UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

FRANCISCO JAVIER GOYO BRITO

**Impacto balístico em GLARE-5 2/1 sob condições de exposição térmica extremas para
aplicações espaciais**

São Carlos

2017

FRANCISCO JAVIER GOYO BRITO

**Impacto balístico em GLARE-5 2/1 sob condições de exposição térmica extremas para
aplicações espaciais**

Versão Original

Dissertação apresentada ao programa de Pós-graduação em Ciência e Engenharia de Materiais da Universidade de São Paulo, para obtenção do título de Mestre em Ciências.

Área de concentração: Desenvolvimento, Caracterização e Aplicação de Materiais.

Orientador: Prof. Dr. José Ricardo Tarpani

São Carlos

2017

**AUTORIZO A REPRODUÇÃO E DIVULGAÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTES
TRABALHOS, POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO,
PARA FINS DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.**

G862i Goyo Brito, Francisco Javier
Impacto balístico em GLARE-5 2/1 sob condições de
exposição térmica extremas para aplicações espaciais /
Francisco Javier Goyo Brito; orientador José Ricardo
Tarpani. São Carlos, .

Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação
em Ciência e Engenharia de Materiais e Área de
Concentração em Desenvolvimento, Caracterização e
Aplicação de Materiais -- Escola de Engenharia de São
Carlos da Universidade de São Paulo, .

1. Impacto balístico. 2. GLARE. 3. Laminado
Metal-Fibra. 4. Materiais astronáuticos. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **FRANCISCO JAVIER GOYO BRITO**.

Título da dissertação: "Impacto balístico em GLARE-5 2/1 sob condições de exposição térmica extremas para aplicações espaciais".

Data da defesa: 03/07/2017.

Comissão Julgadora:

Resultado:

Prof. Associado **José Ricardo Tarpani**
(Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

APROVADO

Prof. Dr. **Ricardo Afonso Angélico**
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

APROVADO

Dr. **Luiz Claudio Pardini**
(Centro Técnico Aeroespacial/CTA)

APROVADO

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Ciências e Engenharia de Materiais:

Prof. Associado **Antonio José Felix de Carvalho**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:

Prof. Associado **Luís Fernando Costa Alberto**

*Aos meus pais e às minhas irmãs.
À Venezuela e ao Brasil.*

O sucesso é ir de fracasso em fracasso sem perder o entusiasmo.

Winston Churchill

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus por ter-nos ajudado superar as dificuldades e mantido com saúde durante este tempo na distância a mim e a minha família.

Ao Prof. Dr. José Ricardo Tarpani pela orientação, confiança e apoio.

Aos professores que, de alguma forma, contribuíram para minha formação, em especial: Marcelo Falcão, Marcelo Chinelatto, Antônio de Carvalho, Waldek Wladimir Bose Filho;

Ao professor Tito José Bonagamba, por permitir o uso do equipamento de tomografia computadorizada do IFSC.

Aos técnicos do laboratório SMM-EESC-USP, em especial ao Wagner, Pedro, Silvano, Denilson, Ricardo e João pela ajuda na realização deste trabalho experimental;

Ao secretário de Pós-graduação Victor Luiz Barioto e às secretárias do Departamento de Engenharia de Materiais EESC-USP Mauro e Ana, pela amizade e por sempre me ajudarem em tudo que precisei;

A minha família e amigos, por todo o apoio durante estes 2 anos;

Ao programa de Pós-Graduação em Ciência e Engenharia de Materiais da EESC-USP pela oportunidade de realização do curso de Mestrado, pela infraestrutura e formação acadêmica;

À CAPES, pelo suporte financeiro, na forma de bolsa de estudos, que viabilizou o desenvolvimento deste trabalho.

Enfim, a todos que de uma forma ou outra estiveram envolvidos na realização deste trabalho e na participação desta etapa da minha vida, os meus sinceros agradecimentos.

RESUMO

GOYO-BRITO, F. J. **Impacto balístico em GLARE-5 2/1 sob condições de exposição térmica extremas para aplicações espaciais.** 106p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2017.

O presente trabalho é um estudo qualitativo do comportamento mecânico do laminado metal-fibra GLARE-5 2/1, submetido a impacto balístico subsônico em condições que simulam à amplitude térmica em aplicações espaciais. Para isto, os corpos de prova foram submetidos e ao impacto balístico de um projétil cilíndrico e alguns destes foram submetidos ao choque térmico, alternando entre -196 e 100°C. Os danos causados por estes ensaios foram analisados com as técnicas de microscopia óptica e tomografia computadorizada de raios X (X-Ray CT), que permitiram o entendimento dos danos em duas e três dimensões. Comparou-se o resultado entre estas técnicas e a influência do ordenamento das amostras no escaneamento deste material. Concluiu-se que a X-Ray CT é uma técnica não destrutiva que proporciona boa informação para o entendimento dos danos internos causados pelo impacto no GLARE, embora não replicou com exatidão os danos observados na microscopia óptica. Além disso, o agrupamento de amostras do GLARE para o escaneamento permitiu melhorar a qualidade das imagens resultantes destes escaneamentos. Os danos mais comuns causados pelo impacto foram delaminações metal-fibra, trincamentos na matriz polimérica e delaminações fibra-fibra, sendo a condição criogênica a que resultou em maior volume de danos. Amostras submetidas ao choque térmico mostraram uma queda de sua temperatura de transição vítrea e ganho na resistência ao impacto.

Palavras-chave: Impacto balístico. GLARE. Laminado metal-fibra. Materiais astronáuticos.

ABSTRACT

GOYO-BRITO, F. J. **Ballistic impact on GLARE-5 2/1 under extreme thermal conditions for space applications.** 106p. Master of Science Dissertation – Escola de Engenharia de Sao Carlos, Universidade de Sao Paulo, Sao Carlos, 2017.

This is a qualitative study of the mechanical behavior of the metal-fiber laminate GLARE-5 2/1 subjected to subsonic ballistic impact under conditions that simulate thermal amplitude in space applications. For this, the specimens were submitted to the ballistic impact of a cylindrical projectile; some specimens were previously thermal shocked, alternating between -196 and 100 ° C. The damages caused by these tests were analyzed by optical microscopy and X-ray CT (X-Ray CT), which allows the understanding of damage in two and three dimensions. Were compared the results between these techniques and the influence of the ordering of the samples in the scanning of this material. It was concluded that X-Ray CT is a non-destructive technique that provides good information for understanding the internal damage caused by impact on GLARE, although it did not replicate accurately the damage observed under light microscopy. In addition, GLARE sample collation for scanning has improved the quality of the images resulting from these scans. The most common damages caused by the impact were metal-fiber delamination, cracking in the polymer matrix and fiber-fiber delamination, the cryogenic condition being the result of greater damage. Samples subjected to thermal shock showed a drop in their glass transition temperature and gain in impact resistance.

Keywords: Ballistic impact. GLARE. Fiber-metal laminate. Astronautic materials.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Classificação geral dos materiais compósitos na atualidade (3) (4).	27
Figura 2 Empilhamento com orientação alternada de lâminas de FRPs de fibras em cintas unidirecionais para a conformação de um laminado. (3).....	28
Figura 3 Empilhamento de camadas de FRP entre lâminas de alumínio para conformar o laminado híbrido fibra-metal, GLARE-5. (8).....	30
Figura 4 Aplicação do GLARE na fuselagem superior do AIRBUS A380. (8).....	33
Figura 5 Comparação do impacto em GLARE e outros materiais usados na indústria aeroespacial. (13).....	34
Figura 6 Tipos de falhas em laminados compósitos como resultado da aplicação de esforços: a) axiais, b) transversais, c) cortante. (21).....	36
Figura 7 Modos de danos causados pela tensão de corte nos materiais compósitos FRP em função da orientação das fibras e o plano de corte. (22)	37
Figura 8 Variação do módulo da tensão de rotura de (σ_y) de um FRP vidro/epóxi, quando medido em diferentes temperaturas (49)	42
Figura 9. Variação do módulo de elasticidade (E) de um FRP vidro/epóxi, quando medido em diferentes temperaturas. (49)	43
Figura 10 Estrutura microscópica do GLARE enxergada por microscopia óptica de varredura. (45)	43
Figura 11 Variação das propriedades mecânicas do Al 30304-T3 em função da temperatura quando submetido à tração.	44
Figura 12 Artefatos de projeções insuficientes, comparação: A imagem à esquerda resultou de 50% menos projeções do que a imagem à direita.....	47
Figura 13. Equipamentos utilizados durante o processo de seccionamento de corpos de prova: a) Serra de bancada, Makita 2704. b) Disco de corte com borda adiamantada, Buhler 11-4295	49
Figura 14 Vistas planas e isométricas da peça frontal usinada para o encaixe e aprisionamento dos corpos de prova para o impacto.	50
Figura 15. a) Desenho esquematizado do sistema de fixação de corpos de prova. A lâmina do GLARE está representada na cor castanha. b) Vista frontal do sistema de fixação da amostra para o ensaio de impacto balístico. c) Vista raseira do sistema de fixação da amostra para o ensaio de impacto balístico.....	50

Figura 16 a) Montagem do sistema de resfriamento com nitrogênio para ensaios de impacto balístico. b) Dutos de saída de nitrogênio antes do ensaio. c) Resfriamento do CDP para o impacto a -196°C	51
Figura 17 Sistema usado para o aquecimento das superfícies dos CDP, nos ensaios de impacto balístico.	52
Figura 18. Vistas isométricas das amostras impactadas para da medição de deflexão permanente. a) Al 2024-T3. b) GLARE-5.	56
Figura 19 Esquema da medida (h), obtida da medição da deformação causada pelo impacto balístico nos corpos de prova de GLARE e de Al 2024-T3.	56
Figura 20 Representação isométrica esquemática da montagem experimental do escaneamento por tomografia computadorizada de raios X, indicando o sentido de rotação da amostra nos eixos de coordenadas.	60
Figura 21 Diagrama esquematizado para escaneamento de uma amostra de GLARE impactada, utilizando a técnica de tomografia computadorizada de raios X.	61
Figura 22 Diagrama esquematizado para o escaneamento de duas amostras de GLARE impactadas, utilizando a técnica de tomografia computadorizada de raios X.	62
Figura 23 Diagrama esquematizado para escaneamento de três amostras de GLARE impactadas, utilizando a técnica de tomografia computadorizada de raios X.	63
Figura 24 Reconstrução de amostra no programa CTVOx a) Amostra inteira b) Amostra após deslocamento do plano YZ para seccionamento 2D c) Amostra após um maior deslocamento do plano YZ para seccionamento 2D. d) Amostra após deslocamento dos planos XZ e YZ para seccionamento 2D e vista dos danos.	65
Figura 25 Reconstrução de amostra GLARE no programa Avizo Fire, prestando separação de fases e volume de ar interno.	66
Figura 26 Esquema do procedimento experimental seguido para o desenvolvimento deste projeto.	66
Figura 27. Curva de $\tan \delta$ e módulo de armazenamento em função da temperatura para o GLARE-5 2/1 antes e depois do choque térmico.	67
Figura 28. Dureza das camadas de Al 2024-T3 que compõem o GLARE-5, medidas antes e depois de ser submetido ao choque térmico.	68
Figura 29 Deflexão permanente em GLARE, após impacto balístico sob condições extremas.	69
Figura 30 Influência do choque térmico na deflexão permanente no GLARE, após impacto balístico sob condições extremas.	71

Figura 31. Amostra GLARE depois de ser submetida ao choque térmico, (100X). a) Interface metal-fibra, b) FRP orientação 0°, c) FRP orientação 90°.	72
Figura 32. Fotomicrografias MEV: a, c) Amostra de GLARE sem choque térmico.	73
Figura 33 Vista transversal superior completa do corpo de prova GQQ3 seccionado na linha central da seção do impacto.	74
Figura 34. Região de impacto da amostra GQQ3.	75
Figura 35 Região à esquerda do centro de impacto da amostra GQQ3.	75
Figura 36 Vista transversal superior completa do corpo de prova GQQ-CT, seccionado na linha central da seção do impacto.	76
Figura 37. Região de impacto da amostra GQQ-CT.	76
Figura 38. Região à esquerda do centro de impacto da amostra GQQ-CT.	77
Figura 39 Vista transversal superior completa do corpo de prova GFF3, seccionado na linha central da seção do impacto.	77
Figura 40 Região central-direita, próxima da região de impacto da amostra GFF3.	78
Figura 41 Região à esquerda do centro de impacto da amostra GFF3.	79
Figura 42 Vista transversal superior completa do corpo de prova GFF-CT seccionado na linha central da seção do impacto.	79
Figura 43 Região próxima ao centro de impacto da amostra GFF-CT.	80
Figura 44. Vista transversal superior completa do corpo de prova GFQ1 seccionado na linha central da seção do impacto.	80
Figura 45 Ampliação da região central do impacto da amostra GFQ1.	81
Figura 46. Região centro-esquerda, próxima à região de impacto da amostra GFQ1.	81
Figura 47 Região centro-direita, próxima à região de impacto da amostra GFQ1.	82
Figura 48 Vista transversal superior completa do corpo de prova GQF2 seccionado na linha central da seção do impacto.	83
Figura 49 Região centro-direita, próxima à região de impacto da amostra GQF2.	83
Figura 50 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GFF5, plano XY.	86
Figura 51 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GQQ3, plano XY.	86
Figura 52 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto das amostras: a) GFF5; b) GQQ3, plano XY.	87
Figura 53 Tomografia representativa da vista superior da região do impacto da amostra GFF3, plano XY (reconstrução parcial).	88

Figura 54 Tomografia representativa da vista superior da região do impacto da amostra GQQ3, plano XY (reconstrução parcial).	89
Figura 55 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GQQ3, plano XY	90
Figura 56 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GQQ-CT, plano XY.....	90
Figura 57 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GFF3, plano XY.....	91
Figura 58 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GFF-CT, plano XY.....	92
Figura 59 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GFQ1, plano XY.....	92
Figura 60 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GQF2, plano XY.....	93
Figura 61 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto das amostras: a) GQF2; b) GFQ1, plano XY.....	94
Figura 62 Reconstrução tridimensional da amostra GQQ3 (esquerda) e de seus danos internos (direita).....	96
Figura 63 Reconstrução tridimensional da amostra GQQ-CT (esquerda) e de seus danos internos (direita).....	97
Figura 64 Reconstrução tridimensional da amostra GFF3 (esquerda) e de seus danos internos (direita).....	97
Figura 65 Reconstrução tridimensional da amostra GFF-CT (esquerda) e de seus danos internos (direita).....	98
Figura 66 Reconstrução tridimensional da amostra GFQ1 (esquerda) e de seus danos internos (direita).....	99
Figura 67 Reconstrução tridimensional da amostra GQF2 (esquerda) e de seus danos internos (direita).....	100

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 Comparação porcentual das propriedades do GLARE em relação ao Al 2024-T3. (9)	
.....	30
Tabela 2 Classificação dos tipos de GLARE (10).....	31
Tabela 3 Propriedades mecânicas e térmicas dos materiais componentes do GLARE-5 2/1.	
(12)	31
Tabela 4 Energia mínima para o trincamento do Alumínio Al 2024-T3, GLARE e PEI. (19)	35
Tabela 5 Propriedades a tração do Al 2024-T3 a diferentes temperaturas. (51)	45
Tabela 6. Matriz de ensaios. Considerando as variáveis dos dois materiais e as quatro condições térmicas prévias.	55
Tabela 7. Parâmetros de escaneamento utilizados em cada equipamento para a digitalização das amostras impactadas.....	59
Tabela 8. Parâmetros usados no NRecon para a reconstrução das amostras escanadas.....	64

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CNPEM	Centro Nacional de Pesquisas em Energia e Materiais
CT	Choque Térmico
FML	<i>Fiber Metal Laminate</i>
FRP	<i>Fiber Reinforced Polymer</i>
FF	Frio-Frio
F-F	Fibra-Fibra
FQ	Frio-Quente
GLARE	Glass Reinforced Fiber Metal/Laminate
IFSC	Instituto de Física de São Carlos
M-F	Metal-Fibra ou Metal-FRP
PEI	Polietilenoimina
QF	Quente-Frio
QQ	Quente-Quente
UNESP	Universidade do Estado de São Paulo
X-Ray CT	Tomografia Computadorizada de Raios X

LISTA DE SÍMBOLOS

2D	Duas dimensões
3D	Três dimensões
α	Coeficiente de expansão térmica
°C.	Graus célsius
μm	microampères
μm.	Micras
cm.	Centímetros
E	Modulo de Elasticidade
G	Modulo de Cisalhamento
g.	Gramas
KV	Quilovolts
min.	Minutos
mm.	Milímetros
ms	Milissegundos
Pa.	Pascal
Tan δ	Tangente de perda
Tg.	Temperatura de transição vítrea
σ_u.	Limite de Rotura
σ_y.	Limite de Escoamento

