciences* 9(3):1–14.
- Schläpfer, B., and G. Kress. 2014. “Optimal Design and Testing of Laminated Light-Weight Composite Structures with Local Reinforcements Considering Strength Constraints Part I: Design.” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 61:268–78.
- Schöntag, Juliana Marques. 2009. “Caracterização Da Profundidade de Defeitos Em Materiais Compósitos Utilizando Shearografia Com Carregamento Vibracional.” Universidade Federal de Santa Catarina.
- Schranzinger, Andreas. 2014. “Modeling of Long-Fiber-Reinforced Composites in ABAQUS.” GRAZ UNIVERSITY OF TECHNOLOGY.
- Shahverdi, Moslem, Anastasios P. Vassilopoulos, and Thomas Keller. 2012. “A Total Fatigue Life Model for the Prediction of the R-Ratio Effects on Fatigue Crack Growth of Adhesively-Bonded Pultruded GFRP DCB Joints.” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 43(10):1783–90.
- Shortcuts, N. O. 2018. *Road Bikes & Rider Equipment*. Viena: SCOTT SPORTS SA.
- Soares, Patrick Vieira. 2019. “Análise Da Durabilidade e Degradação de Materiais Compósitos Com Base Nas Curvas S-N.” Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto.
- Talreja, R. 1981. “Fatigue of Composite Materials: Damage Mechanisms and Fatigue-Life Diagrams.” *Proceedings of The Royal Society of London, Series A: Mathematical and Physical Sciences* 378(1):461–75.
- Talreja, R. 2006. “Damage Analysis for Structural Integrity and Durability of Composite Materials.” *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures* 29(7):350–60.
- Taylor, R., S. B. Venkata Siva, and P. S. Rama Sreekanth. 2017. “Carbon Matrix Composites.” *Comprehensive Composite Materials II* 13:1–37.
- Weixing, Yao, and Yu Xinlu. 1991. “Stress Concentration Factor for an Orthotropic Finite-Width Plate Containing Elliptical Edge Notches.” *Composites Science and Technology* 41(1):47–53.
- Wiegand, J., N. Petrinic, and B. Elliott. 2008. “An Algorithm for Determination of the Fracture Angle for the Three-Dimensional Puck Matrix Failure Criterion for UD Composites.” *Composites Science and Technology* 68(12):2511–17.
- Zhang, Lei. 2014. “The Application of Carbon Fiber Materials in Sports Equipment.” Pp. 450–53 in *5th International Conference on Education, Management, Information and Medicine (EMIM 2015)*. Shenyang: Atlantis Press.

