

UNIVERSIDADE FEDERAL DE CAMPINA GRANDE  
CENTRO DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

KALINE VENTURA BATISTA

**ESTUDO TERMOGRÁFICO DE DANOS POR IMPACTO E POR INDENTAÇÃO  
QUASE ESTÁTICA EM MATERIAIS COMPÓSITOS TIPO SANDUÍCHE DE USO  
AERONÁUTICO**

Campina Grande - PB

2019

**KALINE VENTURA BATISTA**

**ESTUDO TERMOGRÁFICO DE DANOS POR IMPACTO E POR INDENTAÇÃO  
QUASE ESTÁTICA EM MATERIAIS COMPÓSITOS TIPO SANDUÍCHE DE USO  
AERONÁUTICO**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica do Centro de Ciências e Tecnologia da Universidade Federal de Campina Grande como requisito para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Linha de pesquisa: Análise e projeto de sistemas termomecânicos.

Orientador: Prof. Dr. Wanderley Ferreira de Amorim Junior.

Campina Grande – PB

2019

B333e

Batista, Kaline Ventura.

Estudo termográfico de danos por impacto e por indentação quase estática em materiais compósitos tipo sanduíche de uso aeronáutico / Kaline Ventura Batista. – Campina Grande, 2019.

125 f. : il. color.

Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal de Campina Grande, Centro de Ciências e Tecnologia, 2019.

"Orientação: Prof. Dr. Wanderley Ferreira de Amorim Junior".

Referências.

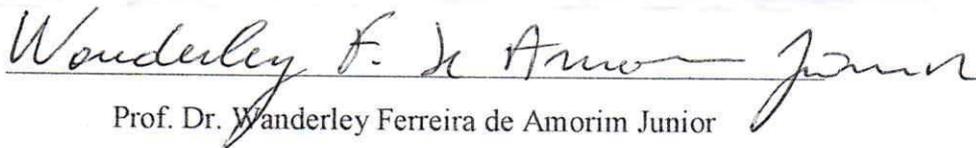
1. Termografia – Engenharia Mecânica. 2. Danos em Compósitos Aeronáuticos. 3. Termografia em Compósitos. 4. Termografia Ativa. I. Amorim Junior, Wanderley Ferreira de. II. Título.

CDU 621:772.96(043)

**Kaline Ventura Batista**

**ESTUDO TERMOGRÁFICO DE DANOS POR IMPACTO E POR INDENTAÇÃO  
QUASE ESTÁTICA EM MATERIAIS COMPÓSITOS TIPO SANDUÍCHE DE USO  
AERONÁUTICO**

Esta dissertação foi apresentada como requisito parcial à obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica pelo Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Campina Grande – Área de Concentração: Análise e Projeto de Sistemas Termomecânicos, *Campus* Campina Grande, às 16 h e 00 min do dia 31 de maio de 2019. O trabalho foi aprovado pela Banca Examinadora, composta pelos professores:

  
Prof. Dr. Wanderley Ferreira de Amorim Junior

Orientador

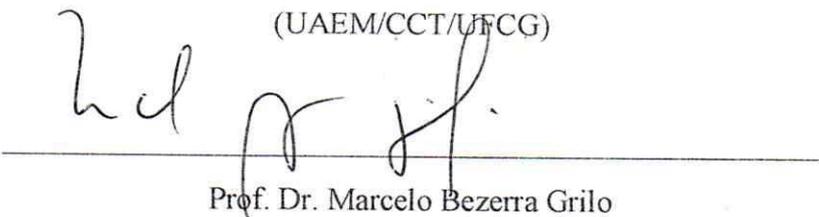
(PPGEM/UAEM/CCT/UFCG)

---

Prof. Dr. Juscelino de Farias Maribondo

(Examinador externo)

(UAEM/CCT/UFCG)

  
Prof. Dr. Marcelo Bezerra Grilo

(Examinador interno)

(PPGEM/UAEM/CCT/UFCG)

Para meu pais, Francisco de Assis Batista e Maria do Socorro Lopes Ventura (*in memoriam*), com todo meu amor para minha avó Abigail Batista, com carinho, para minhas irmãs, Daniele Ventura Batista e Michele Ventura Batista e para meu namorado Saulo Lucena.

## **AGRADECIMENTOS**

Inicialmente agradeço a Deus por sempre me mostrar em tempos difíceis algo bom para acreditar e seguir em frente.

Agradeço a meu pai, Francisco de Assis Batista, pelo exemplo de superação e por sempre ser a primeira pessoa a me fazer acreditar que sou capaz, a minha mãe, Maria do Socorro Lopes Ventura Batista, que me proporcionou as melhores lembranças da minha vida e pela mulher e mãe incrível que ela foi, as minhas irmãs, Daniele Ventura e Michele Ventura por fazerem meus dias mais felizes, ao meu namorado Saulo Lucena pela força e carinho nessa cansativa jornada.

Agradeço aos professores Wanderley de Amorim Júnior e Juscelino Farias de Maribondo pela orientação e paciência. Agradeço ao professor João Baptista do departamento de engenharia mecânica pelo carinho e força.

Agradeço a empresa Stratus Aeronaves pela oportunidade de estágio, pelo apoio e ajuda no desenvolvimento desta pesquisa, em especial, agradeço a Daniel Sarmento por toda paciência e ajuda.

Com carinho agradeço aos meus amigos, Thamires Camboim, Gustavo Pamplona, Raissa Queiroga e Aline Michelly, aos colegas de pesquisa Renan, Neto, Gustavo e Emanuel e a todos da comissão organizadora do I e II simpósio de pós-graduação em engenharia mecânica que me trouxeram momentos únicos e tornaram essa trajetória mais especial.

Agradeço a todos os professores e funcionários do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, a Cícero, João Pedro e Mário da oficina mecânica do departamento de Engenharia Mecânica pela ajuda e paciência. Agradeço a CAPES e a Universidade Federal de Campina Grande, por todo o suporte técnico e financiamentos para minha pesquisa.

“Nossa maior fraqueza está em desistir. O  
caminho mais certo de vencer é tentar mais  
uma vez”.

(Thomas Edison)

**BATISTA, K. V. ESTUDO TERMOGRÁFICO DE DANOS POR IMPACTO E POR INDENTAÇÃO QUASE ESTÁTICA EM MATERIAIS COMPÓSITOS TIPO SANDUÍCHE DE USO AERONÁUTICO.** 2019. Dissertação. (Programa de pós-graduação em Engenharia Mecânica). Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, Estado da Paraíba, 2019.

## **RESUMO**

Esta pesquisa tem por objetivo inspecionar através da técnica de termografia infravermelha, danos por impacto queda de peso e por indentação quase estática em materiais compósitos tipo sanduiche de uso aeronáutico. A motivação surgiu a partir do estudo de aeronaves com estruturas e elementos fabricados com materiais compósitos, onde constatou-se que a capacidade de carga assim como a confiabilidade da aeronave para realizar voo diminui drasticamente quando sofrem impactos de baixa velocidade. A metodologia utilizada fez uso de uma câmara de isolamento térmico previamente projetada para ensaios termográficos. Realizou-se ensaios de impacto queda de peso e ensaio quase estático de indentação com intuito de incluir danos com vários níveis de energia, em seguida foi realizado o ensaio termográfico das placas em materiais compósitos com e sem danos, onde se definiu o melhor tempo de aquecimento para obtenção dos termogramas. Como resultados, se analisou os danos na face superior e posterior o ensaio termográfico, onde os danos impostos nos compósitos com ensaio queda de peso foram mais severos que os danos por indentação quase estática. Para o ensaio termográfico obteve-se termogramas de compósitos sem danos e foi possível realizar a comparação com os compósitos danificados, onde observou-se que danos tipo fratura de fibra pôde ser captado via termografia infravermelha. Então, conclui-se que é possível a inspeção via termografia em compósitos sanduíche em ambiente de laboratório, mas esta não se mostrou viável para detectar danos ocasionados por energia inferior a 15,6 J.

**Palavras-chave:** Danos em compósitos aeronáuticos. Termografia em compósitos. Termografia ativa.

**BATISTA, K. V. STUDY THERMOGRAPHIC OF IMPACT DAMAGE AND QUASI-STATIC INDENTATION IN AERONAUTICAL SANDWICH COMPOSITE MATERIALS.** 2019. Dissertation. (Graduate Program in Mechanical Engineering). Federal University of Campina Grande, Campina Grande, State of Paraiba, 2019.

### **ABSTRACT**

This research aims to inspect through the infrared thermography technique damages by drop weight impact and by almost static indentation in aeronautical composite sandwich materials type. The motivation arose from the study of aircraft with structures and elements made of composite materials, where it was found that the load capacity as well as the reliability of the aircraft to perform flights decreases dramatically when they suffer low speed impacts. The methodology used made use of a thermal insulation chamber previously designed for thermographic tests. Drop weight impacts and almost static indentation tests were used to include different energy levels of damage, followed by the thermographic tests of the plates in composite materials with and without damages, where we defined the best heating time to obtain the thermograms. As results, we analyzed the damages in the upper and posterior faces of the thermographic test, where the damages imposed on the composites with drop weight tests were more severe than the damages by almost static indentation. For the thermographic test, thermograms of composites with and without damage were obtained and it was possible to compare them with the damaged composites, where it was observed that damage type of fiber breakage was easily identified. Therefore, it was conclude that it is possible to inspect through thermography in composites sandwiches materials in laboratory environment, but this method did not show viable to detect lower damages impacts of 15.6 J or lower.