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	25
1.1. Objetivos.....	25
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	27
2.1. Materiais compósitos laminados	27
2.1.1. O GLARE e suas propriedades	29
2.2. Impacto em FMLs.	35
2.2.1. Danos em compósitos laminados reforçados com fibras.	35
2.2.2. Mecanismos de falha por impacto.....	37
• Trincamento da matriz.....	38
• Delaminação.	38
• Ruptura de fibras	39
• Penetração.....	39
2.3. Efeito dos componentes dos compósitos FRP na resistência ao impacto.....	39
2.3.1. Efeito da Matriz.....	40
2.3.2. Efeito das fibras.....	40
2.3.3. Interfaces	40
2.3.4. Alumínio.....	41
2.4. Efeito da temperatura nos componentes dos GLARE na resistência ao impacto.....	42
2.4.1. Compósitos de matriz epóxi reforçados de fibra de vidro	42
2.4.2. Alumínio.....	44
2.5. Tomografia computadorizada de Raios X (X Ray-CT).	45
2.5.1. Qualidade da Imagem e Artefatos.	45
• Contraste.....	46
• Artefato de Endurecimento do feixe.....	46
• Artefato de anéis	46
• Artefatos de projeções insuficientes	46
• Artefato de projeções incompletas	47
3. MATERIAIS E MÉTODOS.....	48
3.1. Materiais Utilizados.....	48
3.2. Preparação dos Corpos de Prova	48

3.2.1. Cortes das Placas	48
3.3. Montagem do sistema para impacto.....	49
3.3.1. Sistema de fixação dos corpos de prova	49
3.3.2. Sistema de resfriamento de superfícies para corpos de prova fixados.	51
3.3.3. Sistema de aquecimento de superfícies para corpos de prova fixados.	52
3.3.4. Sistema balístico	52
3.4. Execução de ensaios de impacto balístico	53
i. Limpou-se as superfícies do CDP, utilizando um pano de papel e álcool.	53
3.5. Medição de Deformação.	56
3.6. Microscopia Óptica.	57
3.7. Tomografia Computadorizada de Raios X (X-Ray CT).	58
4. RESULTADOS E DISCUSSÃO	67
4.1. Medições de Deformação.....	67
4.2. Microscopia óptica.	71
4.3. Tomografia Computadorizada de Raios X (X-Ray CT).	85
4.4. Reconstrução volumétrica.....	95
5. CONCLUSÕES	101
6. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	103
REFERENCIAS	104

1. INTRODUÇÃO

Nas últimas décadas a seleção e a aplicação de materiais como elementos estruturais em dispositivos espaciais, como satélites, sondas, telescópios ou veículos, têm demandado materiais com combinações de propriedades específicas. A transformação de ideias em projetos por parte da indústria astronáutica requer o acompanhamento de materiais de alta tecnologia, que suportem condições extremas de operação.

O material GLARE (*Glass Reinforced Fiber Metal/Laminate*) faz parte do grupo de compósitos laminados metal-fibra, enquadrados como materiais compósitos estruturais com materiais compósitos reforçados com fibras. Este material, em comparação com os materiais monolíticos comumente utilizados, possui elevada resistência ao impacto, à corrosão, à fadiga, baixa densidade, melhor isolamento térmico e maior tolerância aos danos, o que impulsionou o seu emprego como elemento estrutural em aeronaves em comparação às ligas de alumínio usadas nestas aplicações. No entanto, é necessário o entendimento de sua resposta sob condições espaciais, onde é comum ocorrer o impacto de detritos em condições térmicas variáveis. (1)

1.1. Objetivos

Objetivo Geral

O objetivo principal deste trabalho é a compreensão da resposta do FML GLARE, frente ao impacto de alta velocidade em condições de temperatura extremas (considerem-se temperaturas extremas nas órbitas geoestacionárias, mínima de -160 °C e máxima de 100°C), onde pretende-se simular condições, nas quais uma estrutura estaria sendo submetida, quando orbitando na exosfera.

Para tanto, foram desenvolvidos uma série de objetivos específicos. São eles:

- Comparar a resistência ao impacto balístico sobre o mesmo material a diferentes temperaturas, diferentes condições superficiais de exposição térmica e, posteriormente, avalia-lo em relação aos materiais monolíticos e isotrópicos.
- Aplicar a tomografia computadorizada, uma técnica não-destrutiva, para o entendimento e representação tridimensional da resposta do GLARE, frente ao impacto balístico nas condições previamente mencionadas.

- Comparar a exatidão da técnica de tomografia computadorizada frente, por meio de análise materialográfica em microscopia óptica do GLARE.

Com isso, este estudo pretende fornecer uma importante base de informação, que permita introduzir estes materiais como aspirantes à aplicação em elementos aeroespaciais.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. Materiais compósitos laminados

A combinação de dois ou mais materiais, de maneira que ocorra uma boa otimização de suas propriedades, sendo minimizadas as suas deficiências, dá origem aos materiais compósitos. Por conseguinte, um compósito é definido como um material multifásico, fabricado artificialmente, de modo que as fases que o constituem devem ser distintas físico e quimicamente. Na Figura 1 é mostrada uma classificação dos compósitos, em função do formato de seu material de reforço (2) (3).

Figura 1 Classificação geral dos materiais compósitos na atualidade (3) (4).

Os compósitos podem possuir elevadas propriedades mecânicas, atreladas a baixas densidades, tornando possível substituir peças de formatos complexos, mediante novos processos de manufatura e, ao mesmo tempo, que forneçam melhores propriedades mecânicas e de resistência química. (2)

Nos materiais compósitos de matriz polimérica reforçados com fibras (FRP – *Fiber Reinforced Polymer*), são constituídos por reforços de fibras de alta resistência mecânica as quais ficam contidas dentro de polímeros. A interação entre as interfaces polímero-fibra permite a ligação entre a matriz e o material de reforço, possibilitando que ambos os materiais mantenham suas propriedades físicas e químicas individualmente, porém, gerando uma

combinação de propriedades que não conseguiria ser atingida por cada material isoladamente. Os principais materiais de reforço que dão origem aos FRP comercialmente usados são as fibras de vidro, de carbono e de aramida. (5)

Embora a maior contribuição à resistência mecânica seja fornecida pelas fibras, a matriz cumpre funções igualmente importantes, mantendo as fibras na orientação adequada, transmitindo a carga, fornecendo proteção aos danos ambientais (umidade) e de danos mecânicos como impactos e deformação. Assim, mediante à incorporação destas fibras resistentes e rígidas em matrizes macias e dúcteis, esse tipo de compósito torna-se um material com grande resistência à fadiga, melhor rigidez e relação resistência-peso. (4) (6)

Frequentemente, os FRP de pequenas espessuras são considerados lâminas. O empilhamento e adesão destas lâminas (FRPs embutidos separadamente) dá origem à configuração dos compósitos conhecida como laminados (ver Figura 2). Os laminados permitem uma grande variedade de propriedades com a alteração do número, configuração, padrão de tecido e tipo das fibras entre camadas, etc. (5) (2)

Figura 2 Empilhamento com orientação alternada de lâminas de FRPs de fibras em cintas unidirecionais para a conformação de um laminado. (3)

Os compósitos avançados, comumente utilizados na indústria aeroespacial, são geralmente de matrizes poliméricas reforçadas com fibras metálicas, poliméricas ou cerâmicas de alta resistência, cujos requerimentos principais e fundamentais são a tenacidade à fratura e à resistência aos danos. (4)

Os materiais estruturais aplicados na indústria aeronáutica e aeroespacial têm mudado e, dessa maneira, a substituição de ligas de alumínio por materiais compósitos não é apenas respaldada pela diminuição no peso, mas também por melhorias nas propriedades mecânicas, na resistência química e por permitir desenhos aerodinâmicos mais eficientes. (7)

Na década de setenta foi descoberto, na Universidade de Delft na Holanda, que o arranjo de laminados, mesmo em materiais monolíticos, tinha um efeito favorável que diminui à propagação de trincas. Ao ser observada uma redução nas taxas de crescimento das mesmas, evidenciou-se que as trincas criadas na superfície de uma das lâminas apenas podem se propagar até a próxima superfície da mesma, cumprindo um a função de detentor de trincas na fase adesiva entre lâminas. Baseado nestas observações, foi feito o empilhamento intercalado de lâminas de materiais compósitos do tipo FRP em combinação com camadas de ligas metálicas, o que originou os chamados compósitos laminados híbridos fibra-metal (FML). (1)

As grandes vantagens introduzidas pelos FML foram:

- a) Comportamento do material: alta resistência à fadiga, alta resistência mecânica, rigidez, alta resistência à fratura, alta resistência ao impacto e alta capacidade de absorção de energia.
- b) Propriedades físicas: baixa densidade.
- c) Durabilidade: alta resistência à umidade, excelente resistência à corrosão, baixa degradação do material.
- d) Segurança: alta resistência ao fogo e à transferência de calor, principalmente nos materiais que contêm laminados de fibra de vidro.
- e) Economia de custo: excelente relação preço durabilidade, além de baixos custos de manutenção. (1).

2.1.1. O GLARE e suas propriedades

Um dos FML mais comercializados e de melhores propriedades na atualidade é o GLARE, cujo material metálico constituinte são ligas de alumínio em combinação com FRPs de fibra de vidro em resina (Figura 3). Na Tabela 1 são comparados, proporcionalmente, o GLARE e uma liga Al 2024-T3, com relação às principais propriedades dos materiais de interesse aeronáutico e aeroespacial. (8) (9)

Figura 3 Empilhamento de camadas de FRP entre lâminas de alumínio para conformar o laminado híbrido fibra-metal, GLARE-5. (8)

Tabela 1 Comparação percentual das propriedades do GLARE em relação ao Al 2024-T3. (9)

Propriedade	GLARE vs. Al 2024-T3 (%)
Densidade	85-90
Resistência Mecânica	100-200
Tolerância aos danos	50-5000
Isolamento Térmico	10000-15000
Desempenho perante batida de raios	150-250
Resistência à corrosão	120-300

Atualmente, são encontrados vários tipos de GLARE (Tabela 2), cujas diferenças dependem do tipo de liga de alumínio usada (usualmente 7075-T6, 7475-T761 e 2024-T3) e da orientação das camadas de fibra do tipo S2 (fibras com uma alta resistência à tração, que podem atingir 4890 MPa por fibra individual), embutidas em epóxi, o que favorece à adesão FRP-Metal. Esta união possui alta interação com a interface polímero-fibra, de baixa viscosidade e volatilidade, além de fornecer elevada resistência à corrosão para os laminados. (9)

Tabela 2 Classificação dos tipos de GLARE (10)

Grau do GLARE	Camada da liga de Alumínio		Camadas de FRP	
	Tipo	Espessura (mm)	Orientação	Espessura (mm)
GLARE-1	7475-T761	0,3-0,4	0/0	0,25
GLARE-2 ^a	2024-T3	0,2-0,5	0/0	0,25
GLARE-2B	2024-T3	0,2-0,5	90/90	0,25
GLARE-3	2024-T3	0,2-0,5	0/90	0,25
GLARE-4 ^a	2024-T3	0,2-0,5	0/90/0	0,37
GLARE-4B	2024-T3	0,2-0,5	90/0/90	0,37
GLARE-5	2024-T3	0,2-0,5	0/90/90/0	0,50
GLARE-6 ^a	2024-T3	0,2-0,5	+45/-45	0,50
GLARE-6B	2024-T3	0,2-0,5	-45/+45	0,50

O laminado GLARE 5 2/1 é constituído por duas lâminas exteriores de uma liga de Alumínio 2024-T3, dispostas em quatro mantas unidireccionais de fibras de vidro do tipo S2-Glass, posicionadas alternadamente, porém, mantendo simetria central (0°/90°), estas são embutidas em resina termorrígida de epóxi (FM-94®) cuja temperatura de transição vítrea é próxima dos 100° C. O processo de manufatura consta de uma etapa de cura da resina, sob uma pressão de 4 bars e uma temperatura de 120 °C, durante 60 minutos. Neste processo, as superfícies de contato do alumínio são adonisadas com ácido crômico e revestidas com o *primer* BR-127 (11). Na Tabela 3; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.** são apresentadas algumas propriedades de interesse dos materiais que compõem o compósito GLARE (11).

Tabela 3 Propriedades mecânicas e térmicas dos materiais componentes do GLARE-5 2/1.

(12)

Propriedade	Unidade	Material		
		2024-T3	S2-glass/FM-94	
			Axial	Transversal
Modulo de Elasticidade (E)	Mpa	72.400	48.900	5500
Modulo de Cisalhamento (G)	Mpa	27.600	5.550	-
Limite de Escoamento (σ_y)	Mpa	347	-	-
Limite de Ruptura (σ_u)	Mpa	420	1.900	57
Coeficiente de expansão térmica (α)	10 ⁻⁶ °C ⁻¹	22	6,1	26,2
Temperatura de Transição Vítrea (Tg)	°C	—	~100	-

O GLARE, ao ser submetido a esforços de tração, apresenta um comportamento inelástico, principalmente por causa da plasticidade das camadas de alumínio. Sua resposta perante este tipo de esforço, aplicados transversal ou longitudinalmente, dependerá da orientação das fibras que o compõem, sendo melhor alternar camadas em diferentes orientações, se o interesse for a isotropia. (9)

O módulo elástico do GLARE é um pouco menor em comparação ao alumínio monolítico, devido ao baixo módulo das camadas de fibra. Por outro lado, o seu limite de resistência à tração é maior. (13)

Entre os FML, o GLARE se destaca por sua alta resistência à propagação de trincas, propriedade que se deve ao fortalecimento do material por vários mecanismos, que incluem delaminação interfacial metal/fibra, redistribuição de tensões após iniciação da trinca e comportamento da fratura nas diferentes camadas. (13)

Enquanto que nos materiais monolíticos a taxa de crescimento de trinca aumenta rapidamente, o GLARE apresenta uma tendência praticamente constante, que pode ser até 100 vezes menor do que o alumínio monolítico. A resistência à tração das fibras próximas à área trincada, que é transmitida ao metal devido à boa adesão, favorece à contenção do defeito. (13) (14)

A destacável resistência ao impacto do GLARE é atribuída a um fenômeno que ocorre nas fibras de vidro, que se tornam fortalecidas pela alta taxa de deformação gerada pelas forças do impacto. Além disso, este FML apresenta excelente resistência à corrosão, já que, no processo de fabricação, as camadas de alumínio são anodizadas e cobertas por um inibidor de corrosão, e também pela boa resistência da fibra de vidro. (13) (15)

Devido às propriedades dos FML, mais especificamente do GLARE, anteriormente mencionadas, esse material ganhou aplicação nas aeronaves comerciais atuais. É o caso do AIRBUS A380 (introduzido aos voos comerciais em 2007), o qual possui aproximadamente 380 m² deste material em sua fuselagem, como pode ser observado na Figura 4 (cor azul). A diminuição do peso estrutural proporcionou vantagens de acréscimo em fatores fundamentais da indústria aeronáutica comercial, como o número de passageiros transportados e a carga paga (*pay load*). (1) (8) (13)

Figura 4 Aplicação do GLARE na fuselagem superior do AIRBUS A380. (8)

Para o emprego do GLARE em elementos da indústria aeroespacial demanda, além da relação peso-resistência, é necessário o entendimento de suas propriedades em condições de exposição espacial. Hoje em dia, o uso de satélites de última geração requer à aplicação de materiais que consigam suportar as condições ambientais hostis da viagem espacial e de órbita, como um possível impacto de partículas espaciais ou às alterações de temperatura em órbita (entre -160 e 100 °C). (16)

Até à última década, as pesquisas para aplicação de materiais em satélites, sondas espaciais, veículos espaciais e módulos pressurizados eram realizadas partindo-se dos que eram empregados pela indústria aeronáutica, embora não sempre tais aplicações obtiveram sucesso. Desse modo, faz-se necessário à investigação e o desenvolvimento de materiais sob às condições operativas, para garantir o bom desempenho de suas propriedades nessas situações. (16)

Pesquisas a respeito da resistência ao impacto balístico do GLARE mostram o aumento exponencial desta propriedade em relação à espessura do laminado, porém inversamente proporcional à fração volumétrica de alumínio 2024-T3. No entanto, a diferença entre as diferentes orientações e a sequência de empilhamento (*unidirecional*, *cross-ply*, *angle-ply* e quase-isotrópica) é praticamente insignificante. Além disso, conseguiu-se demonstrar às vantagens do GLARE neste campo frente a outros materiais (ver Figura 5). (13)

(17)

Figura 5 Comparação do impacto em GLARE e outros materiais usados na indústria aeroespacial. (13)

Enquanto à influência do formato do projétil na resistência ao impacto, foi demonstrado que os projéteis de ponta quadrada geram maior absorção de energia que os de ponta esférica. Os danos causados pelos projéteis à alta velocidade são semelhantes aos de baixa velocidade, apenas de maior profundidade, menores áreas de deformação e muita energia de absorção. (10)

