

PROCEDIMENTO PARA ANÁLISE NUMÉRICA DO IMPACTO DE BAIXA VELOCIDADE EM MATERIAL COMPÓSITO

Raphael Faustino de Paula

Dissertação de Mestrado apresentada ao Programa de Pós-graduação em Engenharia Oceânica, COPPE, da Universidade Federal do Rio de Janeiro, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de Mestre em Engenharia Oceânica.

Orientadores: Julio Cesar Ramalho Cyrino Jorge Luis Martinez Fernández

Rio de Janeiro Junho de 2022

PROCEDIMENTO PARA ANÁLISE NUMÉRICA DO IMPACTO DE BAIXA VELOCIDADE EM MATERIAL COMPÓSITO

Raphael Faustino de Paula

DISSERTAÇÃO SUBMETIDA AO CORPO DOCENTE DO INSTITUTO ALBERTO LUIZ COIMBRA DE PÓS-GRADUAÇÃO E PESQUISA DE ENGENHARIA DA UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE MESTRE EM CIÊNCIAS EM ENGENHARIA OCEÂNICA.

Orientadores: Julio Cesar Ramalho Cyrino Jorge Luis Martinez Fernández

Aprovada por: Prof. Julio Cesar Ramalho Cyrino Dr. Jorge Luis Martinez Fernández Prof. Célio Albano da Costa Neto Prof. Hector Guillermo Kotik

RIO DE JANEIRO, RJ - BRASIL JUNHO DE 2022

Paula, Raphael Faustino de

Procedimento para análise numérica do impacto de baixa velocidade em material compósito/ Raphael Faustino de Paula. – Rio de Janeiro: UFRJ/COPPE, 2022.

XV, 98 p.: il; 29,7 cm.

Orientadores: Julio Cesar Ramalho Cyrino

Jorge Luis Martinez Fernández

Dissertação (mestrado) – UFRJ/COPPE/Programa de Engenharia Oceânica, 2022.

Referências Bibliográficas: p. 105-110.

1. Impacto de baixa velocidade. 2. Laminado compósito. 3. Delaminação. I. Cyrino, Julio Cesar Ramalho *et al.* II. Universidade Federal do Rio de Janeiro, COPPE, Programa de Engenharia Oceânica. III. Título

À Juliana Leitão, minha esposa, amiga de todas as horas, pilar imprescindível em minha vida, aos meus amados filhos Miguel e Gabriel por me proporcionarem momentos tão felizes e únicos, e aos meus pais Emílio e Elizabeth por toda dedicação e esforços sem medida que me permitiram chegar até aqui.

AGRADECIMENTOS

Minha gratidão à Deus pelas bênçãos em minha vida, nele encontrei forças para concluir este trabalho, onde muitos foram os desafios que apareceram.

Deixo meu agradecimento ao Centro de Projetos de Navios, organização militar ao qual trabalho, que depositou em mim a confiança necessária e permitiu a concretização do sonho de cursar uma pós-graduação, estendendo este agradecimento a todos os envolvidos direta ou indiretamente por toda ajuda e amizade.

Ao amigo Luiz Eduardo Barbosa Faria pela orientação segura e a maneira cortês que me auxiliou durante minha pesquisa.

Agradeço em especial a minha família pela paciência e compreensão durante todo o curso, permitindo vencer mais uma etapa em minha vida e principalmente na concretização de mais um sonho. A minha esposa, Juliana Leitão Pires, a qual, com todo meu amor, dedico este trabalho, por sua dedicação a nossa família principalmente a todo amor diário que entrega aos nossos filhos. A Miguel e Gabriel, meus filhos, que são as maiores riquezas em minha vida, que proporcionam momentos únicos em nossa família.

Ao professor Julio, e ao Jorge pela paciência, amizade e cortesia a mim dispensadas e pelo direcionamento constantemente correto na busca do conhecimento para um assunto ainda pouco abordado em nosso país quando comparado aos trabalhos já publicados por autores estrangeiros.

Sei o que é passar necessidade e sei o que é ter fartura. Aprendi o segredo de viver contente em toda e qualquer situação, seja bem alimentado, seja com fome, tendo muito, ou passando necessidade. Filipenses 4:12. Resumo da Dissertação apresentada à COPPE/UFRJ como parte dos requisitos necessários para a obtenção do grau em Mestre em Ciências (M.Sc.)

PROCEDIMENTO PARA ANÁLISE NUMÉRICA DO IMPACTO DE BAIXA VELOCIDADE EM MATERIAL COMPÓSITO

Raphael Faustino de Paula

Junho/2022

Orientadores: Julio Cesar Ramalho Cyrino Jorge Luis Martinez Fernández

Programa: Engenharia Oceânica

Os compósitos poliméricos reforçados com fibras têm sido usados em muitas das estruturas de engenharia, são materiais de comportamento complexo, em grande parte, devido à anisotropia induzida pelas fibras. A crescente utilização do compósito na indústria pode ser explicada por diversos benefícios, como: grande resistência à corrosão, baixo peso estrutural, grande resistência mecânica e facilidade de conformação para geometrias complexas. Estes materiais apresentam comportamento frágil, de modo que quando submetidos ao impacto, suas propriedades mecânicas podem sofrer sensíveis alterações, podendo haver múltiplos modos de falha que interagem entre si, comprometendo sua resistência estrutural e assim, sua utilização. Este trabalho visou a elaboração de um procedimento numérico confiável, de modo a ser validado comparando seus resultados com os obtidos em experimentos existentes na literatura, para identificação e análise das falhas presentes em um laminado compósito, em especial à falha do material devido à delaminação, causadas pelo impacto de baixa velocidade. O modelo foi construído com os recursos disponíveis pelos softwares LS-DYNA e LS-PrePost. Assim, o modelo de análise em elementos finitos contempla o laminado sob impacto de um indentador, de forma semelhante ao ensaio que utiliza a máquina de queda de peso.

vii

Abstract of Dissertation presented to COPPE/UFRJ as a partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science (M. Sc.)

PROCEDURE FOR NUMERICAL ANALYSIS OF LOW VELOCITY IMPACT IN COMPOSITE MATERIAL

Raphael Faustino de Paula

June/2022

Advisors: Julio Cesar Ramalho Cyrino Jorge Luis Martinez Fernández

Department: Ocean Engineering

Fiber-reinforced polymer composites have been used in most engineering structures, they are materials of complex behavior, largely due to fiber-induced anisotropy. The growing use of the composite in industry can be explained by several benefits, such as great resistance to corrosion, low structural weight, great mechanical resistance, and ease of forming for complex geometries. These materials have a brittle behavior, so that when subjected to impact, their mechanical properties can undergo sensitive changes, and there may be multiple failure modes that interact with each other, compromising its structural strength and thus its use. This work aimed at the elaboration of a reliable numerical procedure, to be validated by comparing its results with those existing experiments in the literature, for the identification and analysis of failures present in a composite laminate, especially material failure due to delamination, caused by low velocity impact. The model was built with the resources available by the LS-DYNA and LS-PrePost software. Thus, the finite element analysis model contemplates the laminate under the impact of an indenter, similarly to the test that uses a drop weight machine.

Sumário

1.	Intro	odução	16
	1.1.	Objetivo do Trabalho	20
	1.2.	Estrutura do trabalho	20
2.	Rev	isão Bibliográfica	22
	2.1	Influência dos parâmetros no LVI	22
	2.2	Avaliação de dano devido ao LVI	27
3.	Aná	lise de falha em materiais compósitos	30
	3.1	Modos e mecanismos de falha	30
	3.2	Modelagem de danos em materiais compósitos	33
	3.2.1	Critérios de falha	34
	3.2.1.1	Critério da máxima tensão	34
	3.2.1.2	Critério da máxima deformação	35
	3.2.1.3	Critério de Tsai Wu	36
	3.2.1.4	Critério de Hashin	37
	3.2.1.5	Critério da Chang-Chang	38
	3.3	Análise da falha progressiva	39
4.	Mod	lelagem númerica dos ensaios	47
	4.1	Desenvolvimento	48
	4.2	Ensaios experimentais utilizados	50
	4.2.1	Ensaio experimental 1	50
	4.2.2	Ensaio experimental 2	54
	4.3	Modelo Simplificado	57
	4.4	Modelos de materiais utilizados	58
	4.5	Modelagem das Falhas Esperadas	59
	4.6	Degradação do material	60
	4.7	Tipo de elemento	63
	4.8	Condições Iniciais e de Contorno	64
	4.9	Dinâmica do impacto	66
	4.10	Condição de contato entre os corpos	68
	4.11	Tempo de Análise	70
	4.12	Orientação do material	71
	4.13	Demais ajustes necessários no modelo	72
	4.14	Parâmetros de dano do MAT_58	74

	4.15	Malha do modelo	. 75			
	4.15.1	Influência da malha nos resultados	. 76			
5.	Sim	ulações	. 80			
	5.1	Simulações do ensaio experimental 1	. 80			
	5.1.1	Força de contato	. 80			
	5.1.2	Energia Absorvida	. 81			
	5.1.3	Falhas apresentadas para matriz	. 82			
	5.1.4	Falhas apresentadas para as fibras	. 84			
	5.1.5	Dano devido ao cisalhamento (MAT_58)	. 86			
	5.1.6	Falhas apresentadas entre as lâminas adjacentes	. 86			
	5.2	Simulações do ensaio experimental 2	. 89			
	5.2.1	Força de contato	. 91			
	5.2.2	Energia absorvida	. 94			
	5.2.3	Falhas apresentadas entre as lâminas adjacentes	. 95			
6.	Con	clusões	102			
	6.1	Trabalhos futuros	103			
7.	REF	ERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	105			
APÊNDICE – A						
A	APÊNDICE – B					

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 - Processo de laminação da pá de turbina eólica Fonte: GE Energias
Renováveis16
Figura 1.2 - Máquina de queda de peso Fonte: Sun <i>et al.</i> [3]18
Figura 1.3 Modos de falhas e de danos causados após o impacto. Adaptado de Davies et
<i>al.</i> [7]
Figura 1.4 Exemplo de teste de flexão após o impacto Fonte: Saifullah et al. [9] 20
Figura 2.1 Modos de falha do núcleo, em compósito tipo sanduíche Adaptado de
Arvidson e Miller [16]
Figura 3.1- Direções das cargas atuantes no laminado Adaptado de CW-Composites
World [31]
Figura 3.2 - Modos de falhas da matriz (a) Falha cisalhante devido à compressão na
direção transversal (b) Falha por tração, perpendicular ao carregamento trativo na direção
transversal. Fonte: Andersson e Liedberg [34]
Figura 3.3 Modos de falhas das fibras (a) Falha cisalhante devido à compressão na direção
das fibras (b) Falha por tração, perpendicular ao carregamento trativo na direção
longitudinal. Fonte: Andersson e Liedberg [34]
Figura 3.4 - Falhas comuns devido ao LVI Adaptado de Zhang [36] 32
Figura 3.5 – Sequência de eventos em uma lâmina sujeita a tração transversal Fonte:
Martins [30]
Figura 3.6- Vista isométrica da superfície de falha de um compósito em estado plano de
tensões Fonte: París [41]
Figura 3.7- Curva para um laminado carregado uniaxialmente com sucessivas falhas das
lâminas Adaptado de Gibson [43] 39
Figura 3.8- Principais modelos para degradação após a falha. Fonte: Sleight [33] 40
Figura 3.9- Tensão-deformação com valores para mi Fonte: Matzenmiller et al. [49]. 42
Figura 3.10- Modos da propagação de falha: (a) I – Modo em abertura (Opening mode)
(b) II – Modo em escorregamento (<i>Slinding mode</i>) (c) III – Modo em rasgamento (<i>Tearing</i>
mode) Fonte Whitney et al. [50]
Figura 3.11- Modo I : CP para teste DCB Fonte: ASTM D 5528 [51] 43
Figura 3.12- Modo II: CP para teste ENF Fonte ASTM D7905 [52]
Figura 3.13- Modo III: CP para teste SCB Fonte: STP17722S [53]

Figura 3.14 Lei de tração-separação para modo misto I e II Fonte: Manual de Keywords					
LS-DYNA [11]					
Figura 3.15 Aparato para teste MMB Fonte: MTS System					
Figura 4.1 Análise estrutural do laminado compósito					
Figura 4.2 – Fluxograma de trabalho					
Figura 4.3 - Uso combinado entre LS-PrePost e LS-DYNA para análises numéricas 49					
Figura 4.4 CP e indentador Fonte: Shi et al. [56]					
Figura 4.5 Energia de impacto (7,35 J) e absorvida pelo laminado Fonte: Shi <i>et al.</i> [56]					
Figura 4.6 Força de contato entre o indentador e o laminado Fonte: Shi <i>et al.</i> [56] 52					
Figura 4.7 (a) Radiografia do CP utilizado no ensaio (7,35 J) (b) Superposição da área					
delaminada estimada através da análise numérica dos autores (7,35 J) Fonte: Shi et al.					
[56]					
Figura 4.8 - Modelo numérico Fonte: Feng e Aymerich [58] 55					
Figura 4.9 – Formato e orientação das superfícies delaminadas nas interfaces Fonte: Feng					
e Aymerich [58]					
Figura 4.10 – Quebra localizada das fibras Adaptado de Feng e Aymerich [58] 56					
Figura 4.11 - Delaminação no modelo numérico sujeito a energia de impacto de 8 J					
Adaptado de Feng e Aymerich [58]					
Figura 4.12 - Modelo simplificado para checagem do ensaio experimental de Shi et al.					
[56]					
Figura 4.13 - (a) Delaminação modelada com modelo de material MAT_138 (b)					
Delaminação modelada com contato tiebreak Fonte: Galal [60] 60					
Figura 4.14 - Estado de tensão constante após falha da lâmina Fonte: Feraboli et al. [59]					
Figura 4.15 – Geometria do elemento de casca fina Fonte: Manual teórico do LS-DYNA					
[10]					
Figura 4.16 - Fixação das arestas do CP					
Figura 4.17 - Restrição dos 5 graus de liberdade do indentador					
Figura 4.18 - Velocidade do indentador					
Figura 4.19 - Ponto de massa inserido no indentador					
Figura 4.20 - Carregamento do CP no tempo para diferentes níveis de energia Adaptado					
de Feraboli <i>et al.</i> [61]					

Figura 4.21 - Energia de deformação elástica e energia dissipada do dano Adaptado de Figura 4.22 - Distorção indevida dos elementos da malha (mesh hourglassing) Adaptado de Kalsi [63] 69 do Figura 4.23 _ Contato tipo automático simétrico (AUTOMATIC SURFACE TO SURFACE) Adaptado de Galal [60]......70 Figura 4.24 - Sistemas de coordenadas global, local e do material Adaptado de Galal [60] Figura 4.27 - Comparativo das forças de contato obtidas experimentalmente por Shi et Figura 4.28 - Comparativo das forças de contato obtidas experimentalmente e Figura 4.29 – Comparativo da curva de energia obtida experimentalmente por Shi et al. Figura 4.30 - Comparativo das curvas de energia obtidas experimentalmente e Figura 5.1 – Comparativo da força de contato obtida nos modelos de material com os resultados experimental e numérico de Shi et al. [56] 80 Figura 5.2 - Comparativo das curvas de energia absorvida nos modelos de material Figura 5.4 - Falha para a matriz sob tração (MAT_55-Critério de Tsai Wu)...... 82 Figura 5.6 - Falha para matriz sob compressão (MAT_54-Critério de Chang) 83 Figura 5.7 - Falha para a matriz sob compressão (MAT_55-Critério de Tsai Wu) 83 Figura 5.9 - Falha para as fibras sob compressão (MAT_55-Critério de Tsai Wu)...... 84 Figura 5.10 - Falha para as fibras sob tração (MAT_54-Critério de Chang) 85 Figura 5.11 - Falha para as fibras sob tração (MAT_55-Critério de Tsai Wu 85

Figura 5.15 - Área total delaminada por interface (MAT_54)
Figura 5.16 - Área total delaminada por interface (MAT_55)
Figura 5.17 - Área total delaminada por interface (MAT_58)
Figura 5.18 - Visualização da área delaminada com a opção CONTACT GAP - (a)
MAT_54 (b) MAT_55 (c) MAT_58
Figura 5.19 - Modelo numérico para análise com energia de impacto de 4 J/8 J91
Figura 5.20 - Comparativo para força de contato entre o ensaio experimental e numérico
de Feng e Aymerich [58] e os modelos de material (4 J)
Figura 5.21 - Comparativo para força de contato entre o ensaio experimental e numérico
de Feng e Aymerich [58] e os modelos de material (8 J)
Figura 5.22 - Posição das interfaces no modelo do ensaio experimental 2
Figura 5.23 - Área das interfaces delaminadas MAT_54 (4 J)95
Figura 5.24 - Área das interfaces delaminadas MAT_54 (8 J)96
Figura 5.25 - Área delaminada nas interfaces do CP sujeito a energia de 4 J 100
Figura 5.26 - Área delaminada nas interfaces do CP sujeito a energia de 8 J 100
Figura 5.27 - Falha localizada da fibra na lâmina de topo (0°) com energia de 8J 101
Figura 0.1 –Parâmetros de entrada e definições dos modelos MAT_54 e MAT_55 Fonte:
Feraboli <i>et al</i> [59]
Figura 0.1 - Malha com elementos de 1mm ao centro 112
Figura 0.2 - Malha com elementos de 1.1mm ao centro 112
Figura 0.3 - Malha com elementos de 1.3mm ao centro 113
Figura 0.4 - Malha com elementos de 1.65mm ao centro 113

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 Propriedades mecânicas do laminado de fibra de carbono/epóxi Fonte: Shi et a				
[56]	51			
Tabela 2 Propriedades mecânicas do elemento coesivo Fonte: Zhou et al. [57]	51			
Tabela 3 Delaminação medida do ensaio e estimada por análise numérica Fonte: S	hi <i>et</i>			
<i>al.</i> [56]	53			
Tabela 4 Propriedades mecânicas das lâminas de grafite/epóxi Fonte: Feng e Ayme	rich			
[58]	56			
Tabela 5 Propriedades mecânicas da interface Fonte: Feng e Aymerich [58]	57			
Tabela 6 - Comparativo do modelo simplificado com o ensaio experimental	58			
Tabela 7 - Parâmetros de ajuste do modelo MAT_58 para o comportamento pós-fa	alha.			
	74			
Tabela 8 - Influência da malha nos resultados	77			
Tabela 9 - Comparativo de máximo de força obtida com utilização dos modelo	s de			
material	80			
Tabela 10 - Comparativo de valores para energia absorvida com utilização os mod	lelos			
de material	81			
Tabela 11 - Área total delaminada	89			
Tabela 12 – Máximo de força com energia de impacto de 4 J	93			
Tabela 13 – Máximo de força com energia de impacto de 8 J	93			
Tabela 14 - Energia interna no CP para impacto de 4 J	94			
Tabela 15 - Energia interna no CP para impacto de 8 J	94			
Tabela 16 - Interface (0/45) do CP sujeito a energia de impacto 4 J	96			
Tabela 17 - Interface (45/-45) do CP sujeito a energia de impacto 4 J	96			
Tabela 18 - Interface (-45/45) do CP sujeito a energia de impacto 4 J	97			
Tabela 19 - Interface (45/0) do CP sujeito a energia de impacto 4 J	97			
Tabela 20 - Interface (0/45) do CP sujeito a energia de impacto 8 J	97			
Tabela 21 - Interface (45/-45) do CP sujeito a energia de impacto 8 J	98			
Tabela 22 - Interface (-45/45) do CP sujeito a energia de impacto 8 J	98			
Tabela 23 - Interface (45/0) do CP sujeito a energia de impacto 8 J	98			

1. INTRODUÇÃO

Os materiais compósitos têm sido usados em muitas das estruturas de engenharia, em grande número nas indústrias aeronáutica, aeroespacial, naval e automotiva, onde estes materiais são usados para conceber estruturas e equipamentos. Estes materiais têm sua crescente utilização, quando comparados aos materiais mais comuns como o aço e o alumínio, devido ao baixo peso da estrutura final e às suas excelentes propriedades mecânicas específicas.

A constituição dos materiais compósitos geralmente se dá por uma fase descontínua e uma fase contínua, sendo a fase descontínua chamada de reforçador, com propriedades mecânicas que a tornam mais resistente e rígida que a fase contínua chamada de matriz. A classificação dos materiais compósitos se divide em 3 principais categorias, baseadas no tipo de material utilizado na matriz, como: poliméricos, cerâmicos e metálicos; e baseada na geometria dos reforçadores, classificam o material compósito em fibrosos, particulados e estrutural (laminados e painéis sanduíche).