**Keywords:** Impact on composite materials. Thermography in composite materials. Active thermography.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Aeronave KC 390 da empresa Embraer.....	19
Figura 2 - Classificação para materiais compósitos.....	23
Figura 3 - Painéis sanduiches com núcleos: (a) poliméricos, (b) colmeia, (c) corrugado.....	23
Figura 4 - (a) Vista superior da trama de um tecido bidirecional 0/90 de fibras contínuas de vidro; (b) Vista em corte da seção transversal.....	26
Figura 5 - Propriedades das fibras mais utilizadas pela indústria aeronáutica.....	27
Figura 6 - Núcleos para compósitos sanduiches; (a) núcleo de espuma PVC; (b) núcleo do tipo colmeia.....	28
Figura 7 - Diagrama v-n.....	30
Figura 8 - Comportamento de uma estrutura compósita e uma estrutura metálica quando apresentam um dano.....	31
Figura 9 - Causas que resultam na diminuição da tensão admissível dos materiais compósitos.....	32
Figura 10 - Classificação dos danos em estruturas aeronáuticas.....	32
Figura 11 - Dano causado ao nariz da aeronave devido a uma chuva de granizo.....	37
Figura 12 - Dano causado a asa de aeronave devido ao choque com pássaro.....	37
Figura 13 - Parâmetros que influenciam na resposta do material compósito quando submetido a impacto de baixa velocidade.....	40
Figura 14 - Classificação de impactos quanto a velocidade e a massa do objeto.....	41
Figura 15 - Progressão do dano em material compósito sanduíche.....	43
Figura 16 - Modos de danos e falhas em compósitos estruturais.....	44
Figura 17 - Dano de quebra da fibra e dobramento do núcleo.....	45
Figura 18 - Dano de delaminação e descolamento entre o núcleo e a face.....	45
Figura 19 - Dano de delaminação e descolamento entre o núcleo e a face.....	45
Figura 20 - Dano de delaminação e descolamento entre o núcleo e a face.....	46
Figura 21 - A radiação térmica é um fenômeno de superfície.....	48
Figura 22 - Radiação emitida por uma superfície. a) Distribuição espectral. b) Distribuição direcional.....	49
Figura 23 - Espectro eletromagnético.....	50
Figura 24 - Subdivisão das ondas infravermelhas.....	50
Figura 25 - Poder emissivo espectral de corpos negros para determinadas temperaturas.....	52
Figura 26 - Emissividade do corpo negro e do corpo real.....	54
Figura 27 - Processos de absorção, reflexão e transmissão associados a um meio semitransparente.....	55
Figura 28 - Estágios de detecção de danos via termografia pulsada.....	57
Figura 29 - Classificação da técnica de termografia.....	58
Figura 30 - Diferentes configurações de inspeção via termografia pulsada; (a) um por ponto; (b) por linha; (c) por superfície.....	59

Figura 31 - Termogramas (a) aquecimento pontual; (b) aquecimento por linha; (c) superfície de aquecimento.....	60
Figura 32 - Técnica de transmissão para termografia ativa.....	61
Figura 33 - Curva de aquecimento versus o tempo para a técnica de transmissão.....	61
Figura 34 - Técnica de reflexão para termografia ativa.....	62
Figura 35 - Curva de aquecimento para a técnica de reflexão.....	62
Figura 36 - Normas brasileiras sobre aplicação do ensaio de termografia.....	65
Figura 37 - Radiação emitida por um corpo.....	66
Figura 38 - Método direto.....	67
Figura 39 - Método indireto.....	67
Figura 40 - Configuração do ensaio termográfico realizado por Almeida, (a) aquecimento por lampa; (b) aquecimento por jato de ar quente.....	68
Figura 41 - Configuração da bancada de ensaios de termografia adotada por PIFFER.....	69
Figura 42 - Configuração apresentada para utilização de lâmpadas como fonte de aquecimento.....	70
Figura 43 - Ensaio termográfico realizado por Silva.....	70
Figura 44 - Características de uma Aeronave Leve Esportiva.....	72
Figura 45 - Vistas principais da aeronave ST20.....	73
Figura 46 - Asa trapezoidal.....	74
Figura 47 - Configuração do compósito aeronáutico estrutural da empresa Stratus.....	75
Figura 48 - Camada de fibra de carbono sobre a fibra de vidro.....	76
Figura 49 - Núcleo de PVC; (a) posicionado sobre o compósito híbrido; (b) zoom dos furos postos na espuma.....	76
Figura 50 - Última camada de fibra de vidro.....	77
Figura 51 - Camada de fibra de carbono sobre a fibra de vidro.....	77
Figura 52 - Corpos de prova fabricados; (a) Vista frontal; (b)Vista traseira; (c)Vista lateral...	78
Figura 53 - Sequência dos ensaios mecânicos realizados.....	79
Figura 54 - Máquina para ensaios de impacto do tipo queda de peso em materiais compósitos; (a) vista isométrica; (b) máquina projetada para ensaios de impacto em compósitos.....	80
Figura 55 - Montagem do ensaio quase estático; (a) Instron montada para experimento quase estático; (b) Corpo de prova alocado para realização do ensaio.....	82
Figura 56 - Peças para ensaio quase estático (a) Indentador utilizado no ensaio quase estático de indentação; (b) suporte para realização dos ensaios quase estático de endentação.....	83
Figura 57 - (a) Termovisor Flir T620 (b) tripé.....	85
Figura 58 - Método ativo de análise termográfica.....	85
Figura 59 - Protótipo da caixa de isolamento térmico; (a) Vista isométrica; (b) Tampa e face traseira removível.....	86
Figura 60 - Caixa de isolamento térmico; (a) Vista interna; (b) Vista Frontal.....	87

Figura 61 - Sequencia metodológica para obtenção dos termogramas.....	87
Figura 62 - Corpos de prova pintados com tinta preta fosca.....	88
Figura 63 - Sonda AMI 300.....	88
Figura 64 - CP aquecido dentro da câmara térmica; (a) Proximidade do CP com as paredes laterais; (b) Termograma com influência da zona quente das paredes da caixa.....	89
Figura 65 - Ensaio termográfico.....	90
Figura 66 - Localização do ponto no qual foi determinado a temperatura no resfriamento do compósito.....	90
Figura 67 - Regiões danificadas dos compósitos; (a) energia de impacto 7,7 J; (b) energia de impacto 15,8 J; (c) energia de impacto 30,9 J; (d) energia de impacto 46,1 J.....	91
Figura 68 - Danos do material 1E1; (a) dano na face frontal; (b) corte transversal ao dano....	94
Figura 69 - Ilustração do impactador atingindo um furo de resina.....	95
Figura 70 - Danos do material 1E2; (a) dano na face frontal; (b) corte transversal ao dano.....	95
Figura 71 - Danos do material 1E3 e 1E4; (a) dano na face frontal do compósito 1E3; (b) corte transversal ao dano do compósito 1E3; (c) dano na face frontal do compósito 1E4; (d) corte transversal ao dano do compósito 1E4.....	96
Figura 72 - Termogramas dos compósitos sem e com pintura.....	97
Figura 73 - Termogramas dos compósitos com pintura fora e dentro da câmara de isolamento.....	98
Figura 74 - Termogramas dos compósitos após o ensaio de impacto queda de peso.....	100
Figura 75 - Termogramas dos compósitos após o ensaio de impacto quase estático de indentação.....	103
Figura 76 - Análise visual dos termogramas do compósito 1CP1.....	106
Figura 77 - Análise visual dos termogramas do compósito 1CP2.....	107
Figura 78 - Análise visual dos termogramas do compósito 1CP3.....	108
Figura 79 - Análise visual dos termogramas do compósito 1CP4.....	109
Figura 80 - Análise visual dos termogramas do compósito 1E1.....	110
Figura 81 - Análise visual dos termogramas do compósito 1E2.....	111
Figura 82 - Análise visual dos termogramas do compósito 1E3.....	112
Figura 83 - Análise visual dos termogramas do compósito 1E4.....	113

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Categorias de impactos em materiais compósitos .....	36
Tabela 2 – Tipos comuns de danos de impacto na estrutura de uma aeronave .....	37
Tabela 3 – Ensaio não destrutivos de acordo com o ciclo de vida do material .....	65
Tabela 4 – Características técnicas principais .....	74
Tabela 5 – Propriedades mecânicas dos materiais utilizados no compósito sanduíche .....	76
Tabela 6 – Níveis de energia de impacto.....	80
Tabela 7 – Níveis de energia utilizados no ensaio de impacto .....	81
Tabela 8 – Nomenclatura para os compósitos do ensaio de impacto queda de peso .....	81
Tabela 9 – Classificação das paradas para o ensaio quase estático de indentação .....	84
Tabela 10 – Nomenclatura para os compósitos do ensaio de impacto queda de peso .....	84
Tabela 11 – Condições ambiente.....	100
Tabela 12 – Temperatura máxima do resfriamento dentro e fora da caixa de isolamento .....	102

## LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1 – Força de contato versus perfuração do compósito sanduíche .....	43
Gráfico 2 – Curva da evolução da temperatura de uma superfície de um material.....	59
Gráfico 3 – Força versus deslocamento do impactador do 1E1 .....	101
Gráfico 4 – Força versus deslocamento do impactador do 1E2 .....	102
Gráfico 5 – Força versus deslocamento do impactador 1E3 e 1E4.....	104
Gráfico 6 – Temperatura máxima versus nível de energia do dano .....	105

## **LISTA DE QUADROS**

Quadro 1 – Parâmetros importantes que influenciam na técnica de infravermelho .....	66
---	----

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\sigma$ -	Constante de Stefan-Boltzmann	$(\text{Wm}^{-2}\text{K}^{-4})$
$h$ -	Constante de Planck	$(\text{J.s})$
$\varepsilon$ -	Emissividade	
$T$ -	Temperatura	$(\text{K})$
$\lambda$ -	Comprimento de onda	$(\text{m})$
$I_{b\lambda}$ -	Intensidade espectral de um corpo negro	$(\text{W/m}^2\cdot\mu\text{m})$
$k$	Constante de Boltzmann	$(\text{J/K})$