Entre as diferentes configurações adaptadas para o GLARE, o GLARE-3 e o GLARE-5 mostram melhor desempenho frente ao impacto, considerando que há um maior número de camadas no laminado, maior é o número de interfaces e, conseqüentemente, melhor a absorção da energia. (10)

Em 2003, pesquisadores determinaram experimentalmente que laminados GLARE mais finos têm uma maior resistência ao impacto balística, sendo a velocidade necessária para perfurar este laminado aproximadamente 15% maior do que o necessário para perfurar uma lâmina da mesma espessura de uma liga de alumínio Al 3034-T3, enquanto que para maiores espessuras as diferenças foram menores. Laminados GLARE mais finos conseguem maior deformação, tanto pela ductilidade do alumínio, quanto por mecanismos de danos em FRP. Grande parte da energia (entre 84 e 92%) é absorvida na deformação das camadas de alumínio, danos como delaminações permitem uma absorção de entre 2 e 9% da energia total antes de começarem a gerar as primeiras trincas no metal e quebra de fibras, as quais representam aproximadamente 7% do resto da energia. (18) (19)

Na Tabela 4 mostram-se as magnitudes de energia requeridas para provocar o trincamento da estrutura compósita, tanto para baixa quanto para alta velocidade de impacto. É possível notar que os materiais compósitos FML de arranjo 2/1 têm maior resistência ao impacto em relação ao Al 2024-T3 e a outros compósitos. (19)

Estes autores também acreditam que esta grande resistência ao impacto de alta velocidade por parte dos compósitos FML se deve, em grande parte, à deformação das camadas finas de alumínio antes do início das etapas de delaminação entre o metal e o FRP (delaminação M-F). (19) (20)

Tabela 4 Energia mínima para o trincamento do Alumínio Al 2024-T3, GLARE e PEI. (19)

Material	Arranjo	Espessura (mm)	Densidade de área (Kg/m ²)	Energia min. Trincamento (J) Baixa Velocidade	Energia min. Trincamento (J) Alta Velocidade
Al 2024-T3	-	0.64	1.67	31.8	31.0
	-	1.02	2.78	28.1	48.7
	-	1.60	4.45	23.5	43.2
	-	2.03	5.56	22.4	49.8
	-	2.54	6.95	35.6	78.6
GLARE 3*	-	3.18	8.62	46.7	
	2/1	0.85	2.16	21.4	43.3
	3/2	1.4	3.49	26.2	69.5
GLARE 5*	4/3	1.95	4.82	37.0	110.5
	2/1	1.10	2.66	28.4	70.9
	3/2	1.90	4.46	44.1	99.0
GLARE 5Y*	4/3	2.70	6.31	56.9	
	2/1	1.35	3.15	28.6	110.5
	3/2	2.40	5.47	52.2	
GLARE 5YY*	2/1	1.60	3.65	34.0	126.7
	3/2	2.90	6.46	57.7	
	2/1	0.85	2.18	14.0	27.7
GLARE 3E+	3/2	1.40	3.52	13.7	47.5
	4/3	1.95	4.86	24.0	
Carbon/PEI	[0/90] ₇	2.00	3.46	3.8	3.0

* = Baseado em fibras S2

+ = Baseado em fibras de vidro E

2.2. Impacto em FMLs.

2.2.1. Danos em compósitos laminados reforçados com fibras.

Dadas às propriedades anisotrópicas comuns nos materiais compósitos FML, a multiplicidade de interfaces e os processos envolvidos em sua manufatura, os danos e os modos de falhas resultantes podem ser bastante complexos. Alguns dos mecanismos de danos

nos FML são as micro-trincas dentro da matriz polimérica na fase FRP, fratura de fibras, fadiga, delaminação e fatores ambientais que podem contribuir à falha da estrutura (21).

Existem diversos tipos de falhas que podem ser geradas ao aplicar grandes pressões em um laminado. Esses tipos de falhas são resultado de diferentes esforços aplicados, sendo os mais relevantes àqueles mostrados na Figura 6. Porém, quando submetidos a tensões de cisalhamento ou cortantes, o modo de falha fica condicionado pela direção das fibras (ver Figura 7). (22)

Figura 6 Tipos de falhas em laminados compostos como resultado da aplicação de esforços: a) axiais, b) transversais, c) cortante. (21)

As falhas por tensões de cisalhamento podem acontecer em diferentes planos e, dependendo do plano de aplicação da tensão e da orientação das fibras, podem causar à ruptura de fibras se o plano for transversal à direção das fibras ou à separação de fibras, como consequência da ruptura da matriz, se ambos forem paralelos. A ruptura das fibras é uma falha menos comum do que a ruptura da matriz, devido a uma maior resistência ao corte por parte das fibras. (22)

Os mecanismos de falha de um compósito FRP de fibras longas orientadas quando submetido à compressão depende de como ocorre a carga no mesmo. As fibras quando comprimidas no sentido axial, tendem a flambar, contudo, a matriz proporciona maior estabilidade lateral. Também pode ocorrer a fratura da fibra, como consequência de compressão em áreas maiores, provocando a fratura também da matriz envolta e, por conseguinte, a falha do compósito. Em geral, os compósitos FRP são mais vulneráveis a

cargas transversais às fibras ou a tensões de cisalhamento, isto porque sob estas condições a resistência do compósito recai sobre a resistência da matriz ou sobre a resistência da interface fibra-matriz (Figura 7) (21) (22).

Figura 7 Modos de danos causados pela tensão de corte nos materiais compósitos FRP em função da orientação das fibras e o plano de corte. (22)

2.2.2. Mecanismos de falha por impacto

Energias de impacto relativamente baixas são absorvidas pelos metais por meio de deformação elástica e plástica; ressaltando, ainda, que a deformação plástica causada nos componentes metálicos não implica sempre em uma condição de dano crítica. Porém, à medida que a energia é incrementada, pode ser atingida a falha pela penetração do metal. (23) (24)

Contudo, os materiais compósitos geralmente não possuem capacidade de sofrer deformações plásticas sem atingir a falha do componente, criando-se diferentes tipos de danos, como consequência da absorção da energia. O modo de como o material vai responder ao impacto, seja de alta ou baixa energia, dependerá de suas características físicas e químicas, tanto de cada componente como das interfaces e da velocidade do impacto (25).

Existem divergências na literatura com relação às nomenclaturas acerca dos limites que separam as definições de impacto de baixa e alta velocidade, de modo que não é muito claro o ponto de separação entre eles. Contudo, a energia absorvida pelo material depende do tempo de contato com o projétil, sendo que para maiores tempos de contato, o material pode absorver mais energia por meio da deformação plástica dos diferentes componentes do compósito, enquanto altas velocidades de impacto transmitem energia mediante ondas de tensão que se propagam no material ou dano localizado, pela incapacidade dos materiais de responder mais rapidamente (26). Alguns autores partem dos tipos de danos causados no material para definir e depois classificar o impacto como de alta ou baixa velocidade (27).

No caso desta pesquisa, impacto de baixa velocidade àquele que provoca nos FRP danos, tais como trincamento da matriz polimérica e delaminação, e como de alta velocidade àqueles que têm como resultado a penetração do material e, conseqüentemente, a quebra de fibras (26).

Outras definições consideram diretamente como impacto de baixa velocidade, àquele cuja velocidade do projétil está entre 1 e 10 m/s. (28) Outros fatores, tais como o ângulo de impacto, o formato do projétil, as condições de borda e a sequência de componentes do laminado também podem influir nos mecanismos de falha, sendo os principais modos de falha dos materiais compósitos laminados os quatro seguintes (29).

- **Trincamento da matriz**

É geralmente o primeiro tipo de falha a acontecer. Inicia principalmente paralela às fibras, como consequência da tensão, compressão e corte. Pode ser enxergada como trincas na matriz polimérica, geralmente orientada na direção das fibras e origina-se principalmente na interface circunferencial das fibras com a matriz, como consequência da dissimilaridade entre ambos os materiais (26).

O trincamento da matriz pode ser resultado do plano do laminado no qual acontece a trinca e de seu formato. Se a trinca possuir um ângulo de inclinação, é formada como consequência de tensões cortantes. Geralmente isso ocorre nos planos próximos à superfície de orientação de fibras de 0° , próximos à superfície impactada. Nos planos mais afastados ao impacto, quando se observa trincamento da matriz reto e alinhado ao centro do impacto, isso deve-se às tensões de tração as quais está submetida a matriz nesse ponto, características similares às da resposta do material à flexão. (30) (26) Corpos de prova longos e finos desenvolvem maior quantidade de trincas por serem mais propensos à deformação por flexão. (31)

- **Delaminação**

A delaminação é o dano que mais enfraquece um compósito laminado, sendo assim o dano mais crítico. Podem ter origem apenas depois de existirem trincas na matriz, produzidas por tensões de cisalhamento quanto por tensões de tração, as quais servem de pontos de nucleação das delaminações. (30) Nos laminados com arranjos 0/90/0, as trincas se propagam dentro da matriz até atingir a interfase de mudança de direção das fibras, onde continuam

propagando-se, dessa vez na forma de delaminação. (27) (32) As delaminações são trincas que acontecem dentro da matriz entre tecidos de diferente orientação, ou componentes laminados de um material compósito, que podem ser do mesmo material ou diferente. (26) (33)

Pesquisadores demonstraram que a delaminação é consequência das diferenças na rigidez entre camadas adjacentes quando flexionadas. Estas diferenças são proporcionais ao ângulo de diferenças entre as fibras destas camadas, e é por isto que é pouco comum a delaminação entre camadas de uma mesma orientação e do mesmo material das fibras. O pior dos casos é o de maior ângulo possível de diferença (o arranjo de camadas 0/90). (34)

- **Ruptura de fibras**

Geralmente acontece depois do trincamento da matriz e da delaminação (26). É o dano mais comum achado nos compósitos laminados submetidos a impacto de baixa velocidade, onde a ruptura das fibras acontece nas fibras nas afastadas à superfície de impacto, como consequência da tensão de tração ou, no caso de projetis pontiagudos, nas fibras mais próximas do impacto, produto da penetração. Neste caso o dano ocorre com uma grande concentração de tensão (principalmente de cisalhamento) na proximidade do ponto de impacto. (35) (36)

- **Penetração.**

A penetração do compósito sucede quando as falhas das fibras atingem seu nível crítico e permitem que o projétil ou elemento de impacto atravesse o material. Isso acontece principalmente em impactos localizados de alta velocidade e, quando esse dano acontecer, já ocorreram os outros mencionados anteriormente. (31) (36)

2.3. Efeito dos componentes dos compósitos FRP na resistência ao impacto

As propriedades dos materiais que constituem um compósito FML determinam em conjunto o limite de energia ou tensões que este é capaz de suportar antes de sofrer os danos explicados anteriormente (3) (26). A contribuição à resistência ao impacto destes compósitos em função de seus componentes será explicada posteriormente.

2.3.1. Efeito da matriz

Uma vez que a matriz tem diferentes funções nos compósitos FRP, como alinhar, estabilizar e proteger as fibras, também deve transferir corretamente as cargas aplicadas às mesmas, que são responsáveis de suportar a maior parte das tensões. Quando essa transferência não ocorre corretamente, as propriedades do material caem muito – é o caso da queda na resistência à tração em laminados depois de acontecer delaminação por impacto. O Epóxi é um material bastante frágil, apresentando problemas com trincamento e nucleação de delaminações nas pontas das trincas. Com relação ao GLARE, o seu aporte direto para resistir ao impacto não é muito grande, e é por isso que os primeiros modos de danos aparecem nesse material (25) (26).

2.3.2. Efeito das fibras

Por cima dos FML reforçados com fibras de Carbono, os materiais compósitos reforçados com fibras de vidro do tipo S-glass e Kevlar proporcionam até 5 vezes mais resistência ao impacto (25) (37). As falhas nesse tipo de fibra apresentam-se progressivamente, o que é atribuído ao índice de ductilidade das fibras S-glass. Esse índice mostra a relação entre a energia para a propagação de uma trinca em comparação à energia para a sua iniciação, em compósitos de mesma matriz reforçados com fibras diferentes. Nesse caso, assume-se que a ruptura de fibras é o último mecanismo de dano a acontecer e a tenacidade, analisada como a área abaixo da curva de tensão-deformação, favorece a seleção das fibras S-glass. (38) Além disso, as fibras de vidro usadas no GLARE possuem maior resistência à ruptura por tensão quando as solicitações mecânicas aumentam sua taxa de aplicação e, combinado com a sua alta resistência à tensão, explica suas ótimas propriedades ante ao impacto. (39)

2.3.3. Interfaces

As fibras de materiais compósitos tratadas superficialmente para melhorar sua adesão com a matriz, já que a força dessa ligação matriz-fibra tem um efeito importante no desempenho mecânico do compósito. (25) Fibras com baixo tratamento superficial são

propensas à falha por separação matriz-fibra depois de baixas tensões no sentido axial, enquanto melhoras no tratamento fortalecem essa ligação e resultam em falhas conjuntas sob tensões maiores. (40) Os tratamentos superficiais nas fibras podem quadruplicar a resistência ao impacto em FRP, porém, quando a ligação das fibras tratadas com a matriz é muito forte, há o risco de manter tensões residuais, fragilizando o compósito por causa do aumento na rigidez e diminuindo o valor de energia necessária para a sua perfuração. (41)

A qualidade da adesão entre as fases Metal-FRP (M-F) tem um papel fundamental na resposta ao impacto nos compósitos FML, sendo importante tanto a preparação prévia da superfície metálica quanto o agente de adesão usado e sua força de ligação. Um compósito FML com uma excelente preparação superficial e ótima adesão melhora sua resposta ao impacto, assim como outras propriedades mecânicas. (42)

Alguns dos agentes usados para promover a adesão M-F nos compósitos FML são sol-gel, silano ou organosilanos, como o γ -Glycidoxypropyltrimethoxy silano (γ -GPS), usado como *primer* e que também favorece a resistência à corrosão do metal. (42) (43) Ao emprego deste γ -GPS atribui-se à formação de ligações covalentes estáveis com o óxido metálico na superfície do alumínio, proporcionando uma região de interfase com módulo intermediário entre o metal e a resina epóxi da matriz FRP, o que facilita à transferência de tensões. (44)

Entre os processos de manufatura industrializada dos compósitos GLARE hoje, um dos nomes comerciais mais comuns de agentes de adesão é o BR-127, o qual consiste em uma resina epóxi-fenólica que proporciona boa ligação ao Al 2024, além de melhorar sua resistência à corrosão quando usada como *primer*. (45)

2.3.4. Alumínio

Da mesma maneira que as fibras de vidro S2-glass, o Al 2023-T3 também apresenta aumento de seu limite de ruptura à tração proporcional ao aumento da taxa de deformação. Uma tensão aplicada em alta taxa produz um incremento no limite de escoamento, porém a ductilidade do metal cai. (46)

O mesmo tratamento térmico ao qual atribui-se a sigla T3 do alumínio usado no GLARE, gera uma mudança no modo de falha ao impacto por parte deste material, de uma fratura dúctil para uma fratura por tensão de cisalhamento, o que favorece à iniciação de delaminações no FML. Contudo, os compósitos FML que empregam o Al 2024-T3 oferecem maior resistência à perfuração do que aqueles que usam outras ligas de alumínio. (47) Além

disso, recobrimentos normalmente empregados na superfície do Al 2024-T3 aumentam sua resistência ao impacto quando comparados com o material sem recobrimentos. (48)

2.4. Efeito da temperatura nos componentes dos GLARE na resistência ao impacto

2.4.1. Em compósitos de matriz epóxi reforçados de fibra de vidro

Kasen (49) explica em seu trabalho de revisão como as propriedades mecânicas e térmicas dos FRP reforçados com fibra de vidro mudam dependendo da temperatura na qual são testados. A Figura 8 e a Figura 9 são resultados dessa pesquisa, que mostra que as resinas epóxi possuem a maior resistência à tração das matrizes poliméricas, desde temperaturas criogênicas até à temperatura ambiente. (49)

Figura 8 Variação do módulo da tensão de ruptura de (σ_y) de um FRP vidro/epóxi, quando medido em diferentes temperaturas (49)

Desde que as temperaturas de transição vítrea da maior parte das resinas epóxi estão acima da temperatura ambiente, o autor mostra o comportamento delas na fase sólida e como suas propriedades mecânicas aumentam quando resfriadas até um ponto máximo em 77 K (-196 °C). (49)

Figura 9. Variação do módulo de elasticidade (E) de um FRP vidro/epóxi, quando medido em diferentes temperaturas. (49)

A resina epóxi FM-94 é atualmente a mais usada na manufatura industrial do compósito GLARE e é colada ao Al 2024-T3 por meio do emprego do *primer* epóxi fenólico BR-127, aplicado sobre a superfície do metal para dar uma camada final aproximada de 2-3 μm de espessura (Figura 10). Esses componentes degradam-se com o aumento da temperatura – a resina FM-94 começa o seu processo de degradação para temperaturas entre 188°C e o *primer* BR-127 a 255 °C para uma taxa de aquecimento de 1°C/min. (45)

Figura 10 Estrutura microscópica do GLARE enxergada por microscopia óptica de varredura. (45)

2.4.2. Alumínio

Pesquisas indicam que as propriedades relacionadas com resistência à tração no Al 2024-T3 são afetadas pela influência da temperatura, como mostrado na Figura 11. Observa-se que propriedades, como o Limite de escoamento (R_m) ou limite elástico (R_{eL}), caem com o aumento da temperatura, na faixa compreendida entre 25 e 200°C. Por outro lado, características como a deformação máxima atingida (A_t) ou o a módulo de elasticidade (E) mostram comportamentos parabólico e parabólico invertido, respectivamente, atingindo valores máximos de módulo de Young para 75°C. (50) Entretanto, a temperaturas criogênicas de -196 °C, propriedades como o limite de escoamento à tração e o módulo de elasticidade aumentam.