O compósito polimérico que será estudado nesse trabalho contempla grande volume de fibras em uma fina camada de matriz polimérica, formando uma lâmina, sua menor estrutura, que em conjunto com outras lâminas dará origem ao laminado, como no processo de laminação mostrado na Figura 1.1Erro! Fonte de referência não encontrada.. Cabe a ressalva que o volume final de fibras a ser utilizado deve ser estudado de forma a não tornar o produto final caro ou, até mesmo, com excesso de peso, indo de encontro a um de seus propósitos de tornar a estrutura de um determinado produto mais leve.



Figura 1.1 - Processo de laminação da pá de turbina eólica Fonte: GE Energias Renováveis

Conforme a destinação do material compósito, alguns meios poderão causar danos severos durante sua operação, ocasionados por determinados tipos de contato. As aeronaves estão sujeitas à colisão com aves durante o voo e pequenos detritos da pista ao decolar e pousar, já os navios quando navegando, podem ter seu casco avariado devido à colisão com objetos flutuantes, abalroamento com outras embarcações ou ainda em manobra de atracação no píer.

Para os exemplos de aplicações descritas acima e tantas outras, faz-se necessário o ensaio do material compósito utilizado na construção desses equipamentos, com análise do dano gerado pelo impacto, de maneira a simular estas situações aos quais estarão sujeitos durante seus respectivos períodos operacionais. Esta análise, apesar de complexa, tem se mostrado promissora e motivante à medida que novos materiais surgem, promovendo o aprimoramento das propriedades mecânicas, conforme novas demandas continuam existindo.

Para este trabalho, o principal problema do material compósito recai sobre a fragilidade que apresenta ao impacto devido à sua baixa resistência a este tipo de evento, pois, após impactado, suas propriedades mecânicas podem sofrer sensíveis alterações, comprometendo sua estrutura e utilização, com possível falha catastrófica.

O impacto em material compósito é um evento estrutural complexo envolvendo múltiplos modos de falhas que interagem entre si, sendo separado em dois principais regimes. O primeiro, corresponde ao impacto de baixa velocidade (*Low Velocity Impact-*LVI), com grande massa, geralmente simulado em ensaio por máquina de queda de peso (Figura 1.2) ou pêndulo, com velocidade incidentes na faixa de 1 a 10 ms⁻¹ (Ismail *et al.*

[1]]). A variação da energia de impacto se dá pela variação da massa e altura do ensaio, cuja duração do contato é tal que toda a estrutura tem tempo suficiente para reação ao carregamento imposto. Segundo Abrate [2], neste regime de LVI a taxa de deformação na região do impacto é da ordem de 10^3 s⁻¹, e 10 s⁻¹ na estrutura fora dessa região, com a quebra da matriz e delaminação como danos predominantes.

O segundo regime, é o impacto de alta velocidade (ou balístico) de pequena massa, simulado com arma a gás, que devido à sua natureza de impacto, com uma complexidade envolvida ainda maior, com a quebra das fibras e a penetração como danos predominantes.



Figura 1.2 - Máquina de queda de peso Fonte: Sun et al. [3].

Existem diversos parâmetros que caracterizam o fenômeno do impacto e do material compósito, onde este último tem seu comportamento diferenciado quando comparado aos materiais metálicos, cujos efeitos de resposta ao impacto são grandes e interdependentes. Como aspectos mais importantes a serem observados, temos:

- Reação ao impacto (força, deflexão e absorção de energia);
- Resistência ao impacto (resistência à avaria); e
- Tolerância ao impacto (propriedades residuais)

Estes três aspectos mencionados são conflitantes entre si, como por exemplo, um material consegue atingir boa absorção de energia do impacto, utilizando mecanismos extensos de dano, levando o mesmo à fraca resistência à avaria e à baixa tolerância ao impacto.

Assim, o comportamento do material varia de acordo com o tipo específico de impacto considerado, nas diversas configurações possíveis (Figura 1.3), com destaque na relação existente entre os parâmetros e a energia absorvida pelo compósito, mostrado por Lopes *et al.* [4][5] e Tita *et al.* [6], que este é o ponto central da pesquisa acadêmica e da indústria, ou seja, saber quais desses parâmetros afetam a melhoria na resistência ao impacto.

São exemplos de parâmetros considerados no LVI: parâmetros do indentador (altura de queda, velocidade, massa, ângulo de incidência com o CP, geometria e massa) e parâmetros do CP (espessura e material dos reforçadores). Uma melhor seleção desses parâmetros irá prover o aspecto desejado para o laminado compósito.



Figura 1.3 Modos de falhas e de danos causados após o impacto. Adaptado de Davies et al. [7]

Este fenômeno está associado à diferentes tipos de energia, onde o total de energia introduzida e transferida para o corpo de prova (CP), ou seja, as energias de impacto e absorvida (interna), são as variáveis essenciais para aferir a reação da estrutura. O dano causado pelo impacto é devido à interação entre a indentação e a deflexão global da estrutura, sendo as trincas na matriz, ruptura das fibras e a delaminação, os danos mais comuns encontrados após o LVI.

O dano devido ao impacto pode não ser visível a olho nu, porém o efeito de degradação da resistência residual pode ser significante. A delaminação, por exemplo, reduz drasticamente a resistência à compressão. Assim, o teste de compressão após impacto (*Compression After Impact* -CAI) é essencial para estruturas projetadas de modo a resistir a este tipo de carregamento, o qual em navios, por exemplo, pode acontecer no

convés. O teste CAI, padronizado pelo norma ASTM D7137 [8], é realizado, após o teste de impacto, com a compressão quase-estática do CP avariado até que seja atingida a falha do laminado.

Em meios navais, muitas estruturas estão sujeitas aos carregamentos de flexão durante sua operação e para aqueles construídos em material compósito, é desejável efetuar o teste de flexão após o impacto (Flexure After Impact - FAI) como meio de aferir a resistência residual à flexão, Saifullah *et al.* [9] (Figura 1.4).



Figura 1.4 Exemplo de teste de flexão após o impacto Fonte: Saifullah et al. [9]

1.1. Objetivo do Trabalho

Este trabalho visa a elaboração de uma metodologia com análise numérica para avaliar o comportamento de um laminado compósito sujeito ao LVI, no que diz respeito à resposta estrutural de forma global da estrutura, com resultados para força de reação e energia absorvida, com a avaliação das falhas comuns a este tipo de evento, com ênfase na delaminação e sua extensão, de modo que os resultados obtidos possam ser comparados e validados pelos ensaios experimentais existentes na literatura.

1.2. Estrutura do trabalho

A divisão deste trabalho consiste em apresentar, no primeiro capítulo, uma breve introdução sobre a necessidade de utilização do material compósito e suas principais

características envolvidas no fenômeno do LVI, com a exposição do principal objetivo a ser alcançado no trabalho: a validação da análise numérica desenvolvida.

O segundo capítulo apresenta uma revisão bibliográfica, contendo trabalhos publicados em variados periódicos, que estudaram o fenômeno do impacto, correlacionando os parâmetros geométricos/mecânicos e seu comportamento, com identificação das falhas apresentadas nos ensaios.

O terceiro capítulo apresenta uma revisão teórica abrangendo o dano em material compósito sujeito a diversos tipos de carregamentos inerentes do LVI, com os principais modos de falha e critérios para identificação.

No quarto capítulo é apresentada uma breve metodologia, com definição do modelo, as considerações levantadas para a simulação e o fluxograma de trabalho que será utilizado para nortear o estudo em tese. É apresentada a utilização do software LS-PrePost para a concepção da modelagem do ensaio, com o modelo para CP e objeto indentador; condições iniciais/contorno e a malha, com uma análise de sensibilidade e os elementos adotados. A construção do modelo teve como base o manual teórico do LS-DYNA [10], além do auxílio de publicações como manual de *Keywords* do LS-DYNA [11], manual do LS-PrePost [12], *workshops* e estudos acadêmicos.

O quinto capítulo aborda a interpretação dos resultados obtidos com utilização do LS-DYNA, com as principais conclusões obtidas ao longo do desenvolvimento e execução deste trabalho, com a apresentação das falhas que o modelo apresentou com a devida comparação entre os critérios de falhas disponíveis no LS-DYNA.

O sexto capítulo apresenta as conclusões e as sugestões para trabalhos futuros.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O impacto é um fenômeno estrutural, que tem seu comportamento afetado pelos diversos parâmetros descritos anteriormente, sejam eles do indentador ou do CP. Para análise dos efeitos do impacto foram avaliados os estudos em que o CP foi atingido pelo indentador, desenvolvendo velocidades que retratem apenas o LVI, com os parâmetros ajustados para este tipo de fenômeno.

Estudos paramétricos do LVI no material compósito mostraram claramente que os efeitos dependem da interação entre os parâmetros envolvidos. Assim, um parâmetro não permanece constante, variando com um segundo parâmetro, mostrando a interação existente entre eles.

2.1Influência dos parâmetros no LVI

De acordo com Echtermeyer *et al.* [13], como primeiro passo, deve ser identificado o evento de impacto mais pertinente antes de efetuar a devida calibração do teste de impacto. Nesta referência, foram especificados os valores para espessura mínima do laminado, com foco na resistência ao impacto, relacionada em sua maioria, como forma de evitar danos devido a objetos flutuantes. Os valores para espessura recomendados foram baseados na experiência de eventos ocorridos, sem a consideração de valores para os carregamentos, porém, navios com as espessuras do casco no intervalo entre 8 e 12 mm não sofreram danos severos devido ao impacto.

Para observação do LVI no âmbito naval, é desejável a utilização de indentadores com formato da cabeça pontiaguda, para que possam reproduzir os eventos reais e cotidianos, ou seja, que traduzam melhor o contato. São exemplos: a queda de contêiner no convés, ou ainda, o repetitivo contato do costado com atracadouros.

Hildebrand *et al.* [14] implementaram o uso de indentador com formato piramidal de base quadrada, considerada a geometria mais adequada para se determinar a resistência ao impacto de compósitos laminados tipo sanduíche, devido sua capacidade de inferir múltiplos modos de falhas com resultados consistentes, com as principais conclusões:

- A geometria piramidal do indentador reproduziu muito bem a natureza do impacto e seus modos de falhas;
- Para a forma piramidal, a área projetada no laminado cresce com a indentação, devido a variação de seção transversal desde a ponta da cabeça até a base e assim,

sua natureza de penetração é completamente diferente da área projetada para a geometria de forma cilíndrica, que se mostra constante;

- A força de penetração e energia envolvida são proporcionais ao raio da ponta do indentador, significando assim, que a ponta da forma piramidal pode penetrar finas camadas com valores baixíssimos ou até difíceis de mensurar;
- Indentadores cilíndricos produzem modos de falhas cisalhantes como dominantes, enquanto usando os piramidais, os modos são múltiplos;
- A delaminação total da face interior pode ocorrer antes da penetração, o que pode ser alterado modificando o tamanho do painel, mas a delaminação também pode ser um amplo e válido mecanismo de absorção de energia.

Neste estudo foi analisado, também, o efeito de se variar a razão das espessuras entre as faces exterior e interior (ou de topo e fundo, respectivamente, sendo a exterior a que recebe o primeiro impacto) dos compósitos tipo sanduíche.

Considerando a face exterior mais espessa, foi mostrada a melhora na resistência à penetração devido ao impacto. Foi observado, também, que um aumento de espessura do núcleo, de 50 mm para 75 mm, a resistência à penetração mostrou um aumento de 9% e 81%, nas faces exterior e interior, respectivamente.

Ainda no mesmo estudo, foi constatado que o efeito da densidade do núcleo para grandes painéis, na resistência ao impacto, foi muito mais significante que os parâmetros do material laminado das faces. Comparando tipos de material do núcleo, o autor mostrou que com a utilização da madeira balsa, a resistência à penetração da face exterior foi superior entre 75-100%, quando comparado ao núcleo de PVC, e entre 10-40% quando comparado ao núcleo do tipo colmeia de alumínio. Similarmente, a resistência da face interior, utilizando a madeira balsa, foi 50-100%, comparado ao núcleo de alumínio, e 10-70% ao núcleo de PVC.

No trabalho de Muscat-Fenech *et al*.[15], foram avaliados os efeitos da geometria do indentador, no qual os formatos hemisféricos, cilíndricos, cônicos e piramidais foram comparados na máquina de queda de peso:

- Máxima força: Cilíndrico>> Piramidal~Cônico > Hemisférico
- Máximo deslocamento: Piramidal ~Cônico>Hemisférico>Cilíndrico

Em termos de resistência à penetração, Arvidson e Miller [16] confirmaram que um laminado com maior fração volumétrica de fibras é o melhor método a ser utilizado para melhorar a resistência. Sutherland e Guedes Soares [17][18] estudaram a influência da espessura de um laminado polimérico de formato circular reforçado com fibra de vidro. Categorizando o comportamento para laminados finos e grossos, a partir da razão entre o diâmetro e a espessura do CP, foi observada a transição entre os dois tipos de comportamentos na razão diâmetro/espessura de aproximadamente 15, com as seguintes observações:

- Placas finas: Aparecimento de delaminação interna, mas sem afetar o comportamento significativamente. Grandes deflexões deram um efeito de rigidez na membrana até a incidência de grande energia que levou a perfuração da face interior.
- Placas grossas: Mostrou significativa deformação devido à indentação e ao cisalhamento. Um comportamento bilinear da força-deslocamento junto à delaminação leva a uma significativa redução de rigidez, seguido por início de falha das fibras da face exterior, permitindo a penetração e/ou falha cisalhante.

Fazendo a análise do comportamento de laminados grossos do tipo sanduíche, Zenkert [19] observou que diante de vários parâmetros testados, o principal modo de deformação foi devido à indentação local, assim, a espessura do laminado foi o principal parâmetro de forma a determinar a rigidez e absorção de energia do painel.

Fragassa *et al.* [20] apresentaram um estudo para modelar numericamente um laminado com fibra de basalto, quando submetido ao ensaio na máquina de queda de peso, comparando assim, o ensaio experimental com a simulação numérica. Foi utilizado o software ANSYS LS-DYNA®, variando a quantidade de lâminas, com foco na calibração dos parâmetros essenciais, inerentes às equações constitutivas, atribuída ao material. Ótima correlação com valores em cerca de 97% com os dados experimentais, como também boa reprodução da indentação, mostrando que, com a rotina adequada, é possível reproduzir numericamente o ensaio de LVI em compósitos poliméricos, reduzindo, consideravelmente, os custos e tempo necessários para simular o fenômeno.

Chen *et al.* [21] apresentaram uma nova aproximação para apurar e otimizar uma estrutura de compósito tipo sanduíche, foram considerados os impactos na direção normal e na direção de 45° com o CP. Para a direção de 45°, os valores para absorção de energia e para o máximo da força de impacto foram maiores quando comparados aos valores obtidos na direção normal, devido ao maior deslocamento do indentador durante a penetração, considerando o ângulo de incidência de 45°.

O modelo e a análise numérica foram conduzidas com auxílio do software ABAQUS®. O desenvolvimento do trabalho destes autores se resume em três principais etapas. A primeira com a elaboração de um modelo em elementos finitos utilizando a mecânica do dano contínuo, de forma a validá-lo com o ensaio experimental de LVI na direção normal. A segunda etapa consta da verificação de efeitos dinâmicos do impacto na direção normal e a 45°, nos quesitos de absorção de energia e comportamento das falhas das estruturas em compósito tipo sanduíche. Como última etapa um estudo paramétrico que permitiu compreender a influência da altura do núcleo tipo colmeia e da espessura das células na resistência ao impacto. Ainda neste estudo, uma função multiobjetivo é utilizada de forma a elevar a absorção de energia para carregamentos na direção normal e a 45°, obtendo como resultado uma melhora na absorção em 12,45% para o impacto na direção normal e 7,9% para direção a 45°.

Al Omari *et al.* [22] apresentaram o desenvolvimento de um ensaio experimental com a máquina de teste Instron950G, de forma a avaliar o comportamento de um laminado compósito submetido ao LVI. Foram utilizados três diferentes tipos de compósitos: aqueles com fibras de carbono, fibra de vidro e um híbrido contendo estas duas. Foi possível avaliar os diversos parâmetros estruturais dos compósitos estudados no quesito da absorção de energia, e, por fim, a utilização de um modelo de elementos finitos com o software ANSYS LS-DYNA®, com a finalidade de otimizar a resistência ao impacto do projeto, baseado nos melhores atributos encontrados no banco de dados dos ensaios experimentais. As principais observações foram as seguintes:

- A quantidade de energia absorvida varia significativamente para variações de espessura de uma lâmina, número de lâminas e sequência de empilhamento;
- Os dados do ensaio experimental mostraram aumento na absorção de energia para laminados com resina fenólica;
- Os compósitos com fibra de carbono e resina epóxi possuem melhor resistência ao impacto quando comparado aos compósitos de fibra de vidro e resina epóxi devido aos maiores níveis de energia absorvida medidos nos compósitos de fibra de carbono e resina epóxi.
- Inspeções visuais mostraram uma larga extensão de dano nos corpos de provas com resinas poliéster e epóxi quando comparados aos mesmos corpos de provas com resina fenólica.

- O efeito do posicionamento das lâminas com fibra de carbono nos laminados híbridos não foi excepcionalmente pronunciado.
- Nos casos numéricos, a simulação com sequência de empilhamento [90/0/45/-45]s foi melhor que a sequência [60/45/-45/-60]s em termos de resistência ao impacto.

Sachse *et al.* [23] pesquisaram a influência que a espessura do laminado possui tanto no início de propagação da falha como na resistência residual após o LVI. Um modelo de elementos finitos foi implementado no ABAQUS®, com a sub-rotina VUMAT, utilizada para definir um modelo constitutivo de comportamento do material de forma explícita. Foi utilizada uma formulação para zona coesiva que leva em consideração:

- i) fricção interna;
- ii) aumento de trinca superficial devido a compressão através da espessura;
- iii) efeitos da taxa de deformação; e,
- iv) diferentes tensões para início do dano, na lei de tração-separação para as camadas delaminadas.

Os principais resultados do artigo são:

- A compressão através da espessura e a dependência da taxa de deformação, passam a não ser desprezíveis com o aumento da espessura do laminado.
- O tamanho e formato da delaminação pode ser previsto através de modelo numérico para laminados de espessura entre 6 e 12 mm com limitações para os laminados de 2 mm de espessura.
- A resistência residual e os modos de falha puderam ser previstos em condição de carregamento de compressão e tração.
- Apesar do aumento contínuo no tamanho da delaminação devido à elevação da energia de impacto, uma redução na resistência residual compressiva foi observada a partir em níveis baixos de energia de impacto.

Em outro estudo de Hildebrand [24], foi observado que adicionando um revestimento à base de elastômero nas superfícies do compósito sanduíche (face exterior e interior), a sua resistência à penetração aumentou. O procedimento descrito se mostrou mais eficiente que aumentar a espessura do laminado na face exterior, provendo a melhora na resistência das faces exterior e interior, em 24% e 8%, respectivamente. A resina vinil-

éster modificada com borracha aumentou a resistência à penetração da face exterior em 28% quando comparada à resina epóxi.

2.2Avaliação de dano devido ao LVI

Zhou *et al.* [25] caracterizaram o comportamento do dano em três estágios para laminados grossos reforçados com fibra de vidro:

- Sem delaminação: Com baixa incidência de energia, restrito na maioria das vezes às trincas na matriz;
- Delaminado: A delaminação surge repentinamente, com uma baixa energia crítica incidente, que após isso espalha-se com o aumento da energia; e
- Danos nas fibras: Em níveis altos de energia as falhas nas fibras ocorrem levando à perfuração.

Assim como nos danos causados à superfície, o núcleo de um laminado tipo sanduíche também pode sofrer danos devido a compressão. Zenkert [19] caracteriza dois principais tipos dessas falhas (Figura 2.1): i) indentação permanente da superfície com trinca e esmagamento do núcleo e ii) formação de vazio na superfície com esmagamento do núcleo.



Figura 2.1 Modos de falha do núcleo, em compósito tipo sanduíche Adaptado de Arvidson e Miller [16]

Foi observado como parte deste estudo do comportamento ao impacto em compósitos laminados grossos e tipo sanduíche:

- Nos compósitos tipo sanduiche com uma larga variedade de materiais para núcleo, o principal modo de falha foi a indentação local ao invés do cisalhamento e flexão global.
- A importância do tamanho e formato do objeto indentador na determinação do modo de falha e a quantidade de energia para falhar. A energia para falhar,

utilizando o indentador de formato cilíndrico foi maior, comparado ao hemisférico.

O artigo escrito por Hung *et al.* [26] apresenta uma investigação experimental da resposta de um compósito polimérico híbrido, reforçado com fibras de carbono e vidro, sendo os principais resultados:

- Diminuição do risco de dano quando utilizada a fibra de carbono nas camadas superficiais, na qual foram avaliados o tamanho da avaria e as deflexões relacionadas ao tipo de carregamento devido ao impacto.
- Danos severos foram encontrados nos CP com fibra de vidro na superfície e carbono ao centro. Foi observado também que grandes deflexões podem gerar falhas no material, os quais induzem substancialmente à delaminação.