## SUMÁRIO

<b>CAPÍTULO I.....</b>	<b>19</b>
<b>1 INTRODUÇÃO.....</b>	<b>19</b>
<b>1.1 Objetivos.....</b>	<b>21</b>
1.1.1 OBJETIVO GERAL.....	21
1.1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	22
<b>1.2 Justificativas.....</b>	<b>22</b>
<b>1.3 Delimitação do trabalho.....</b>	<b>22</b>
<b>1.4 Estrutura do trabalho.....</b>	<b>23</b>
<b>CAPÍTULO II.....</b>	<b>24</b>
<b>2 MATERIAIS COMPÓSITOS.....</b>	<b>24</b>
<b>2.1 Definição e classificação.....</b>	<b>24</b>
<b>2.2 Compósitos sanduíche.....</b>	<b>25</b>
2.2.1 MATERIAIS UTILIZADOS PARA COMPÓSITOS AERONÁUTICOS.....	28
<b>CAPÍTULO III.....</b>	<b>31</b>
<b>3 DANOS EM COMPÓSITOS AERONÁUTICOS.....</b>	<b>31</b>
<b>3.1 Compósitos estruturais com aplicação aeronáutica.....</b>	<b>31</b>
<b>3.2 Falhas e Danos em compósitos sanduíche.....</b>	<b>40</b>
<b>3.3 Propagação de danos e falhas em compósitos sanduíche.....</b>	<b>43</b>
<b>CAPÍTULO IV.....</b>	<b>49</b>
<b>4 RADIAÇÃO TÉRMICA E TERMOGRAFIA.....</b>	<b>49</b>
<b>4.1 Radiação térmica.....</b>	<b>49</b>
4.1.1 CORPO NEGRO.....	52
4.1.1.1 Lei de Stefan-Boltzmann.....	53
4.1.1.2 Lei de Planck.....	54
4.1.1.3 Lei do deslocamento de Wien.....	55
4.1.2 SUPERFÍCIES REAIS.....	55
<b>4.2 Termografia infravermelha.....</b>	<b>58</b>
4.2.1 NORMAS REGULAMENTADORAS PARA TERMOGRAFIA.....	65
4.2.2 PARAMETROS PARA ANÁLISE TERMOGRÁFICA.....	67
<b>4.3 Inspeção termográfica em compósitos aeronáuticos.....</b>	<b>70</b>
<b>CAPÍTULO V.....</b>	<b>73</b>
<b>5 MATERIAIS E MÉTODOS.....</b>	<b>73</b>
<b>5.1 Materiais.....</b>	<b>73</b>
5.1.1 OBJETO DE ESTUDO – REVESTIMENTO ALAR DE UMA AERONAVE LEVE ESPORTIVA.....	73
5.1.2 PROCESSO DE FABRICAÇÃO.....	76
<b>5.2 Metodologia experimental.....</b>	<b>79</b>

5.2.1 ENSAIO DE IMPACTO DE QUEDA DE PESO.....	80
5.2.2 ENSAIO QUASE ESTÁTICO DE INDENTAÇÃO.....	83
5.2.3 ENSAIO NÃO DESTRUTIVO DE TERMOGRAFIA.....	85
<b>CAPÍTULO VI.....</b>	<b>91</b>
<b>6 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....</b>	<b>91</b>
<b>6.1 Ensaio de impacto queda de peso.....</b>	<b>91</b>
<b>6.2 Ensaio quase estático de indentação.....</b>	<b>93</b>
<b>6.3 Ensaio termográfico.....</b>	<b>97</b>
6.3.1 INFLUENCIA DA PINTURA DOS CP'S.....	97
6.3.2 INFLUENCIA DA CAMARA DE ISOLAMENTO.....	98
6.3.3 ANÁLISE DOS TERMOGRAMAS APÓS ENSAIO DE IMPACTO.....	99
6.3.4 INFLUENCIA DA ENERGIA DE IMPACTO.....	105
<b>6.4 Análise visual dos termogramas.....</b>	<b>105</b>
<b>CAPÍTULO VII.....</b>	<b>114</b>
<b>7 CONCLUSÕES.....</b>	<b>114</b>
<b>REFERÊNCIAS.....</b>	<b>116</b>
<b>APÊNDICE I – PROJETO CÂMARA DE ISOLAMENTO.....</b>	<b>121</b>
<b>ANEXO I – PROJETO INDENTADOR E SUPORTE.....</b>	<b>123</b>

## CAPÍTULO I

### 1 INTRODUÇÃO

No desenvolvimento de um projeto mecânico a seleção dos materiais consiste em uma das etapas mais importantes para obtenção de um produto competitivo no mercado. Diante dos tipos de materiais, metais, polímero, cerâmicos e compósitos, cabe aos profissionais, notadamente engenheiros, responsáveis pelas tarefas de desenvolvimento de produto, projeto, análise estrutural e processo, assimilar o potencial de cada material a ser selecionado, extraindo deles todas as qualidades, como também simultaneamente apreciar suas limitações.

O emprego dos materiais compósitos tem tido participação ativa nas últimas décadas, especialmente naquelas envolvendo tecnologias de ponta. De acordo com Rezende (2000), atualmente as conquistas tecnológicas principalmente relacionadas com aplicações em áreas tais como aeronáutica e aeroespacial se tornaram viáveis após o surgimento dos compósitos estruturais. Os materiais compósitos se tornaram a melhor opção em tecnologia de materiais para uso aeronáutico, principalmente por reunirem duas propriedades de suma importância para esse setor: baixo peso e alta resistência permitindo a redução da quantidade de material utilizado e redução do consumo de combustível. A substituição do alumínio por compósitos poliméricos estruturais, por exemplo, permite uma redução de peso de 20 a 30%, além de 25% na redução do custo final de obtenção das peças.

No Brasil, um dos exemplos mais recentes é apresentado pela empresa Embraer no seu projeto da aeronave KC-390, cuja aeronave apresenta grande uso de materiais compósitos em seu protótipo. Todas as superfícies móveis, flapes, ailerons, profundor, leme e spoilers entre outros componentes críticos como estabilizador horizontal, carenagem, asa-fuselagem são feitos de materiais compósitos totalizando em 14% o uso desses materiais no projeto (Fig.1). Para aeronaves de pequeno porte, essa porcentagem é ainda maior, mais de 60%, os materiais compósitos estão presentes desde do projeto da longarina, assim como no revestimento da asa até em toda a estrutura da fuselagem.

Figura 1 – Aeronave KC 390 da empresa Embraer.



Fonte – Revista Asas.

Um problema prático ao qual os compósitos estão sujeitos, e extremamente importante para o desempenho seguro desses materiais nas diversas aplicações em que são usados, está ligado ao dano produzido por impacto de baixa energia. Nesses eventos, o compósito pode não apresentar defeito externo de fácil detecção, portanto, eventuais danos estruturais ocasionados pelo impacto podem passar despercebidos. Um exemplo típico de impacto de baixa energia sobre uma estrutura fabricada com materiais compósitos são os pedriscos jogados pelas rodas de um aeroplano sobre sua fuselagem, durante as operações de pouso, decolagem e taxiamento. O material submetido a repetidos impactos de baixa energia pode vir eventualmente a falhar em serviço, embora seu aspecto externo não esteja seriamente comprometido (ALMEIDA; MORAIS; 2001).

Para garantir a confiabilidade da estrutura em voo, é necessário avaliar os danos, porém o custo de fabricação de estruturas aeronáuticas é alto, logo realizar ensaios não destrutivos são ideais pois não altera de forma permanente suas propriedades físicas, químicas, mecânicas ou dimensionais. Segundo Almeida (2010), um dos métodos não destrutivos que se destaca cada vez mais é a termografia infravermelha (TIV) devido a facilidade proporcionada na inspeção de grandes aéreas em relativamente curtos espaços de tempo e também pelo seu potencial em precisão na detecção e localização de danos em laminados compósitos rígidos.

A termografia infravermelha possibilita um mapeamento térmico da superfície de qualquer objeto, mesmo com geometrias complexas, de forma remota e não invasiva, a partir

da energia térmica irradiada por tal objeto na faixa eletromagnética infravermelha do detector. É uma técnica segura para ambos, o operador e o material, e também é rápida. Além disso, não há contato entre operador e a peça, o que garante que não haja contaminação e possibilita a inspeção mesmo que esta seja realizada há uma certa distância, eliminando possíveis perigos do ambiente para operador. Já foi provado que a técnica é apropriada para análise de diversos materiais e que é muito efetiva em análise de compósitos, pois permite a visualização de impactos internos. Sendo essa a maior dificuldade principalmente em termorrígidos, nos quais as falhas podem surgir internamente sem serem vistas na superfície externa (MEOLA, 2016).

## **1.1 Objetivos**

### **1.1.1 OBJETIVO GERAL**

Verificar se a técnica da termografia ativa pode detectar danos por impacto e por indentação quase estática em materiais compósitos tipo sanduíche de uso aeronáutico.

### **1.1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

A fim de alcançar o objetivo geral, apresentam-se os seguintes objetivos específicos:

- Determinar a menor energia de impacto que causa dano de difícil detecção nos materiais compósitos sanduíche;
- Realizar ensaios de impacto em materiais compósitos para introdução de danos de baixa velocidade;
- Determinar o tempo de aquecimento que possibilite a detecção dos danos nos materiais danificados;
- Analisar a variação de temperatura entre regiões danificadas e relacionar com os tipos de danos presentes nos compósitos;
- Realizar comparação entre os termogramas padrões obtidos de peças não danificadas com os termogramas capturados das peças danificadas.
- Concluir se a técnica é viável para detectar danos de baixa energia.

## **1.2 Justificativa**

Este trabalho se justifica por diversos aspectos, mas destaca-se a redução do tempo para a detecção de danos em materiais compósitos sanduíche de grandes áreas, além de proporcionar desenvolvimento regional, pois é um estudo desenvolvido em parceria com a primeira empresa aeronáutica do estado da Paraíba.

### **1.3 Delimitação do Trabalho**

Este trabalho se limita a avaliar a capacidade da termografia infravermelha ativa para detecção de danos em compósitos com aplicação aeronáutica. Para tanto, delimitou-se este trabalho quanto ao tipo de compósito, quanto ao tipo de dano de impacto e quanto ao ambiente onde os ensaios seriam realizados.