Figura 11 Variação das propriedades mecânicas do Al 30304-T3 em função da temperatura quando submetido à tração.

Na Tabela 5, é possível observar algumas das propriedades da liga metálica Al 2024-T3 quando testada sob tensões de tração à temperatura ambiente, criogênica ou aquecida. Algumas das propriedades destacadas nessa tabela são: o módulo de elasticidade (E), a tensão de escoamento (σ_y), a tensão de ruptura (σ_u) e a deformação máxima atingida à fratura (ϵ_f).

Tabela 5 Propriedades a tração do Al 2024-T3 a diferentes temperaturas. (51)

Temperatura (°C)	E (GPa)	σ_y (Mpa)	σ_y (Mpa)	ϵ_f (%)
-196	81	425	585	18
25	72	345	485	17
100	71	330	455	17

2.5. Tomografia computadorizada de raios X (X Ray-CT)

A análise dos danos em elementos estruturais de aeronaves que foram submetidas a condições de impacto é geralmente realizada mediante o uso de técnicas como microscopia óptica e microscopia eletrônica de varredura (MEV), principalmente para compósitos FML. Em muitos casos estas análises são destrutivas, pois constam de procedimentos de seccionamento e de abrasão que acabam destruindo parte da análise. Além disso, é conhecido que durante estes processos ocorre a relaxação de esforços residuais acumulados na superfície danificada e suas proximidades. (52)

Com o propósito de evitar a perda de informações nas áreas danificadas, atualmente são aplicadas técnicas não destrutivas para a análise de falha por impacto, como: ultrassom, correntes parasitas e radiografia de raios X em 2D. Essas técnicas são aconselhadas para a detecção de danos por delaminação, apesar de algumas delas terem resolução limitada ou não serem capazes de detectar pequenas trincas na matriz ou nas fibras. Contudo, a técnica não destrutiva que tem ganhado espaço na atualidade, por prover imagens tridimensionais completas do corpo analisado, é a microtomografia computadorizada (μ CT). Esse ensaio não-destrutivo permite a demonstração de diferentes mecanismos de dano, onde é possível selecionar os FML e classificá-los pelas diferentes camadas. (52)

2.5.1. Qualidade da imagem e artefatos

Para que a reconstrução de objetos resulte em uma réplica exata do original, a qualidade da imagem tem que superar as dificuldades prestadas pela influência de ruídos e de artefatos, além de obter um bom contraste e resolução espacial. (53) (54). Os artefatos são distorções, adições ou erros na imagem, os quais não tem correlação com a região estudada. O termo deriva das palavras latinas *artis* (artificial) e *factum* (fato), e refere-se a um fato

artificial que altera a qualidade e fidelidade de uma imagem, que poderia encobrir algum dano/defeito ou criar falsos. (55)

- **Contraste**

Desde que o processo de reconstrução e imagens de X Ray-CT parte de que cada material apresenta um coeficiente de atenuação característico, um material deve diferir de outro na imagem tomográfica resultante. Portanto, o contraste é definido como a diferença percentual entre a atenuação de um material com aquele próximo ao qual é comparado. (56) O contraste é manifestado nas tomografias como uma diferença entre os tons de cinza de cada material. Se durante o escaneamento nenhuma degradação for introduzida à imagem, a diferença entre os materiais deveria estar perfeitamente definida. (56)

- **Artefato de endurecimento do feixe**

Este artefato é gerado pela absorção preferencial dos raios x de baixa energia por parte do material, efeito que é mais pronunciado em áreas de grande atenuação (em materiais mais densos), acontecendo principalmente quando existem transições de densidades muito grandes. Apresenta-se na forma de linhas alternadas claras e escuras ou como um aumento de sombras especuladas. (57)

- **Artefato de anéis**

Esses são erros sistemáticos por problemas na calibração ou defeitos no detector, criando efeitos que aparecem na imagem como anéis concêntricos centrados no eixo de rotação. Estes artefatos podem ser evitados calibrando o detector ou atenuados empregando softwares de processamentos de imagens pós X-Ray CT. (56)

- **Artefatos de projeções insuficientes**

Para reconstruir um objeto é necessário um número mínimo de projeções, de modo que quanto mais projeções são somadas para a reconstrução do objeto, maior a precisão e

a qualidade da imagem. Se o número de projeções é insuficiente, aparecem linhas nas tomografias, que se propagam radialmente desde o centro de rotação (Figura 12). (56)

Figura 12 Artefatos de projeções insuficientes, comparação: A imagem à esquerda resultou de 50% menos projeções do que a imagem à direita.

- **Artefato de projeções incompletas**

Aparece quando parte da amostra fica por fora do cone do feixe e é escaneada em alguns ângulos de rotação. Também pode acontecer quando a amostras densas possuem alta relação das dimensões espessura por largura, já que pode acontecer de o feixe atravessar com facilidade uma dimensão, mas na outra a energia não ser suficiente para atravessar a amostra (58).

3. MATERIAIS E MÉTODOS

3.1. Materiais utilizados

Utilizou-se neste trabalho placas do laminado GLARE-5 2/1, que foram fabricadas em escala industrial pela empresa *Comtek Advances Structures*, em Ontário (Canadá), e fornecidas pela empresa *Aviation Equipments*, de Califórnia, EUA. O laminado possui espessura total de 1,6mm, sendo a fase metálica constituinte de aproximadamente 62,5% em volume do FML. Para fins comparativos, usou-se placas de alumínio 2024-T3, com espessura de 2 mm, fabricadas pela empresa *Transtar Metals* e fornecidas pela TAM Airlines.

3.2. Caracterização por análise térmica dinâmico-mecânica (DMTA)

3.3. Preparação dos corpos de prova

A análise por DMTA é utilizada com o objetivo de determinar a temperatura de transição vítrea da resina epóxi empregada na fabricação do GLARE. Utilizou-se um corpo de prova de dimensões 45 x 5,20 x 1,60 mm, aplicando o modo de deformação *dual cantilever bending*, a uma frequência de 1 Hz e um deslocamento de 0,05 mm. A amostra foi submetida a um aquecimento desde 21 °C até 165 °C em uma taxa de 2 °C/min. Este ensaio foi realizado em um equipamento da marca Perkin Elmer, modelo DMA 8000.

3.3.1. Cortes das placas

Para a preparação das amostras, cortaram-se vinte (20) corpos de prova (16 CDP de GLARE-5 e 4 de Alumínio 2024-T3). Realizou-se o corte com uma serra circular de bancada, marca Makita e modelo 2704, e um disco de corte com borda adiamantada, marca Buehler e modelo 11-4295 (ver Figura 13). O tamanho dos corpos de prova foi de (45x45) mm².

Figura 13. Equipamentos utilizados durante o processo de seccionamento de corpos de prova:
a) Serra de bancada, Makita 2704. b) Disco de corte com borda adiamantada, Buhler 11-4295

3.4. Sistema para ensaio de impacto balístico

3.4.1. Montagem do sistema de fixação dos corpos de prova

Para assegurar a transferência de maior quantidade de energia no impacto balístico, desenvolveu-se um sistema de fixação de corpos de prova. O sistema de fixação consiste em uma lâmina de aço de 1,50 mm de espessura, com uma abertura quadrada de 35x35 mm, e 8 orifícios para o passo de parafusos. Na parte frontal dessa lâmina, parafusou-se uma peça quadrada de aço inoxidável, usinada para o encaixe dos corpos de prova (Figura 14), que será parafusada e fixada contra a lâmina de aço, segurando o corpo de prova entre elas. Na Figura 15, observa-se um esquema do sistema de fixação, que é composto por 8 parafusos allen de 3/16" de diâmetro e 1" de comprimento (para apertar com chave 5/32), arruelas de 3/16", placa frontal de aço AISI 304, usinada para encaixe de CDP, parede de lâmina de aço AISI 1040 de 1,50 mm de espessura, placa traseira de reforço, arruelas de pressão de 3/16" e porcas de diâmetro 3/16" (para apertar com chave de 8mm).

Figura 14 Vistas planas e isométricas da peça frontal usinada para o encaixe e aprisionamento dos corpos de prova para o impacto.

Figura 15. a) Desenho esquematizado do sistema de fixação de corpos de prova. A lâmina do GLARE está representada na cor castanha. b) Vista frontal do sistema de fixação da amostra

para o ensaio de impacto balístico. c) Vista raseira do sistema de fixação da amostra para o ensaio de impacto balístico.

3.4.2. Sistema de resfriamento de superfícies para corpos de prova fixados

Uma vez fixada a amostra para o ensaio de impacto balístico, tornou-se necessário desenvolver um sistema de resfriamento para levar as amostras às condições de temperaturas criogênicas. Para isso, conectou-se um sistema de dutos de cobre, que foram acoplados à boca de saída do botijão de nitrogênio líquido e cuja saída acaba na frente de ambas as superfícies do corpo de prova.

O funcionamento do sistema se deu pelo aumento de pressão dentro de um recipiente para nitrogênio, Marca Cryometal, fazendo uso de um compressor de ar, marca Motomil e modelo Mam 7,4-24, para fazer fluir o nitrogênio por meio de dutos de polietileno e cobre, até o CDP, como pode ser observado na Figura 16.

Figura 16 a) Montagem do sistema de resfriamento com nitrogênio para ensaios de impacto balístico. b) Dutos de saída de nitrogênio antes do ensaio. c) Resfriamento do CDP para o impacto a -196°C .

Para às condições de resfriamento de apenas uma das superfícies, selou-se a boca de uma das saídas do duto de cobre do lado a ser aquecido e colocou-se um filme de polietileno

de baixa densidade (LDPE) de 0,4 mm entre as bordas do corpo de prova e a placa usinada do sistema de fixação, para evitar o vazamento de nitrogênio líquido gasoso para o lado contrário da superfície a ser resfriada.

3.4.3. Sistema de aquecimento de superfícies para corpos de prova fixados

O sistema de aquecimento consiste em sopradores térmicos da marca Black & Decker, modelo Hg2000k, dispostos em frente às duas superfícies do laminado, para a transmissão de calor por convecção a distâncias e fluxos constantes (Figura 17).

Figura 17 Sistema usado para o aquecimento das superfícies dos CDP, nos ensaios de impacto balístico.

Realizou-se as medições das temperaturas utilizando um termopar tipo K e um termômetro digital marca Minipa, modelo MT-600.

3.4.4. Sistema balístico

Realizou-se os ensaios de impacto balísticos por meio do disparo de projéteis de chumbo cilíndricos de 1,6 g de peso e calibre 5,5, utilizando uma carabina de pressão da marca CBC, modelo Montenegro Standard 5,5 mm. O ângulo de incidência do projétil foi de

aproximadamente 45° e a velocidade de saída do projétil do dispositivo foi de 230 m/s, resultando em uma energia de impacto aproximada de 21 J.

3.5. Procedimento de ensaios de impacto balístico

Antes de realizar o impacto, sob qualquer condição de temperatura, cada corpo de prova passou pelo seguinte procedimento:

- i. Limpou-se as superfícies do CDP, utilizando um pano de papel e álcool.
- ii. Encaixou-se o CDP dentro da placa usinada do sistema de fixação.
- iii. Acoplou-se todo o sistema de fixação (placa frontal, CDP, lâmina, placa traseira, parafusos, porcas e arruelas).
- iv. Apertou-se os parafusos manualmente, usando chave Allen 5/32” na cabeça dos parafusos e soquete de 8 mm para segurar as porcas do lado oposto.
- v. Conferiu-se se o CDP estava bem fixado e preso, fazendo leve pressão na superfície.
- vi. O CDP foi exposto à condição de temperatura respectiva (3.41, 3.42, 3.43 e 3.44).
- vii. Localizou-se a carabina a uma distância de 10 mm, em um ângulo aproximado de 45°.
- viii. Executou-se o disparo.
- ix. Desligou-se o sistema de exposição à condição de temperatura.
- x. Esperou-se até que o CDP voltasse à temperatura ambiente.
- xi. Desacoplou-se o sistema de fixação do CDP.
- xii. Limpou-se a amostra com um pano com álcool.
- xiii. Guardou-se a amostra dentro de um saco hermético de polietileno.

3.5.1. Ensaio sob condições de superfícies frio-frio (-196 °C frente/ -196 °C atrás)

- a. Localizar ambas as bocas de saída de nitrogênio em direção às superfícies planas dos CDPs (a distância entre as bocas dos dutos e as superfícies foi de aproximadamente 1cm de distância).
- b. Ligar o compressor para aumentar a pressão dentro do botijão de nitrogênio.

- c. Manter um fluxo constante do jato de nitrogênio líquido nas superfícies do CDP durante 10 minutos antes do impacto.

3.5.2. Ensaio sob condições de superfícies quente-quente (100 °C frente/ 100 °C atrás)

- a. Localizar e fixar os sopradores de ar quente frente às superfícies planas do CDP, a uma distância de 5 cm.
- b. Ligar os sopradores e regular a potência até manter uma temperatura constante de 100 °C na superfície do CDP (a temperatura na superfície é medida usando o controlador de temperatura e o termopar).
- c. Manter a 100 °C durante 10 min antes do impacto.

3.5.3. Ensaio sob condições de superfícies frio-quente (-196 °C frente/ 100 °C atrás)

- 1. Localizar a boca de saída de nitrogênio em direção à superfície frontal dos CDP (deixando aproximadamente 1cm de distância entre essas).
- 2. Localizar e fixar o soprador de ar quente frente à superfície traseira do CDP, a uma distância de 5 cm.
- 3. Ligar o soprador e regular a potência até manter uma temperatura constante de 100°C na superfície do CDP (a temperatura na superfície é medida usando o controlador de temperatura e termopar).
- 4. Ligar o compressor para aumentar a pressão dentro do botijão de nitrogênio.
- 5. Manter um fluxo constante de jato de nitrogênio líquido nas superfícies do CDP.
- 6. Manter estas condições de temperatura durante 10 min antes do impacto.

3.5.4. Ensaio sob condições de superfícies quente-frio (100 °C frente/ -196 °C atrás)

- 1. Localizar a boca de saída de nitrogênio em direção à superfície traseira do CDP (deixando aproximadamente 1cm de distância entre estas).
- 2. Localizar e fixar o soprador de ar quente frente à superfície frontal do CDP, a uma distância de 5 cm.

7. Ligar o soprador e regular a potência até manter uma temperatura constante de 100°C na superfície do CDP (a temperatura na superfície é medida utilizando o controlador de temperatura e o termopar).
3. Ligar o compressor para aumentar a pressão dentro do botijão de nitrogênio.
4. Manter um fluxo constante do jato de nitrogênio líquido nas superfícies do CDP.
5. Manter estas condições de temperatura durante 10 minutos antes do impacto.

A Tabela 6 apresenta o esquema da matriz de ensaios, separando as colunas pelas variáveis do material (Alumínio e GLARE) em quatro quartos relacionados às 4 condições de exposição térmica as quais foram submetidos os corpos de prova antes do impacto. As amostras GFF-CT e GQQ-CT foram submetidas a um tratamento de choque térmico (CT) prévio, que consistiu na imersão em nitrogênio (aproximadamente -196°C) durante 10 min, seguida de extração e imersão imediata em água fervente (aproximadamente 100 °C). Esse processo se repetiu 1200 vezes por cada imersão, começando no nitrogênio e acabando na água fervente.

Tabela 6. Matriz de ensaios. Considerando as variáveis dos dois materiais e as quatro condições térmicas prévias.

Alumínio	GLARE	Alumínio	GLARE
100°C em ambas faces do CDP.		-196°C em ambas faces do CDP.	
AIQQ1	GQQ1	AIFF1	GFF1
	GQQ2		GFF2
	GQQ3		GFF3
	GQQ4		GFF4
	GQQ5		GFF5
	GQQ-CT		GFF-CT
100°C Frente / -196 °C Traseiro		-196°C Frente / 100 °C Traseiro	
AIQF1	GQF1	AIFQ1	GFQ1
	GQF2		GFQ2

3.6. Medição de deflexão permanente

Realizou-se medições das deformações permanentes causadas nas placas planas de GLARE e de alumínio, como consequência dos ensaios de impacto balístico, empregando um paquímetro digital marca Digimess com 0,01 de resolução.