Tuo *et al.* [27] investigaram os mecanismos de dano e falha em compósitos laminados finos sujeitos aos carregamentos devidos ao LVI e à CAI. A avaliação do impacto foi feita em 4 níveis diferentes de energia, com a delaminação sendo capturada por scanner ultrassônico. Os deslocamentos envolvidos na compressão pós impacto foram aferidas pelo sistema digital de correlação de imagem em 3D (DIC). Foi proposto um modelo de dano 3D para avaliação da falha interlaminar quanto aos mecanismos do dano e falha no material. Com ótima correlação obtida entre o ensaio experimental e os resultados numéricos.

Os dados provenientes dos ensaios foram utilizados nos resultados numéricos, com uso do software ABAQUS/Explicit, de forma a obter uma nova e mais abrangente avaliação da evolução de falhas em condições de carregamento devido ao LVI e à CAI.

No referido artigo, as principais observações, foram:

- Para a energia de impacto a 15 J, após o contato foi observado uma repentina queda de carga devido a existência de falha das fibras, seguida por uma longa duração do impacto, o que resultou na maior razão de absorção de energia.
- O dano sempre iniciou no ponto de impacto, e se estendeu instantaneamente para as bordas externas;
- Boa correlação do campo térmico ao início e evolução da avaria para os laminados compósitos durante o LVI e CAI; e
- O modelo de elementos finitos baseado na mecânica do dano contínuo, pôde predizer de modo efetivo o comportamento para compósitos laminados finos, quando submetidos ao LVI e CAI.

Uma vez que as consequências de danos oriundos do LVI são de grande interesse, é de extrema importância que esse dano seja quantificado, porém, devido à natureza complexa tanto do fenômeno quanto do material compósito, não é uma tarefa simples e ainda depende de muita pesquisa na área.

A observação visual da área delaminada é possível para laminados monolíticos, reforçados com fibra de vidro, por simples retro iluminação (Arvidson e Miller [16]), entretanto, essa técnica não se aplica aos laminados com fibra de carbono ou painéis tipo sanduíche. Tuo *et al.* [27] puderam constatar que nenhum dano em painéis tipo sanduiche pode ser observado visualmente com clareza, sem a utilização de alguma técnica não destrutiva, para áreas avariadas inferiores a 20 mm².

Jang *et al.* [28] investigaram os mecanismos de danos, devido ao LVI, nos laminados com fibras de carbono, aramida e vidro com resina epóxi, para uma ampla faixa de energia incidente.

Por comparação dos modos de falhas com a história de carregamento, a energia crítica incidente (E_c) foi colocada de modo que acima deste valor, um único impacto provoque delaminação interna que resulta na redução de rigidez e da resistência ao impacto para eventos subsequentes. Essas reduções foram expressas em função do número de impactos. Para valores de energia abaixo de E_c , nenhum dano foi observado até que um número crítico de ciclos de impacto (N_c) fosse atingido.

3.ANÁLISE DE FALHA EM MATERIAIS COMPÓSITOS

3.1 Modos e mecanismos de falha

Devido a importância que este tema representa no fenômeno do impacto, principalmente, na avaliação do dano, uma breve explanação se faz necessária, resumindo os principais aspectos para um melhor entendimento das falhas que podem ocorrer.

Pode-se entender o mecanismo de falha como o fenômeno a nível de material que determina o modo da falha. Dependendo do grau de severidade, um mecanismo de falha pode levar a vários de modos de falha (DNV [29]), configurando um estado da incapacidade de o material compósito cumprir o propósito para o qual foi projetado.

Os mecanismos de falha nos laminados são complexos, logo, uma distinção deve ser feita entre falha catastrófica ou progressiva, como também entre os tipos de falhas e ainda, com ou sem capacidade de reserva de resistência após a falha (Martins [30]). Em determinadas situações, uma sequência de mecanismos de falha pode ser necessária para que ocorra um modo de falha específico, constituindo, assim, um processo de falha progressiva que ocorre nas camadas sujeitas ao carregamento.

A análise de resistência clássica dos laminados está baseada na consideração de que o material está submetido a um campo de tensão bidimensional cujas cargas atuantes estão contidas no plano do laminado, ou seja, a falha não é predominada por modos de falha que ocorrem fora do plano da lâmina. Na Figura 3.1 estão as direções das cargas atuantes no laminado.



Figura 3.1- Direções das cargas atuantes no laminado Adaptado de CW-Composites World [31]

Além dos modos de falha intralaminar e translaminar (Figura 3.2 e Figura 3.3), que ocorrem no plano da lâmina, na matriz e fibra, respectivamente, existem os mecanismos de falha interlaminares, entre as lâminas adjacentes, que podem estar presentes no laminado, sendo o mais notável deles o conhecido como delaminação (Sun *et al.* [32]). A delaminação pode ser atribuída tanto a anomalias na fabricação, durante a laminação ou cura, como decorrente de efeitos do carregamento fora do plano da lâmina (Sleight [33]).



Figura 3.2 - Modos de falhas da matriz (a) Falha cisalhante devido à compressão na direção transversal (b) Falha por tração, perpendicular ao carregamento trativo na direção transversal. Fonte: Andersson e Liedberg [34].



Figura 3.3 Modos de falhas das fibras (a) Falha cisalhante devido à compressão na direção das fibras (b) Falha por tração, perpendicular ao carregamento trativo na direção longitudinal. Fonte: Andersson e Liedberg [34].

Abrate [35] apontou a dificuldade em predizer, com acurácia, a distribuição da quebra da matriz. Os danos na matriz, como sua quebra e descolamento das fibras, são o começo de outros mecanismos de falha e podem induzir à delaminação da interface.

Zhang [36] publicou em seu trabalho um padrão típico dos danos induzidos em um laminado compósito sujeito ao LVI, como ilustrado na Figura 3.4, que interagem entre si, porém com os danos na matriz ocorrendo antes que a delaminação das interfaces, com as seguintes características relatadas pelo autor:

(1) Dano devido ao contato, relacionado como esmagamento (*crushing*), pode se estender por até 3 lâminas;

(2) Quebra da matriz na face do impacto devido a deformações geradas pela compressão;

(3) Fratura da matriz da última lâmina, devido às deformações geradas pela tração;

(4) Delaminação interna devido às tensões de cisalhamento transversal; e

(5) Delaminação devido à quebra da matriz da última lâmina.



Figura 3.4 - Falhas comuns devido ao LVI Adaptado de Zhang [36]

Apesar de não citado por Zhang [36], as falhas das fibras também podem ocorrer no LVI. Estas falhas são precursoras da falha catastrófica como a penetração quando o laminado estiver sujeito a altos níveis de energia de impacto. As primeiras falhas geralmente ocorrem na quebra da matriz e seu descolamento das fibras, com posterior delaminação presente nas interfaces. A delaminação e a quebra da matriz representam até 60% de degradação da resistência compressiva do laminado (Abrate [35] e Zhang [36]).

O estudo da evolução dos danos em uma lâmina compósita é necessário para correta compreensão da progressão da falha. Os primeiros danos em uma lâmina ocorrem geralmente na matriz, sujeita ao carregamento de tração transversal, compressão transversal ou por cisalhamento (Martins [30]).

A Figura 3.5 permite acompanhar a sequência de eventos em uma lâmina sob o carregamento de uma tensão de tração transversal (σ) até ela atingir seu limite de aplicação, com acúmulo de danos mostrados nos estágios A, B, C e D:

i) A - Lâmina descarregada;

- ii) B Aparecimento e início do crescimento de micro danos na lâmina;
- iii)C Aglutinação de micro trincas, formando a trinca macroscópica na lâmina; e
- iv)D Aumento da trinca macroscópica como também do aparecimento de outras na lâmina.



Figura 3.5 - Sequência de eventos em uma lâmina sujeita a tração transversal Fonte: Martins [30]

Havendo a ocorrência de falha na matriz, no modelo de análise, um fator de degradação deve ser aplicado às propriedades elásticas, o qual pode variar a partir de 1 (sem redução da rigidez) até, por exemplo, 0,3 (rigidez residual), assim, a rigidez do material é reduzida de acordo com a carga aplicada, Deuschle [37].

3.2 Modelagem de danos em materiais compósitos

No estudo e projeto de materiais compósitos, podem ser utilizadas as seguintes abordagens, necessitando da combinação de algumas, para a correta modelagem de danos, (Donadon *et al.* [38]):

- Critério de falha;
- Método do desconto das lâminas;
- Mecânica do dano contínuo;
- Mecânica da fratura; e
- Plasticidade.

Os critérios de falha foram inicialmente desenvolvidos para compósitos com fibras unidirecionais, e sua utilização em projetos de laminados compósitos permite identificar a primeira lâmina a falhar, sendo assim, um critério conservador, porém ignora a capacidade de reserva de resistência após a falha inicial. Não havendo a falha catastrófica, uma análise de falha progressiva deve ser conduzida a partir da falha inicial, empregando o método do desconto das lâminas, a mecânica do dano contínuo ou ainda a mecânica da fratura.

A plasticidade apresenta limitações em seu emprego, sendo adequada apenas para compósitos termoplásticos (Knight [39]).

3.2.1 Critérios de falha

A avaliação do comportamento mecânico de um material, por meio de um critério de falha, determina que este material conserva suas propriedades, enquanto grandezas observadas não excederem os valores últimos, o que pode ser traduzido como uma forma binária do fenômeno, descartando o aspecto evolutivo dele. Embora incompleta, esta ferramenta é extremamente útil para o dimensionamento das estruturas devido a sua relativa simplicidade.

Os critérios de falha existentes para a lâmina são basicamente fenomenológicos, ou seja, baseada em observações experimentais e medições das tensões e deformações, sob condições de carregamentos simples, em que não é feita uma descrição detalhada do processo de falha. Os critérios de falha podem ser expressos em termos dos parâmetros de resistência do material, referentes aos eixos principais (Daniel e Ishiai [40]):

- Limite de resistência à tração longitudinal, X_T;
- Limite de resistência à compressão longitudinal, X_C;
- Limite de resistência à tração transversal à fibra, Y_T;
- Limite de resistência à compressão transversal à fibra, Y_C;
- Limite de resistência ao cisalhamento da lâmina, S₁₂; e
- Limite de resistência ao cisalhamento transversal da lâmina, S₂₃

A seguir, são apresentados alguns critérios de falha, utilizados na análise numérica, conforme modelo de material utilizado no software LS-DYNA.

3.2.1.1 Critério da máxima tensão

De acordo com o critério da máxima tensão, a falha ocorre quando pelo menos uma componente da tensão, ao longo de um eixo principal da lâmina, excede o limite de resistência correspondente àquela direção, expressa na forma de três subcritérios (Daniel e Ishiai [40]):

$$Falha = \begin{cases} \sigma_1 \ge X_T \\ \sigma_1 \le -X_C \end{cases} ou \begin{cases} \sigma_2 \ge Y_T \\ \sigma_2 \le Y_C \end{cases} ou |\tau_{12}| \ge S_{12} \end{cases}$$
(1)

Onde $\sigma_1 e \sigma_2$ são as componentes de tensão ao longo das direções longitudinal, transversal às fibras $e \tau_{12}$ a componente de tensão no plano da lâmina.

3.2.1.2 Critério da máxima deformação

O critério da máxima deformação é análogo ao critério da máxima tensão, com a falha ocorrendo quando pelo menos uma componente da deformação, ao longo de um eixo principal da lâmina, excede a deformação limite naquela direção. Este critério é expresso na forma de três subcritérios (Daniel e Ishiai [40]):

$$Falha = \begin{cases} \varepsilon_1 \ge \varepsilon_{1T} \\ \varepsilon_1 \le -\varepsilon_{1C} \end{cases} ou \begin{cases} \varepsilon_2 \ge \varepsilon_{2T} \\ \varepsilon_2 \le -\varepsilon_{2C} \end{cases} ou |\gamma_{12}| \ge \gamma_{12}^{\hat{}} \end{cases}$$
(2)

Onde ε_1 , $\varepsilon_2 e \gamma_{12}$ são os componentes de deformação correspondentes as componentes de tensão σ_1 , σ_2 . e τ_{12} , respectivamente. Com ε_{1T} e ε_{1C} representando as deformações limites na direção longitudinal para tração e compressão; ε_{2T} e ε_{2C} as deformações na direção transversal; e $\gamma_{12}^{^{\prime}}$ a deformação cisalhante limite no plano da lâmina.

Para aplicação deste critério a um dado estado plano de tensões, as componentes de tensão ao longo dos eixos principais são obtidas pela transformação de tensão e, então, as correspondentes componentes de deformação são obtidas por meio das relações tensão-deformação da lâmina (Daniel e Ishiai [40]):

$$\varepsilon_{1} = \frac{\sigma_{1}}{E_{1}} - v_{21} \frac{\sigma_{2}}{E_{2}} = \frac{1}{E_{1}} (\sigma_{1} - v_{12} \sigma_{2})$$

$$\varepsilon_{2} = \frac{\sigma_{2}}{E_{2}} - v_{12} \frac{\sigma_{1}}{E_{1}} = \frac{1}{E_{1}} (\sigma_{2} - v_{21} \sigma_{1})$$

$$\gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G_{12}}$$
(3)

Onde E_1 e E_2 são os módulos de elasticidade na direção longitudinal e transversal, respectivamente e G_{12} o módulo de cisalhamento, com v_{12} e v_{21} representando os coeficientes de Poisson

3.2.1.3 Critério de Tsai Wu

A hipótese básica deste critério de resistência é a existência de uma superfície de falha no espaço de tensões, dada pela seguinte equação escalar (París [41]):

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \qquad i, j = 1, 2, \dots, 6 \tag{4}$$

Onde os termos lineares das tensões consideram as possíveis diferenças entre as resistências de tração e compressão. F_{ij} (i \neq j) são constantes de interação entre os componentes de tensões e a magnitude de seus valores indica o grau dessa interação. As magnitudes dos termos de interação devem, no entanto, satisfazer a seguinte condição:

$$F_{ii}F_{jj} - F_{ij}^2 \ge 0 \quad (i, j = 1, 2, \dots, 6)$$
(5)

A equação acima descreve um elipsóide no espaço de tensões. Esta condição impõe que a superfície de falha intercepte cada eixo no espaço de tensões, sendo assim, uma superfície "fechada" (Figura 3.6).



Figura 3.6- Vista isométrica da superfície de falha de um compósito em estado plano de tensões Fonte: París [41]

No caso de materiais compósitos ortotrópicos, o critério de Tsai Wu, torna-se:
$$F_{1}\sigma_{1} + F_{2}\sigma_{2} + F_{6}\sigma_{6} + F_{11}\sigma_{1}^{2} + F_{22}\sigma_{2}^{2} + F_{66}\sigma_{6}^{2} +$$

$$2F_{12}\sigma_{1}\sigma_{2} + 2F_{16}\sigma_{1}\sigma_{6} + 2F_{26}\sigma_{2}\sigma_{6} = 1$$
(6)

A forma reduzida do critério de Tsai Wu para o estado plano de tensões, quando aplicado no sistema de coordenadas principal do material e desconsiderando-se todos os termos nulos:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 +$$

$$2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 = 1$$
(7)

Um dos métodos mais simples para a determinação dos coeficientes de interação normal F_{12} é a utilização de CP uniaxiais, cujas fibras sejam orientadas com ângulos prédeterminados com relação à direção da carga aplicada. Assim, aplicando-se uma tensão uniaxial σ_x , os componentes de tensões no sistema principal do material, σ_1 , σ_2 e σ_6 são obtidos pelas relações de transformação, e assim obtém-se F_{12} .

3.2.1.4 Critério de Hashin

Hashin [42] propôs um critério de falha dividido em subcritérios, representando um conjunto de formas capazes de identificar diferentes modos de falha do material. Trata-se de um critério de falha para compósitos com fibras unidirecionais, transversalmente isotrópicos, baseado no polinômio quadrático de tensões.

Esse critério considera quatro modos principais: Tração e compressão das fibras e matriz. Os termos de interação como F_{12} , levados em conta no critério de Tsai Wu, não aparecem nesse critério, devido aos modos de falha da fibra independerem da tensão σ_2 e dos modos de falha da matriz serem desassociados de σ_1 . Para os casos em estado plano de tensões, o critério fica da seguinte forma:

Falha da fibra em tração

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \text{ se } \sigma_1 > 0$$

Falha da fibra em compressão

 $\sigma_1 = -X_C$ se $\sigma_1 < 0$

Falha da matriz em tração

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \ se \ \sigma_2 \ > 0 \tag{(9)}$$

Falha da matriz em compressão

$$\left(\frac{\sigma_2}{2S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right]\frac{\sigma_2}{Y_c} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \text{ se } \sigma_2 < 0$$

3.2.1.5 Critério da Chang-Chang

Este critério apresenta algumas modificações com relação ao critério proposto por Hashin [42], como a implementação do fator de tensão cisalhante β , que permite definir a influência do cisalhamento na condição de falha por tração na fibra. Para $\beta = 1$, o critério para falha da fibra sob tração, se iguala ao critério de Hashin, quando $\beta = 0$, a equação do critério se reduz ao critério da máxima tensão, para situações intermediárias um valor de β deve ser ajustado. Neste trabalho, o valor de β foi zerado pois foi percebido que não exerceu influência neste modo de falha da fibra.

Quando alguma das condições de falha, descritas abaixo, são excedidas, as propriedades elásticas correspondentes na lâmina são reduzidas a zero:

Falha da fibra em tração (se $\sigma_1 \ge 0$)

 $\left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \beta \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 - 1 \quad \left\{ \begin{array}{c} \ge 0 \ falha \\ < 0 \ elástico \\ \text{Com a falha: } E_1 = E_2 = G_{12} = v_{12} = v_{21} = 0 \end{array} \right.$

Falha da fibra em compressão (se $\sigma_1 < 0$) $\left(\frac{\sigma_1}{X_c}\right)^2 - 1 \quad \left\{ \begin{array}{c} \geq 0 \ falha \\ < 0 \ elástico \\ \text{Com a falha: } E_1 = v_{12} = v_{21} = 0 \end{array} \right.$

Falha da matriz em tração (se
$$\sigma_2 \ge 0$$
)
 $\left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 - 1 \quad \left\{ \begin{array}{c} \ge 0 \ falha \\ < 0 \ elástico \end{array} \right.$ (10)

Com a falha: $E_2 = G_{12} = v_{21} = 0$

Falha da matriz em compressão (se
$$\sigma_2 < 0$$
)
 $\left(\frac{\sigma_2}{2S_{12}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{12}}\right)^2 - 1\right]\frac{\sigma_2}{Y_c} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 - 1 \quad \left\{\begin{array}{c} \ge 0 \ falha \\ < 0 \ elástico \\ \text{Com a falha: } \text{E}_2 = \text{G}_{12} = v_{12} = v_{21} = 0\end{array}\right.$

3.3 Análise da falha progressiva

No enfoque de falha progressiva de um laminado, após a falha de uma lâmina, ocorre a redução da rigidez do laminado, com aumento nas tensões e deformações nas lâminas remanescentes. Na análise de falha na primeira lâmina e das lâminas subsequentes, a matriz de rigidez deve ser modificada após a falha de cada lâmina para refletir os efeitos na resposta do material, um exemplo disso está disposto na Figura 3.7.



Figura 3.7- Curva para um laminado carregado uniaxialmente com sucessivas falhas das lâminas Adaptado de Gibson [43]

Existem diversos modelos de degradação do material após a falha inicial, alguns mais consolidados na literatura têm sido propostos para análise de falha progressiva (Sleight [33]).

Grande parte destes modelos para degradação recaem em duas principais categorias, mostradas na Figura 3.8: descarregamento instantâneo e descarregamento gradual.



Figura 3.8- Principais modelos para degradação após a falha. Fonte: Sleight [33]

Para o caso do descarregamento instantâneo, a propriedade do material associada com o modo de falha é degradada instantaneamente a zero, ao passo que no descarregamento gradual, a propriedade do material associada com o modo de falha é degradada gradualmente até atingir zero (Sleight [33]).

No método do desconto das lâminas, a degradação da rigidez é realizada promovendo a redução das propriedades elásticas nas camadas, tipicamente reduzindo E_1 para falha nas fibras, E_2 e G_{12} para falha transversal ou por cisalhamento na matriz, de forma repentina ou progressiva (Camanho [44]).

Assim, nos modelos baseados no desconto das lâminas danificadas, uma ou mais propriedades do material da região com dano são igualadas à zero ou reduzidas a uma fração dos seus valores originais. Fatores de degradação são utilizados para definir uma porcentagem da rigidez retida pelo material.