Anexo – A

Código desenvolvido para a validação do modelo numérico dos critérios de Tensão Máxima e de Tsai-Wu

```
FINISH
/CLEAR
/PREP7
/UNITS, MPA          ! Unidades: [mm; MPa; Newtons]

ET,1, SHELL281      ! Tipo de elemento
KEYOPT,1,8,1       ! Mostra a sequência das lâminas
!.....
! Definição das dimensões da placa
C=1000             ! Comprimento [mm]
L=1000             ! Largura [mm]
h=0.25             ! Espessura da lâmina [mm]
!.....
! Definição da placa e da orientação das fibras [30/90/-30/30]
SECTYPE, 1, SHELL
SECDATA,h,1,30     ! 1ª Camada: Espessura 0.25 mm: mat. #1: Theta 30 deg
SECDATA,h,1,90     ! 2ª Camada: Espessura 0.25 mm: mat. #1: Theta 90 deg
SECDATA,h,1,-30    ! 3ª Camada: Espessura 0.25 mm: mat. #1: Theta -30 deg
SECDATA,h,1,30     ! 4ª Camada: Espessura 0.25 mm: mat. #1: Theta 30 deg
SECOFFSET, MID     ! Nós na espessura do laminado do meio
! Propriedades do material
E1=45.6E+03        ! [MPa]
E2=16.2E+03        ! [MPa]
E3=16.2E+03        ! [MPa]
v12=0.278
v13=0.278
v23=0.40
G12=5.83E+03       ! [MPa]
G13=5.83E+03       ! [MPa]
G23=5.7E+03        ! [MPa]

! Definição das propriedades do material
MPTEMP,,,,,,,,     ! Material Ortotrópico - Carbono/Epóxi
MPTEMP,1,0
MPDATA, EX, 1, , E1
MPDATA, EY, 1, , E2
MPDATA, EZ, 1, , E3
MPDATA, PRXY, 1, , v12
MPDATA, PRXZ, 1, , v13
MPDATA, PRYZ, 1, , v23
MPDATA, GXY, 1, , G12
MPDATA, GXZ, 1, , G13
MPDATA, GYZ, , , G23
!.....
! Definição da geometria e da malha da placa
RECTNG, 0, C, 0, L ! Placa retangular CxL [1000x1000]
ESIZE,, 15         ! Número de divisões por cada linha= 15
AMESH, ALL         ! MESH da área (geração da malha)
FINISH             ! Fim do módulo Pré-processamento
```

```

/SOLU                ! Módulo da solução
ANTYPE, STATIC      ! Análise estática
!.....
! Definição das Condições de fronteira
DL,4,1,UX,0        ! Constrangimento de modo a evitar movimento em x na linha 4
DL,4,1,UZ,0        ! Constrangimento de modo a evitar movimento em z na linha 4
DK,1,UY,0         ! Constrangimento de modo a evitar movimento em y no ponto 1
DL,2,1,UZ,0        ! Constrangimento de modo a evitar movimento em z na linha 2

P=30                ! Pressão a aplicar [N/mm]
SFL, 2, PRES, -P   ! Aplicação da pressão uniforme aplicada na linha 2 da placa
/PSF, PRES, NORM, 2, 1, 1 ! Apresenta a pressão distribuída uniformemente na linha 2

SOLVE              ! Resolve o estado da carga em estudo
FINISH            ! Fim do módulo de solução
/POST1           ! Módulo Pós processamento
SET, LAST        ! Apresenta a deformada da placa
RSYS, LSYS       ! Sistema de coordenadas da lâmina
!.....
! Fatores de falha da placa e propriedades dos fatores de falha
F1t=1280         ! [MPa]
F2t=40           ! [MPa]
F3t=40           ! [MPa]
F1c=800          ! [MPa]
F2c=145          ! [MPa]
F3c=145          ! [MPa]
F4=1E+04         ! [MPa]
F5=1E+04         ! [MPa]
F6=73            ! [MPa]
! Coeficientes de Tsai-Wu [-1 (predefinido)]
C4=-1
C5=-1
C6=-1

! Definição do critério de falha
FC,1,S,XTEN,F1t   ! Tensão de Ruptura Longitudinal à Tração F1t
FC,1,S,XCMP,-F1c  ! Tensão de Ruptura Longitudinal à Compressão F1c
FC,1,S,YTEN,F2t   ! Tensão de Ruptura Transversal à Tração F2t
FC,1,S,YCMP,-F2c  ! Tensão de Ruptura Transversal à Compressão F2c
FC,1,S,ZTEN,F3t   ! Tensão de Ruptura Transversal à Tração F3t
FC,1,S,ZCMP,-F3c  ! Tensão de Ruptura Transversal à Compressão F3c
FC,1,S,XY,F6      ! Tensão de Ruptura no plano de Corte F6
FC,1,S,YZ,F4      ! Tensão de Ruptura no plano de Corte F4
FC,1,S,XZ,F5      ! Tensão de Ruptura no plano de Corte F5
FC,1,S,YZCP,C4    ! Coeficiente de Tsai-Wu C4: Predefinido para -1
FC,1,S,XZCP,C5    ! Coeficiente de Tsai-Wu C5: Predefinido para -1
FC,1,S,XYCPCP,C6  ! Coeficiente de Tsai-Wu C6: Predefinido para -1
!.....
! Resultados para primeira lâmina:
LAYER,2          ! Tabela com os resultados da primeira lâmina
PRNSOL, S, FAIL  ! Apresenta uma tabela com os índices de falha
PLNSOL, S, TWSR  ! Apresenta o IF para o critério de TSAI-WU
PLNSOL, S, MAXF  ! Apresenta o IF para o critério da Tensão Máxima
FINISH           ! Fim do módulo Pré-processamento

```

```
!*  
RSYS,SOLU  
AVPRIN,0  
SHELL,MID  
AVRES,2,  
/EFACET,1  
  
LAYER,2  
  
FORCE,TOTAL  
  
/DSCALE,ALL,1.0  
/EFACET,1  
PLNSOL, FAIL,TWSR, 2,1.0
```