Antes de medir a deflexão permanente, averiguou-se que as quatro bordas frontais das amostras estivessem tocando o plano base de medição para que as medidas fossem feitas com precisão. Na Figura 18 mostram-se exemplos de como a deformação central das amostras não impediu que as bordas ficassem no mesmo plano.

Fez-se as medições no ponto máximo da deflexão causada pela deformação por impacto, desconsiderando a espessura do corpo de prova antes do impacto (2 mm para o Al e 1,6 mm para o GLARE). A deflexão máxima permanente (h) será o resultado dessa medição, como mostrado na Figura 19.

Figura 18. Vistas isométricas das amostras impactadas para da medição de deflexão permanente. a) Al 2024-T3. b) GLARE-5.

Figura 19 Esquema da medida (h), obtida da medição da deformação causada pelo impacto balístico nos corpos de prova de GLARE e de Al 2024-T3.

3.7. Microdureza

Com o objetivo de avaliar o efeito do choque térmico no componente metálico do GLARE, foram realizados ensaios de dureza Vickers, realizando as endentações em posições aleatórias na superfície do Al 2024-T3. As medições foram realizadas na superfície da seção transversal das camadas de alumínio, afastando as umas das outras.

A medição de dureza foi feita no microdurômetro Vickers marca Buehler modelo 1600-6300, com uma carga de 100 gf. Tomaram-se duas amostras de GLARE (uma antes e uma depois do choque térmico) para este estudo, nas quais realizaram-se dez endentações por cada amostra: cinco na camada superior e cinco mais na camada inferior no alumínio de cada uma.

3.8. Microscopia óptica.

A fim de conhecer o perfil microestrutural do GLARE e caracterizar os danos nos corpos de provas causados pelos ensaios de impacto balístico nas diversas condições de temperatura, e para determinar os danos causados pelo choque térmico, usou-se um estereoscópio da marca Zeiss, modelo Discovery V8, com câmara acoplada da mesma marca, modelo Axiocam ERc 5s.

3.8.1. Preparação metalográfica

- **Corte**
 - a. Usando a serra de bancada e o disco de diamante, cortou-se as amostras na secção transversal horizontal. No caso das amostras impactadas, cortou-se na metade da região de impacto, dividindo a amostra em um corte que deixou a parte frontal-superior e frontal-inferior separadas.
 - b. Tirou-se as rebarbas produzidas no corte das amostras, passando as amostras em cima de uma lixa de Carbetto de Silício (SiC) de número 200.
- **Embutimento**
 - a. Limpou-se as amostras com álcool e um pano de papel antes do embutimento.

- b. Preparou-se uma resina para embutimento, marca MaxEpóxi, do tipo ARALDITE GY 279 BR, junto com o endurecedor marca MaxEpóxi, modelo ARADUR 54 SBD, utilizando a proporção resina-endurecedor de 1,75 para 1.
- c. Localizou-se as amostras identificadas dentro do molde (previamente lubrificado com vaselina) para embutimento e verteu-se a resina dentro do mesmo.
- d. Esperou-se um dia para sua solidificação e desmoldou-se.

- **Lixamento.**

- a. Lixou-se as superfícies planas das amostras embutidas em lixas de SiC de diferentes granulometrias, seguindo a seguinte ordem de lixas: 300, 400, 600, 800, 1200, 1500, 2000 e 2500. Realizou-se o lixamento mudando em um ângulo de 90° a direção de lixamento ao passar de uma lixa para outra.
- b. Poliu-se cada amostra durante 10 minutos, sobre um pano de polimento de uma politriz da marca Metalserv, modelo Universal Polisher, aplicando sobre ele suspensões coloidais de diamante de 9, 3 e 1 μm , marca Akasel DiaMaxx Mono.
- c. Finalmente, louve-se as superfícies das amostras com água e secou-se passando um algodão impregnado de álcool, sob um fluxo de ar quente.

3.9. Microscopia eletrônica de varredura

Uma análise micrográfica foi feita no Microscópio Eletrônico de Varredura (MEV) marca FEI modelo Inspect F50. As amostras de GLARE antes e depois do choque térmico foram polidas empregando sílica coloidal de 0,05 μm .

3.10. Tomografia Computadorizada de Raios X (X-Ray CT)

3.10.1. Digitalização

Empregando dois diferentes modelos de tomógrafos da marca Bruker, realizou-se a escanada e a aquisição de tomografias das amostras impactadas. Escaneou-se amostras em arranjos individuais, duplos e triplos, em busca de melhorar a qualidade e a homogeneidade

das imagens obtidas. O modelo SkyScan 1176 instalado, tanto no Laboratório Nacional Brasileiro de Nanotecnologia do Centro Nacional de Pesquisas em Energia e Materiais (CNPEM) quanto no Laboratório do Grupo de Ressonância Magnética, Espectroscopia e Magnetismo do Instituto de Física de São Carlos (IFSC), foi um dos X-Ray CT usados. O outro utilizado é do modelo SkyScan 1176, instalado no Departamento de Odontologia da Universidade do Estado de São Paulo (UNESP). Os parâmetros usados para escanar cada amostra são apresentados na Tabela 7.

Tabela 7. Parâmetros de escaneamento utilizados em cada equipamento para a digitalização das amostras impactadas.

Centro de pesquisa	Tomógrafo	Arranjo de amostras	Material Filtro	Corrente (μA)	Voltagem (kV)	Número de Arquivos	Tempo de exposição (ms)	Tamanho do voxel (μm)
UNESP	SkyScan 1176	Individual	Cobre	275	90	721	540	17,5
		Duplo	0,1 mm	275	90	395	540	17,5
IFSC	SkyScan 1272	Individual	Cobre	100	100	1800	4572	10
		Tripla	0,11 mm	100	100	1012	4572	10
CNPEM	SkyScan 1272	Duplo	Cobre 0,11 mm	100	100	600	1860	21,5

Na Tabela 7 acima apresentam-se valores de corrente e voltagem aplicadas para a geração de raios X, o número de arquivos resultantes do ensaio, relacionado diretamente com a quantidade de imagens tiradas, e o tempo de exposição para a aquisição de cada uma destas imagens, parâmetros que influenciam a definição, apresentada em voxels. Na Figura 20, vê-se representado esquematicamente a montagem da análise X-Ray CT, usado em todos os casos deste trabalho para o escaneamento e a digitalização das amostras impactadas.

Figura 20 Representação isométrica esquemática da montagem experimental do escaneamento por tomografia computadorizada de raios X, indicando o sentido de rotação da amostra nos eixos de coordenadas.

A seguir, serão apresentadas as diferenças entre arranjos de amostras com a finalidade de estudar a influência desses na homogeneidade das imagens. Pelas dimensões das placas, quando a superfície frontal da amostra fica perpendicular à direção do feixe de raios X incidente, este teria que atravessar uma espessura de 1,6 mm, enquanto, quando a superfície frontal fica paralela à incidência do feixe, este teria que atravessar 4,5 mm de amostra. Isso, além das diferenças causadas pela anisotropia do laminado GLARE, causa grandes diferenças na atenuação dos raios X e, portanto, nas tomografias resultantes.

Entre os arranjos, avaliou-se a influência do escaneamento de amostras múltiplas, arranjadas por camadas duplas ou triplas, em comparação com o intuito de homogeneizar a atenuação dos raios X para as tomografias resultantes dos 360° de escaneamento. Também desejou-se comparar a qualidade das imagens resultantes entre os equipamentos utilizados para os escaneamentos de X-Ray CT.

I. Equipamento X-Ray CT SkyScan 1176 (UNESP)

a. Escaneamento de amostra individual

Neste ensaio, as amostras foram escaneadas de maneira individual, de modo que o feixe atravessou uma única amostra de GLARE antes de atingir o painel detector. O sentido de rotação da amostra é baseado no plano XY, como mostrado na Figura 21.

Figura 21 Diagrama esquematizado para escaneamento de uma amostra de GLARE impactada, utilizando a técnica de tomografia computadorizada de raios X.

b. Escaneamento de amostra alinhada em dupla.

Dessa vez, as mesmas duas amostras foram escaneadas agrupadas de maneira que o feixe de raios X estivesse perpendicular à superfície frontal destas, de maneira que atravessasse as duas amostras impactadas de GLARE antes de atingir o painel detector (ver Figura 22). Manteve-se o sentido de rotação das amostras com base no plano XY.

Figura 22 Diagrama esquematizado para o escaneamento de duas amostras de GLARE impactadas, utilizando a técnica de tomografia computadorizada de raios X.

II. Equipamento X-Ray CT SkyScan 1272 (IFSC)

Com o intuito de comparar os equipamentos, embora as capacidades técnicas sejam diferentes, e continuar analisando a influência dos arranjos empilhados, realizou-se os escaneamentos e a digitalização de diversas amostras no equipamento SkyScan 1272, da IFSC, empregando parâmetros de escaneamento mostrados na Tabela 7.

a. Escaneamento de amostra individual.

Realizou-se esses novos escaneamentos mantendo-se a amostra quente-quente (GQQ3) como referência comparativa com o ensaio da UNESP, e a amostra analisada na condição frio-frio foi a amostra GFF3. Nesse caso, o arranjo usado (embora sejam equipamentos diferentes) foi o mesmo apresentado na Figura 21.

b. Escaneamento de amostra alinhada em tripla

Nessa ocasião, as amostras foram agrupadas em paralelo e grupos de três por escaneamento, de maneira que os raios x atravessassem as três amostras impactadas de GLARE antes de atingir o painel detector (ver Figura 23). Nesse caso, no qual esperava-se que reportasse os resultados de melhor qualidade, escaneou-se um total de seis amostras, em dois grupos de escaneamento. As amostras analisadas foram: GQQ3, GQQ-CT e GFF3 no primeiro grupo e GFQ1, GFF-CT e GQF2 no segundo grupo. Perceba-se que o escaneamento para a digitalização de uma amostra foi realizado para cada condição de impacto, incluindo as amostras frio-frio e quente-quente, que foram submetidas previamente ao choque térmico.

Com base nos resultados desses escaneamentos, realizou-se as reconstruções 2D e 3D para cada condição de impacto, bem como as medições relacionadas aos defeitos gerados no impacto.

Figura 23 Diagrama esquematizado para escaneamento de três amostras de GLARE impactadas, utilizando a técnica de tomografia computadorizada de raios X.

III. Equipamento X-Ray CT SkyScan 1272 (CNPEM)

Neste escaneamento, utilizando outro equipamento do mesmo modelo do que o anterior (SkyScan 1272), realizou-se o escaneamento de uma amostra frio-quente e uma amostra quente-frio (amostras GFQ1 e GQF2), que também foram analisadas previamente no equipamento da IFSC, permitindo a comparação.

a. Escaneamento de amostra alinhada em dupla.

Realizou-se o escaneamento de amostras agrupadas em duplas, como indicado na Figura 22, variando os parâmetros de tempo de exposição em relação aos parâmetros usados em um equipamento similar no IFSC (ver Tabela 7).

3.10.2. Reconstrução 2D.

O objetivo da reconstrução das imagens digitalizadas é criar uma representação 2D ou 3D dos objetos escaneados, partindo de uma série de radiografias adquiridas em diversos ângulos, na medida que a rotação da amostra ocorreu. Tais radiografias proporcionam imagens representadas pela atenuação dos raios X ao atravessar a amostra.

Para o compilado e a reconstrução das imagens produto da digitalização, empregou-se o software NRecon, versão 1.6.9.8 da empresa Bruker e os parâmetros de reconstrução

dependeram da qualidade das tomografias como projeções resultantes do escaneamento. A qualidade dada pela atenuação dos raios x pelos materiais e os artefatos causados durante o processo de escaneamento, variam por cada projeção, o que faz necessário selecionar o conjunto de parâmetros que permita que a reconstrução desse conjunto de imagens gere uma reconstrução 3D ótima e representativa. Os parâmetros usados para a reconstrução são mostrados na Tabela 8.

Tabela 8. Parâmetros usados no NRecon para a reconstrução das amostras escanadas.

Centro de pesquisa	Arranjo	Amostra	Suavização (0 -10)	Compensação de desalinhamento (-100 - 100)	Correção de artefato de anel (0-20)	Endurecimento de feixe (%)
UNESP	Individual	GFF5	10	1	16	20
		GQQ3	10	1	16	20
	Duplo	GFF5 e GQQ3	10	1	16	20
IFSC	Individual	GFF3	9	-2	13	26
		GQQ3	5	-4	13	41
	Triplo	Grupo 1	10	4	13	45
		Grupo 2	10	-5	48	20
CNPEM	Duplo	SkyScan 1272	10	1	4	8

Percebeu-se que para obter as melhores imagens na reconstrução das amostras escaneadas por grupos, não houve grandes variações dos parâmetros de reconstrução quando reconstruídas por grupo ou separadas, portanto, resolveu-se realizar a reconstrução grupal das amostras escanadas em grupo.

No caso dos parâmetros usados para a reconstrução das amostras da UNESP, a reconstrução única das amostras escaneadas em par foi realizada sob os mesmos parâmetros, permitindo a comparação direta do efeito de agrupamento de amostras durante o escaneamento sem a influência de parâmetros de reconstrução diferentes.

3.10.3. Reconstrução 3D

Uma vez completo o escaneamento das amostras e gerados os arquivos associados às mesmas, estes foram importados dentro do programa CTVox, versão 2.7, da empresa Bruker, para a reconstrução volumétrica que permite o escaneamento 3D por seccionamento de planos, como mostrado na Figura 24.

Figura 24 Reconstrução de amostra no programa CTVox a) Amostra inteira b) Amostra após deslocamento do plano YZ para seccionamento 2D c) Amostra após um maior deslocamento do plano YZ para seccionamento 2D. d) Amostra após deslocamento dos planos XZ e YZ para seccionamento 2D e vista dos danos.

Empregou-se o programa Avizo Fire versão 8.1.1 da empresa FEI para as reconstruções volumétricas específicas dos danos, que precisaram da aplicação de filtros para melhorar a separação das interfases Metal-Fibra, Metal-Ar, Ar-Fibra; e melhorar as imagens. Diminuíram-se os artefatos e ruídos gerados durante o escaneamento, de modo a conseguir a reconstrução separada dos materiais (ver Figura 25) de interesse e as análises quantitativas. As reconstruções e análises neste programa apenas foram aplicadas às amostras escanadas no IFSC, já que foram as que resultaram em melhor qualidade, e todas as condições de impacto foram analisadas.

Figura 25 Reconstrução de amostra GLARE no programa Avizo Fire, prestando separação de fases e volume de ar interno.

A continuação apresenta-se um digrama esquematizado dos processos envolvidos (ver Figura 26).

Figura 26 Esquema do procedimento experimental seguido para o desenvolvimento deste projeto.

4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os ensaios e testes realizados para caracterizar o comportamento do material GLARE-5 2/1, e seus mecanismos de dano como resposta ao impacto balístico sob condições de temperaturas extremas, são apresentados a seguir. Além disso, é feita uma comparação com o Al 2024-T3 monolítico.

4.1. Análise térmica dinâmico-mecânica (DMTA)

As curvas de tangente de perda ($\tan \delta$ ou tan delta) e módulo de armazenamento obtidas por DMTA para o GLARE-5 2/1 antes e depois do choque térmico são apresentadas na Figura 27.

Figura 27. Curva de $\tan \delta$ e módulo de armazenamento em função da temperatura para o GLARE-5 2/1 antes e depois do choque térmico.

Como se observa neste gráfico, o valor máximo da tangente de perda para o GLARE se apresenta para uma temperatura de 104°C, este valor é relacionado à temperatura de transição vítrea do polímero epóxi da matriz do FRP que compõe este material, depois do

tratamento de choque térmico, observou-se um decremento desta temperatura para 95 °C. Além disto se observa o aumento na magnitude do pico máximo de $\tan \delta$ o qual aumento de 0,273 para 0,282. (59).

Além disso, se observa também uma diminuição do módulo de armazenamento como consequência do tratamento de CT. Estes resultados, segundo os estudos de Pérez-Pacheco et al (60), podem estar indicando a possível plastificação ou hidrólise da resina epóxi como consequência da interação com a água quente durante as etapas de aquecimento do choque térmico, lembrando que foram 1200 vezes à 100 °C.

4.2. Microdureza

Na Figura 28, amostram-se os resultados do ensaio de microdureza nas camadas de alumínio do GLARE, antes e depois do tratamento de choque térmico para determinar se este tratamento causou mudanças nas propriedades do componente metálico.

Figura 28. Dureza das camadas de Al 2024-T3 que compõem o GLARE-5, medidas antes e depois de ser submetido ao choque térmico.