Sleight [33] descreve uma estratégia simples para realizar a degradação gradual das propriedades do material através da abordagem do desconto das lâminas com dano:

$$E_{11novo} = \alpha E_{11prévio}$$

$$E_{22novo} = \alpha E_{22prévio}$$

$$G_{12novo} = \alpha G_{12prévio}$$

$$v_{12novo} = \alpha v_{12prévio}$$

$$v_{21novo} = 0$$
(11)

onde $\alpha = 10^{-n}~(0 \le n \le 20$, n = número inteiro)

Para n = 0, as propriedades não são degradadas. Contudo, se n = -1 as propriedades do material são degradadas em 10% a cada vez que uma falha ocorre. O modelo de Sleight é um dos exemplos para predizer a resposta não linear e a falha de estruturas em laminado compósito.

A mecânica do dano contínuo, originalmente desenvolvida por Kachanov [45] e Rabotnov [46], é o método mais implementado, de forma a capturar o comportamento não linear dos laminados, devido à acumulação de danos (Schuecker e Pettermann [47]). Nessa abordagem é colocada uma variável de dano cuja representação é para a densidade superficial das descontinuidades no material e que leva diretamente ao conceito de tensão efetiva.

A tensão efetiva pode ser entendida como a tensão aplicada ao material em um estado fictício, no qual se encontra totalmente livre de dano e que, efetivamente, suporta as forças atuantes no material. Este estado fictício é assumido ser mecanicamente equivalente ao estado de dano real do material, através de uma variável interna de dano.

A variável interna de dano representa uma degradação média do material, a qual reflete os vários tipos de danos a nível microscópico como nucleação e crescimento de vazios, trincas, micro trincas e outros tipos de defeitos (Kattan e Voyiadjis [48]).

Matzenmiller *et al.* [49] propuseram um modelo constitutivo (Matzenmiller-Lubliner-Taylor -MLT) baseado no uso da função de Weibull, comumente utilizada em análise da confiabilidade, para cálculo do tempo médio de falha para um determinado dispositivo. No modelo MLT, esta função é utilizada para descrever a natureza estatística dos defeitos internos e a resistência última de um feixe de fibras dentro de uma lâmina. Existe a possibilidade de se implementar o modelo MLT no LS-DYNA, para caracterizar o comportamento de amolecimento do material após o início do dano, porém será abordado, posteriormente, as dificuldades encontradas para tal. A redução no módulo de elasticidade é expressa em termos do parâmetro de dano associado $\overline{\omega_i}$ (manual teórico – LS-DYNA [10]:

$$E_i' = (1 - \overline{\omega_i})E_i \tag{12}$$

$$\overline{\omega_{i}} = 1 - exp(-r_{i}^{m_{i}}/m_{i}) \quad r_{i} \ge 0 \quad i = 1,...,6$$
 (13)

Onde E_i representa o módulo de elasticidade inicial; E'_i é o módulo de elasticidade reduzido; r_i representa o limite do dano computado a partir das funções de dano associadas às falhas na fibra, matriz e delaminação; e m_i são os parâmetros de dano do material que são assumidos independentes da taxa de deformação.

A Figura 3.9, mostra essa redução da rigidez apresentada na Equação 12, representado pela reta onde é indicado o descarregamento da lâmina e novo carregamento, agora com a rigidez da lâmina degradada através do parâmetro de dano $\overline{\omega_i}$.

A função de dano é formulada de modo a levar em conta a resposta não linear da lâmina, incluindo encruamento inicial e subsequente amolecimento além da tensão última do material (manual teórico – LS-DYNA [10]). O dano é ativado quando r > 0, significando o início dele, após aplicado um carregamento.



Figura 3.9- Tensão-deformação com valores para m_i Fonte: Matzenmiller *et al.* [49]

Para maiores valores de m_i , a resposta se aproxima do comportamento linear elástico seguida do frágil amolecimento com pouco módulo de pós falha retido, o que retrata pouca capacidade de carregamento pós falha. Em contraste, valores pequenos de m_i provém uma resposta dúctil, com carregamentos mantidos em estágios pós falha.

Os critérios baseados na mecânica da fratura são amplamente utilizados para análise da delaminação, onde a partir de uma trinca ou falha inicial, sua propagação é possível, a partir da energia liberada devido à deformação, gerando uma nova superfície da fratura, atingindo valores de energia que pode se tornar crítica, o que pode levar à falha final do material. A energia crítica pode ser aferida através dos ensaios experimentais de fratura ou estimada em análise numérica que simule o ensaio desejado. São três os principais modos de análise: I, II e III (Figura 3.10).

O modo I (carregamento normal ao plano), é o mais comum na análise de comportamento da trinca ou falha e o mais crítico para falha devido a delaminação (Whitney *et al.* [50]). Tem-se o ensaio de viga dupla em balanço DCB (*Double Cantilever Beam*, Figura 3.11), como exemplo de um dos testes mais utilizados para esse modo.

Para ensaio do modo II (cisalhamento no plano) tem-se o Teste de Flexão em três apoios (ENF - *End Notched Flexure*) ilustrado na Figura 3.12 e para o modo III (cisalhamento fora do plano), o ensaio de separação em balanço (SCB - *Split Cantilever Beam*) representado na Figura 3.13. É preciso destacar que pode ocorrer a combinação dos efeitos descritos acima, ocasionando mais de um modo de falha.



Figura 3.10- Modos da propagação de falha: (a) I – Modo em abertura (*Opening mode*) (b) II – Modo em escorregamento (*Slinding mode*) (c) III – Modo em rasgamento (*Tearing mode*) Fonte Whitney *et al.* [50]



Figura 3.11- Modo I : CP para teste DCB Fonte: ASTM D 5528 [51]



Figura 3.12- Modo II: CP para teste ENF Fonte ASTM D7905 [52]



Figura 3.13- Modo III: CP para teste SCB Fonte: STP17722S [53]

Os valores críticos de energia de fratura são obtidos efetuando a falha total do CP, e no diagrama de tração-separação (Figura 3.14) são equivalentes à área compreendida por essas curvas.

Para as aplicações estruturais dos compósitos, o crescimento da delaminação durante o LVI ocorre geralmente em modos mistos de carregamento (*mixed-mode delamination*), ou seja, que envolve mais de um modo no evento. Analisando puramente em modos I, II e III, o início da delaminação na interface das lâminas pode ser determinado pela simples comparação das componentes de tração com os respectivos valores máximos onde se dá o início da separação.

Entretanto, sob modo misto de carregamento, o início do dano e correspondente comportamento de amolecimento do material pode ocorrer antes que qualquer um dos componentes de tração atinja seus valores máximos (Figura 3.14).



Figura 3.14 Lei de tração-separação para modo misto I e II Fonte: Manual de Keywords LS-DYNA [11]

Sendo T e S as trações máximas na direção normal e tangencial, respectivamente; δ^0 a separação que ocorre em um regime elástico (quando o valor T e S são atingidos) e δ^F a separação após o amolecimento, com degradação da rigidez, onde ocorre a falha completa do material; e β a razão de modo misto entre as separações em modo I e II ($\beta = \delta_{II}/\delta_I$).

Grande parte dos critérios propostos para crescimento da delaminação, consideram apenas os modos I e II em suas formulações do modo misto (Figura 3.14). Será mostrado no item 4.10 que a falha por delaminação analisada neste trabalho foi implementada utilizando o tipo de contato entre lâminas adjacentes, que permite analisar esta falha no LS-DYNA, com utilização da formulação proposta por Benzeggagh e Kenane [54](Equação 14):

$$\delta^{F} = \frac{2}{\delta^{0} \left(\frac{1}{1+\beta^{2}} EN + \frac{\beta^{2}}{1+\beta^{2}} ET\right)} \left[GIC + (GIIC - GIC) \left(\frac{\beta^{2} \cdot ET}{EN + \beta^{2} \cdot ET}\right)^{|\eta|} \right]$$
(14)

Sendo EN a rigidez normal ao plano e ET a rigidez no plano do elemento coesivo; GIC e GIIC as energias de fratura para modo I e II, respectivamente. O expoente η é obtido experimentalmente no teste de modo misto em flexão (*Mixed Mode Bending test* -MMB) (Figura 3.15) em diferentes razões dos modos de fratura (Equação 15):



Figura 3.15 Aparato para teste MMB Fonte: MTS System

$$G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_T}\right)^{\eta} = G_C \text{ , onde } G_T = G_I + G_{II}$$
⁽¹⁵⁾

Sendo G_C a taxa de energia liberada e G_T a soma das energias liberadas para modo I e II.

Os valores encontrados nos ensaios para energias críticas, tração e separação são dados de entrada no software, para predição da falha interlaminar.

4. MODELAGEM NÚMERICA DOS ENSAIOS

O impacto é um fenômeno estrutural complexo que engloba múltiplos modos de falha, assim, uma importante ferramenta para se obter uma melhor representatividade do fenômeno é a adoção de uma metodologia que faça a devida distinção dos passos necessários para a análise do comportamento.

A metodologia envolvida na análise numérica do LVI, para materiais compósitos, se baseia na elaboração de um modelo de elementos finitos que possa simular o comportamento estrutural do material compósito com boa aderência ao ensaio experimental. Na Figura 4.1, estão representadas, de forma resumida, as etapas que englobam a análise estrutural do laminado compósito sujeito ao impacto.



Figura 4.1 Análise estrutural do laminado compósito

Para correta compreensão do ensaio experimental, foi utilizada a norma da ASTM D7136/D7136M-05 [55] como referência, que define os padrões necessários para a correta análise do evento do LVI, apresentando os requisitos para os suportes do CP, dimensões e características do CP/indentador, especificações para a máquina de queda de peso propriamente dita, entre outros aspectos.

4.1 Desenvolvimento

A execução deste trabalho foi dividida em quatro principais estágios, na seguinte ordem:

(1) Pesquisa de trabalhos na área, contendo ensaios experimentais do LVI, com resultados considerados satisfatórios e que disponibilizasse a maior quantidade de parâmetros para a modelagem numérica, que seriam dados de entrada necessários;

(2) Construção de um modelo simplificado, com utilização do software LS-PrePost, representado a espessura total do laminado por uma superfície com elementos do tipo casca fina. Com checagem dos resultados para força de contato e energia absorvida, em comparação com o ensaio experimental selecionado;

(3) Cálculo das simulações numéricas, já com o modelo mais completo, com a definição da malha de elementos finitos utilizando elementos de casca fina para o laminado e indentador. Nesta etapa, foi efetuada a calibração do modelo, para correto ajuste da resposta dinâmica aos carregamentos aos quais o CP estaria sujeito; e

(4) Validação da análise numérica mediante a interpretação dos resultados, em comparação ao ensaio experimental escolhido como referência para o trabalho.

A metodologia aplicada a esta análise está resumida e apresentada no fluxograma da Figura 4.2.



Figura 4.2 – Fluxograma de trabalho.

Para a análise numérica do LVI, existem diversos softwares disponíveis, porém o LS-DYNA se destaca juntamente com o software ABAQUS, como os mais adequados para o processamento da análise dinâmica de estruturas utilizando materiais complexos, sujeitas a grandes deformações em curtos períodos, cujo comportamento é fortemente não linear. Foi optado pela utilização do LS-DYNA (versão LS-971 R11.1), devido a melhor aplicabilidade como explicada acima, e pela disponibilidade na UFRJ para pronta utilização. Assim, o LS-DYNA foi implementado como processador da análise (solver) e o software LS-PrePost como pré e pós processador da análise, utilizados para a modelagem neste trabalho, onde os macro estágios de utilização dos softwares citados, podem ser visualizados na Figura 4.3.



Figura 4.3 - Uso combinado entre LS-PrePost e LS-DYNA para análises numéricas

A modelagem do ensaio de LVI deve ser tal que permita a melhor aproximação do que ocorre fisicamente com boa correlação da análise numérica com os ensaios experimentais. Em contrapartida, esta solução requer a utilização de uma malha refinada, com a utilização de uma grande quantidade de elementos sólidos e modelos de materiais (presentes no LS-DYNA) que melhor traduza o comportamento dinâmico do conjunto CP e indentador.

Como consequência, o tempo de análise passa a ser elevado, com o agravante de que muitos parâmetros mecânicos de entrada para estes modelos de material (capazes de se aproximarem da física do problema) não estejam disponíveis. Para utilização desses modelos, a depender do parâmetro desejado, haveria ainda a necessidade da realização de ensaios experimentais adicionais.

Sendo assim, foram consideradas algumas simplificações do modelo, tornando exequível este trabalho, de modo que o distanciamento para os resultados experimentais seja traduzido em uma diferença satisfatória. As configurações que simplificam o modelo são:

- Modelo de material para as lâminas que considere a quantidade de parâmetros requeridos compatível aos fornecidos pelos ensaios experimentais, reduzindo a margem de erro devido à falta de parâmetros;
- Utilização de elementos do tipo casca fina tanto para o indentador como para o CP, reduzindo assim o tempo computacional;
- O indentador é modelado como corpo rígido, não sendo consideradas as tensões e deformações neste corpo, pois o comportamento a ser analisado será o do CP; e
- Para modelos gerados com elementos de tamanho pequenos, o refino da malha será efetuado apenas na região do impacto, de forma que o custo computacional não seja muito impactado.

4.2 Ensaios experimentais utilizados

4.2.1 Ensaio experimental 1

Nesta seção serão explanadas as características do primeiro ensaio experimental escolhido de Shi *et al.* [56], com os principais resultados obtidos, além dos resultados da análise numérica que foi validada no próprio estudo. Os autores utilizaram um CP, manufaturado com fibras de carbono e resina epóxi, de geometria circular com diâmetro de 75 mm, em sequência de empilhamento [0/90]_{2s}, com espessura de lâmina igual a 0,25 mm, totalizando a construção de um laminado com 2 mm, composto por 8 lâminas (Figura 4.4).



Figura 4.4 CP e indentador Fonte: Shi et al. [56]

As propriedades mecânicas referentes ao laminado, disponibilizadas no artigo, encontram-se na Tabela 1 e na Tabela 2 encontram-se as propriedades dos elementos coesivos da interface, disponível no estudo de Zhou *et al.* [57].

Densidade(kg/m ³)	1600		
Propriedades Ortotrópicas	$\begin{array}{c} E_1 = 153 \text{ GPa}; \ E_2 = E_3 = 10,3 \text{ GPa} \\ \nu_{12} = \nu_{13} = 0,3; \ \nu_{23} = 0,4 \\ G_{12} = G_{13} = 6 \text{ GPa}; \ G_{23} = 3,7 \text{ GPa} \end{array}$		
Resistência mecânica (MPa)	$X_{T}=2537; X_{C}=1580; Y_{T}=82;$ $Y_{C}=236$ $S_{12}=90; S_{23}=40$		

Tabela 1 Propriedades mecânicas do laminado de fibra de carbono/epóxi Fonte: Shi et al. [56]

Tabela 2 Proprieda	les mecânicas (do elemento	coesivo F	onte: Zhou	et al.	[57]
				011001		

Módulo de elasticidade (MPa)	EN=ES=ET=5000
Resistência mecânica (MPa)	T=S=30
Energia de Fratura(N/mm)	GIC=0,6; GIIC=2,1

Onde EN, ES e ET representam a rigidez normal ao plano, fora do plano e no plano, respectivamente. T e S as trações máximas na direção normal e tangencial, GIC e GIIC as energias de fratura para modo I e II, respectivamente.

A velocidade de impacto utilizada foi de 3,83 m.s⁻¹ e a massa do indentador de 1 kg, correspondendo, este conjunto, a uma energia de impacto de 7,35 J. Shi *et al.* [56] também utilizaram outros dois valores de massa para o indentador, com valores de 1.5 kg e 2 kg, de forma a variar a energia de impacto no sistema, totalizando as energias de 11,03 J e 14,7 J, respectivamente. Os valores encontrados para energia durante o ensaio estão dispostos na Figura 4.5, considerando a energia de impacto de 7,35 J, onde a curva vermelha representa os valores do ensaio e a curva azul os resultados numéricos. Esse comparativo é efetuado novamente para força de contato, ilustrado na Figura 4.6, também para energia de impacto de 7,35 J.



Figura 4.5 Energia de impacto (7,35 J) e absorvida pelo laminado Fonte: Shi et al. [56]



Figura 4.6 Força de contato entre o indentador e o laminado Fonte: Shi et al. [56]

O método de inspeção não destrutivo (NDE) por radiografia em raios X foi utilizado nos painéis pelos autores, mostrando quebra transversal da matrix (*cracking*), quebra da matriz paralela às fibras (*splitting*) e delaminação no formato de amendoim (*peanut shaped delamination*), ilustrados na Figura 4.7a, e para comparação os autores fizeram a superposição das áreas delaminadas, mostrada na Figura 4.7b, onde a região vermelha indica as áreas delaminadas.



Figura 4.7 (a) Radiografia do CP utilizado no ensaio (7,35 J) (b) Superposição da área delaminada estimada através da análise numérica dos autores (7,35 J) Fonte: Shi *et al.* [56]

A quantidade de dano presente nos CP do ensaio foi mais extensa com o aumento da energia de impacto, como esperado. As áreas danificadas obtidas experimentalmente e numericamente pelos autores estão apresentadas na Tabela 3. Segundo os autores, as estimativas numéricas das áreas onde o compósito delaminou, foram sempre menores, quando comparadas às delaminações medidas nos ensaios, para todos os valores de energia.

Energia de impacto	Área Delaminada (mm ²)				Área Delaminada (mm ²)	
1 _	Ensaio Experimental	Análise Numérica				
7,35	80,36	48				
11,03	190,46	141				
14,7	314	251				

Tabela 3 Delaminação medida do ensaio e estimada por análise numérica Fonte: Shi et al. [56]

4.2.2 Ensaio experimental 2

De forma que o modelo desenvolvido neste trabalho fosse melhor apurado, foram utilizados os parâmetros do ensaio experimental e os resultados obtidos no ensaio experimental de Feng e Aymerich [58].

Este ensaio de impacto utilizou como CP um laminado composto por 10 lâminas dispostas na sequência de empilhamento e orientações: [0₃/45/-45]_s, manufaturado com o material Texipreg ® HS300/ET223 (grafite/epóxi). O formato para os CP era retangular de dimensões 65 mm x 87,5 mm, com espessura total de 3,2 mm.

O indentador para o teste de LVI era do tipo com a cabeça hemisférica com massa de 2340 g e diâmetro de 12,5 mm. A abertura nas placas suporte de aço era de 45 mm x 67,5 mm, de modo que esta foi a área útil utilizada na modelagem. As energias de impacto nos ensaios foram de 1 J, 2 J, 4 J, 5.6 J, 6 J, 8 J e 8.4 J.

Os valores para energia absorvida e deslocamento foram obtidos por integração numérica dos valores da força no tempo. Após os testes, os tamanhos e formatos das áreas danificadas foram visualizados através da radiografia dos CP.

Além do ensaio experimental, Feng e Aymerich [58] efetuaram a análise com dois tipos de modelos numéricos, um contendo modelo de fratura somente para a falha interlaminar e outro modelo de dano completo, com dados de energia de fratura também para falha intralaminar.

A modelagem utilizada pelos autores contou com a utilização do software ABAQUS, com utilização de um modelo de falha progressiva baseado na mecânica do dano contínuo, combinado com interfaces utilizando elementos coesivos, de forma a se obter a resposta estrutural do modelo e os mecanismos internos de falha. As leis constitutivas para modelos de dano foram implementadas através da inserção de sub-rotinas VUMAT no código, definindo o comportamento mecânico do material. A malha contou com elementos refinados ao centro, com tamanho de 0,5 mm e no restante com elementos de 1 mm, este modelo pode ser observado na Figura 4.8. Pode-se perceber que diferentemente do modelo anterior de Shi *et al.* [56], as interfaces foram analisadas apenas entre as lâminas adjacentes onde ocorre mudança de orientação das fibras, totalizando 4 interfaces compostas por elementos coesivos sem espessura.



Figura 4.8 - Modelo numérico Fonte: Feng e Aymerich [58]

A partir da radiografia efetuada nos CP do ensaio experimental, Feng e Aymerich [58] fizeram a comparação com os resultados do modelo reduzido e completo com o formato e a extensão das áreas delaminadas mostradas na Figura 4.9, obtidos para energia de impacto de 5.6 J.



Figura 4.9 – Formato e orientação das superfícies delaminadas nas interfaces Fonte: Feng e Aymerich [58]

Dentre os danos intralaminares obtidos pelos autores, a fratura da fibra localizada foi comparada a radiografia do CP utilizado no ensaio experimental, com localização na lâmina de topo (0°)(Figura 4.10). Para a delaminação, Feng e Aymerich [58] forneceram dentre outros resultados a geometria e a extensão deste tipo de falha, conforme a localização da interface, quando simulando com energia de impacto de 8 J (Figura 4.11).



Figura 4.10 – Quebra localizada das fibras Adaptado de Feng e Aymerich [58]



Figura 4.11 - Delaminação no modelo numérico sujeito a energia de impacto de 8 J Adaptado de Feng e Aymerich [58]

As propriedades mecânicas do laminado utilizado por Feng e Aymerich [58], encontram-se nas Tabela 4 e Tabela 5, com valores para as lâminas e interfaces, respectivamente.