Optou-se para o desenvolvimento desta pesquisa um material compósito sanduíche cuja face superior consiste em um laminado híbrido, laminado de fibra de vidro na fase inferior e núcleo de espuma em PVC. Quanto ao tipo de dano de impacto, se limitou a dano de impacto ocasionado por queda de peso e dano causado por indentação quase estática. Já quanto ao ambiente onde os ensaios seriam realizados, determinou-se um laboratório onde as variáveis ambientais podem ser medidas e controladas.

### **1.4 Estrutura do Trabalho**

Este trabalho está estruturado em 7 (sete) capítulos, a saber:

No Capítulo I se contextualiza e apresenta o problema de estudo, o objetivo geral e específicos, as justificativas, a delimitação do trabalho e como o texto foi estruturado.

No Capítulo II apresenta-se a revisão da literatura onde são apresentadas a fundamentação teórica sobre os materiais compósitos.

No Capítulo III são apresentados os tipos e a classificação dos danos em materiais compósitos quanto a velocidade de impacto.

No Capítulo IV apresenta-se a radiação térmica e seus princípios como, radiação infravermelha, o conceito de corpo negro, emissividade, a Termografia, suas variáveis, aplicações da técnica e trabalhos já realizados a respeito da utilização da Termografia na indústria aeronáutica.

No Capítulo V apresentam-se os materiais e métodos empregados para realização desta pesquisa.

No Capítulo VI apresentam-se os resultados e suas discussões.

No Capítulo VII apresentam-se as conclusões e as sugestões para trabalhos futuros.

## CAPÍTULO II

### 2 MATERIAIS COMPÓSITOS

Este capítulo apresenta a revisão da literatura sobre os tipos e a classificação dos materiais compósitos, seguido dos principais materiais utilizados para confecção de compósitos sanduíche estruturais.

#### 2.1 Definição e classificação

Muitos componentes mecânicos utilizados atualmente requerem materiais com combinações de propriedades não usualmente satisfeitas pelas ligas de metais convencionais, cerâmicas e materiais poliméricos. Várias estruturas do setor aeronáutico, automobilístico e aeroespacial necessitam possuir baixo peso, alta resistência, alta rigidez e resistência à abrasão e ao impacto. O acelerado desenvolvimento de materiais compósitos reforçados, ocorrido acentuadamente nos últimos anos, tem propiciado aos projetistas, novas alternativas para solucionar tais problemas, fornecendo-lhes um novo leque de possibilidades (TITA; 2003).

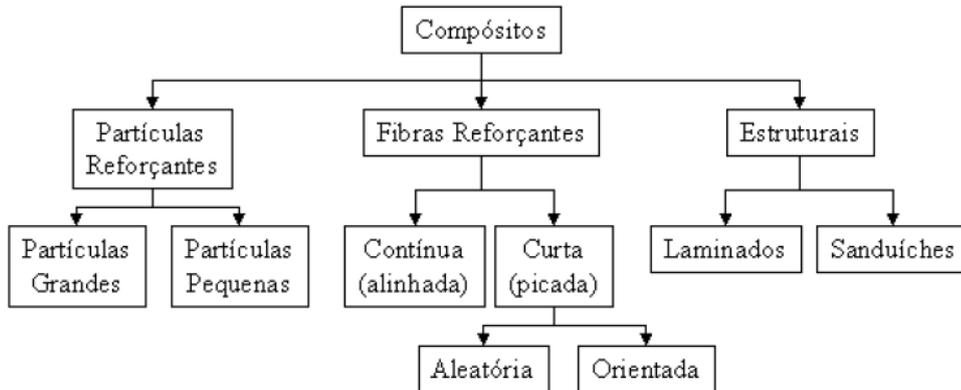
Um compósito pode ser considerado um material multifase que exhibe uma combinação de propriedades, possibilitando assim, um desempenho melhor desse material frente a cada fase da sua composição, caso essas fossem empregadas individualmente (CALLISTER, 2000).

Os compósitos podem ser formados pela combinação de materiais de diversas classes (metais, cerâmicos, polímeros e elastômeros), de acordo com as propriedades de interesse e aplicação pretendida. As matrizes poliméricas são divididas em termoplásticas, termorrígidas e borracha. Os compósitos termorrígidos são os mais utilizados na indústria devido sua versatilidade e fácil processamento, estão presentes nos mais diversos segmentos industriais por apresentarem excelentes propriedades mecânicas aliadas à baixa densidade, sendo alternativa para substituição de ligas metálicas, atendendo requisitos severos de resistência mecânica e química, com boa resistência à fadiga, a corrosão e capacidade de serem processados para formação de estruturas complexas (KHAN et al., 2010; YAN et al., 2012).

Esses materiais que formam o compósito podem ser classificados como matriz (fase contínua ou matriz) ou reforço (fase dispersa). A matriz tem como função manter os reforços unidos, transmitindo a estes o carregamento aplicado. Os reforços têm como função suportar os

carregamentos transmitidos pela matriz. Devido à grande variedade de compósitos, Callister (2000) os classifica como: compósitos reforçados por partículas, compósitos reforçados por fibras e compósitos estruturais como apresenta a Figura 1. Neste trabalho serão abordados especificamente os compósitos estruturais sanduíches, que são compostos por duas faces e um núcleo.

Figura 2 - Classificação para materiais compósitos.

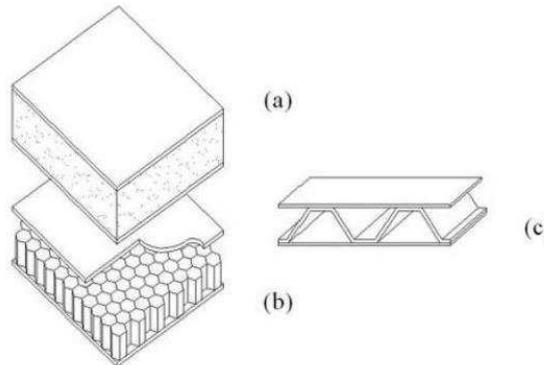


Fonte – CALISTER (2000).

## 2.2 Compósitos sanduíche

De acordo com Mendonça (2005), as placas chamadas sanduíche constituem um tipo especial de laminado, composto por três itens principais: duas camadas externas, finas, chamadas faces e uma camada interna, espessa, chamada núcleo como apresenta a Figura 3.

Figura 3 - Painéis sanduiches com núcleos: (a) poliméricos, (b) colmeia, (c) corrugado.



Fonte – CALLISTER (2000).

O uso desse tipo de estrutura é usualmente utilizado na indústria aeroespacial, offshore e naval devido à sua capacidade de aliar alta rigidez à flexão e baixo peso.

A principal função das faces, confeccionadas de material resistente, nesse tipo de estrutura é fornecer a rigidez à flexão e ao cisalhamento requeridas e suportar, por conseguinte, as cargas de flexão e de cisalhamento no plano. Uma das funções do núcleo é separar as faces, garantindo um alto momento de inércia.

O núcleo é composto geralmente por um material com densidade específica bem menor que as faces laminadas, porém sua espessura é muito superior à do adesivo e as das faces laminadas, visando assim aumentar a propriedade de inércia transversal da estrutura sanduíche, além de transmitir os carregamentos transversais de uma face à outra através de sua resistência. O material do núcleo deve ser resistente o suficiente para evitar um esmagamento precoce do mesmo de maneira que a estrutura sanduíche se comporte como uma única peça rígida e estável. Dessa forma, opta-se muitas vezes por ter um núcleo construído a partir de materiais celulares, tais como: 1) estruturas metálicas em forma de colmeia (honeycomb); 2) espumas fabricadas a partir de polímeros expandidos; 3) madeiras, que são estruturas celulares encontradas na natureza (CALIRI JUNIOR; 2010).

Dentre os materiais típicos utilizados na confecção das faces estão as ligas de alumínio, o titânio, o aço, os plásticos reforçados com fibras e a madeira compensada. Já no caso do núcleo, podem ser utilizados polímeros em espuma, borrachas sintéticas, madeira de baixa densidade e cimentos inorgânicos.

As estruturas do tipo sanduíche têm sido vistas atualmente como uma nova classe de material, leve, porém, resistente, que desperta um grande interesse devido às suas grandes capacidades mecânicas. Trata-se, portanto, de um material inovador, que pode reduzir o peso final da estrutura em que for utilizado. Como mostrado, as estruturas sanduíche vêm sendo utilizadas nas mais diversas áreas, tais como aeroespacial, civil, automobilística e até na confecção de eletrodomésticos.

Projetos de estruturas do tipo sanduíche têm sido concebidos e adotados como um meio de gerar estruturas resistentes, duráveis e de baixo peso. Essas estruturas são especialmente eficientes na transferência de cargas de flexão e compressão. O uso delas vem se expandindo devido a sua capacidade de combinar alta rigidez a flexão e baixo peso.

A importância da diminuição do peso de estruturas foi primeiramente reconhecida pelas indústrias aeroespaciais, pois nelas o projeto estrutural do avião é controlado mais pelo peso que pelo custo. Em contrapartida, nas indústrias civil, mecânica e automotiva, os custos são as

considerações iniciais, apesar de que o peso do sistema afeta os custos e o desempenho. Outro fator importante nessas considerações é que a crescente falta de matéria-prima e o rápido esgotamento das fontes de energia convencional aumentam a necessidade de estruturas leves, eficientes e de baixo custo.

Os núcleos das estruturas sanduíches por muito tempo têm sido compostos majoritariamente por pequenas estruturas do tipo colmeia. Essas pequenas estruturas por apresentarem uma regularidade dimensional em sua estrutura, seu comportamento macroscópico pode ser previsto através de modelos via análise micro-mecânica da colmeia sem grandes dificuldades. Todavia, os custos do processo e do material dessas colmeias, levaram os engenheiros a procurar novos materiais para substituir tais núcleos. Um dos materiais mais bem-sucedidos têm sido os núcleos poliméricos fabricados a partir da expansão de polímeros, ou seja, as espumas poliméricas (CALIRI JUNIOR; 2010).