O gráfico acima mostra que o processo de CT não provocou praticamente nenhuma variação na dureza do Al 2024-T3, estes resultados ratificam o comportamento esperado

segundo os estudos de Lin et al, no qual o tratamento térmico a 150°C não provocou mudanças da dureza por envelhecimento neste mesmo alumínio. (61)

4.3. Medições da deflexão permanente.

As medições de deflexão permanente realizadas após o impacto balístico permitiram a compilação das medidas de deformação transversal máxima permanente por cada CDP (h) (ver Figura 19). Os resultados destas medições são reportados na Figura 29.

Observa-se neste gráfico que tanto para o alumínio quanto para o GLARE, a variação na deformação é maior quando exposto à condição quente-quente e menor quando exposto à condição frio-frio.

Nos casos quente-frio e frio-quente, nota-se que quando a superfície oposta ao impacto é a aquecida a diferença de deformação entre o Al e o GLARE foi maior.

Figura 29 Deflexão permanente em GLARE, após impacto balístico sob condições extremas.

Comparando as deformações medidas nos corpos de prova de Al 2024-T3, observa-se uma deformação 584% maior da amostra quente-quente (AlQQ1) em relação à amostra frio-

frio, o que como essa liga quando impactada é mais propensa à deformação plástica a 100 °C do que a temperaturas criogênicas.

Este comportamento é esperado por parte do Al 2024-T3 segundo os estudos de Srivatsan et al (62), que indicam que a maior temperatura, esta liga de alumínio apresenta maior absorção de energia de impacto.

Da mesma maneira estudos (63) demonstram que a resistência ao impacto por parte dos compósitos de matriz epóxi reforçados com fibra de vidro é maior quando aquecido, tornando-se frágil para baixas temperaturas absorvendo menor energia de impacto quando resfriado. Aliás, como foi observado no gráfico de DMA (Figura 27), a influência da temperatura no epóxi faz que este ganhe viscosidade próximo aos 100°C ficando mais rígido a medida que abaixa a temperatura.

Além desses fatores, outros fatores como os danos e deformações por delaminações e trincamentos da matriz ainda não foram considerados e serão estudados nas análises por microscopia óptica e X-Ray CT. Não obstante espera-se que para baixas temperaturas as áreas de delaminação causadas por impacto sejam maiores. (64)

No caso das condições quente-frio e frio-quente, observa-se uma pequena diferença de deformação para o alumínio monolítico, sendo menor a deflexão permanente neste, quando a face de impacto é a resfriada. No GLARE a diferenças de deflexão nestas condições térmicas também não foram grandes, estes valores de h tanto no alumínio quanto no GLARE encontraram-se entre os valores dos impacto frio-frio e quente-quente.

Figura 30 Influência do choque térmico na deflexão permanente no GLARE, após impacto balístico sob condições extremas.

No gráfico da Figura 30, observa-se que tanto no caso quente-quente quanto no frio-frio, as amostras submetidas a choque térmico apresentaram menor h do que aquelas que não passaram por esse tratamento.

Comparando as deformações médias do GLARE ao Al 2024-T3, observa-se maior deformação do GLARE nas quatro condições de exposição térmica. Uma das razões pode ser pelos mecanismos de dano do compósito FRP além da fração metálica de menor espessura. Porém, o GLARE é um compósito que tem excelente interação e transmissão de esforços de uma fase para a outra quando impactado, então suas propriedades também devem ser analisadas em conjunto (1) (10).

4.4. Microscopia óptica do choque térmico.

Reservaram-se seções do laminado GLARE submetido ao choque térmico, antes de ser cortado na forma de corpos de prova (GQQ-CT e GFF-CT). Essas amostras de compósitos extraídas, foram analisadas no microscópio para determinar se o processo de choque térmico causou danos.

A Figura 31 mostra a fotomicrografia da amostra de GLARE depois de submetida ao choque térmico, na qual não se distinguem danos como consequência deste tratamento. Geralmente esperasse como dano de choque térmico, danos como, trincamento da matriz ou delaminações, porém esses danos não foram detectados.

Já que a estrutura compósita aparentemente não foi afetada fisicamente pelo choque térmico, mesmo sabendo que existem diferenças entre os coeficientes de expansão térmica entre o Al 2024-T3, as fibras S2-Glass e a matriz epóxi, supõe-se que o material compósito apresenta uma excelente resposta à transmissão de tensões causadas por choque térmico, porém, não se descarta a possível presença de tensões residuais. (65)

Figura 31. Amostra GLARE depois de ser submetida ao choque térmico, (100X). a) Interface metal-fibra, b) FRP orientação 0°, c) FRP orientação 90°.

Estudos realizados por Ray, demonstraram as fortes interações entre a resina epóxi e a fibra de vidro. (66) Porém, como não se observa delaminação ou algum outro tipo de dano entre as fases metal-FRP, pode-se dizer que a interação nessa interfase se mantém após o choque térmico (67)

4.4.1. Microscopia Eletrônica de Varredura

A seguir, na Figura 32, são apresentadas as fotomicrografias MEV do GLARE, com a finalidade de comparar o efeito do tratamento de choque térmico aplicado. Se observam nestas imagens as diferentes fases que compõem o GLARE, uma fase cinza claro na parte superior que corresponde ao alumínio, abaixo desta uma fase mais escura que corresponderia ao *primer* e abaixo desse as fibras de vidro na matriz de resina epóxi.

Figura 32. Fotomicrografias MEV: a, c) Amostra de GLARE sem choque térmico.

b, d) Amostra de GLARE depois do choque térmico.

Comparando essas imagens, aparentemente não é observado trincamento da matriz causado pelo choque térmico, observam-se trincas em algumas fibras, porém, já que tanto a amostra que não sofreu choque térmico. Não se observam diferenças entre as interfases metal-epóxi nem nas interfase fibra-epóxi, porém estas imagens não são concluintes.

A principal diferença observada entre as micrografias do GLARE antes do CT em comparação às do GLARE depois do CT está nos poros ou furos observados na matriz epóxi. Acredita-se que estes poros são criados durante o processo de preparação materialográfica. Também se observam em ambas amostras, partículas incluídas na matriz epóxi as quais apresentam se observam em maior quantidade na amostra submetida ao CT.

Estas duas últimas observações poderiam estar indicando uma plastificação ou aumento da ductilidade do material como consequência do tratamento do choque térmico empregado neste trabalho.

4.4.2. Microscopia óptica dos danos por impacto balístico.

- **Amostra GQQ3.**

Na Figura 33, apresenta-se a vista da seção transversal da amostra impactada sob a condição quente-quente, na qual se observa uma deformação marcada no centro do impacto, criando uma curva local no metal, acompanhada de uma deformação inteira da placa.

Figura 33 Vista transversal superior completa do corpo de prova GQQ3 seccionado na linha central da seção do impacto.

Essa deformação da placa ao redor da região de impacto pode ser observada com maior detalhe na Figura 34, de maior ampliação. Podem ser observados defeitos, como o trincamento da matriz na região próxima ao centro do impacto, porém não na região que recebeu diretamente o impacto. Além disso, observa-se também delaminação metal-fibra, separando o FRP da lâmina de metal oposta ao impacto – essa região apresentou a maior deformação localizada. A deformação no metal nessa região assemelha-se à provocada por um ensaio de flexão. (47)

Figura 34. Região de impacto da amostra GQQ3.

Um pouco mais afastado da região do impacto, à direita, uma trinca iniciada no centro se propagou, dessa vez contínua na forma de delaminação entre camadas de fibras (Delaminação F-F), logo continuando o seu caminho de propagação, alternando entre trincamento de matriz e delaminação F-F.

Figura 35 Região à esquerda do centro de impacto da amostra GQQ3.

Sendo o trincamento da matriz um dos primeiros danos produzidos por impacto em FRP, acredita-se que a trinca começou perto da região de impacto, causada pela grande deformação localizada, e propagou-se entre delaminações e trincamentos da matriz, em função da deformação produzida e dos caminhos de menor resistência. (25) (26)

- **Amostra GQQ-CT**

É possível ver, na Figura 36, uma deformação similar à causada na amostra GQQ3, com mistura entre deformações localizada e geral da amostra. Pode observar também a propagação de uma trinca desde às proximidades da região do impacto até o extremo esquerdo da amostra.

Figura 36 Vista transversal superior completa do corpo de prova GQQ-CT, seccionado na linha central da seção do impacto.

A Figura 37 mostra a região central da amostra, onde foi impactada, na qual se vê a delaminação, como consequência da separação do metal e o FRP na parte oposta ao impacto. Assim como a delaminação entre a camada frontal de 0° das fibras e a primeira camada de 90°.

Figura 37. Região de impacto da amostra GQQ-CT.

Na Figura 38, pode-se ver a continuação da trinca propagada na forma de delaminação F-F, causando a separação entre a primeira e a segunda camada de fibras, sendo contadas desde à frente de impacto até o extremo final do material.

Figura 38. Região à esquerda do centro de impacto da amostra GQQ-CT.

Em comparação com a amostra QQ, que não sofreu choque térmico, pode-se observar que a amostra GQQ-CT apresentou menos danos. Nesse caso, não houve trincamento da matriz como na GQQ3, mas sim delaminações F-F e M-F. Como consequência do processo de choque térmico, o FRP pode ter ganhado resistência ao impacto no sentido transversal e axial, evitando a propagação de trincas na forma de trincamento de matriz.

- **Amostra GFF3**

A Figura 39 apresenta a vista superior transversal do seccionamento feito no corpo de prova GFF3. Esta amostra apresenta uma maior deformação localizada do impacto e pode-se notar uma maior danificação interna do FRP, com maior quantidade de espaços vazios.

Figura 39 Vista transversal superior completa do corpo de prova GFF3, seccionado na linha central da seção do impacto.

Na Figura 40, observa-se uma ampliação na região direita, próxima ao centro do impacto, na qual nota-se defeitos como delaminação metal fibra e fibra-fibra, e trincamento de matriz. Há claramente uma fragilidade maior na matriz, onde é possível observar pedaços,

maior quantidade de delaminações e até o fracionamento total da matriz, com pedaços que ficam aderidos ao metal.

Figura 40 Região central-direita, próxima da região de impacto da amostra GFF3.

Pode-se observar como a trinca, na busca do caminho que oferece menor resistência, passa da delaminação F-F à delaminação M-F, por meio do trincamento da matriz.

Uma ampliação da imagem na região esquerda, próxima ao impacto, mostra como tais danos foram produzidos também nesse lado, com grande separação entre o FRP e a camada posterior do metal na zona do centro do impacto. Observa-se claramente a trinca da matriz que dá origem à delaminação F-F entre as camadas $0^\circ/90^\circ$ frontais da fibra de vidro, e uma inesperada delaminação entre as camadas $90^\circ/90^\circ$, provocada pela grande deformação localizada.

Figura 41 Região à esquerda do centro de impacto da amostra GFF3.

- **Amostra GFF-CT**

Assim como no caso da amostra submetida ao choque térmico GQQ-CT, essa amostra apresentou menor deformação do que a GQQ1. Nesse contexto, acredita-se que as possíveis tensões residuais remanescentes do processo de choque térmico contribuíram para o decremento na deformação plástica do GLARE, como resposta ao impacto, embora a quantidade de danos é diferenciada em comparação com a amostra GFF3, acima.

Figura 42 Vista transversal superior completa do corpo de prova GFF-CT seccionado na linha central da seção do impacto.

Na Figura 43 se observa a formação de trincas na matriz ao longo da camada de fibra de vidro mais afastada à superfície de impacto, na região central da amostra. Estas trincas, causadas pelo impacto no laminado não são muito abertas.

Figura 43 Região próxima ao centro de impacto da amostra GFF-CT.

Nota-se uma grande diferença nos danos em comparação à amostra GFF3 (que não foi submetida ao choque térmico). Aparentemente, o ciclo térmico aumentou a resistência do compósito.

- **Amostra GFQ1**

A seção transversal da amostra GFQ1, exposta ao nitrogênio líquido na face frontal e ao calor na traseira, é apresentada na Figura 44. Observa-se uma deformação similar à amostra quente-quente, porém menor e com a particularidade de uma trinca na matriz na última camada de fibras que atravessa a região de impacto.

Figura 44. Vista transversal superior completa do corpo de prova GFQ1 seccionado na linha central da seção do impacto.

Como pode-se notar na Figura 45 e na Figura 46, a trinca descrita anteriormente começa à esquerda da região de impacto, em uma delaminação metal-fibra e continua pelo centro da amostra, atravessando no modo de trinca da matriz até se propagar do lado direito no modo de delaminação fibra-fibra.

Figura 45 Ampliação da região central do impacto da amostra GFQ1.

Figura 46. Região centro-esquerda, próxima à região de impacto da amostra GFQ1.

Observa-se, de maneira similar à amostra GFF3, que a trinca passa de delaminação F-F à delaminação M-F, devido ao trincamento da matriz, deixando parte das fibras ainda coladas ao metal.

Sabendo-se que as trincas se propagam nos caminhos que oferecem menor resistência, supõe-se, então, que o *primer* BR-127 oferece uma boa adesão e mantém boas propriedades de cola tanto para 100°C quanto para -196°C, já que a trinca prefere continuar sua propagação dentro da matriz do que continuar na delaminação M-F. No entanto, esse comportamento é apenas localizado e não geral, deixando pedaços do FRP aderidos ao alumínio.

Figura 47 Região centro-direita, próxima à região de impacto da amostra GFQ1.

Na Figura 47, observa-se também delaminação F-F que ocorreu entre a camada 0° e a camada 90° frontal do laminado.

- **Amostra GQF2**

A Figura 48 apresenta a deformação após o impacto na amostra aquecida na frente e resfriada no verso, que possui uma deformação geral muito similar à amostra anterior (GFQ1), porém, não foi possível observar trincas na matriz com facilidade.

Figura 48 Vista transversal superior completa do corpo de prova GQF2 seccionado na linha central da seção do impacto.

Na Figura 49, que analisa a região direita próxima ao centro de impacto, pode-se observar danos como trincamentos na matriz tanto na camada de fibras mais próxima quanto na mais afastada do impacto, assim como delaminação M-F entre o FRP e a lâmina de alumínio frontal.

Figura 49 Região centro-direita, próxima à região de impacto da amostra GQF2.

Na comparação geral das amostras por condição térmica, pode-se observar que a 100°C os corpos de prova permitem maior deformação, tanto pela contribuição do metal que fica mais disposto à deformação, quanto pela resina FM-94 que está próxima à sua T_g . Os mecanismos de danos comuns, encontrados nas diferentes condições de impacto foram: delaminação M-F, F-F e trincamento da matriz polimérica, os quais são atribuídos às definições de impacto de alta velocidade (26), embora a velocidade de impacto usada nestes

ensaios foi maior do que 10 m/s. (28) Fatores como a temperatura, formato do projétil e o ângulo de impacto puderam contribuir para esse fato. (29)

Além disso, observa-se como dano comum a delaminação metal-fibra na região do impacto, separando a camada posterior do Al 2024-T3 do FRP. Isso pode acontecer devido à diferença no limite de elasticidade existente entre as fibras de vidro e o metal. Observou-se delaminação entre camadas de fibras da mesma orientação, o que é pouco comum. No caso da GFF3, isso pode ter acontecido devido ao grande nível de danos apresentados pela amostra resfriada, e, no caso da GQF2, devido às diferenças na contração entre a camada frontal e a traseira, pela exposição mais próxima a temperaturas diferentes. (34)

O FRP responde ao impacto por meio de mecanismos similares aos da resposta à flexão, mas variando claramente a velocidade de aplicação da carga. Contudo, as fibras mais afastadas do impacto são solicitadas à tração e, já que a camada de metal oposta também está sendo solicitada à tração, uma vez impactado, a carga aplicada passa o limite elástico do metal até deformá-lo plasticamente, enquanto as fibras ainda estão dentro de seu limite elástico e voltariam uma vez que a carga desaparece, no retorno produzindo a delaminação M-F. (17) (34)

A deformação e danos na amostra frio-quente mostraram-se de maior magnitude do que na amostra quente-frio. Aparentemente, o aquecimento na superfície de impacto permitiu uma maior deformação e dispersão da energia sem gerar tantos trincamentos na matriz do FRP nem delaminações tão estendidas, enquanto que quando a face frontal é resfriada e posteriormente é aquecida, se enxerga delaminação e trincamento, principalmente nas camadas opostas à superfície de impacto. (49)

Aparentemente, o processo de choque térmico proporcionou um ganho na resistência ao impacto tanto no GFF-CT quanto no GQQ-CT, em comparação aos da mesma condição térmica que não sofreram choque térmico. Isso pode ser produto de tensões residuais de compressão, geradas pelo processo de choque térmico no FRP, as quais podem contribuir para a resistência mecânica do laminado, principalmente diminuindo os danos de trincamento de matriz, que são os primeiros que ocorrem como produto de tensões de tração e cisalhamento. (26) (68)

Não foi detectada a ruptura de fibras, em nenhum dos casos, conforme o esperado, já que a ruptura de fibras tende a ser o último mecanismo de dano a acontecer, pois demanda muita energia. (22) Devido à elevada resistência mecânica das fibras S2-Glass, o grau de delaminação deve ser muito grande para atingir a ruptura das fibras. (69)

4.5. Tomografia Computadorizada de Raios X (X-Ray CT).

A seguir serão apresentadas as imagens tomográficas resultantes dos escaneamentos realizados nos três diferentes laboratórios, variando os equipamentos e os arranjos usados para melhorar a qualidade da imagem. Observa-se diferenças entre os materiais pelo tom de cinza no qual ele se apresenta, sendo o alumínio o mais brilhante, por ser mais denso, e a fase FRP em um tom de cinza mais escuro, os espaços com ar são identificados por sua cor preta.