Densidade(kg/m ³)	1600		
Propriedades Ortotrópicas	$\begin{array}{c} E_1 = 122 \text{GPa}; \ E_2 = E_3 = 6,2 \text{GPa} \\ \nu_{12} = \nu_{13} = 0,35; \ \nu_{23} = 0,5 \\ \text{G}_{12} = \text{G}_{13} = 4,4 \text{GPa}; \ \text{G}_{23} = 3,7 \text{GPa} \end{array}$		
Resistência mecânica (MPa)	X_T =1850; X_C =1470; Y_T =29; Y_C =140 S_{12} =90; S_{23} =40		

Tabela 4 Propriedades mecânicas das lâminas de grafite/epóxi Fonte: Feng e Aymerich [58]

Módulo de elasticidade (GPa/mm)	EN=120; ES=ET=43
Resistência mecânica (MPa)	T=30 S=80
Energia de Fratura(N/mm)	GIC=0,52; GIIC=0,90

Tabela 5 Propriedades mecânicas da interface Fonte: Feng e Aymerich [58]

4.3 Modelo Simplificado

Foi desenvolvido um modelo simplificado para o ensaio experimental de Shi *et al.* [56], de modo a verificar se os resultados para força e energia obtidos para este modelo seriam condizentes com os valores do ensaio. O indentador e o laminado tiveram suas malhas construídas com a utilização dos elementos de casca fina, visto na Figura 4.12.



Figura 4.12 - Modelo simplificado para checagem do ensaio experimental de Shi et al. [56]

De forma a representar as lâminas deste laminado, foi utilizada na modelagem com a opção PART_COMPOSITE, presente no LS-PrePost, em uma estrutura de *single shell*, ou seja, o laminado construído em apenas uma superfície de elementos de casca fina, possibilitando a subdivisão desta superfície na espessura total do laminado em quantas lâminas fossem necessárias, segundo a ordem de empilhamento e as suas respectivas orientações.

Como todas as lâminas estão representadas por uma única superfície, a delaminação não pode ser modelada. Para isto cada lâmina deveria ser disposta separadamente, e uma condição de contato entre as lâminas adjacentes deveria ser utilizada, com a falha para delaminação.

Efetuadas as simulações numéricas deste modelo simplificado, os resultados foram comparados ao ensaio experimental de Shi *et al.* [56], para valores de força de contato entre o CP e o indentador e energia absorvida pelo CP após o impacto. Os resultados para força de contato e energia absorvida apresentaram valores satisfatórios, comparados ao ensaio experimental (Tabela 6).

Tabela 6 - Comparativo do modelo simplificado com o ensaio experimental

Força de Contato			Energia Absorvida		
Ensaio	Análise	Modelo	Ensaio	Análise	Modelo
Experimental	Numérica	Simplificado	Experimental	Numérica	Simplificado
	do estudo			do estudo	-
3,4kN	3,25kN	3,63kN	5,5J	4,1J	4,7J
Diferença	4%	-7%	Diferença	25%	14,4%

4.4 Modelos de materiais utilizados

O LS-DYNA possui uma grande quantidade de modelos de materiais disponíveis para serem implementados nas mais diversas aplicações e análises que o software permite. Os modelos de materiais definem basicamente o comportamento elástico, de falha e pós falha dos elementos. As propriedades mecânicas dos materiais (exemplos: resistência última, módulo de elasticidade e deformação para falha) que são representados por estes modelos são determinadas experimentalmente.

Para o estudo do LVI que envolvem o material compósito, a quantidade de modelos de materiais para representar o CP é igual a sete. Alguns desses modelos necessitam de uma grande quantidade de parâmetros, ou ainda, existe a restrição com relação à sua utilização, onde ela será permitida apenas aos usuários que possuírem o complemento de licença, como o caso do MAT_161/162 (modelo de material de propriedade intelectual da *Materials Sciences Corporation* - MSC). Com base no Manual de Keywords [11], os modelos de materiais para utilização no LS-DYNA são os seguintes:

MAT_022- COMPOSITE DAMAGE

MAT_054/055 – ENHANCED_COMPOSITE DAMAGE MAT_058/158 – LAMINATED_COMPOSITE_FABRIC/RATE_SENSITIVE MAT_059 – COMPOSITE FAILURE_MODEL MAT_161/162 – COMPOSITE_MSC (licença adicional)

MAT_261 – LAMINATED_FRACTURE_DAIMLER_PINHO MAT_262 – LAMINATED_FRACTURE_DAIMLER_CAMANHO

Para modelar a delaminação, os modelos de materiais que podem ser utilizados para o comportamento interlaminar são os seguintes:

MAT_138 – COHESIVE_MIXED_MODE MAT_184 – COHESIVE_ELASTIC MAT_185 – COHESIVE_TH MAT_186 – COHESIVE_GENERAL MAT_240 – COHESIVE_MIXED_MODE_ELASTO_PLASTIC_RATE MAT_169 – MAT_ARUP_ADHESIVE

Dentre estes modelos de materiais, os modelos MAT_22, MAT_54/55 possuem modelos de falha progressiva com o método de desconto das lâminas para degradar as propriedades elásticas do material. Os modelos MAT_58, MAT_158, MAT_161/162, usam a mecânica do dano contínuo para degradar as propriedades elásticas após a falha (Feraboli *et al.* [59]).

Com os dados fornecidos pelo estudo de Shi *et al.* [56] e Feng e Aymerich [58], foi preciso utilizar um modelo de material neste trabalho compatível com estes parâmetros disponíveis. Então, foi optado pela utilização dos modelos de material MAT_054/055 e MAT_58 para as lâminas do compósito. Estes modelos são amplamente utilizados em estudos nestes tipos de análises numéricas envolvendo o LVI. Partindo da modelagem do indentador como corpo rígido, o modelo de material adequado foi o MAT_020 – RIGID.

A tabela com a descrição completa do modelo de material MAT_54/55, contendo todos os seus parâmetros, está no APÊNDICE – A, sendo um extrato do estudo de Feraboli *et al.* [59].

4.5 Modelagem das Falhas Esperadas

Conforme descrito no Capítulo 3, as falhas esperadas no laminado compósito, sujeito ao evento do LVI, podem ser categorizadas nas falhas interlaminares, translaminares e intralaminares, sendo que as falhas intralaminares estão presentes na matriz, as translaminares nas fibras e as interlaminares entre lâminas adjacentes. Dentre as falhas intralaminares, a delaminação é o tipo de falha com maior foco para este modelo.

Quando utilizando o modelo de MAT_54, o critério de falha utilizado para os danos da matriz e fibras foi o de Chang-Chang. As equações que representam os 4 modos de falhas para tração e compressão das fibras e matriz estão descritas no item 3.2.1.5. De forma a comparar os resultados deste trabalho, o critério de Tsai Wu, presente no modelo de material MAT_55, também foi utilizado.

A análise para delaminação pode ser modelada de duas formas: utilizando o modelo de zona coesiva (*Cohesive Zone Model* -CZM), Figura 4.13(a), com implementação do modelo de material MAT_138 e por meio de contato que contenha critério de falha análogo ao utilizado pelo MAT_138, efetuando a união dos nós entre lâminas adjacentes (*Tiebreak contact option* 11), visto na Figura 4.13(b).

A observância de falha por delaminação neste trabalho ocorrerá quando há carregamento superior às forças de coesão dos elementos, com a energia envolvida superando às energias críticas de falha. Estas energias críticas para falha são obtidas nos ensaios de fratura, para esta modelagem proposta no trabalho, e seus valores correspondem as áreas sob as curvas das forças de tração e separação conforme foi ilustrado na Figura 3.14.



Figura 4.13 - (a) Delaminação modelada com modelo de material MAT_138 (b) Delaminação modelada com contato *tiebreak* Fonte: Galal [60]

4.6 Degradação do material

Os mecanismos de degradação elástica do material foram citados no Capítulo 3, e quando utilizando o modelo de material MAT_54 apenas impedem que a lâmina que falhou receba aumento de carga, ao invés de reduzir as tensões a zero ou a um valor próximo disso. As equações usadas pelo MAT_54 (Equação 17) para determinar as tensões no elemento nas direções 1 e 2 no enésimo passo de tempo (*timestep*) mostram esse mecanismo, onde, com a falha da lâmina, as propriedades constitutivas da matriz de rigidez [C] são zeradas, mas as tensões no *timestep* imediatamente anterior permanecem inalteradas, isso produz um estado de tensão constante na curva tensão-deformação, seguido da falha (Figura 4.14), esse comportamento plástico ocorre somente quando a resistência do material é atingida antes da falha devido a deformação (Feraboli *et al.*[59]):



Figura 4.14 - Estado de tensão constante após falha da lâmina Fonte: Feraboli et al. [59]

Os parâmetros para redução da resistência, presentes neste modelo, são os chamados FBRT (*Softening factor for fiber tensile strenght after matrix failure*) e o YCFAC (*Softening factor for fiber compressive strenght after matrix failure*), usados para degradar a resistência inicial das fibras caso ocorra a falha da matriz por compressão. Essas reduções das resistências simulam, então, os danos causados às fibras devido a falha da matriz, através das seguintes equações:

$$X_T = X_T^* * FBRT \tag{18}$$

$$X_C = Y_C^* * Y C F A C \tag{19}$$

Onde o asterisco indica valores iniciais para resistência. Por *default* do software FBRT=1 e YCFAC=2.

O parâmetro FBRT define, então, a porcentagem perdida na resistência inicial da fibra após a falha, assim seu valor varia entre 0 e 1, onde o valor zero representa a falha por completo e 1 que as fibras mantiveram seus valores iniciais para resistência. O parâmetro YCFAC usa o valor inicial de resistência da matriz Y_C para determinar o dano a resistência compressiva das fibras, ou seja, este fator depende tanto de valores para resistência compressiva das fibras como da matriz. Onde o valor da resistência residual não pode exceder o valor da resistência inicial do compósito na direção das fibras, sob compressão ($X_C^* \ge Y_C^* * YCFAC$), onde o asterisco indica o valor inicial de resistência. Esses parâmetros não possuem significado físico, dificultando sua determinação através de ensaios experimentais, e precisam ser determinados através de ajustes no modelo. Os valores utilizados após calibração foram FBRT=0.95 e YCFAC=1.2, que aparecem na faixa de valores de Feraboli *et al.* [59].

Para simulações que envolvem o esmagamento do material (*Crush Simulations*), o parâmetro SOFT é o fator de redução utilizado para este tipo de solicitação do modelo de material, que reduz a resistência dos elementos imediatamente a frente da ocorrência do esmagamento, de maneira a simular a propagação do dano a partir desta fronteira de esmagamento. A degradação da resistência então é aplicada aos 4 valores de resistência do material, presentes no MAT_54, mostrado a seguir:

$$\{X_T, X_C, Y_T, Y_C\} = \{X_T, X_C, Y_T, Y_C\}^* * SOFT$$
(18)

Assim, utilizando este parâmetro de degradação, com a redução dos valores de resistência do material, é possível alcançar boa estabilidade da simulação durante o esmagamento através do "amolecimento" no carregamento de transição entre os elementos da coluna ativa e os próximos (Feraboli *et al.* [59]). Os valores para o SOFT variam entre 0 e 1, onde SOFT=1 significa que os elementos mantêm a resistência inicial e não há ocorrência de amolecimento. Este parâmetro não foi ajustado pois precisaria do valor positivo de TFAIL (valor de *timestep* para delete do elemento) para ser ativado, parâmetro este que não foi utilizado.

Os parâmetros para degradação FBRT, YCFAC e SOFT apesar de reduzirem os valores de resistência até zero, nenhum deles faz com que as tensões das lâminas que falharam sejam zeradas, comportamento real que é esperado nessas lâminas. Apesar disso, existem 5 (cinco) valores críticos para deformação que reduzem as tensões nas lâminas a zero, são eles:

Valores de deformação para falha da fibra sob tração - DFAILT, e sob compressão – DFAILC;

- Valores de deformação para falha da matriz (tração e compressão) DFAILM;
- Valores de deformação para falha devido ao cisalhamento DFAILS, e
- Valor de deformação para falha sem significado físico, representado pelo parâmetro chamado EFS (*effective failure strain*), com EFS=0 neste trabalho.

Quando os 4 (quatro) primeiros valores de deformação não forem conhecidos, devido a não realização de ensaio para tal, o LS-DYNA permite o uso do parâmetro EFS, reduzindo as tensões na lâmina a zero quando a deformação em qualquer direção, exceder o valor de EFS, dado por:

$$EFS = \sqrt{\frac{4}{3}(\varepsilon_{11}^2 + \varepsilon_{11}\varepsilon_{22} + \varepsilon_{22}^2 + \varepsilon_{12}^2)}$$
(19)

Onde ε_{11} , ε_{22} e ε_{12} são as deformações na direção longitudinal, transversal e de cisalhamento no plano, que ocorrem durante a simulação.

4.7Tipo de elemento

No trabalho, a construção do modelo foi efetuada com o elemento de casca fina (SHELL163), identificado no software como ELEMENT_SHELL. Foi utilizada a formulação 2 (FORMULATION 2 - Belytschko-Tsay), recomendada para a análise com elementos de casca fina devido a sua robustez (Manual teórico do LS-DYNA [10]).

O elemento de casca fina SHELL163 é indicado para realizar a análise em estruturas de pequenas espessuras, a moderadamente espessas, sendo adequado para análises lineares e não lineares, com grandes rotações e deformações. Este tipo de elemento (Figura 4.15), permite o carregamento no plano e na direção normal, sendo constituído por 4 nós que contém os graus de liberdade para as translações, acelerações, velocidades e as rotações em torno dos eixos x, y e z (coordenadas do elemento).



Figura 4.15 - Geometria do elemento de casca fina Fonte: Manual teórico do LS-DYNA [10]

4.8 Condições Iniciais e de Contorno

Neste item, estarão dispostas as condições iniciais bem como a inserção das condições de contorno para o modelo referente ao ensaio experimental de Shi *et al.* [56] com o procedimento análogo para o modelo do ensaio experimental de Feng e Aymerich [58]. As condições de contorno aplicadas consideram que as laterais do CP são fixas de modo que reproduzam a condição de fixação do ensaio experimental, que utiliza 4 grampos, restringindo a translação nas três direções e 2 placas suportes (posicionadas nas partes superior e inferior do CP), com furo ao centro de 75 mm, restringindo também a rotação em todas as direções. Assim a condição de contorno para o CP modelado, é a fixação lateral nos 6 graus de liberdade (Figura 4.16).



Figura 4.16 - Fixação das arestas do CP

Reproduzindo as condições da máquina de queda de peso, a condição de contorno para o indentador é a de restrição para 5 graus de liberdade, permitindo somente a translação na direção Z (Figura 4.17).



Figura 4.17 - Restrição dos 5 graus de liberdade do indentador

As condições iniciais se resumem ao objeto indentador, já que este é o responsável pela transferência de energia ao CP. A velocidade do indentador é inserida por meio do caminho ENTITY CREATION \rightarrow INITIAL \rightarrow VELOCITY presente no LS-PrePost, selecionando todos os nós da malha do indentador, e em V_z (velocidade na direção Z), atribuindo a intensidade de -3.83 mm/ms (Figura 4.18). Foi colocado, também, um ponto de massa no centro de gravidade do indentador, com valor de 1kg, de forma que seja obtida a energia de impacto 7.35J (Figura 4.19).Este foi o valor de energia escolhido para comparação após as simulações.

O indentador foi posicionado o mais próximo possível do CP, dentro da tolerância do programa, sem que haja o de contato indesejado, com penetrações iniciais indevidas entre nós do indentador e laminado, antes do início da análise.



Figura 4.18 - Velocidade do indentador



Figura 4.19 - Ponto de massa inserido no indentador

4.9 Dinâmica do impacto

Em um ensaio experimental de LVI, quando a energia de impacto é suficientemente alta, os valores observados de força crítica (onde pode ser observado a primeira falha com mudança de rigidez do material) e força máxima (maior valor medido no ensaio) podem não coincidir (curva 3 da Figura 4.20). Em contrapartida, para níveis baixos da energia de impacto, os valores de força máxima e crítica coincidem (curva 2 na Figura 4.20), e para níveis ainda mais baixos, as forças perdem a sua significância, ao passo que a falha não ocorre e o valor para força máxima, é apenas um indicativo de impulso elástico (curva 1 da Figura 4.20) (Feraboli *et al.* [61]).



Figura 4.20 - Carregamento do CP no tempo para diferentes níveis de energia Adaptado de Feraboli *et al.* [61]

A energia de impacto é devido à energia cinética do objeto indentador e, assim, com relação direta à massa e à velocidade deste imediatamente antes do impacto, que pode sofrer uma pequena diferença da energia calculada pelo software. Essa diferença nos ensaios é devida a fricção durante a queda, o que costuma ser desprezado.

Após esse impacto inicial, o CP através dos mecanismos de falha, abordados no Capítulo 3, absorve parte desta energia, sendo representada pelo platô que se forma na curva de energia, observado na Figura 4.21. A partir dos valores para força de contato medidos no ensaio, a curva de energia pode ser plotada, com o cálculo de valores utilizando a Equação 20.

$$E_a(t) = \frac{m(v_i^2 - v(t)^2)}{2} + mg\delta(t)$$
(20)

Onde, $\delta(t)$ representa o deslocamento do indentador no tempo, v_i a velocidade de impacto e v(t) a velocidade do indentador no tempo, m é a massa e g a aceleração da gravidade.

Segundo Zhou *et al.*[62], no processo do impacto, uma pequena fração da energia de impacto é dissipada devido à fricção, entretanto, grande parte da energia se transformará em energia de deformação elástica através da deformação elástica do laminado, que será dissipada devido às oscilações do laminado. A parte restante de energia será absorvida pelo laminado, através do processo de acumulação do dano, chamada então de energia absorvida do laminado, cuja distribuição pode ser observada na Figura 4.21.



Figura 4.21 - Energia de deformação elástica e energia dissipada do dano Adaptado de Zhou et al. [62]

4.10 Condição de contato entre os corpos

Esta etapa no processo de modelagem deve ser feita com atenção de forma a evitar que haja um comportamento não esperado entre os objetos que serão impactados, como, por exemplo, quando um objeto passa pelo outro como se não houvesse uma barreira física à frente para interação. Assim, a principal função das formas de contato presente no LS-DYNA é permitir a correta interação entre os elementos das malhas. Existem no referido software, 35 tipos diferentes de algoritmos para as mais variadas formas de contato.

Os tipos de contatos utilizados na análise numérica do impacto geralmente utilizam de método chamados *PENALTY BASED* que efetuam o cálculo de forças de contato e perda de rigidez, após a penetração inicial. Os métodos *PENALTY BASED* são bastante estáveis e não costumam provocar distorções indevidas na malha como *mesh hourglassing* (Figura 4.22) e são aplicáveis tanto a corpos deformáveis como a corpos rígidos.



Figura 4.22 - Distorção indevida dos elementos da malha (mesh hourglassing) Adaptado de Kalsi [63]

Com a utilização do manual teórico e de Keywords do LS-DYNA [10][11], os tipos de contato que foram implementados no trabalho que utilizam o método PENALTY BASED são os identificados no software como AUTOMATIC_SURFACE_ TO_SURFACE e AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_ TIEBREAK.

A seleção das superfícies de contato foi feita através das partes dos objetos (PART IDs) que representam as lâminas e indentador, onde são esperados que ocorram as interações. Para o contato tiebreak, foram selecionadas a PART ID da lâmina superior com a PART ID da lâmina imediatamente inferior, já para o contato entre indentador e laminado, foram selecionadas as PART IDs que representavam o objeto indentador e a primeira lâmina.(superfície que recebe o impacto).

Na análise do impacto, deve-se ter cautela para que haja distinção entre o objeto mestre e o escravo (*master/slave*). Entretanto, os contatos do tipo AUTOMATIC_ SURFACE_TO_SURFACE, utilizam o tratamento em dois caminhos de forma simétrica (Figura 4.23), pois efetua os cálculos em ambas as direções, então uma distinção entre mestre e escravo não é importante, apesar de se elevar o tempo computacional nesse sentido. É o método mais robusto e o recomendável pelo desenvolvedor do software para o impacto entre superfícies.



Figura 4.23 - Contato do tipo automático simétrico (AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE) Adaptado de Galal [60]

O contato entre indentador e o CP é feito pelo AUTOMATIC_ SURFACE_TO_SURFACE e para representar a interação entre as lâminas adjacentes, o contato AUTOMATIC_ONE_WAY_ SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK, que serão explicados a seguir.

Com o tipo de contato AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_ SURFACE_TIEBREAK é gerada a conexão entre os nós das lâminas adjacentes que permite a transmissão tanto de forças de tração como de compressão. A falha que ocasiona a perda dessa conexão é estimada através da formulação de Benzeggagh e Kenane [54], com a lei de tração-separação bilinear. Para este tipo de contato, foram utilizados os dados disponíveis para as interfaces, apresentados na descrição dos ensaios de Shi *et al.* [56] e Feng e Aymerich [58].