É importante ressaltar que os núcleos poliméricos não somente são aplicados visando uma redução de peso, mas também com outros propósitos, tais como: 1) absorvedores de energia de impacto, dado sua grande variação de volume característica após impacto ou aplicações de esforços elevados; 2) como isolantes térmicos e elétricos devido ao gás que ocupa mais de 95% do volume aparente dessas estruturas; 3) para o controle de vibrações se aplicados como atenuadores de ondas mecânicas (som).

### 2.2.1 MATERIAIS UTILIZADOS PARA COMPÓSITOS AERONÁUTICOS

As faces superior e inferior dos painéis sanduíche de grau aeronáutico são painéis rígidos, cuja espessura varia de frações até dezenas de milímetros, formados geralmente pela combinação de duas fases distintas, quais sejam, uma matriz polimérica (termorrígida ou termoplástica) e um reforço cerâmico/polimérico (fibras de carbono, vidro, quartzo ou aramida).

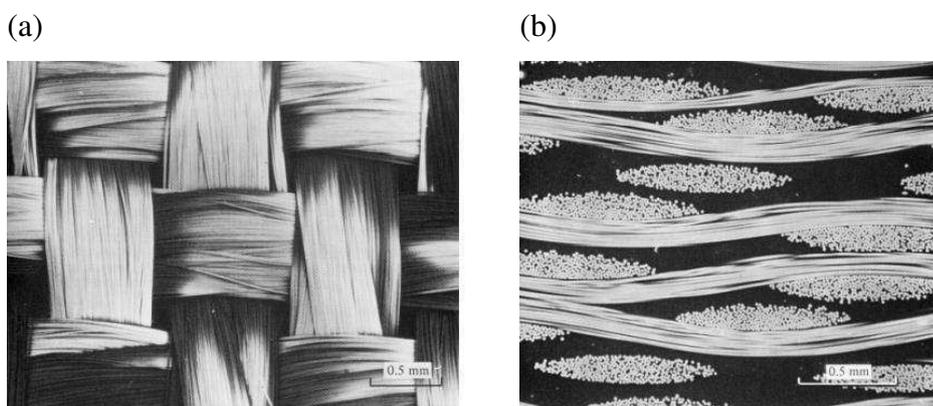
O reforço é a fase dispersa de um compósito, material sobre o qual os esforços são transmitidos e distribuídos. Podem ser classificados de acordo com o tipo (natural ou sintética) e tamanho (particulado, fibras curtas, longas e contínuas) e podendo ser aplicadas em diferentes orientações (paralela, longitudinal ao eixo ou aleatórias), tendo propriedades mecânicas distintas dependendo do plano avaliado. As propriedades mecânicas do compósito tendem a ser maiores quanto maior for o comprimento da fibra (alta razão de aspecto  $L/D$  (comprimento/diâmetro) e mais uniformemente distribuídas estiverem (bidimensional), conferindo maior performance em aplicações estruturais.

Diversos tipos de reforços naturais (ex.: lã, juta, curaua, ramie) e sintéticos (carbono, vidro, aramida, polietileno) podem ser empregados na formação de um compósito, levando sem consideração os requisitos de projeto, de modo a otimizar as propriedades de interesse, podem ser utilizados de modo individual ou combinado (PAGNONCELLI; 2016).

O uso de reforços contínuos (fibrosos) confere um caráter direcional (anisotrópico) às propriedades dos compósitos, daí a necessidade de uma distribuição balanceada dos arranjos e arquitetura do tipo tape (unidirecional) ou tecido (bi- ou tridirecionais). As fibras são mecanicamente resistentes, rígidas e leves, sendo as verdadeiras responsáveis pela tão desejável característica de elevada tolerância a danos exibida pelos compósitos fibrosos, quando comparados aos materiais monolíticos metálicos, cerâmicos ou poliméricos (PORTELA; 2011).

Para aplicações estruturais de elevada responsabilidade empregam-se exclusivamente as chamadas fibras contínuas, as quais podem ser fornecidas na forma unidirecional (fita), bidirecional (tecido), ou mesmo tridirecional (braids). A Figura 4 (a) apresenta em detalhes uma vista de topo do arranjo de fibras de vidro segundo a trama mais simples, enquanto a Figura 4 (b) apresenta uma vista em corte da correspondente seção transversal, em que se observam as fibras nas orientações 0 e 90°, bem como a matriz de resina epóxi (fase preta) que envolve completamente o reforço fibroso.

Figura 4 - (a) Vista superior da trama de um tecido bidirecional 0/90 de fibras contínuas de vidro; (b) Vista em corte da seção transversal.



Fonte – MIRANDA (2011).

Como reforços estruturais, além das fibras de carbono podem ser utilizadas também as de vidro e de aramida, sejam elas empregadas individualmente ou então de forma combinada (compósitos híbridos), visando neste último caso a compensação das deficiências de uma ou outra fibra utilizada. Como exemplo clássico, fibras de vidro com adequada resistência ao impacto e à tração podem ser combinadas às fibras de carbono, as quais tipicamente exibem

alto módulo de elasticidade e elevada resistência mecânica, no reforço de compósitos poliméricos. Desta forma, as fibras de carbono exercem sua função estrutural primária provendo resistência e rigidez ao componente estrutural, enquanto as fibras de vidro, além de proverem boa resistência a cargas dinâmicas, atuarão como elemento de tolerância a danos caso as fibras de carbono sejam eventualmente rompidas após a sua relativamente baixa deformação para fratura seja excedida (MIRANDA; 2011).

A Figura 5 apresenta as principais propriedades mecânicas e físicas das fibras comumente utilizadas na fabricação de painéis sanduiche estruturais na indústria aeronáutica.

Figura 5 – Propriedades das fibras mais utilizadas pela indústria aeronáutica.

Material	Massa específica (kg/m <sup>3</sup> )	Limite resistência tração (MPa)	Módulo elasticidade (GPa)	Temperatura fusão (°C)	Módulo específico (MJ/kg)	Resistência específica (MJ/kg)
Kevlar®	1.440	4.485	124	500	86,1	3,11
Vidro-E	2.550	3.450	72	< 1.725	28,2	1,38
Vidro-S	2.500	4.485	87	< 1.725	34,8	1,79
<b>Carbono de alta resistência</b>	1.750	5.660	276	3.700	158	3,23
<b>Carbono de alto módulo</b>	1.900	1.860	530	3.700	279	0,98

Fonte – PORTELA (2011).

No caso de uso de matriz polimérica, esta proporciona proteção mecânica contra o desgaste por abrasão das fibras, isolamento destas últimas contra agentes agressivos externos, suporte das fibras contra micro-flambagem, além de garantir a transferência das tensões para o elemento fibroso de reforço. Esta transferência se verifica por intermédio do atrito e/ou da adesão entre as fases matriz e reforço, e esta região em que se efetiva a transmissão de esforços mecânicos é denominada interface. As matrizes poliméricas podem ser classificadas em dois tipos; termorrígidas e termoplásticas, conforme a influência da temperatura em suas propriedades físicas (CAMPBELL, I. H.; CRONE, B. K.; 2006).

Segundo Santos (2010), a matriz desempenha um papel fundamental na qualidade do acabamento superficial do equipamento/estrutura.

As características mais importantes de uma resina polimérica aplicada como matriz estão associadas à sua capacidade de absorver energia de impacto e à sua habilidade de interagir física e quimicamente com o reforço fibroso. Embora existam vários tipos de resinas utilizadas

em compósitos pela indústria aeronáutica, a maioria das peças estruturais ainda são feitas com resina termofixa, particularmente a classe dos epóxis (PORTELA; 2011).

Os painéis-sanduíche estruturais contém um núcleo que pode ser confeccionado ou com espuma rígida, possuindo células fechadas, como, por exemplo, os fabricados com resina termorrígida fenólica, e polímeros termoplásticos como o poli-cloreto de vinila (PVC), polipropileno (PP) e o polimetilmetacrilato (PMMA), ou do tipo colmeia. A Figura 6 apresenta núcleo de espuma e do tipo colmeia.

Figura 6 – Núcleos para compósitos sanduíches; (a) núcleo de espuma PVC; (b) núcleo do tipo colmeia.

(a)



(b)



Fonte –Nautic.com, acesso 22/02.

## CAPÍTULO III

### 3 DANOS EM COMPÓSITOS AERONÁUTICOS

Este capítulo apresenta a revisão da literatura sobre os materiais compósitos aplicados na indústria aeronáutica, seguido pelos modos de danos e modos de falhas que comumente os materiais compósitos sanduíche apresentam quando submetidos a impactos de baixa velocidade.

#### 3.1 Compósitos estruturais com aplicação aeronáutica

Compósitos epóxi reforçados com carbono foram introduzidos em estruturas aeroespaciais devido a suas propriedades específicas, como alta resistência ou força para proporções de peso e boa tolerância à fadiga. De acordo com Chung (2010), citado por Wagih, Blanco e Costa (2015), apesar dessas vantagens, as estruturas externas são propensas a danos causados por impactos como quedas de ferramentas ou ataques de pássaros, o que pode prejudicar o desempenho da capacidade de carga.