- **Reconstrução 2D das amostras escanadas no SkyScan1176 (UNESP)**

Apresenta-se, à continuação, os resultados do escaneamento no equipamento SkyScan1176 na UNESP. Imagens de escaneamento de amostras tanto individual quanto em dupla.

I. Escaneamento de amostra individual.

Como resultado do escaneamento individual, submetido pelas amostras GFF5 e GQQ3, são apresentadas as tomografias a seguir:

a. Amostra GFF5.

A Figura 50 mostra o resultado do escaneamento da amostra impactada sob a condição frio-frio (GFF5). Nesse caso, observa-se (como no caso da microscopia) danos como delaminações M-F, delaminações F-F e trincamento da matriz. Detecta-se trincamentos na matriz que unem delaminações M-F a delaminações F-F.

Figura 50 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GFF5, plano XY.

a. Amostra GQQ3

Na Figura 51, apresenta-se o resultado deste escaneamento para a amostra submetida à condição quente-quente. Observa-se poucos danos nas fibras e delaminação metal-fibra nas camadas opostas ao impacto. Da mesma maneira que a amostra GFF5, mostrada acima, se observam artefatos ao redor do centro do impacto, conhecidos como artefatos de endurecimento de feixe, que se produzem pelo formato da amostra, gerando linhas que distorcem os tons, criando o que é entendido pelo analisador como uma diferença de densidades. (70)

Figura 51 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GQQ3, plano XY.

II. Escaneamento das amostras GFF5 e GQQ3 em dupla

Por causa dos artefatos criados durante o escaneamento individual das amostras, testou-se o escaneamento por grupos para ver como esse fator influenciava a tomografia resultante, já que ofereceria uma maior espessura para o feixe de raio X atravessar quando alinhado perpendicular à superfície frontal das amostras, amenizando um pouco fatores como

as diferenças geométricas das amostras, que são muito largas em comparação com a sua espessura. (52) (70)

Na Figura 52, observa-se a tomografia resultante do escaneamento duplo, na qual nota-se um contraste menor entre as interfaces, porém, imagens mais homogêneas, que permitiriam uma reconstrução 3D mais real. Com este método de agrupamento, conseguiu-se apagar o efeito de endurecimento do feixe das proximidades do centro da amostra.

Observa-se, na parte superior desta figura, a amostra GFF3, que, por ter sido impactada na condição frio-frio, apresenta os danos característicos dessa condição na análise microscópica, com grandes volumes de delaminações e de fraturas na matriz que unem delaminações M-M com delaminações F-F. Na parte inferior da imagem, observa-se a amostra GQQ3, que apenas apresenta delaminação M-F no centro do impacto na parte traseira, com uma área menor do que a mostrada no escaneamento individual.

Figura 52 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto das amostras: a) GFF5; b) GQQ3, plano XY.

- **Reconstrução 2D das amostras escanadas no SkyScan1272 (IFSC)**

As amostras escaneadas no laboratório do IFSC, no equipamento SkyScan1272, apresentaram melhor definição e contraste nas tomografias. Embora a voltagem aplicada tenha sido um pouco menor, o número de arquivos resultantes de um maior tempo de exposição da amostra gerou como resultado melhores imagens. (70)

I. Escaneamento de amostra individual

Nas primeiras tentativas em que foram realizados os escaneamentos parciais das amostras, os tempos de exposição eram longos e era necessário saber se os resultados eram positivos. Efetivamente, o aumento da exposição resultou em imagens de melhor qualidade, nas quais os danos e as separações de fases foram enxergados com maior facilidade.

a. Amostra GFF3

Analizando a amostra GFF3 (ver Figura 53), observa-se uma imagem mais nítida do que nos resultados da UNESP. Notam-se pequenas partículas brilhosas no centro do impacto, que se infere que podem ser restos do chumbo do projétil, que ficaram aderidos ao alumínio. O brolho deve-se ao fato do material ser bastante denso.

Figura 53 Tomografia representativa da vista superior da região do impacto da amostra GFF3, plano XY (reconstrução parcial).

Na amostra GQQ3, apresentada na Figura 54, observa-se também uma melhor resolução em comparação com as imagens obtidas na UNESP, tanto para o escaneamento individual quanto para o escaneamento em dupla. Enxerga-se com maior nitidez a delaminação metal-fibra da amostra.

b. Amostra GQQ3

Figura 54 Tomografia representativa da vista superior da região do impacto da amostra GQQ3, plano XY (reconstrução parcial).

Em ambas as amostras, notou-se melhor definição de detalhes e contraste comparando-se com os ensaios da UNESP. Não obstante, ainda foram observados pequenos defeitos que podem alterar as informações reais da amostra no momento da reconstrução, como estas “rugos” ou “ondas” causadas pelos artefatos, ou pequenos pontos na fase de FRP com tons de cinza mais próximos ao tom de cinza de alumínio e vice-versa.

II. Escanada de amostra alinhada em tripla

Partindo-se do princípio de que nos escaneamentos realizados no tomógrafo SkyScan1176 conseguiu-se diminuir os artefatos realizando ensaios agrupados, resolveu-se aplicar esta técnica para melhorar as imagens nos ensaios no SkyScan1272 do IFSC. Além disso, diminuiu-se os tempos gerais de ensaio, pois a duração de cada ensaio individual foi de 12 horas e 30 minutos, mesmo sendo apenas a seção central da amostra.

Com o propósito de comparar as técnicas de Microscopia e Tomografia, usou-se as mesmas amostras para esses ensaios. Não obstante, é importante ressaltar que as escalas apresentadas nas imagens a seguir, talvez não mostrem detalhes dos defeitos que, estudados em maior aumento, podem propiciar à detecção de defeitos. No entanto, os defeitos mostrados aqui já foram detectados em microscopia e o objetivo principal desses resultados é mostrar a proximidade com a qual a técnica X-Ray CT apresenta seus resultados conforme a realidade.

a. Amostra GQQ3

Na Figura 55, observa-se uma tomografia da amostra GQQ3 inteira. Em geral, observa-se uma boa separação das fases componentes do laminado (FRP e Al), e também é possível enxergar os danos causados, como delaminações. Porém, ainda é possível observar as rugas causadas pelos artefatos e heterogeneidades nos tons de cinza de uma mesma fase. Note-se que, em geral, a amostra fica mais clara nas bordas do que no centro. Observa-se, então, os danos na amostra, como delaminação M-F na parte traseira e delaminação F-F nas camadas frontais, próximas à região impactada.

Figura 55 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GQQ3, plano XY

b. Amostra GQQ-CT

Na Figura 56, observa-se uma tomografia da amostra GQQ-CT inteira. Observa-se, ainda, alguns artefatos na região central do impacto e heterogeneidades nos tons de cinza das fases, como, por exemplo, um brilho maior na camada frontal de alumínio na região de impacto e tons de cinza mais escuros nesta região por parte do FRP.

Pode-se notar, da mesma maneira que na microscopia, uma delaminação F-F nas camadas frontais do FRP. Essa delaminação se inicia aproximadamente no centro da amostra e vai até à borda do corpo de prova. Apesar dos artefatos na região central, também é possível enxergar a delaminação M-F na camada posterior ao impacto.

Figura 56 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GQQ-CT, plano XY.

c. Amostra GFF3

A Figura 57 mostra a tomografia da amostra GQQ-CT inteira, no mesmo plano de seccionamento apresentado nos resultados de microscopia. Nessa imagem, observa-se uma representação muito semelhante dos danos observados na microscopia, mantendo grande parte das dimensões e características dos danos. Observa-se, por exemplo, o pedaço de material de FRP separado por trincamento da matriz e ainda colado na superfície do metal depois da maior parte ter sofrido delaminação M-F (na região central-direita na parte oposta ao impacto).

Observa-se também os defeitos como delaminações M-F na camada frontal, delaminações F-F e até a delaminação F-F entre as camadas centrais de mesma orientação. Em geral, a técnica apresentou uma boa caracterização dos danos, porém, comparando-se com o resultado da microscopia, sabe-se que a delaminação na região esquerda vai até a borda da amostra, sendo uma delaminação F-F do começo ao fim. No entanto, na imagem tomográfica não é possível diferenciar se é uma delaminação F-F ou M-F.

Figura 57 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GFF3, plano XY.

d. Amostra GFF-CT.

Na Figura 58, observa-se uma tomografia da amostra GQQ-CT inteira, mostrando o mesmo plano de seccionamento apresentado nos resultados de microscopia. Aparentemente, a amostra não apresentou danos como trincamento de matriz ou delaminações, apenas um leve entortado do laminado. Da mesma maneira que nas amostras anteriores, nota-se artefato na região central do impacto tanto nas camadas do metal como na de FRP.

Figura 58 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GFF-CT, plano XY.

e. Amostra GFQ1

Na Figura 59, se observa uma tomografia da amostra GFQ1 inteira, sendo possível notar um bom contraste entre as fases, embora haja heterogeneidade nos tons de cinza da amostra em geral, sendo mais claros nos extremos da amostra e mais escuros no centro. Ao analisar e comparar os danos observados, vemos que o que, aparentemente, seria enxergado como uma delaminação M-F ao longo da região de impacto na parte traseira, sabe-se por microscopia que esse dano começa como delaminação nos extremos, mas no centro é uma trinca da matriz. Contudo, parte da imagem da matriz de FRP que sobrava colada na superfície da matriz, não aparece ou não é bem definida no contraste com o metal nesta área.

Figura 59 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GFQ1, plano XY.

f. Amostra GQF2

Na Figura 60, apresenta-se uma tomografia da amostra GFQ2 inteira. Nesse caso, o corpo de prova aparentemente não apresenta danos como delaminações ou trincamentos na matriz, porém, a imagem apresenta algumas linhas mais escuras, difíceis de determinar se são artefatos, já que é possível observar alguns na área. No entanto, é possível determinar a diferença entre as fases metálica e de FRP, apresentando um bom contraste e resolução.

Figura 60 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto da amostra GQF2, plano XY.

- **Reconstrução 2D das amostras escaneadas no SkyScan 1272 (CNPEM)**

I. Escaneamento em dupla das amostras GFQ1 e GQF2

A seguir, apresenta-se os resultados do escaneamento em dupla no equipamento SkyScan 1272 no CNPEM (Figura 61). Embora os parâmetros para a geração de raios x sejam os mesmos nesse equipamento e no SkyScan 1272 do IFSC, há uma grande diferença no contraste e na resolução das imagens. Nesse caso, a qualidade das imagens é inclusive menor do que as adquiridas no escaneamento individual do IFSC, tornando difícil diferenciar o limite de fases entre o Al e o FRP em algumas regiões e em outras regiões é difícil saber se os tons de cinza mais escuros indicam defeitos dentro do material ou artefatos. Estas grandes desigualdades na qualidade das imagens podem ocorrer devido à diferença entre parâmetros, como o número de arquivos gerados durante o processo de aquisição de imagens e o tempo de exposição para se obter cada imagem.

Figura 61 Tomografia representativa da vista superior no centro do impacto das amostras: a) GQF2; b) GFQ1, plano XY.

Em geral, observou-se que os ensaios realizados no equipamento da SkyScan 1272 no IFSC apresentaram resultados de boa qualidade, tanto no escaneamento individual quanto no escaneamento em triplo. Embora o equipamento tenha uma menor potência do que o SkyScan 1176 da UNESP, a potência usada foi suficiente para conseguir o escaneamento do GLARE.

Outros parâmetros de escaneamento, como o número de projeções ou arquivos e o tempo de exposição, tiveram papéis mais importantes na resolução e no contraste final da imagem, o que se conhece como artefato de projeções insuficientes. Isso pode ser notado na comparação dos resultados do mesmo equipamento (IFSC x CNPEM) com parâmetros de voltagem e corrente iguais, porém com qualidade de imagens totalmente diferentes. (56) Esse artefato tenta ser diminuído usando ferramentas no programa de reconstrução NRecon, como a suavização, porém, a diferença é notável.

Um artefato comum entre todos os equipamentos é o de projeções incompletas, que aparece como uma sombra ou tons de cinza mais escuros no centro da amostra, em relação aos extremos ou vice-versa, devido à diferença de espessura das amostras, que é muito menor do que a largura. O agrupamento de amostras empregou-se como solução para diminuir este artefato, tentando compensar a diferença de espessuras. (52) (58)

Não obstante, existe outra particularidade do material a ser considerada quando analisado por X-Ray CT, que é a diferença no perfil de densidades quando analisado pela espessura ou pela largura. Essa heterogeneidade de densidades, em função do perfil, também pode ser um fator que contribui aos artefatos, como o endurecimento do feixe. (56) (58)

Contudo, o agrupamento de amostras resultou em diminuição de artefatos, além da grande poupança de tempo.

Controlando-se os parâmetros de reconstrução, não foi possível liberar totalmente as imagens dos artefatos criados. Acredita-se que outros fatores, como o formato das amostras impactadas na concavidade da região de impacto, pode somar artefatos, desde que a maior concentração de artefatos foi nesta região. Este efeito é conhecido como *streaking* e produz efeitos similares ao artefato por endurecimento de feixe. (71)

Em geral, a técnica X-Ray CT proporcionou boas imagens para a caracterização de defeitos provocados por impacto no compósito GLARE. Na análise dos planos 2D, observou-se a proximidade das informações dos danos em comparação com a realidade observada por meio da microscopia óptica. Estes resultados mostraram perda de detalhes ou de dimensões exatas do dano, desde que os graus de resolução atingidos não tornaram possível atingir essa exatidão, além de que na alteração dos parâmetros de reconstrução para diminuir os artefatos, torna-se inevitável gerar estas perdas.

Para ter resoluções maiores, que permitam até enxergar diferenças entre camadas de fibras de vidro ou detalhes no trincamento das fibras nestas amostras, seria necessário um tempo de exposição muito grande. Outra maneira de ganhar detalhes seria pela diminuição das dimensões dos corpos de prova. (52)

4.6. Reconstrução volumétrica.

Apresenta-se, à continuação, vistas isométricas com a finalidade de se apresentar o volume de danos internos expressados pela forma de espaço de ar dentro da amostra, como resultado da reconstrução tridimensional realizada no programa Avizo Fire 8.1.1, tanto do laminado inteiro quanto dos danos. Combinando estes resultados 3D com as análises de resultados de varredura em 3D empregando o programa CTVox 2.7; foi possível interpretar o volume de danos ao longo dos laminados os quais serão explicados a seguir.

- **Amostra GQQ3**

A amostra quente-quente (Figura 62) apresenta danos concentrados no centro de impacto, com delaminações M-F na frente da amostra, que se estendem em sentido horizontal (sendo observada em frente à área de impacto), alternando o dano junto com delaminações F-

F. Também apresenta delaminação M-F na camada oposta ao impacto, e cresceu, na maior parte, no sentido vertical da amostra.

Figura 62 Reconstrução tridimensional da amostra GQQ3 (esquerda) e de seus danos internos (direita).

- **Amostra GQQ-CT**

Na Figura 63, apresenta-se o resultado da reconstrução 3D da amostra submetida ao choque térmico e impactada na condição quente-quente, e observa-se a delaminação F-F que parte do centro até a borda da amostra, de maneira horizontal na parte frontal e de maneira vertical na parte traseira à delaminação M-F. Observa-se, também, a reconstrução de outras pequenas delaminações e de trincamentos de matriz.

Figura 63 Reconstrução tridimensional da amostra GQQ-CT (esquerda) e de seus danos internos (direita).

- **Amostra GFF3.**

Na Figura 64, observa-se a reconstrução 3D da amostra impactada na condição frio-frio, que mostrou um maior volume de ar interno e de danos. Os danos apresentaram-se em diferentes camadas, as quais estão associadas aos mecanismos de múltiplas delaminações, tanto M-F quanto F-F, que foram observados tanto na microscopia óptica quanto na análise 2D de X-Ray CT. Os danos nessa condição não se limitaram apenas à região de impacto, como também abarcaram mais da metade da superfície da amostra.

Figura 64 Reconstrução tridimensional da amostra GFF3 (esquerda) e de seus danos internos (direita).