4.11 Tempo de Análise

O tempo de simulação foi de 5 milissegundo, seguindo o valor utilizado por ambos os modelos numéricos de Shi *et al.* [56] e Feng e Aymerich [58]. O passo mínimo de integração (*timestep*) é calculado de forma automática pelo software de forma que não haja instabilidade principalmente nos contatos gerados da interface entre lâminas. O *timestep* pode ser alterado de forma a mitigar possíveis instabilidades que venham a ocorrer, utilizando a ferramenta CONTROL_TIMESTEP e inserindo o valor manualmente.

4.12 Orientação do material

Esta etapa da modelagem é de extrema importância, uma vez que se o material for orientado erroneamente, o comportamento dinâmico não irá condizer com o esperado, com o carregamento ocorrendo sob outra orientação, podendo o CP apresentar falhas em direções distintas àquelas esperadas. Para estabelecer a orientação correta, é preciso destacar que existem três sistemas de coordenadas envolvidas, definidas na modelagem, conforme Figura 4.24: o sistema GLOBAL, LOCAL e do MATERIAL.



Figura 4.24 - Sistemas de coordenadas global, local e do material Adaptado de Galal [60]

Utilizando elementos de casca fina, a orientação das fibras (MATERIAL) pode ser determinada de diversos modos:

(1) Na opção MANGLE (Após definido os vetores para o elemento-MAT_54, CARD 3 e 4).

(2) Com a modelagem do CP em uma *single shell*, utilizando o PART_COMPOSITE, conforme mostrado no modelo simplificado.

(3) Diretamente nos elementos gerados, através do caminho: ELEMENT_ TOOLS→ELEMENT_EDITING→DIRECTION→SOLID,TSHELL→VECTOR→RO TATE (o procedimento deve ser feito em cada lâmina manualmente).

Neste trabalho, foi efetuada a inserção manual das orientações das fibras de 0° e 90°, de acordo com a sequência de empilhamento $[0/90]_{25}$, para o modelo do ensaio de Shi *et al.* [56]. Para o modelo do ensaio de Feng e Aymerich [58], as orientações das fibras também foram inseridas manualmente, nos ângulos de 0°, 45° e -45°, na sequência de empilhamento $[0_3/45/-45]_{5}$.

4.13 Demais ajustes necessários no modelo

Algumas configurações adicionais no modelo foram necessárias e utilizadas para uma melhor calibração na busca de valores satisfatórios. Os ajustes que serão descritos foram recomendações obtidas do Webinar de Galal [60] e posteriormente no manual teórico do LS- DYNA [10]:

- CONTROL_ACCURACY: Com a opção INN (*Invariant node numbering*) ajustada para elementos de casca, o sistema de coordenadas do material é atualizado automaticamente, seguindo a rotação do sistema de coordenadas do elemento. Este ajuste se fez necessário uma vez que a orientação do sistema de coordenadas da lâmina é sensível à deformação no plano devido ao cisalhamento.
- CONTROL_SHELL: Com a opção LAMSHT (*Laminated Shell Theory*), a suposição incorreta da deformação constante e uniforme por cisalhamento através da espessura da casca é corrigida. Apesar da recomendação ser mais aplicável aos compósitos tipo sanduíche, onde as camadas apresentam diferentes constantes elásticas, foi utilizado por não ser um ajuste exclusivo deste tipo de compósito, evitando-se que os resultados pudessem apresentar uma rigidez elevada.

Para traçar os gráficos dos resultados, foi necessária a utilização de alguns comandos (*keywords*), com os respectivos ajustes, para a melhor amostragem dos resultados na interpretação deste tipo de análise. Essas *keywords* foram inseridas no modelo, quando ele estava em construção no LS-PrePost, e os arquivos de saída gerados para o pós-processamento, possuem extensão D3PLOT e INTFOR, ambos do tipo binário. Os comandos utilizados para plotagem estão contidos na opção DATABASE (MODEL and PART > KEYWORD MANAGER) e foram os seguintes:

- BINARY_D3PLOT: Especificar o intervalo de tempo entre os dados de saída dos arquivos D3PLOT, neste trabalho foi colocado em 0.05.
- ASCII option:
 - ATDOUT (*automatic tiebreak damage*): Plotagem da área delaminada total e energia dissipada no tempo para cada interface.
 - GLSTAT (*global statistics*): Estatísticas globais do modelo, para os diferentes tipos de energias envolvidas e a velocidade em x, y e z.
- MATSUM (*material energy summary*): Resultados para energia, velocidade, deslocamento entre outros, relativos ao material, separados, assim, por partes do modelo.
- RCFORC (*resultant contact forces*): Arquivo com a resultante das forças de contato para as superfícies do escravo e mestre (slave/master) para cada interface de contato. As forças são escritas no sistema de coordenadas global.
- NCFORC (nodal contact forces): Semelhante ao RCFORC, porém o arquivo contém as forças de contato em cada nó. Nos contatos TIEBREAK, as opções SPR (slave sides for interfaces forces) e MPR (master sides for interfaces forces) devem ser iguais a 1 (um) para que sejam gerados estes arquivos com a reações dos nós do escravo e mestre.
- SLEOUT (*sliding interface energy*): Energia de contato entre as interfaces geradas.
- BINARY_INTFOR: Especificar o intervalo de tempo entre os dados de saída dos arquivos INTFOR, neste trabalho foi colocado em 0.05. Estes arquivos ainda precisam de um de comando adicional "s=" na linha de execução de forma a identificar os arquivos INTFOR gerados, este comando é inserido na janela do LS-RUN, software usado para rodar o solver do LS-DYNA.
- EXTENT_INTFOR: Ajuste necessário para os arquivos de extensão INTFOR com plotagem do afastamento entre os nós (CONTACT_GAP), e assim, representam o término de interação do contato da interface entre lâminas adjacentes. Assim como no NCFORC, as opções SPR e MPR devem estar iguais a 1.
- EXTENT_BINARY: Para a plotagem das falhas é necessário ativar a opção *"extra history variables"* em cada ponto de integração (NEIPS - *number of integration points for shells*), colocando o valor de variáveis extras necessárias para este trabalho igual a quatro, ou seja, os principais modos de falhas das fibras e matriz para os modelos de material MAT_54 e MAT_55, e no caso do modelo de material MAT_58, com os dados disponíveis, somente as três primeiras variáveis foram obtidas, representando o dano na direção longitudinal, transversal e devido ao cisalhamento.

4.14 Parâmetros de dano do MAT_58

As análises construídas com os modelos de material MAT_54 e MAT_55, utilizam o método do desconto, para análise da falha progressiva e para efeitos de comparação, o modelo de material MAT_58, foi utilizado. Este modelo além de conter o critério de Hashin modificado para a falha inicial, possui o modelo com a mecânica do dano contínuo MLT para o tratamento de pós falha, abordado no item 3.3 deste trabalho.

Os parâmetros de comportamento do modelo SLIM (*minimum stress limit*) e ERODS (*maximum effective strain*) são fatores importantes no processo de ajuste do modelo, para que a resposta do CP possa estar de acordo com o esperado, o SLIM se trata de um parâmetro de pós falha do material, importante na determinação da resistência residual após o dano no regime elástico de cada camada, onde ocorre a tendência de amolecimento do material. O parâmetro ERODS é utilizado no controle da falha do elemento, com a remoção deste quando a deformação máxima efetiva for atingida em tração, compressão e/ou cisalhamento.

Estes parâmetros foram calibrados, até que fosse encontrado o melhor ajuste com o ensaio experimental, a partir de uma faixa de valores iniciais, obtidos no estudo de Chatla [64] presentes na Tabela 7. Os resultados com este modelo de material estarão dispostos nos itens das simulações, de forma a comparar além dos ensaios experimentais, os critérios de falhas contidos nos modelos MAT_54, MAT_55 e MAT_58.

	Descrição	Referência	Utilizado
SLIMT1	Fator limitante da tração nas fibras	Entre 0 e 0.5	0.075
SLIMC1	Fator limitante da compressão nas fibras	Entre 0.1 e 1	1
SLIMT2	Fator limitante da tração na matriz	Entre 0 e 1	0.9
SLIMC2	Fator limitante da compressão na matriz	Entre 0.1 e 1	1
SLIMS	Fator limitante da tensão cisalhante	Entre 0.1 e 1	1
ERODS	Deformação máxima efetiva	Entre 0.1 e 0.5	0.4

Tabela 7 - Parâmetros de ajuste do modelo MAT_58 para o comportamento pós-falha.

4.15 Malha do modelo

O processo de construção da malha representou dividir a geometria em elementos finitos unidos por nós, de forma a modelar e analisar, adequadamente, o comportamento do CP quando sujeito aos carregamentos devidos ao LVI. A malha tem grande importância no procedimento de modelagem em elementos finitos, e a boa representatividade do modelo tem dependência na qualidade da malha (Thompson e Thompson [65]). Apesar de geometria pouco complexa para este trabalho, caso não fosse particionada em uma malha corretamente, com tamanho e qualidade otimizado para os elementos, os resultados poderiam ter sido afetados de forma considerável.

Existem dois principais aspectos da malha que podem afetar os resultados: a quantidade e o tipo de elemento, assim, sem que haja uma regra geral para a quantidade ideal de elementos, cada tipo de solução possuirá uma quantidade ótima específica. Entretanto, um caminho a ser percorrido, no sentido de uma malha satisfatória, é o aumento contínuo na densidade de elementos, até que os resultados comecem a convergir para uma solução. Uma malha mais refinada se faz necessária, de forma a capturar concentrações de tensões e gradientes de deformação, porém em alguns casos, apenas o refinamento pode não levar a convergência devido a singularidades de tensões (Da Silva e Campilho [66]).

Foi percebido no item 4.3, que a construção em casca fina trouxe resultados muito bons quando comparados aos modelos de Shi *et al.* [56],quando foram analisados a força de contato e energia absorvida em *single shell*. Assim, na construção das lâminas para os modelos deste trabalho com análise da delaminação, foram utilizados os elementos de casca fina, mostrado na Figura 4.25.



Figura 4.25 - Lâminas do modelo com elementos de casca fina (163SHELL)

4.15.1 Influência da malha nos resultados

Tomando como base o estudo de Shi *et al.* [56], os autores utilizaram em sua malha da análise numérica elementos com cerca de 1 mm na região próxima ao impacto. Então, este foi o valor para tamanho de elemento adotado como ponto de partida para construção do modelo, para que fosse possível a construção de um modelo de malha semelhante a utilizada pelos autores no estudo de referência e devidas comparações futuras.

Foi efetuada a variação deste tamanho de elemento de modo a avaliar a influência da malha com relação aos resultados do ensaio experimental, bem como da redução do custo computacional, caso fosse observada, grande sensibilidade neste quesito.

O tamanho dos elementos na região central do impacto teve seus valores variados entre 1 mm e 1,65 mm, o APÊNDICE – B apresenta as 4 diferentes malhas, geradas para o modelo. A malha com tamanho médio dos elementos de 1 mm pode ser observada na Figura 4.26, resultando em 27.181 elementos.



Figura 4.26 - Malha com elementos de 1 mm ao centro

Foi observado que ao efetuar as simulações, este modelo com elementos de casca, possibilitou além da convergência de resultados, um tempo de simulação reduzido, com cerca de 40 minutos, variando poucos minutos entre um tamanho de malha e outra, assim, o tempo computacional não teve significância como forma de escolha da malha a ser utilizada.

Os valores encontrados após as simulações, estão dispostos na Tabela 8, com resultados para força e energia absorvida, não diferindo muito de uma malha para outra.

Analisando apenas os valores para máximo de força dos quatro modelos, a malha com os elementos de 1 mm ao centro, apresentou menor diferença, quando comparada ao valor do ensaio de Shi *et al.* [56]. Como melhor forma de comparar as curvas dos modelos durante o impacto, foram levantadas as curvas de força de contato e energia dos modelos gerados, para a comparação com as curvas do ensaio experimental.

Tamanho médio dos elementos	Número de Elementos	Força de Contato	Energia(J)	Desvio Força	Desvio Energia
		(kN)		-	_
1,65 mm	10701	3,08	5,98	4,6%	7,2%
1,3 mm	16333	2,91	6,07	9,9%	10,4%
1,1 mm	23569	2,95	6,03	8,6%	9,63%
1 mm	27181	3,1	6,06	4%	10,1%
EXP (Shi et al.)	-	3,23	5,5	-	-

Tabela 8 - Influência da malha nos resultados

A Figura 4.27 apresenta as curvas para força de contato no CP, considerando os quatro tamanhos de elementos do modelo, em comparação com a curva do ensaio experimental de Shi *et al.* [56]. A curva do modelo cujo tamanho de elemento foi de 1,65 mm apresenta uma força de contato elevada em aproximadamente 0,9 ms, sendo então descartado esse tamanho de elemento devido a essa força elevada distante do instante de ocorrência do máximo de força (1,7 ms). A curva da malha com elemento de 1 mm ao centro se mostrou com melhor máximo de força e proximidade durante o impacto à curva do ensaio. Na Figura 4.28, esta curva do modelo com elementos de 1 mm ao centro foi plotada em destaque com as curvas do ensaio (EXP) e numérico (NUM) de Shi *et al.* [56], evidenciando a boa correlação entre elas.



Figura 4.27 – Comparativo das forças de contato obtidas experimentalmente por Shi *et al.* [56] com variação no tamanho dos elementos dos modelos.



Figura 4.28 – Comparativo das forças de contato obtidas experimentalmente e numericamente por Shi *et al.* [56] com o modelo de 1mm.

A Figura 4.29 apresenta as curvas de energia envolvidas no evento, em comparação com a curva do ensaio experimental de Shi *et al.* [56], considerando os quatro tamanhos de elementos do modelo. As curvas dos modelos cujos tamanhos de elemento foram de 1 mm, 1,1 mm e 1,3 mm se mostraram mais próximas à curva do ensaio, om o afastamento da curva do elemento de 1,65 mm durante o impacto. De forma a possibilitar melhor comparação ao modelo dos autores, a curva do modelo com elementos com 1 mm ao centro foi plotada em destaque com as curvas do ensaio e numérico de Shi *et al.* [56], na Figura 4.30.



Figura 4.29 – Comparativo da curva de energia obtida experimentalmente por Shi *et al.* [56] com as curvas dos modelos com variação no tamanho dos elementos.



Figura 4.30 – Comparativo das curvas de energia obtidas experimentalmente e numericamente por Shi *et al.* [56]com a curva do modelo de 1mm.

Diante dessas comparações entre as malhas do modelo com o ensaio experimental 1, e de forma a possibilitar a construção de uma malha similar à utilizada por Shi *et al.* [56], foi adotado o tamanho de elemento com 1 mm ao centro do CP, prosseguindo-se a próxima etapa com as simulações e melhor calibração do modelo. Para o modelo do ensaio experimental 2, foi decidido pela utilização de malha semelhante ao modelo de Feng e Aymerich [58], para melhor comparativo aos modelos numéricos desses autores, cujo modelo já apresentava bom grau de refinamento.

5. SIMULAÇÕES

5.1Simulações do ensaio experimental 1

5.1.1 Força de contato

Os resultados para as forças de contato após o impacto entre o indentador e laminado estão dispostos para cada modelo de material na Figura 5.1. Dentre os resultados expostos, além dos valores para o ensaio experimental de Shi *et al.* [56], curva com legenda "EXP", estão presentes também, os dados obtidos no ensaio numérico realizado por esses autores, com legenda "NUM".



Figura 5.1 – Comparativo da força de contato obtida nos modelos de material com os resultados experimental e numérico de Shi *et al.* [56]

Deste comparativo, o modelo de material MAT_54 apresentou valor de máximo de força mais próximo ao ensaio experimental na curva de força-tempo. A Tabela 9 contém os valores para força máxima obtidos nas análises destes modelos de material.

	Máximo da Força (kN)	Diferença (%)
EXP (Shi et al.)	3,23	-
NUM (Shi et al.) 3,1	4
MAT_54	3,11	3,7
MAT_55	2,82	12,7
MAT_58	2,93	9,3

Tabela 9 – Comparativo de máximo de força obtida com utilização dos modelos de material

5.1.2 Energia Absorvida

Assim como os resultados para as forças de contato, as curvas da energia absorvida pelo laminado no tempo, após a interação com o indentador, estão dispostas para cada modelo de material na Figura 5.2 Estão dispostos na mesma figura, os valores para energia absorvida do laminado, obtidos por Shi *et al.* [56] nos ensaios experimental e numérico, para as devidas comparações.



Figura 5.2 - Comparativo das curvas de energia absorvida nos modelos de material utilizados com os resultados de Shi *et al.* [56]

As curvas de energia dos modelos de material MAT_54/55 foram as que mais se aproximaram da curva do ensaio experimental. Os modelos de material comparados apresentaram valores próximos de energia absorvida, com o melhor resultado obtido com o MAT_54, quando comparado ao ensaio experimental. Tabela 10 traz os valores de energia absorvida pelos CP nos modelos utilizados.

Energia absorvida (J)		Diferença(%)
EXP (Shi et al)	5,5	-
NUM (Shi et al)	4,49	18,4
MAT_54	6,06	10,1
MAT_55	6,10	10,9
MAT_58	4,86	11,6

Tabela 10 - Comparativo de valores para energia absorvida com utilização os modelos de material

5.1.3 Falhas apresentadas para matriz

A quebra da matriz costuma ser o primeiro tipo de falha a se desenvolver no laminado sujeito ao LVI, sendo o principal mecanismo para absorção de energia, consequentemente, é o modo de falha com maior extensão do dano. Sendo este CP do laminado composto por 8 camadas, apenas as lâminas de topo (0°), intermediária (4^a lâmina a 90°) e fundo (0°) foram selecionadas e ilustradas nas figuras, em a, b e c, respectivamente, de modo que a disposição de resultados não se tornasse excessiva.

A falha da matriz devido a tração foi disposta para cada tipo de modelo de material nas Figura 5.3 (MAT_54), Figura 5.4 (MAT_55), para o modelo de material MAT_58, os danos no CP na direção transversal às fibras estão dispostos na Figura 5.5. As falhas na matriz devido à compressão estão dispostas conforme o modelo de material, na Figura 5.6 (MAT_54) e Figura 5.7 (MAT_55). As cores são indicativos de falha ou sem falha do modelo, vermelha indica a falha da matriz naquela posição do CP, já a cor azul indica onde não houve falha.



Figura 5.3 - Falha para matriz sob tração (MAT_54-Critério de Chang)



Figura 5.4 - Falha para a matriz sob tração (MAT_55-Critério de Tsai Wu)



Figura 5.5 - Falha no CP na direção transversal às fibras (MAT_58)



Figura 5.6 - Falha para matriz sob compressão (MAT_54-Critério de Chang)



Figura 5.7 - Falha para a matriz sob compressão (MAT_55-Critério de Tsai Wu)

Fica evidente a proximidade das falhas das matrizes nos modelos de material MAT_54/55, talvez isto se deva a semelhança dos critérios para este tipo de falha. O extensão do dano apresentado pelo modelo MAT_58, na lâmina intermediária e de fundo se assemelharam as falhas dos outros modelos quando analisados sob tração. Porém para lâmina de topo, houve diferença de extensão e formato da falha. Para o modelo de material MAT_54, com relação ao instante ao aparecimento da região na cor vermelha (falha) para

matriz em tração foi em 0.4 ms após início da simulação, já para compressão, o instante foi e 0,6 ms.

5.1.4 Falhas apresentadas para as fibras

As falhas pertinentes às fibras costumam ser as últimas em ocorrência, uma vez que são é o componente mais resistente do laminado, com as propriedades mecânicas específicas mais elevadas. As falhas foram dispostas conforme o modelo de material.

Na Figura 5.8, está o modelo que considerada o critério de falha das fibras sob compressão de Chang (MAT_54) (a)lâmina de topo, (b)lâmina intermediária e (c)lâmina de fundo), e na Figura 5.9, este modo com o critério de falha de Tsai Wu (MAT_55), na mesma disposição. As Figura 5.10 e Figura 5.11 indicam as falha das fibras sob tração para os modelos MAT_54 e MAT_55, respectivamente. Similarmente à análise de falha da matriz, a cor vermelha indica a falha das fibras naquela posição do CP, já a cor azul indica onde não houve falha.



Figura 5.8 - Falha para as fibras sob compressão (MAT_54-Critério de Chang)



Figura 5.9 - Falha para as fibras sob compressão (MAT_55-Critério de Tsai Wu)



Figura 5.10 - Falha para as fibras sob tração (MAT_54-Critério de Chang)



Figura 5.11 - Falha para as fibras sob tração (MAT_55-Critério de Tsai Wu

Pode-se observar uma proximidade entre os modelos de material MAT_54 e MAT_55 em ambos os modos de falha uma vez que para as falhas das fibras, ambos utilizam a mesma formulação.