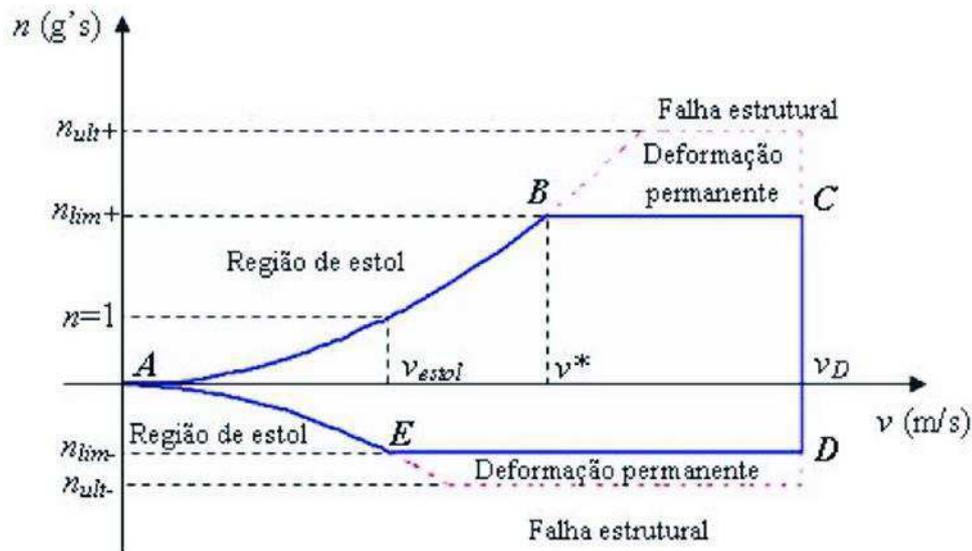
Para lidar com essa baixa tolerância ao dano, estruturas compostas são projetadas com um alto fator de segurança, acarretando numa estrutura mais robusta e conseqüentemente num consumo maior de combustível (Iannucci; Ankersen 2006, apud WAGIH, BLANCO e COSTA 2015).

Conforme definido na Circular Consultiva da Administração Federal de Aviação (*Federation Aviation Administration- FAA*) 25.571-1C, para aeronaves de transporte, a tolerância a danos é a característica da estrutura que permite reter sua resistência estrutural necessária por um período de uso após a estrutura sofrer um determinado nível de fadiga, corrosão ou danos acidentais. O conhecimento sobre os tipos de danos, a taxa de crescimento dos mesmos e a força residual são fatores utilizados como base para inspeção que irá garantir a aeronavegabilidade da aeronave.

Os projetos de estruturas aeronáuticas possuem normas específicas para garantir confiabilidade e segurança a tripulação de voo. No desenvolvimento do projeto aeronáutico, as estruturas são dimensionadas para suportar a carga limite multiplicada por fatores de segurança

e por fatores de cargas, resultando na carga última, a qual não deve ser ultrapassada sob nenhuma hipótese, pois, caso isso ocorra a estrutura sofrerá falhas definitivas levando-a ao colapso como esta apresentado na Figura 7.

Figura 7 – Diagrama v-n.



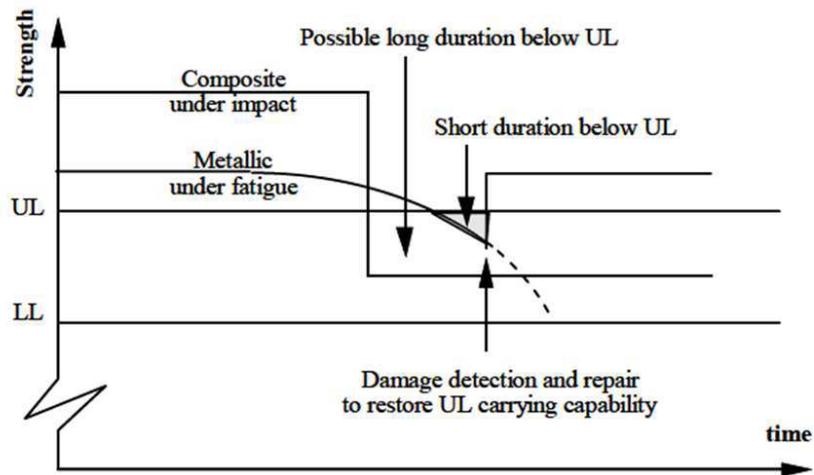
Fonte – MIRANDA (2006).

O diagrama v-n representa uma maneira gráfica para se verificar as limitações estruturais de uma aeronave em função da velocidade de voo e do fator de carga “n” a qual o avião está submetido. Através do diagrama v-n há basicamente duas limitações estruturais que devem ser consideradas no projeto:

1. Fator de carga limite: Se  $n <$  fator de carga limite, a estrutura sofre uma deformação elástica. Caso  $n >$  fator de carga limite, ocorrerá deformação plástica, mas não haverá ruptura do material.
2. Fator de carga último: Representa o último valor antes de que haja ruptura na estrutura.

Na estrutura compósita, os danos causados por um evento de impacto podem ser mais prejudiciais e menos visível do que nos metais, devido a isto é de fundamental importância entender a deformação e mecanismos de danos em materiais compósitos, pois em impactos de baixa velocidade ocorre invisíveis danos que não podem ser visualizados a olho nu, podendo acarretar em falhas severas que comprometem a confiabilidade da estrutura aeronáutica. A Figura 8 apresenta a comparação entre uma estrutura compósita e uma estrutura metálica quando sofrem um dano.

Figura 8 – Comportamento de uma estrutura compósita e uma estrutura metálica quando apresentam um dano.

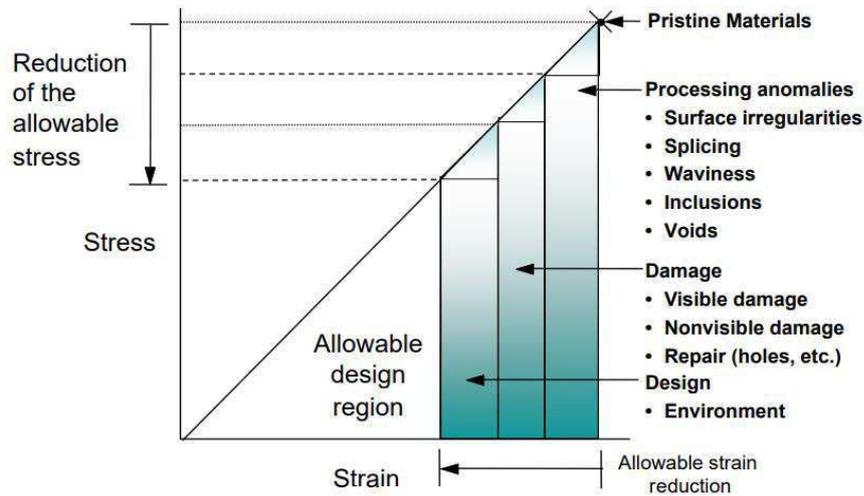


Fonte - Composite Materials handbook (2014).

Este esboço mostra a diferença que pode ser encontrada entre o dano de impacto não crescente em uma estrutura compósita, visto que os compósitos possuem resistência a fadiga, e um propenso a crescer na estrutura metálica. Enquanto que a resistência do compósito cai drasticamente, reduzindo praticamente a metade, a resistência da estrutura metálica cai progressivamente devido a propagação da trinca. Em ambas condições, a capacidade de carga é reduzida abaixo da carga última, situação na qual a aeronavegabilidade da aeronave é prejudicada. Quando detectado, o dano na estrutura compósita ou metálica pode ser reparado possibilitando que a capacidade do avião seja recuperada de forma eficiente. Assim, a questão prioritária se torna definir um intervalo de inspeção para que as aeronaves apresentem níveis equivalentes ou superiores de segurança.

De acordo com Cairns e Wood (2009), há uma significativa redução da tensão admissível em materiais compósitos quando esses materiais apresentam danos, sejam visíveis ou não. A Figura 9 apresenta possíveis causas da redução da tensão em compósitos.

Figura 9 – Causas que resultam na diminuição da tensão admissível dos materiais compósitos

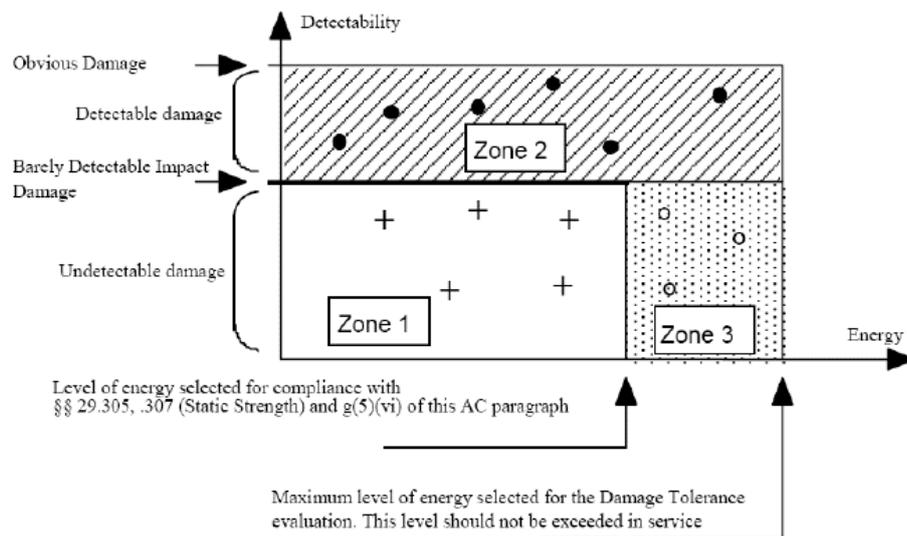


Fonte - (MUSTAPHA, et al., 2014)

Percebe-se que os danos, sejam visíveis ou indetectáveis, é um dos principais motivos para que a resistência da aeronave seja comprometida. O compósito não possui a ductilidade dos metais e não conseguem absorver a energia de pequenos impactos através de deformações locais como alguns metais conseguem. Na melhor das situações ele consegue absorver grandes quantidades de energia de impacto, porém por mecanismos que degradam e danificam o compósito (POTTER, 1997).

O Handbook Military especifica que há três zonas em que os danos em estruturas aeronáuticas se classificam. Há uma situação intermediária em que danos que não eram detectáveis anteriormente tornar-se detectável como pode ser visualizado na Figura 10.

Figura 10 – Classificação dos danos em estruturas aeronáuticas.



Fonte – Composite Materials Handbook (2014).