- **Amostra GFF-CT.**

A reconstrução 3D da amostra que sofreu choque térmico e, posteriormente, foi impactada ao frio-frio, apresentada na Figura 65, viu-se alterada pela reconstrução de alguns artefatos, como o endurecimento de feixe e de anéis, que alterou o resultado real. Observa-se, então, um volume de ar que não corresponde aos danos observados na microscopia óptica, tampouco na análise 2D por tomografia.

Os artefatos que aparecem na hora do escaneamento e que não conseguem ser apagados na reconstrução são produtos de diversos fatores, como descalibração do equipamento, densidades e formato do material, e eixo central do material em relação ao eixo de rotação, etc. (56) Estes artefatos criam diferenças nos tons de cinzas dentro de um mesmo material, que podem ser interpretados pelos programas de reconstrução como diferenças nas densidades.

Figura 65 Reconstrução tridimensional da amostra GFF-CT (esquerda) e de seus danos internos (direita).

- **Amostra GFQ1.**

Na Figura 66, apresenta-se a reconstrução 3D do laminado GLARE exposto à condição frio-quente depois do impacto. Observa-se, também, a reconstrução do volume de danos representados principalmente na forma de delaminação M-F entre a camada posterior do metal e o FRP. Na área central da amostra, onde ocorreu o impacto, observa-se, também,

alguns possíveis danos ou reconstrução de artefatos na região inferior central e no topo da amostra, assim como alguns outros pontos dispersos.

Figura 66 Reconstrução tridimensional da amostra GFQ1 (esquerda) e de seus danos internos (direita).

- **Amostra GQF2.**

A reconstrução da amostra impactada na condição quente-frio é apresentada na Figura 67, onde observa-se a imagem isométrica 3D da amostra depois do impacto e do conteúdo de ar dentro desta. Observam-se danos de delaminação em diferentes camadas no limite superior da amostra, assim como alguns danos de possível delaminação M-F no centro da amostra. É possível que, no momento do impacto, a borda superior da amostra não tivesse pressão suficiente e um maior volume de danos na amostra ficou localizado nessa região.

Figura 67 Reconstrução tridimensional da amostra GQF2 (esquerda) e de seus danos internos (direita).

Em geral, foi possível observar como, por meio de danos, como delaminações e trincamentos da matriz de FRP, o laminado GLARE 5 2/1 conseguiu absorver as energias de impacto aplicadas, porém, sem resultar na falha total do compósito.

5. CONCLUSÕES

Os resultados e análises apresentados nestes estudos permitem concluir que:

- Os mecanismos de danos comuns presentes nas amostras de GLARE impactadas foram o trincamento da matriz de FRP, a delaminação F-F e a delaminação M-F, sendo este último o mecanismo mais comum entre as diferentes condições térmicas de ensaio.
- No GLARE impactado sob temperaturas criogênicas, há um maior dano (mais crítico e em maior proporção) do que qualquer uma das outras condições térmicas estudadas, enquanto a 100 °C a resina epóxi da matriz do FRP sofre menos danos por estar perto de sua Tg.
- O choque térmico (-196° ↔ 100°C) aumenta a resistência ao impacto do GLARE.
- A aplicação da técnica de tomografia computadorizada de raios X no GLARE proporciona informações importantes sobre os danos e suas dimensões, porém é limitada pelas dimensões e densidades do corpo de prova, diminuindo a resolução e gerando artefatos que dificultam a reprodução exata computadorizada das amostras.
- O tempo de exposição e o número de projeções possuem papel fundamental na resolução das tomografias e proporcionam maior exatidão na reprodução computadorizada dos danos.
- O escaneamento em grupo resulta em uma estratégia eficaz para diminuir artefatos no GLARE, causados pela diferença de densidades em seus perfis de composição e pelas dimensões das amostras.
- A técnica de X-Ray CT permite a reconstrução tridimensional dos danos dentro do GLARE, para melhor entendimento espacial dos mesmos. No entanto, é necessário evitar os artefatos de escaneamento, para não serem confundidos com defeitos no momento da reconstrução.

- A amostra impactada sob a condição frio-frio apresentou um maior volume de dano e de maior extensão.

6. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

A seguir, apresentam-se algumas sugestões para trabalhos futuros, como forma de complementar a dissertação apresentada. Dentre elas, pode-se destacar:

- Estudar o limite de impacto balístico do GLARE-5, sob as condições quente-quente e frio-frio.
- Analisar o GLARE-5 mediante a técnica espectroscopia infravermelha para determinar se houve interação entre a água e o Epóxi.
- Realizar choque térmico em ambientes secos, como aquecimento em estufa e comparar com o choque térmico aplicado neste estudo.
- Estudar as propriedades mecânicas do GLARE-5, após o processo de choque térmico.
- Estudar a influência da forma, peso do projétil e ângulo de tiro no GLARE-5, sob as condições quente-quente e frio-frio.
- Aplicar X Ray-CT nas amostras de GLARE-5 de menor tamanho para comparar o nível de detalhe obtido.
- Escanar as placas impactadas no X Ray CT no eixo de rotação X (amostra deitada).

REFERENCIAS

1. Sinmazçelik, T. e Çoban, O. A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods. *Materials and Design*. 32, 2011.
2. Harris, Bryan. *Engeenering Composite Materials*. Londres, Reino Unido. : s.n., 1999. 9781861250322.
3. Chawla, Kirshkan, K. *Composites Materials Science and Engineering*. Estados Unidos de América : Springer, 2012.
4. Chung, Deborah. *Composites Materials*. Estados Unidos de América : Springer, 2010.
5. Mallick, P. K. *Fiber Reinforced Composites. Materials Manufacturing and Design. Third Edition*. Michigan. Estados Unidos de América : CRC Press., 2007. 978-0-8493-4205-9.
6. Kelly, Anthony. *Concise Encyclpedia of Composite Materials*. Cambridge, Reino Unido : Elsevier LTD., 1994. 978-0-08-042300-5.
7. Irving, P.E. e Soutis, C. *Polymer Composites in the Aerospace Industry*. Manchester, Reino Unido : Woodhead Publishing, 2014. 9780857099181.
8. Guaberto, A.R.M e Tarpani, J.R. Resistência e tolerância a impacto transversal de baixa energia de um laminado híbrido metal/fibra. *Revista Matéra*. 2009, Vol. 14.
9. Liu, Yang e Zhang, Jun. A Review on Development and Properties of GLARE, an Advanced Aircraft Material. *Applied Mechanics and Materials*. 2014, Vol. 618.
10. Sadighi, M. *Impacte resistance of fiber-metal laminates: A Review*. s.l. : International Journal of Impact Engineering, 2012. Vol. 49.
11. Sinke, J. Temperature effect on the static behaviour of adhesively-bonded metal skin to composite stiffener. *International Congress of Mechanical Engineering*. 2015.
12. CYTEC FM-94 Technical Datasheet.
13. Guocai, W. *The Mechanical Behavior of GLARE Laminates for Aircraft Structures*. California, Estados Unidos de América : Journal of Materials, 2005.
14. Bagnoli, F. *The response of aluminium/GLARE hybrid material to impact and to in-plane fatigue*. Reino Unido : Materials Science and Engineering A, 2009.
15. Appleby-Thomas, G. J. *The impact of structural composite materials. Part 2: hypervelocity impact and shock*. Canberra, Australia. : The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 2012.
16. Dunn, Barrie. *Materials and Processes for Spacecraft and High Reliability Applications*. Estados Unidos de América : Springer, 2016. 978-3-319-23361-1.

17. Yaghoubi, A. Seyed. Ballistic Impact Behaviors of GLARE 5 Fiber-Metal Laminated Plates. *Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series*. 2012, Vol. 7.
18. Hoo Fatt, M.S., Lin, C. e Revilock, D.M. e Hopkins, D.A. *Ballistic impact of GLARE fiber-metal Laminates*. s.l. : Composites Structures., 2003.
19. Volt, A. e Krull, M. *Impact damage resistance of various fiber metal laminates*. Holanda : Journal de Physique III, 1997.
20. Volt, A. *Impact properties of fiber metal laminates*. Holanda : Composites Engineering, 1993.
21. Withers., T. W. Clyne and P. J. *An introduction to metal matrix composites*. Cambridge Englatterra : Cambridge University Press, 1993.
22. D. Hull, T. W. Clyne. *An introduction to cmposites materials*. Cambridge : Cambridge University Press, 1996.
23. Avery, J. G. *Design manual for impact damage tolerant aircraft structures. Technical Report*. s.l. : NATO, 1981.
24. Shadbolt, R. J. e Corran, R. S. J. e Ruiz, C. *A preliminary investigation of plate perforation in the sub-ordenance range. Technical report*. Oxford, Reino Unido. : Universidade de Oxford., 1981.
25. Cantwell, W. J. e Morton, J. The impact resistance of composite materials – a review. *Composites*. 1991.
26. Richardson, M. O. W. e Wisheart, M. J. Review of low-velocity impact properties of composite materials. *Composites Part A*. 1996.
27. Joshi, S. P. e Sun, C. T. Impact induced fracture in a laminated composite. *Journal of Composite Materials*. 1985.
28. Shivakumar, K N, Elber, W e Illg, W. *Prediction of low velocity impact damage in thin circular laminates*. Estados Unidos de America : American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal, 1985.
29. Naik, N. K. e Sekher, Y. Chandra. *Damage in woven-fabric composites subjected to low-velocity impact*. s.l. : Composites Science and Technology , 2000.
30. Choi, H. Y. e Downs, R. J. e Chang, F. A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact: Part i—experiments. *Journal of Composite Materials*. 1991.
31. Cantwell, W. J. e Morton, J. Heometrical effects in the low velocity impact response of CFRP. *Composites Structures*. 1989.

32. Prichard, J. C. e Hogg, P. J. *The role of impact damage in post-impact compression testing*. s.l. : Composites., 1990.
33. Pagano, N. J. e Schoeppner, G. A. Delamination of polymer matrix composites: Problems and assessment. *Comprehensive Composites Materials*. 2000.
34. Liu, D. Impact-induced delamination—a view of bending stiffness mismatching. *Journal of Composite Materials*. 1988.
35. Hassan, M. Z. *The influence of core density on the blast resistance of foam-based sandwich structures*. s.l. : International Journal of Impact Engineering, 2012.
36. Dorey, G. Impact damage in composites- development, consequences and prevention. *International Conference on Composite Materials*. 1988.
37. Adams, D. F. e Miller, A. K. An analysis of the impact behavior of hybrid composite materials. . *Materials Science and Engineering*. 1975.
38. R., Beaumont P. W. Fracture mechanisms in fibrous composites. *Symposium on Fracture Mechanics*. 1979.
39. Vlot, A e Kroon, E. *Impact Response and Dynamic Failure of Composites and Laminates*. Suiça : Key Engineering Materials, 1997.
40. Bradshaw, F. J. e Dorey, G. e Sidey, G. R. *Impact resistance of carbon fibre reinforced plastics. Technical Report*. s.l. : Royal Aircraft Establishment, 1973.
41. Dorey, G. *Relationships between impact resistance and fracture toughness in advanced composite materials*. s.l. : Effects of Service and Environment on Composite Materials., 1980.
42. Ardakani, Mohammad Alemi. *A study of manufacturing of glass-fiber reinforced aluminum laminates and the efect of interfacial adhesive bonding on the impact behavior*. Orlando, Florida, Estados Unidos de America : Proceedings of the XIth International Congress and Exposition, 2008.
43. Y., Park S. e S., Choi W. J. e Choi H. *Recent trends in surface treatment technologies for airframe adhesive bonding processing: a review*. s.l. : Journal of Adhesion, 2010.
44. Abel M-L, Digby R. P., Fletcher I. W. *Evidence of specific interaction between c-glycidoxypropyltrimethoxysilane and oxidized aluminium using high-mass resolution to F-SIMS*. Cleveland, Estados Unidos de America : Surface and Interface Analysis, 2000.
45. ZHU Guo-liang, XIAO Yan-ping. *Degradation Behavior of Epoxy Resins in Fibre Metal Laminates*. China : Journal of Shanghai Jiaotong University, 2012.
46. *A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures*. s.l. : 7° Int. Symposium on Ballistics., 1983.

47. Hagenbeek, M. *Impact properties*. In: A. Vlot and J.W. Gunnink. *Fibre Metal Laminates - An Introduction*. s.l. : Kluwer Academic Publisher, 2001.
48. Tolun., Ozsahin e. *Influence of surface coating on ballistic performance of* . s.l. : Materials & Design, 2010.
49. B., Kasen M. *Mechanical and thermal properties of filamentary-reinforced structural composites at cryogenic temperatures. 1 Glass-reinforced composites*. s.l. : Cryogenics, 1975.
50. *The effects of temperature on the strength properties of aluminium alloy 2024-t3* . Polonia : University of Technology and Life Sciences in Bydgoszcz, Lipski, A. e Mrozinski, S.
51. Kaufman, J. G. *Properties of Aluminum Alloys: Tensile, Creep, and Fatigue Data at High and Low Tempertures*. s.l. : ASM, 2006.
52. Léonard., F. Impact damage characterisation of fibre metal laminates by X-ray computed tomography. *Aerospace Research Institute, University of Manchester*. 2014.
53. Dainty, J. C. e Shaw. R. Image science : principles, analysis and evaluation of photographic-type imaging processes. *Physics Today*. 1976.
54. Hammersberg, P. e Mangard, M. Optimal computerized tomography performance. In *Computerized Tomography for Industrial Applications and Image Processing in Radiology*. 1999.
55. Arena, L., Morehouse, H. e Safir, J. MR imaging artifacts that simulate disease: how to recognize and eliminate them. *Radiographics*. 1995.
56. Standards., British. Non destructive testing. Radiation method. Computed tomography. Part 3. Operation and interpretation. Technical Report. *British Standards*. 2009.
57. Dillesenger, J. e Moerschel, E. Manual para técnicos radiólogos. Cuando la teoría enriquece la práctica. . *Buenos Aires: Journal*. 2012.
58. Barret, J. e Keat, N. Artifacts in CT: recognition and avoidance. *Radiographics*. 2004.
59. Lordani, N. P. e Ornaghi Jr. H. Analises dinâmico-mecânico de materiais compósito poliméricos. *Scientia Cum Indsutria*. 2016.
60. Herrera-Franco, E. Pérez-PachecoJ. I. Cauich-CupulA. Valadez-GonzálezP. J. Effect of moisture absorption on the mechanical behavior of carbon fiber/epoxy matrix composites. *Journal of Materials Science*. 2013.
61. Lin, Y. C., Xia, Y. C. e Jiang, Y. Q. e Li, L. T. Precipitation hardening of 2024-T3 aluminum alloy during creep aging. *Materials Science and Engineering A*. 2013.
62. Srivatsan, T. S., et al. The Impact Fracture Behavior of Aluminum Alloy 2024-T351: Influence of Notch Severity. *Journal of Materials Engineering and Performance*. 2000.

63. Putic, S., Stamenovic, M e Bajceta e Bosjank, S. The influence of high and low temperatures on the impact properties of glass-epoxy composites. *Journal of Serbian Chemistry Society*. 2007.
64. Kwang-Hee, I., Cheon-Seok, C. e Sun-Kyu. K. e In-Young, Y. Effects of temperature on impact damages in CFRP composite laminates. *Composites: Part B*. 2001.
65. B., Kasen M. *Mechanical and thermal properties of filamentary-reinforced structural composites at cryogenic temperatures. 1 Glass-reinforced composites*. s.l. : Cryogenics, 1975.
66. Ray, B. C. Thermal shock on interfacial adhesion of thermally conditioned glass fiber/epoxy composites. *Materials Letter*. 2004.
67. Lafaïre-Frenot, M.C. e Rouquier, S. e Bellenger, V. Comparison of damage development in carbon/epoxy laminates during isothermal ageing or thermal cycling. *Composites: Part A*. 2006.
68. Chamis, C. C. *Lamination residual stresses in corss-plyed fiber composites*. Washintong, Estados Unidos de América. : Technical paper proposed for presentation at the 26th Annual Conference of the Society of Plastics Industries., 1971.
69. Capriono, G. e Spataro, G. Low-velocity impact behaviour of fibre glass-aluminium laminates. *Composites Applied Science and Manufacture*. 2004.
70. Katsumata, A, Hirukawa, A e Okumura, S e Naito, M. Effects of image artifacts on gray-value density in limited-volume cone-beam computerized tomography. *Oral Surgery, Oral Medicine, Oral Pathology, Oral Radiology, and Endodontology*. 2007.
71. Kak, A.C. e Slaney, M. *Principles of computerized tomographic imaging*. 1988.
72. D., Callister W. *Introducción a la ciencia e ingeniería de materiales*. Mexio : Reverté, 2010.
73. Poskus, L. T. e Guimarães, J. G. Influence of post-cure treatments on hardness and marginal adaptation of composite resin inlay restorations: an in vitro study. *Journal of Applied Oral Science*. 2009.