Novamente, tomado o modelo de material MAT_54 como exemplo para identificação do instante de aparecimento da cor vermelha (falha), este instante foi em aproximadamente 0.9 ms após início da simulação (para falha das fibras sob em compressão). Para a falha das fibras sob tração, o delete do elemento (que ocorre quando o critério é atingido para falha sob tração) ocorreu em instante próximo à falha das fibras sob compressão, em aproximadamente 0.9ms.

Para o modelo de dano proposto no MAT_58, a extensão do dano é mostrada na direção longitudinal. O aspecto visual de sua extensão difere dos outros dois modelos apresentados acima, com resultados na Figura 5.12 ((a)lâmina de topo (0°), (b)lâmina intermediária (90°) e (c)lâmina de fundo(0°)). Para o modelo de material MAT_54, o instante para o aparecimento da cor vermelha na região (falha) foi em aproximadamente 0.9ms após início da simulação (para falha das fibras sob em compressão). Para a falha

das fibras sob tração, o delete do elemento (que ocorre quando o critério é atingido para falha sob tração) ocorreu em instante próximo à falha das fibras sob compressão.



Figura 5.12 - Dano no CP na direção longitudinal (MAT_58)

5.1.5 Dano devido ao cisalhamento (MAT_58)

A extensão do dano devido ao cisalhamento no plano tem seu resultado na Figura 5.13 ((a)lâmina de topo (0°), (b)lâmina intermediária (90°) e (c)lâmina de fundo90°)). Foi observado que as extensões do dano foram próximas em todas as camadas do CP e somente na região do impacto.



Figura 5.13 - Dano no CP devido ao cisalhamento no plano (MAT_58)

5.1.6 Falhas apresentadas entre as lâminas adjacentes

Os resultados gerados no software compreendem a área total delaminada, para cada interface presente no modelo. A posição de cada interface analisada está apresentada na Figura 5.14.

Shi *et al.* [56] dispuseram a projeção da área delaminada total medida a partir de radiografia efetuada nos CP após o impacto, quando cessaram os carregamento. Foi

considerado, então, a superposição das áreas delaminadas das interfaces. De acordo com os autores, a utilização de apenas este método para identificação visual pode ter superestimado a verdadeira extensão da área delaminada, uma vez que os danos na matriz estavam presente na mesma região delaminada.

Os modelos de material, em certo ponto, exerceram sua influência sobre como as falhas anteriores à delaminação, contribuíram para a diferença de valores entre os resultados obtidos. Cada resultado está disposto para cada modelo de material nas Figura 5.15 (MAT_54), Figura 5.16 (MAT_55) e Figura 5.17 (MAT_58).



Figura 5.14 - Interfaces do modelo para o ensaio experimental 1



Figura 5.15 - Área total delaminada por interface (MAT_54)



Figura 5.16 - Área total delaminada por interface (MAT_55)



Figura 5.17 - Área total delaminada por interface (MAT_58)

A Tabela 11 apresenta os valores encontrados por Shi *et al.* [56] no ensaio experimental e numérico para energia de impacto de 7,35 J. Apesar da grande diferença, pode-se observar uma proximidade de valores entre os modelos utilizados neste trabalho e o obtidos por Shi *et al.* [56] na análise numérica. Em comparação ao ensaio experimental, o modelo de material MAT_54 foi o que mais se aproximou do valor para área total delaminada. Para o modelo de material MAT_54, o instante para aparecimento da região na cor vermelha (falha) foi em 0,8 ms após início da simulação.

Devido a utilização de elementos de casca fina e contato tipo *tiebreak*, existe a dificuldade da visualização dos resultados para área delaminada por interface gerada, porém com a opção CONTACT GAP, essa visualização é possível, como mostrado na Figura 5.18 ((a)MAT_54, (b)MAT_55 e (c)MAT_58). Esta opção indica onde ocorreu a

falha para os nós que estavam interligados pelo contato *tiebreak* com ocorrência do afastamento entre os nós das lâminas adjacentes quando cessarem as forças de coesão.

Área delaminada (mm ²)		Diferença (%)
EXP (Shi et al)	80,4	-
NUM (Shi et al)	48	40,3
MAT_54	41	48,7
MAT_55	29.1	63,8
MAT_58	31.2	61,2

Tabela 11 - Área total delaminada



Figura 5.18 - Visualização da área delaminada com a opção CONTACT GAP - (a) MAT_54 (b) MAT_55 (c) MAT_58

A delaminação, foi o tipo de falha que apresentou valores com diferença elevada, com o melhor resultado quando utilizado o modelo MAT_54. O valor para área delaminada total teve uma diferença de 48% quando comparado ao ensaio de Shi *et al.* [56], cabendo a ressalva que o modelo dos autores, utilizando elementos sólidos e coesivos, apresentou diferença de 40%, ficando então o modelo deste trabalho próximo ao numérico dos autores. De acordo esses autores, utilizando apenas o método da radiografia para identificação visual da extensão da área delaminada pode ter superestimado os resultados, uma vez que os danos na matriz estavam presente na mesma região delaminada. Esta observação poderia explicar a defasagem do modelo deste trabalho para o ensaio experimental dos autores, uma vez que houve proximidade com os resultados no ensaio numérico de Shi *et al.* [56].

5.2Simulações do ensaio experimental 2

Para mostrar a validade do modelo desenvolvido em situações diversas do impacto em placas de material compósito, foi utilizado o ensaio experimental de Feng e

Aymerich [58], cujos resultados numéricos experimentais obtidos por eles foram usados para comparação. Para as falhas, os autores focaram na delaminação, apresentando valores para área delaminada total para cada interface. Para este segundo modelo podese ter então uma melhor comparação neste tipo de falha.

Como forma de permitir uma melhor comparação aos resultados numéricos do trabalho de referência, a malha do modelo foi construída de modo semelhante ao apresentado na referência, utilizando elementos de 0,5mm na região do impacto e 1mm no restante do CP (Figura 5.19).

A máquina utilizada pelos autores para a análise foi um *cluster* com três *workstations*, cada uma com um processador Intel i7-860 com memória RAM instalada de 8 GB, com o solver rodando as análises em paralelo. Para este trabalho, foi disponibilizado pela UFRJ, uma *workstation*, com processador Intel i7 6950X com memória RAM instalada de 32GB.

Foi observado que este modelo possui baixo custo computacional, para efeito de comparação, o modelo reduzido dos autores foi calculado em cerca de 6 horas, e o deste trabalho dependeu do modelo de material e energia de impacto, variando entre 2 horas e 45 minutos a 3 horas e 30 minutos. Esta observação, em grande parte é explicada pela utilização dos elementos de casca fina para o laminado e sem a utilização dos elementos coesivos na interface, sendo que neste trabalho, o total de elementos de casca fina foi de 49083, e no modelo do estudo de referência, foram utilizados 115080 elementos sólidos e 46032 elementos coesivos. Cabe o comentário que a malha do modelo deste trabalho teve sua região de interesse ampliada, devido a extensão da área delaminada, assim este modelo possui área refinada com elementos de 0,5 mm maior que o modelo numérico de Feng e Aymerich [58].

As energias de impacto consideradas foram de 4 J e 8 J, pois com os outros valores, os autores não expuseram dados suficientes que pudessem ser comparados, tanto em resultados obtidos como para imagens com indicativos de falha no CP.



Figura 5.19 - Modelo numérico para análise com energia de impacto de 4 J/8 J

Os resultados obtidos neste segundo modelo construído foram selecionados de forma que os valores exibidos neste item, assim como no primeiro modelo, possam servir em sua maioria como comparativo com o ensaio experimental de Feng e Aymerich [58], entretanto os danos intralaminares não foram analisados, apenas o dano interlaminar (delaminação) pois o modelo desenvolvido neste trabalho, permite apenas analisar a progressão da falha do CP para a delaminação.

Os valores presentes nos gráficos com as nomenclaturas "NUM_reduzido" e "NUM_completo" são referentes aos resultados numéricos do modelo reduzido e completo de Feng e Aymerich [58], como a nomenclatura "EXP" se refere aos valores dos ensaios experimentais da mesma referência

Utilizando o LS-PrePost, no pós processamento, pode-se levantar as curvas de energia interna e força de contato dos modelos de material, correspondendo ao comportamento global do CP.

5.2.1 Força de contato

A Figura 5.20 traz a comparação de valores obtidos para força de contato neste trabalho, considerando energia de impacto de 4 J, com os resultados do ensaio experimental e numérico de Feng e Aymerich [58].



Figura 5.20 - Comparativo para força de contato entre o ensaio experimental e numérico de Feng e Aymerich [58] e os modelos de material (4 J)

A defasagem entre os instantes do máximo de força nos modelos de material para o ensaio experimental dos autores foi de cerca de 0,1 ms. Para este parâmetro, o modelo de material MAT_58 (curva preta), apresentou uma melhor tendência de acompanhar a curva do ensaio experimental dos autores. Após a força máxima em aproximadamente 1,9 ms, houve afastamento entre a curva desse modelo com a curva EXP de Feng e Aymerich [58], com a força de contato cessando em cerca de 0.25 ms antes do ensaio.

A Figura 5.21 traz a comparação dos resultados do ensaio experimental e numérico dos autores com os valores de força de contato obtidos neste trabalho, considerando o valor de 8 J para a energia de impacto.



Figura 5.21 - Comparativo para força de contato entre o ensaio experimental e numérico de Feng e Aymerich [58] e os modelos de material (8 J)

Considerando esta intensidade da energia de impacto, o melhor comportamento do CP foi obtido quando utilizado os modelos de material MAT_54/55, apesar do afastamento entre curvas após o máximo da força de contato, pois o modelo MAT_58 apresentou valores com maior afastamento da curva experimental e numérica de Feng e Aymerich [58], evidenciando que este modelo para energia de impacto de 8 J não apresentou uma curva com o bom comportamento do modelo de 4 J mostrado na Figura 5.20.

As diferenças encontradas para os valores máximos das forças, considerando as energias de impacto de 4 J e 8 J estão resumidos nas Tabela 12 e Tabela 13, respectivamente, comparando a diferença existente entre os valores obtidos experimentalmente, os encontrados numericamente por Feng e Aymerich [58] e os três modelos de material utilizados neste trabalho.

Máximo de força (kN) Diferença Experimental 3169 NUM reduzido 3553 12,1% NUM completo 3300 4.1% Modelo MAT 54 3329 5% Modelo MAT_55 3260 2.8% 9.2% Modelo MAT 58 3462

Tabela 12 - Máximo de força com energia de impacto de 4 J

Tabela 13 - Máximo de força com energia de impacto de 8 J

Máximo de f	orça (kN)	Diferença
Experimental	4830	-
NUM reduzido	5146	6,5%
NUM completo	4384	9,2%
Modelo MAT_54	4801	0,6%
Modelo MAT_55	4842	0,2%
Modelo MAT_58	5194	7,5%

Os valores máximos ficaram com diferenças reduzidas, considerados então satisfatórios. Para a energia de impacto de 4 J, a maior diferença apresentada foi de 9,2 % no MAT_58 e como valor mínimo de 2,8 % no modelo de material MAT_55, correspondendo aos valores de 3,46 kN e 3,26 kN respectivamente.

Para a energia de impacto de 8 J, a maior diferença apresentada foi de 7,5 % no MAT_58 e como valor mínimo de 0,2 % no modelo de material MAT_55, correspondendo aos valores de 5,19 kN e 4,84 kN respectivamente. Todos os modelos de material apresentaram máximos de força mais próximos do experimental com aumento da energia de impacto.

5.2.2 Energia absorvida

No trabalho de Feng e Aymerich [58] não foram disponibilizadas as curvas de energia total, porém os valores para energia absorvida foram fornecidos, possibilitando comparar valores com os encontrados usando os modelos de material, como apresenta as Tabela 14 e Tabela 15 para as energias de 4 J e 8 J, respectivamente.

U	1 1	L
Energia	Absorvida (J)	Diferença
Experimental	1,41	-
NUM reduzido	0,9	36,2%
NUM completo	1,1	22,0%
Modelo MAT_54	1,8	27,6%
Modelo MAT_55	1,76	24,8%
Modelo MAT_58	1,07	24,1%

Tabela 14 - Energia interna no CP para impacto de 4 J

Tabela 15 - Energia interna no CP para impacto de 8 J

Energia Absorvida (J)		Diferença
Experimental	3,32	-
NUM reduzido	2,24	32,5%
NUM completo	3,1	6,6%
Modelo MAT_54	3,68	10,8%
Modelo MAT_55	3,62	9%
Modelo MAT_58	2,7	18,6%

Os valores para os três modelos de material tiveram diferença elevada para energia de impacto de 4 J, porém abaixo do modelo reduzido de Feng e Aymerich [58], com uma diferença entre eles de até 12%, utilizando os modelos de material MAT_55/58.

Houve melhora nos resultados para energia absorvida, quando a energia de impacto foi de 8 J, com destaque para o modelo MAT_55 com diferença para o modelo experimental de 9%, o que correspondeu ao valor de 3,62 J, se aproximando consideravelmente do modelo numérico completo dos autores de 3,1 J.

5.2.3 Falhas apresentadas entre as lâminas adjacentes

No LS-PrePost foi possível extrair os valores para as áreas delaminadas totais, por interface, o posicionamento de cada interface entre lâminas está apresentado na Figura 5.22, sendo a interface superior a posicionada entre as lâminas de 0° e 45 ° (0/45). Os valores totais para área delaminada por interface pode ser visto nas Figura 5.23 e Figura 5.24, respectivos resultados para as energias de impacto de 4 J e 8 J, considerando o modelo de material MAT_54.



Figura 5.22 - Posição das interfaces no modelo do ensaio experimental 2



Figura 5.23 - Área das interfaces delaminadas MAT_54 (4 J)



Figura 5.24 - Área das interfaces delaminadas MAT_54 (8 J)

Os valores das áreas delaminadas nas interfaces dos CP para energia de impacto de 4 J, encontram-se dadas na Tabela 16 a Tabela 19, onde cada tabela apresentam as áreas uma interface entre as lâminas. Os valores apresentados são os obtidos experimentalmente, os encontrados numericamente por Feng e Aymerich [58] e com os três modelos de material utilizados neste trabalho.

	•	•
Área Delaminada	em mm ² (Interface 0/45	5) Diferença
Experimental	60	-
NUM reduzido	209,8	249,6%
NUM completo	91,5	52,5%
Modelo MAT_54	4 68,7	14,5%
Modelo MAT_5:	5 76,3	27,1%
Modelo MAT_58	8 90,6	51%

Tabela 16 - Interface (0/45) do CP sujeito a energia de impacto 4 J

Tabela 17 - Interface (45/-45) do CP sujeito a energia de impacto 4 J

Área Delaminada em mm ²	Diferença	
Experimental	123	-
NUM reduzido	29,7	75,8%
NUM completo	184	49,6%
Modelo MAT_54	128,7	4,6%
Modelo MAT_55	129	4,8%
Modelo MAT_58	110	10,5%

Área Delaminada em mm	Diferença	
Experimental	171,2	-
NUM reduzido	476,2	178%
NUM completo	257,7	50,5%
Modelo MAT_54	96,21	43,8%
Modelo MAT_55	122	28,7%
Modelo MAT_58	265	54,8%

Tabela 18 - Interface (-45/45) do CP sujeito a energia de impacto 4 J

Tabela 19 - Interface (45/0) do CP sujeito a energia de impacto 4 J

Área Delaminada em mm ²	Diferença	
Experimental	179,74	-
NUM reduzido	35,4	80,3%
NUM completo	75,9	57,7%
Modelo MAT_54	178,57	0,6%
Modelo MAT_55	203	12,9%
Modelo MAT_58	117	35,9%

Para a energia de 4J, pode ser observado, melhor correspondência com o ensaio nas 2^a e 4^a interfaces (45/-45) e (45/0), com menores diferenças, quando utilizado o modelo de material MAT_54. Para a interface superior (0/45) o resultado pode ser considerado satisfatório pois teve diferença inferior a simulação do modelo completo dos autores, com diferença de 14,5 %. Considerando a 3^a interface (-45/45), as diferenças foram maiores, com seu menor valor de 28,7 %, utilizando o modelo MAT_55, entretanto, este valor obtido foi menor que o modelo completo dos autores.

De modo semelhante aos resultados anteriores, foram comparados os valores das áreas delaminadas nas interfaces dos CP, para energia de impacto de 8J, nos três modelos de material, distribuídos entre as Tabela 20 e Tabela 23, por interface.

Tabela 20 - Interface (0/45) do CP sujeito a energia de impacto 8 J

Área Delaminada em mm ² (Interface 0/45)		Diferença
Experimental	93,4	-
NUM reduzido	274	193%

NUM completo	133	42,4%
Modelo MAT_54	75,6	19%
Modelo MAT_55	87,1	6,7%
Modelo MAT_58	130	39,1%

Tabela 21 - Interface (45/-45) do CP sujeito a energia de impacto 8 J

Área Delaminada em mm ² (Interface 45/-45)		Diferença
Experimental	282	-
NUM reduzido	29,5	89,5%
NUM completo	378	34%
Modelo MAT_54	248,3	11,9%
Modelo MAT_55	229,7	18,5%
Modelo MAT_58	191	32,2%

Tabela 22 - Interface (-45/45) do CP sujeito a energia de impacto 8 J

Área Delaminada em mm ² (Interface -45/45)		Diferença
Experimental	358	-
NUM reduzido	1567	337%
NUM completo	535	49,4%
Modelo MAT_54	226,6	36,7%
Modelo MAT_55	245,5	31,4%
Modelo MAT_58	290,7	18,8%

Tabela 23 - Interface (45/0) do CP sujeito a energia de impacto 8 J

Área Delaminada em mm ² (Interface 45-0)		Diferença
Experimental	506,3	-
NUM reduzido	28	94,5%
NUM completo	617	21,8%
Modelo MAT_54	452,2	10,6%
Modelo MAT_55	463,7	8,4%
Modelo MAT_58	465,5	8%

Para a energia de impacto de 8J a interface (0/45), com os modelos de material MAT55/58, apresentaram redução na diferença quando comparado com os resultados numéricos de Feng e Aymerich [58], porém apenas o modelo MAT_55 teve boa aderência ao ensaio experimental com diferença de 6,7 %. Para a interface (45/-45), a diferença aumentou, ficando o modelo MAT_54 com o melhor resultado, em cerca de 12 %. Para a interface (-45/45), houve redução da diferença, com o melhor resultado obtido para o modelos MAT 58, com diferença de 18,8 %, superando os resultados dos autores, nos 3 modelos de material. Por final, na interface (45/0), os modelos de material MAT_55/58 produziram bons resultados, mais próximos do ensaio experimental, quando comparado ao modelo numérico completo dos autores, com cerca de 8% de diferença em ambos os casos.

Com o aumento da energia de impacto, de 4 J para 8 J, foi observado que a diferença aumentou para o modelo de material MAT_54, porém houve melhora nos outros modelos para a maioria das interfaces, observado que o aumento ocorrido dos outros modelos, se deu na segunda interface (45/-45).

Assim, levando-se em conta que este modelo possui geometria, construção e condições iniciais diferentes, quando comparados ao primeiro modelo circular apresentado, a utilização da mesma modelagem, trouxe resultados considerados satisfatórios, em adição ao fato de tratar-se de um modelo simplificado, sem a consideração da evolução da falha intralaminar.

Utilizando a opção de visualização CONTACT GAP, foi possível extrair os resultados visuais para área delaminada, onde os nós das lâminas adjacentes, perdem o contato, e as forças coesivas entre eles cessam. As Figura 5.25 e Figura 5.26 contém esse aspecto visual da delaminação paras as energia de impacto de 4 J, e 8 J, respectivamente.

99



Figura 5.25 - Área delaminada nas interfaces do CP sujeito a energia de 4 J



Figura 5.26 - Área delaminada nas interfaces do CP sujeito a energia de 8 J

Como era esperado, foi observado que o eixo de orientação das áreas delaminadas, estava direcionado conforme a orientação da lâmina inferior à interface, como exemplo na Figura 5.25, para interface (45/0) a área delaminada está orientada à 0°,

conforme a lâmina inferior a essa interface. A Figura 4.9, extraída do trabalho de Feng e Aymerich [58], mostram também, essa correlação entre a orientação do eixo da área delaminada e posição da lâmina. A área do dano também cresceu com o aumento da energia de impacto

Os autores dos ensaios experimentais identificaram a fratura da fibra na lâmina superior do CP (orientado a 0°), conforme mostrado na Figura 4.10, através da radiografia no laminado, correlacionando esta observação, com suas análises numéricas. Neste trabalho, foi observado, o indicativo de falha na fibra sob tração de forma pontual, nos 3 modelos de material utilizados, a Figura 5.27 mostra essa falha, no modelo de material MAT_54, correspondendo à mesma posição encontrada no modelo de Feng e Aymerich [58].