Os danos que caem na Zona 1 são danos indetectáveis de menor energia, e devem ser capazes de suportar a carga última durante toda a vida útil da estrutura. Os danos contidos na Zona 2 são detectáveis nos intervalos de inspeção programados e devem poder suportar a carga limite. Danos na Zona 3 são danos indetectáveis de maior energia (por exemplo, impacto do veículo em solo contundente de alta energia). Nominalmente, esses danos devem ser capazes de resistir a carga final.

Esta classificação imposta pela Federação Americana de Aviação, visa assegurar que os danos detectáveis no impacto serão, de fato, detectados em tempo hábil pela tripulação de voo e que possam ser reparados antes que a força seja reduzida abaixo da capacidade de carga limite. Se o nível de dano detectável não pode ser encontrado com um alto grau de confiança, deve ser considerado não detectável.

De acordo com Cvitkovich e Jackson (1999), citado por Vella e Muscat (2014), embora o dano nem sempre seja facilmente detectado pela inspeção visual não destrutiva, a influência do dano de impacto pouco visível, (Barely Detectable Impact Damage - BVID), pode ter efeitos prejudiciais nas propriedades do material após o impacto. Em alguns casos, é relatado que a BVID diminui a resistência residual de um painel de sanduíche composto em 50%.

O Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC), assim como a Administração Federal de Aviação (FAA), estabelecem critérios rigorosos para inspeção das aeronaves, pois, toda a estrutura aeronáutica deve apresentar integridade física em perfeitas condições para que o avião possibilite suportar os esforços solicitantes oriundos da maior carga de projeto, ou seja, a carga última (Ultimate Load).

A natureza frágil de algumas resinas poliméricas causa preocupação sobre sua capacidade de resistir a danos e, se danificados, sua capacidade de transportar as cargas necessárias ou executar outras funções quando já danificadas. Nos compósitos de matriz polimérica, outros danos, tais como degradação ambiental ou delaminação e quebra de fibras.

A resistência a danos e a tolerância a danos diferem na medida em que a primeira quantifica os danos causados por um evento específico, enquanto o segundo aborda a capacidade da estrutura de tolerar um dano. A tolerância a danos fornece uma medida da capacidade da estrutura de sustentar cargas de projeto e executar suas funções operacionais com um nível de dano ou defeito. Conseqüentemente, a preocupação com a tolerância a danos é com a estrutura danificada para continuar em serviço com segurança até que o dano possa ser

detectado pela inspeção de manutenção programada (ou mau funcionamento) e ser reparado, ou até que o limite de vida seja atingido.

A resistência a danos está relacionada com a durabilidade, atende principalmente a questões econômicas (por exemplo, com que componente precisa de reparo), enquanto a tolerância a danos trata da operação segura de um componente.

Danos e defeitos em materiais compósitos são conceitos distintos, enquanto que os defeitos (defect., flaw) são gerado durante estágios de manufatura e de reparo dos laminados compósitos (inclusive como decorrência de erros no estágio de projeto/concepção da peça, componente ou estrutura), por sua vez, os danos (damage) podem ser criados, além das duas etapas acima, durante os estágios de montagem, em situação de serviço, e durante, principalmente, as etapas de manutenção e inspeção não-destrutiva da estrutura aeronáutica. De qualquer forma, há de se enfatizar que danos e defeitos comprometem severamente o desempenho mecânico do componente estrutural em serviço (RAY; HASSAN; CLEGG, 2007 apud MIRANDA, 2011).

Nestes termos, defeitos e danos podem atuar sinergicamente, no sentido de um defeito causar, ou ao menos facilitar a geração de um dano. Por exemplo, uma colagem mal realizada entre as faces de um núcleo colmeia e dos correspondentes laminados sólidos durante a manufatura de um painel sanduíche estrutural há de possibilitar o ingresso de água no interior da estrutura. Esta água causará danos tais como a hidrólise do núcleo polimérico, ou a corrosão da colmeia metálica. Isto, sem mencionar os danos decorrentes dos ciclos de congelamento/descongelamento da água no interior do núcleo-colmeia, quando a expansão da água por resfriamento nas elevadas altitudes pode causar a ruptura da estrutura celular do núcleo-colmeia (KNOELLER; 2009)

Devido ao aumento da ameaça de uma degradação imediata na capacidade estrutural, outras características, como resistência a danos e tolerância a danos, têm sido usadas para estruturas compostas e avaliação de materiais. A resistência a danos mensura a habilidade do material sanduíche resistir a impactos, já a tolerância a danos mensura a habilidade da estrutura composta em apresentar uma performance satisfatória quando está impactada e sem reparos.

De acordo com Vaidya e Uday (2011, apud SAFRI, SULTAN; MUSTAPHA, 2014), há as seguintes categorias de impactos em materiais compósitos:

Tabela 1 – Categorias de impactos em materiais compósitos.

<b>Intensidade da velocidade</b>	<b>Velocidade (m/s)</b>
Baixa	Até 10
Intermediária	10 até 50
Alta	50 até 1000
Hiper	2 até 5 km/s

Fonte - (MUSTAPHA, et al., 2014).

Para velocidades de impacto baixas, digamos até 20 m/s, o principal aspecto que é necessário analisar é a resposta do material ao carregamento dinâmico, que pode ser significativamente afetado. Essa faixa de velocidades pode ser facilmente encontrada em acidentes de carro e trem, colisões de navios e pouso forçado de aeronaves. Já para velocidades mais altas, digamos entre 100 km/h e 1000 km/h, como encontrado no impacto de aeronaves em prédios ou mísseis em alvos, ou para as velocidades extremas dos impactos de meteoritos em veículos espaciais, o comportamento material é melhor descrito pelas relações hidrodinâmicas (ALVES; CHAVES; BIRCH, 2003).

Na maioria dos casos, os impactos em aeronave apresentam-se na faixa de velocidades de impacto baixa a intermediária, nesta gama de velocidades, é necessário adicionar algumas características estruturais a uma aeronave de tal forma que o projeto principal ofereça integridade estrutural da fuselagem e cabine. Assim, os projetistas de aeronaves devem considerar os efeitos de condições severas de carga de impacto quando existe um risco potencial de causar danos estruturais que possam comprometer a segurança da carga, da tripulação e dos passageiros (ALVES; CHAVES; BIRCH, 2003).

Os impactos de baixa velocidade em compósitos como especificado anteriormente, podem ser visíveis ou não. Sabe-se que os impactos de baixa energia que são indetectáveis, não afeta a capacidade da estrutura de suportar a Carga última como especificado pelo Handbook Military for Materials Composites, já os impactos pouco visíveis são classificados como Barely visible impact damage (BVDI). Esse tipo de dano proporciona redução significativa da resistência estrutural da aeronave. Esses danos podem acontecer quando a aeronave está em serviço ou durante a manutenção da mesma e é considerado um dos danos mais perigosos em laminado compósitos.

Geralmente danos de baixa energia não produz perfuração da estrutura, mas propicia delaminações entre as lâminas juntamente com danos invisíveis na superfície do material (MEOLA et al apud MUSTAPHA et al., 2014). Exemplo típico classificado como impacto de

baixa velocidade é queda de um equipamento (martelo) sobre a estrutura compósita quando a mesma está sob processo de manutenção.

Para oferecer uma visão geral do impacto das estruturas de aeronaves, é oportuno uma classificação baseada na massa e velocidade do projétil atingindo uma aeronave. Essa classificação representa os extremos de energia transferida entre o projétil e o objeto (Tabela 2). Sabe-se que uma aeronave pode sofrer um dano devido à queda de um martelo, isso pode ocorrer quando o avião está em processo de manutenção, até choque com pássaro quando a aeronave está em voo.

Tabela 2 – Tipos comuns de danos de impacto na estrutura de uma aeronave.

<b>Descrição</b>	<b>Energia (J)</b>	<b>Massa (g)</b>	<b>Velocidad e (m/s)</b>	<b>Circunstâncias</b>
Queda de equipamento	6	330	> 6	Manutenção
Queda de elementos removíveis	4	220	> 6	Movimento de carga
Componente de manutenção	16	910	> 6	Manutenção
Granizo (até 51 mm)	43	62	37,3	Decolagem e voo
Choque com pássaros	3,8-81 (kJ)	1800	65-300	Decolagem e voo
Fragmentos de pista	2-40	9	20-94	Decolagem e voo
Carga concentrada	50	-	Estática	Movimento de carga

Fonte - (ALVES; CHAVES; BIRCH, 2003).

Os impactos que ocorrem em alta velocidade podem ser classificados como danos visíveis de impacto, classificados como Visible Impact Damage (VID) pelo Composite Aircraft Design Handbook.

Assim, uma pequena massa dura (ordem de gramas) viajando em alta velocidade (centenas de metros por segundo) provavelmente causaria danos altamente locais e penetração de material como uma chuva de granito que atinge a aeronave em voo como apresentado na Figura 11. Nessas velocidades, massas mais pesadas, mas mais macias (ordem de quilogramas - típica das aves), são mais propensas a causar grandes e significativas deformações e falhas estruturais como apresentado na Figura 12 (ALVES; CHAVES; BIRCH, 2003).

Figura 11 – Dano causado ao nariz da aeronave devido a uma chuva de granizo.



Fonte – folha.com, acesso 22/02.

A Figura 11 apresenta uma aeronave com o nariz danificado após o impacto originado por uma tempestade de granizo em pleno voo.

Figura 12 – Dano causado a asa de aeronave devido ao choque com pássaro.



Fonte - hypescience.com, acesso 22/02.

A Figura 12 apresenta um caso comum de uma ave de 4 kg que atinge uma aeronave cuja velocidade é de 870 km/h (242 m/s), implicando numa energia de 117 kJ, que idealmente tem que ser absorvido pela estrutura com dano mínimo.

Esses danos geralmente ocorrem quando a aeronave está em voo ou quando realiza o procedimento de decolagem e pouso. Uma das ocorrências que mais se apresenta, é o impacto de pássaros com aeronaves em exercício de voo. Quando há o choque entre um pássaro e um avião, a velocidade relativa entre os dois objetos é tão alta que o material da aeronave pode

sofrer instantaneamente danos e falhas, ocasionando imediatamente o colapso da estrutura (MATHIVANAN et al apud MUSTHAPHA et al, 2014).