Figura 5.27 - Falha localizada da fibra na lâmina de topo (0°) com energia de 8J

Diante dos resultados apresentados, pode-se concluir que este modelo, quando submetido as energias de 4 J e 8 J, foi considerado satisfatório nos quesitos globais para análise da força de contato entre os corpos considerados, energia absorvida do CP.

Para análise da delaminação, apesar dos valores obtidos com pequena diferença para a área delaminada entre algumas interfaces, deve-se utilizar este modelo com certa cautela pois para determinadas interfaces, essa diferença foi considerável. Com a ressalva de que a maioria dos resultados obtidos foram melhores que os apresentados por Feng e Aymerich [58].

6. CONCLUSÕES

Este trabalho teve como propósito o desenvolvimento de um modelo numérico capaz de analisar o comportamento de um laminado compósito submetido a carga do LVI, analisando as falhas mais comuns a este tipo de evento, com ênfase na delaminação. A opção de validar o modelo através de ensaios experimentais da literatura se deu pela grande dificuldade de se realizar o ensaio em época de pandemia do Covid-19. Como consequência, não foi obtido um estudo com todos os dados de entrada para o modelo e alguns parâmetros precisaram ser calibrados de acordo com outras referências, seguindo uma faixa de valores, o que pode ter contribuído para algum erro nos modelos desenvolvidos.

A principal simplificação dos modelos deste trabalho foi a construção da malha com elementos de casca fina para todo o laminado e indentador, diminuindo a complexidade no reconhecimento, pelo programa, dos contatos entres as malhas, permitindo maior estabilidade para convergência como também a redução do tempo computacional.

Para os modelos que simularam os ensaios de Shi *et al.* [56], o modelo de material MAT_54 se destacou, apresentando os melhores resultados tanto para força de contato como para energia absorvida, com diferenças abaixo dos 10%. Já para análise das falhas em cada lâmina, como esperado, as falhas para a matriz apresentaram maior extensão quando sob compressão, seguidas das falhas sob tração com menor extensão. Essa extensão da falha foi menor ainda para as fibras sob compressão, limitando a falha à área de contato entre o indentador e o CP, e quando sob tração, os elementos orientados transversalmente às fibras foram deletados nos modelos de material MAT_54/55, indicando a falha ainda mais localizada.

A falha por delaminação teve o melhor resultado quando utilizando o modelo MAT_54, com diferença de 48% quando comparado ao ensaio experimental, porém esta diferença ficou próxima ao modelo dos autores, que alegaram problemas no método de inspeção para estimar a área delaminada, superestimando os valores do ensaio.

Para os modelos que simularam os ensaios de Feng e Aymerich [58], foi observado a melhora nos resultados para máximo de força de contato, quando aumentada a energia de impacto de 4 J para 8 J, com os valores encontrados muito próximos aos resultados experimentais. Fato que ocorreu também para os valores da energia interna do

laminado, com melhora dos resultados, quando aumentada a energia de impacto de 4 J para 8 J, com destaque para o modelo MAT_54 com diferença de 9 %.

Analisando a delaminação, foi observado que as interfaces apresentaram a falha conforme o esperado, onde a interface de topo (0/45) apresentou a menor área delaminada e a interface de fundo (45/0) a maior área delaminada. Esse comportamento inclusive correspondeu ao ocorrido em ambas as energias de impacto de Feng e Aymerich [58].

Comparando os modelos desenvolvidos, o que simulou os ensaios de Shi *et al.* [56], apresentou maior área delaminada nas interfaces intermediárias cuja orientação das lâminas adjacentes era 0° e 90°, localização da falha diferente do modelo que simulou o ensaio de Feng e Aymerich [58] que conforme apresentado, a maior área delaminada ocorreu na interface de fundo. Como as características dos CP desses autores são diferentes, para espessura, orientação e propriedades mecânicas das lâminas, pode-se concluir que para níveis próximos da energia de impacto, variando-se por exemplo estes parâmetros apresentados, pode-se obter uma maior extensão da área delaminada em interfaces intermediárias ou no fundo do laminado. Para ambos os estudos foi observado que nenhum método para inspeção dos CP antes dos ensaios foi utilizado pelos autores, havendo assim essa lacuna se havia alguma imperfeição após os respectivos processos de manufatura dos CP que poderiam trazer divergências entres resultados dos ensaios experimentais e numéricos deste trabalho.

Assim, mediante a forma para validação dos valores para os dois modelos deste trabalho, os resultados foram considerados satisfatórios, superando na maioria das comparações, os modelos numéricos de Shi *et al.* [56] e Feng e Aymerich [58], cujos autores utilizaram elementos sólidos para representar o laminado e elementos coesivos para as interfaces, tornando os modelos destes autores mais elaborados. O destaque fica para o modelo de material MAT_54, que apresentou maior regularidade nos resultados com menor diferença para ambos os modelos desenvolvidos. Isto se deve à sua maior facilidade para ajuste quando comparado ao modelo de material MAT_58, que requer mais ajustes devido a maior quantidade de parâmetros de entrada.

6.1Trabalhos futuros

Como prosseguimento deste trabalho, pode-se efetuar a construção de um modelo cuja malha seja composta por elementos sólidos no laminado e elementos coesivos nas interfaces, na possibilidade de se obterem melhores resultados. Para melhor apuração dos modelos desenvolvidos, um ensaio experimental poderá ser efetuado como também ensaios adicionais, que permitam valores mais apurados para os parâmetros utilizados nos modelos de materiais e de forma a evitar o problema identificado por Feng e Aymerich [57] na inspeção da falha por radiografia, o ensaio experimental poderá contemplar a tomografia dos CP.

Alguns outros tipos de estudos poderiam complementar este trabalho como:

- Análise da fratura intralaminar e translaminar, de forma a se obter um modelo mais completo com a progressão das falhas;
- Análise da compressão após o impacto (CAI); e
- Análise da flexão após o impacto (FAI).

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1].Ismail, M, Sultan, M, Hamdan, A, Shah, A, Jawaid, M, "Low velocity impact behaviour and post-impact characteristics of kenaf/glass hybrid composites with various weight ratios", Journal of Materials Research and Technology, v. 8, Issue 3, pp. 2662-2673, 2019.
- [2]. Abrate, S., "Impact on laminated composites", Applied Mechanics Reviews, v.47, Issue 11, pp. 517-544, 1994.
- [3].Sun, M., Sun, X., Wang, Z., Chang, M, Li, H, "The Influence of Shape Memory Alloy Volume Fraction on the Impact Behavior of Polymer Composites", Polymers, v.10, Issue 11, 2018.
- [4].Lopes, C.S., Seresta, O., Coquet, Y., "Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part I: Experiments", Composites Science and Technology, v. 69, pp. 926–936, 2009.
- [5].Lopes, C.S., Camanho, P.P., Gurdal, Z., "Low-velocity impact € damage on dispersed stacking sequence laminates. Part II: numerical simulations", Composites Science and Technology, v. 69, pp. 937–947, 2009.
- [6]. Tita, V., De Carvalho, J., Vandepitte, D., "Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: experimental and numerical approaches", Composite Structures, v. 83, pp. 413–428, 2008.
- [7]. Davies, G.A., Olsson, R., "Impact on composite structures", The Aeronautical Journal, pp.541-563, 2004.
- [8]. ASTM Standard D7137-12, Standard Test Method for Compression Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates, American Society for Testing and Materials, West Conshohocken, Pennsylvania, 2012.
- [9]. Saifullah, A., Wang, L., Barouni, A., Giasin, K., Lupton, C., Jiang, C., Zhang, Z., Quaratino, A., Dhakal, H., "Low velocity impact (LVI) and flexure-after-impact (FAI) behaviours of rotationally moulded sandwich structures", Journal of Materials Research and Technology, v.15, pp. 3915-3927, 2021.
- [10]. Livermore Software Technology Corporation, LS-DYNA Theory Manual, March 2006.
- [11]. Livermore Software Technology Corporation, LS-DYNA Keyword User's Manual, Version 971, May 2007.

- [12]. Livermore Software Technology Corporation, LS-PrePost Online Documentation, https://www.lstc.com/lspp/.
- [13]. Echtermeyer, A., Ronold, K., Breuil, O., Palm, S., Hayman, B., Noury, P., Osnes, H., "Project Offshore Standard Composite Components", DNV; 2002.
- [14]. Hildebrand, M., "Improving the impact strength of FRP-sandwich panels for ship applications", VTT, 1996.
- [15]. Muscat-Fenech, C., Cortis, J., Cassar, C., "Impact damage testing on composite marine sandwich panels. Part 1: Quasi-static indentation", Journal of Sandwich Structures & Materials, v.16, pp.341–376, 2014.
- [16]. Arvidson, M.H., Miller, P.H., "Hull material evaluation for Navy 44 sail training craft", Naval Engineers Journal; v.113, pp.71–78, 2001
- [17]. Sutherland, L.S., Guedes Soares, C., "Impact on marine composite laminated materials", Marine Technology and Engineering, 2011.
- [18]. Sutherland, L.S., Guedes Soares, C., "Impact characterisation of low fibrevolume glass reinforced polyester circular laminated plates", International Journal Impact Engineering, v.31, Issue 1, pp.1-23, 2005.
- [19]. Zenkert, D., "Damage tolerance of naval sandwich panels". In: Major Accompl Compos Mater Sandw Struct., Springer; pp. 279–303, 2005.
- [20]. Fragassa, C., Vannucchi, F.C., Pavlovic, A., Minak, G., "Explicit numerical modeling assessment of basalt reinforced composites for low-velocity impact", Composites Part B: Engineering, v. 163, pp. 522-535, 2019.
- [21]. Chen, Y., Fu, K., Hou, S., Han, X., Ye, L., "Multi-objective optimization for designing a composite sandwich structure under normal and 45° impact loadings", Composites Part B: Engineering, v. 142, pp. 159-170, 2018.
- [22]. Al Omari, A.S., Al-Athel, K.S., Arif, A.F.M., Al-Sulaiman, F.A., "Experimental and Computational Analysis of Low-Velocity Impact on Carbon-, Glass- and Mixed-Fiber Composite Plates", Journal Composites Science, v.148, 2020.
- [23]. Sachse, R., Pickett, A.K., Middendorf, P., "Simulation of impact and residual strength of thick laminate composites", Composites Part B: Engineering, v. 195, 2020.
- [24]. Hildebrand, M., "A comparison of FRP-sandwich penetrating impact test methods", VTT, 1996.

- [25]. Zhou, G., Greaves, L.J., "Damage resistance and tolerance of thick laminated woven roving GFRP plates subjected to low-velocity impact". In: Impact Behaviour of Fibre-Reinforced Composite Materials and Structures Cambridge, UK, Woodhead Publ Ltd, pp.133–85, 2000.
- [26]. Hung, P., Lau, K., Cheng, L., David, L.H., "Impact response of hybrid carbon/glass fibre reinforced polymer composites designed for engineering applications", Composites Part B: Engineering, v. 133, pp. 86-90, 2018.
- [27]. Tuo, H., Lu, Z., Ma, X., Xing, J., Zhang, C., "Damage and failure mechanism of thin composite laminates under low-velocity impact and compression-after-impact loading conditions", Composites Part B: Engineering, v.163, pp. 642-654, 2019.
- [28]. Jang, B.P., Kowbel, W., Jang, B.Z., "Impact behavior and impact-fatigue testing of polymer composites". Composite Science Technology, v.44, pp.107– 118, 1992.
- [29]. DNV, Composite Components, Offshore Standard DNV-OS-C501, Norway, Det Norske Veritas, 2013
- [30]. Martins, L. A. L., 2012, Estudo Numérico e Experimental da Falha Estrutural e Funcional de Tubos Compósitos submetidos à Pressão Interna. Tese de D.Sc., COPPE/UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.
- [31]. CW-Composites World, <u>https://www.compositesworld.com/</u>, acesso em 07/12/2021.
- [32]. Sun, C. T., Quinn, B. J., Tao, J., Oplinger, D. W., Hughes, W. J., Comparative Evaluation of Failure Analysis Methods for Composite Laminates. In: Report DOT/FAA/AR-95/109, U. S. Department of Transportation, USA, 1996.
- [33]. Sleight, D. W., Progressive failure analysis methodology for laminated composite structures. In: NASA/TP-1999-209107, National Aeronautics and Space Administration, USA, 1999.
- [34]. Andersson, M.P.L., Crash behavior of composite structures A CAE benchmarking study. Dissertação de M.Sc., Department of Applied Mechanics Division of Material and Computational Mechanics, Chalmers University of Technology, Göteborg, Sweden.
- [35]. S. Abrate, Impact on Composite Structures, Cambridge University Press, 1998.

- [36]. Zhang, X., "Impact damage in composite aircraft structures experimental testing and numerical simulation", Journal of Aerospace Engineering, v. 212, pp. 245-259, 1998.
- [37]. Deuschle, H. M., 2010, 3D Failure Analysis of UD Fibre Reinforced Composites: Puck's Theory within FEA, Ph.D. dissertation, University of Stuttgart, Stuttgart, Germany.
- [38]. Donadon, M. V., Almeida, S. F. M., Arbelo, M. A., Faria, A. R. "A threedimensional ply failure model for composite structures", International journal of aerospace engineering, 2009.
- [39]. Knight, N. F. J., User-defined material model for progressive failure analysis. In: NASA/CR-2006-214526, National Aeronautics and Space Administration, 2006.
- [40]. Daniel, I. M., Ishai., O., Engineering Mechanics of Composite Materials, New York, Oxford University Press, 2006.
- [41]. París, F., A study of failure criteria of fibrous composite materials. In: NASA/CR-2001-210661, National Aeronautics and Space Administration, USA, 2001.
- [42]. Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites".Journal of Applied Mechanics, v.47, pp. 329-334, 1980.
- [43]. Gibson, R. F., Principles of composite material mechanics, USA, McGraw-Hill, 1994.
- [44]. Camanho, P. P., "Failure criteria for fibre-reinforced polymer composites", Departamento de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial, Universidade do Porto, Portugal, 2002.
- [45]. Kachanov, L. M., "Time of the rupture process under creep conditions",Izv. Akad. Nauk. SSSR, Otdelenie Teckhnicheskikh Nauk, v. 8, pp. 26-31, 1958.
- [46]. Rabotnov, Y., "Creep rupture", In: Proceedings of twelfth international congress of applied mechanics, pp. 342-349, Stanford, 1968.
- [47]. Schuecker, C., Pettermann, H. E, "Fiber reinforced laminates: Progressive damage modeling based on failure mechanisms", Archives of Computational Methods in Engineering, v. 15, pp. 163-184, 2008.
- [48]. Kattan, P. I., Voyiadjis, G. Z., "Mechanics of small damage in fiberreinforced composite materials", Composite Structures, v. 92, pp. 2187-2193, 2010.
- [49]. Matzenmiller, A., Lubliner, J., Taylor, R. L, "A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites", Mechanics of Materials, v. 20, pp. 125-152, 1995.
- [50]. Whitney, J.M., Browning, C.E., Hoogsteden, W., "A double cantilever beam test for characterizing mode I delamination of composite materials", Journal of Reinforced Plastics and Composites, v.1, pp.297–313, 1982.
- [51]. ASTM D 5528, Standard Test Method For Mode I Interlaminar Fracture Toughness Of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites.
- [52]. ASTM D7905, Standard Test Method for Determination of the Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites.
- [53]. STP17722S, Evaluation of the Split Cantilever Beam for Mode III Delamination Testing
- [54]. Benzeggagh, M. L., Kenane, M., "Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus", Composites Science and Technology, v. 56, Issue 4, 1996.
- [55]. ASTM D7136/D7136M-05, Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event.
- [56]. Shi, Y., Swait, T., Soutis, C., "Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact", Composite Structures, v. 94, Issue 9, pp.2902-2913, 2012.
- [57]. Zhou, J., Wen, P., Wang, S., "Finite element analysis of a modified progressive damage model for composite laminates under low-velocity impact", Composite Structures, v. 225, 2019
- [58]. Feng, D., Aymerich, F., "Finite element modelling of damage induced by low-velocity impact on composite laminates", Composite Structures, v. 108, pp.161-171, 2014.
- [59]. Feraboli, P., Wade, B., Osborne, M. "Simulating Laminated Composite Materials Using LS-DYNA Material Model MAT54: part I: [0] and [90] ply single-element Investigation". In: FAA JAMS Technical Review Meeting, 2012.

- [60]. Galal, M. "Introduction to Composites Modelling in LS-DYNA." In: Composites Webinar, The Arup Campus, 2019.
- [61]. Feraboli, P., Ireland, D, Kedward, K. "The Role of Force and Energy in Low Velocity Impact Events." Collection of Technical Papers, In: 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2004.
- [62]. Zhou, B., Shi X., Wang L., Yin J., Liu Y., Hu Y., "Impact Response and Energy Distribution of Low Velocity Impact on Composite Laminates.", Journal of Fiber Science and Technology, v. 74, pp.207-214, 2018.
- [63]. Kalsi, G. "An Introduction to the Anatomy of Implicit and Explicit Finite Element Codes and their Application". In: AFEMS World Congress, Quebec City, Canada, 2019.
- [64]. Chatla, P., LS-Dyna for Crashworthiness of Composite Structures, Master's thesis, University of Cincinnati, JNTU, India, May 2008
- [65]. Thompson, M. K., Thompson, J. M. ANSYS Mechanical APDL for Finite Element Analysis. Elsevier Inc, 2017
- [66]. Da Silva, L., Campilho, R. Advances in Numerical Modeling of Adhesive Joints. Springe, 2012.

APÊNDICE – A

Parâmetros	Definição	Valores sugeridos
MID	Número de identificação do material	Não aplicável
RO	Massa por unidade de volume	ρ , das propriedades do material
EA	Módulo de Young na direção longitudinal	E_1 , das propriedades do material
EB	Módulo de Young na direção transversal	E_2 , das propriedades do material
PRBA	Coeficiente de Poisson, vba = v21	Calculado a partir de $E_{1,}E_{2, e} v_{12}$
PRCA	Coeficiente de Poisson, vca $=$ v31	Não usado
PRCB	Coeficiente de Poisson, vcb = $v32$	Não usado
GAB	Módulo de cisalhamento	G12, das propriedades do material
GBC	Módulo de cisalhamento	G23, das propriedades do material
GCA	Módulo de cisalhamento	G12, das propriedades do material
KF	Módulo volumétrico	Não usado
AOPT	Parâmetro para escolha do eixo de referência do material	AOPT = 0
A1 A2 A3 D1 D2 D3	Componentes do vetor para definição dos eixos do material para AOPT=2	Não usado
MANGLE	Orientação das fibras em graus quando usado AOPT = 3	Orientação das fibras feitas manualmente
V1 V2 V3	Componentes do vetor para definição dos eixos do material para AOPT=3	Não usado
DFAILT	Deformação para falha na tração das fibras	DFAILT = (Xt / E1) [DFAILT > 0]
DFAILC	Deformação para falha na compressão das fibras	DFAILC = (Xc / E1) [DFAILC < 0]
DFAILM	Máxima deformação para falha na compressão ou tração da matriz	DFAILM $\geq \max[(YT/E2), (YC/E2)]$
DFAILS	Deformação para falha devido ao cisalhamento	0 < DFAILS < 0.1
EFS	Deformação efetiva para falha	EFS = 0
TFAIL	Valor de Time step para o delete de elemento	0
ALPH	Fator de peso no termo não linear da tensão cisalhante	$1E-3 \le ALPH \le 1$
SOFT	Parâmetro de redução da resistência dos elementos na região do esmagamento	Não usado
FBRT	Fator de amolecimento para resistência à tração das fibras após falha da matriz	$0 \le FBRT \le 1$
YCFAC	Fator de amolecimento para resistência à compressão das fibras após falha da matriz	$0 \le YCFAC \le (XC/YC)$
BETA	Fator de peso para influência do cisalhemnto no modo de falha devido a tração na fibra	$0 \le BETA \le 1$
XC	Limite de resistência à tração transversal à fibra	Das propriedades do material
XT	Limite de resistência à tração longitudinal	Das propriedades do material
YC	Limite de resistência à compressão transversal à fibra	Das propriedades do material
YT	Limite de resistência à tração transversal à fibra	Das propriedades do material
SC	Limite de resistência ao cisalhamento no plano da lâmina	Das propriedades do material
CRIT	Critérios de falha (MAT54 Chang- Chang, MAT55 Tsai-Wu)	54 ou 55

Figura 0.1 –Parâmetros de entrada e definições dos modelos MAT_54 e MAT_55 Fonte: Feraboli *et al* [59]

APÊNDICE – B



Figura 0.1 - Malha com elementos de 1mm ao centro



Figura 0.2 - Malha com elementos de 1.1mm ao centro



Figura 0.3 - Malha com elementos de 1.3mm ao centro



Figura 0.4 - Malha com elementos de 1.65mm ao centro