### **3.2 Falhas e Danos em compósitos sanduíche**

Segundo Zhu Shengqing e Chai Boay (2013), painéis compósitos sanduíche está em crescente utilização em aeronaves e na indústria aeroespacial, de toda forma, essas estruturas estão susceptíveis a danos e falhas devido ao contato ou impacto transversal com objetos. Desde impactos de curta duração e impactos de difícil visualizações, análises por elementos finitos tem sido utilizado para simular a evolução dos danos e os modelos de falhas nesses materiais.

Vários tipos de defeitos podem ocorrer como: delaminações, rotura de fibras, fissuração da matriz e separação fibra/matriz. No caso das fissuras que ocorrem na matriz, estas não conduzem a reduções significativas das capacidades mecânicas, mas afetam como promotoras das delaminações. Dado as fibras serem o elemento de reforço, a sua rotura por impacto afeta acentuadamente a resistência mecânica dos laminados. Finalmente as delaminações revelam-se o dano mais importante nos compósitos, pois conduz a redução drástica de resistência e rigidez dos laminados (SANTOS, 2010).

Segundo Tomblin (1999), citado por Boay et al (2013), quando o dano ocorre numa estrutura sanduíche, a rigidez irá se degradar e a capacidade de carga decresce significamente até ocasionar a falha final, devido a essa condição é necessário prever a resposta do material quando submetidos a impactos.

Uma investigação minuciosa sobre a resposta do material compósito, seja laminado ou sanduíche, através de análises experimentais e pelo método de elementos finitos vem sendo desenvolvida nos últimos anos. Os estudos mais recentes realizados por Zhu Shengqing e Chai Gin Boay em Singapura, Ahmed Wagih, Norbert Blanco e Josep Costa na Espanha, Rudie Vella juntamente com Claire de Marco e Pierluigi Mollicone na Italia, entre outros autores enfatizam a importância de entender o complexo comportamento do material compósito sob impacto de baixa velocidade.

De acordo com Lopresto et al (2018), muitos parâmetros estão envolvidos em um evento de impacto e os diversos danos induzidos, juntamente com sua interação, são muito complexos para investigar. Além disso, há casos em que os danos causados por impactos, embora presente dentro do material, é pouco visível ou não é visível de fora. Vários fatores influenciam no tipo de curva que é obtida através de ensaios de impacto tais como: constituição do material

compósito, tipo de fibra, tipo de matriz, e condições do impacto (diâmetro do impactador, velocidade e suporte).

De acordo com Hull (1998), os principais tipos de danos encontrados nos materiais compósitos laminados são:

- Fissuração na matriz – ocorrência de uma ou mais fissuras na matriz do material compósito e também definida como fratura coesiva na matriz.
- Ruptura da fibra – ocorrência da ruptura transversal e/ou longitudinal da fibra, sendo nesse último caso definida como fratura coesiva na fibra.
- Desaderência fibra/matriz – separação na interface entre fibra e matriz, definida como fratura adesiva.
- Delaminação – Falta de aderência entre as camadas de um compósito laminado.

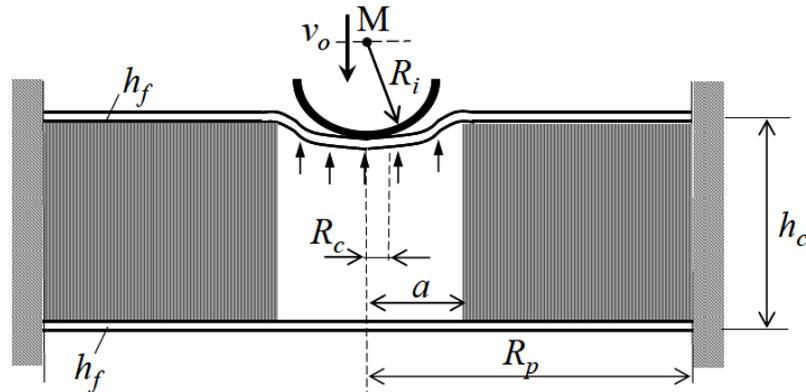
Segundo Mathivanan et al, citado por Mustapha et al (2014), o teste de impacto de queda de peso permite a simulação de uma ampla variedade de condições de impacto no mundo real e possibilita coletar dados detalhados de desempenho.

Já para os impactos de baixa velocidade causados por grandes massas podem ser tratados como problemas de indentação, porque a duração do impacto é muito maior do que o tempo necessário pelas ondas de propagação para viajar do local de impacto até os suportes ou bordas livres, assim o ensaio quase-estático de indentação serve para obter dados próximos da realidade (WAGIH; COSTA; BLANCO, 2015).

A partir dos estudos mais recentes realizados em compositos através do ensaio quase-estático (*Quasi-static indentation* – QSI), sabe-se que os danos em materiais compositos sanduíches iniciam quando a energia de impacto excede o valor limite de dano do material e que a fragilidade do material do núcleo é causa da iniciação do dano em painéis sanduíche assim como o descolamento entre as faces e o núcleo (FOO; CHAI; SEAH, 2008; ZHENG; BINIENDA, 2007; ZHOU; STRONGE, 2008; DANIEL, 2009 apud CHAI; ZHU, 2011).

De acordo com a revisão literária realizada por Chai e Zhu em 2011 sobre impactos de baixa velocidade em compósitos sanduíche, eles concluíram que a resposta do material irá depender de vários parâmetros como apresentado na Figura 13.

Figura 13 – Parametros que influenciam na resposta do material compósito sanduíche quando submetido a impacto de baixa velocidade.

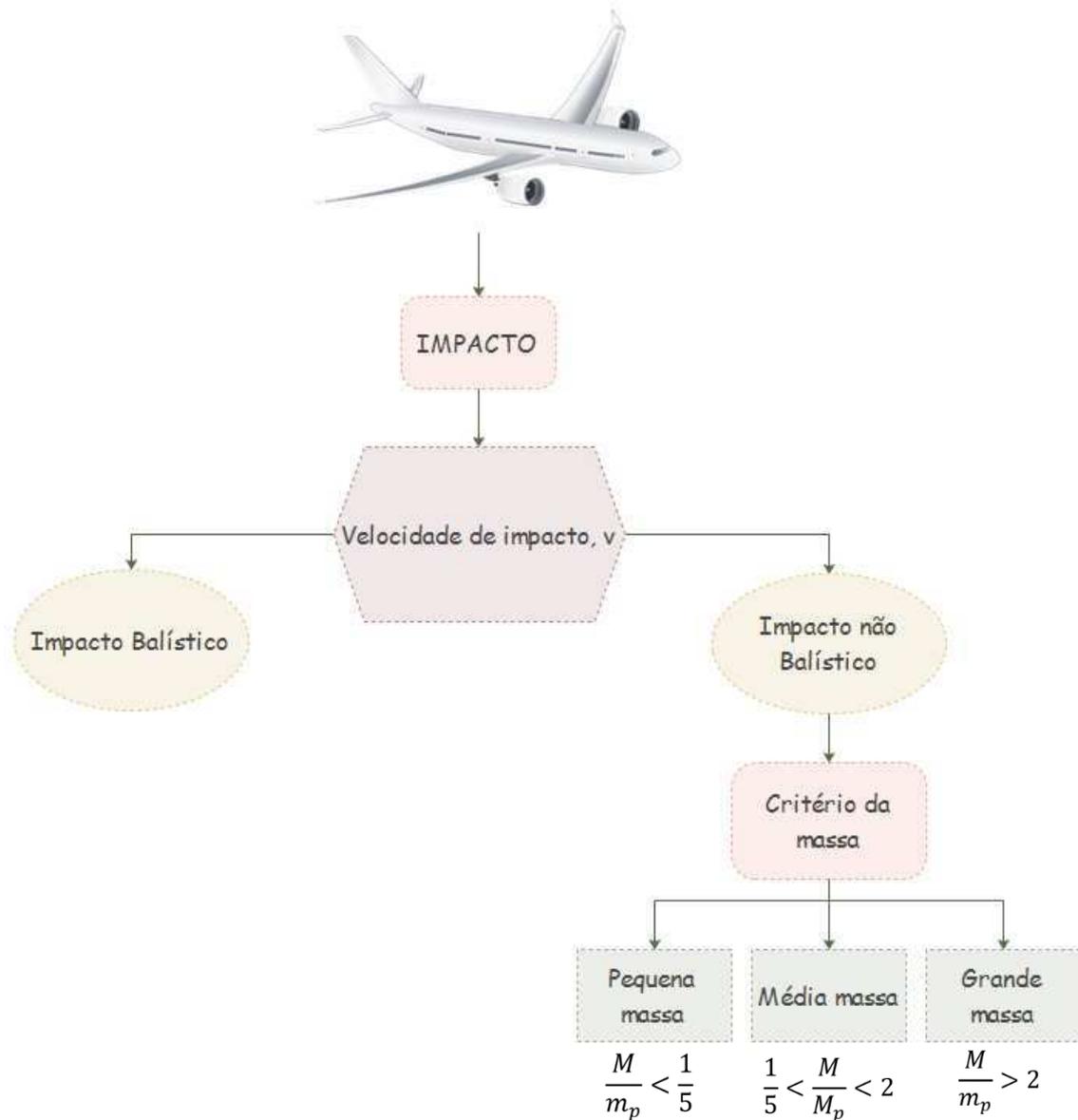


Fonte – CHAI; ZHU (2011).

- 1- Parâmetros de geometria tais como a espessura da face ( $h_f$ ), espessura do núcleo ( $h_c$ ), comprimento do suporte ( $R_p$ ), tipo do material do núcleo, Raio do indetador ( $R_i$ ) e Raio de contato ( $R_c$ ).
- 2- Propriedades dos materiais tais como modulo de cisalhamento núcleo, modulo de Young do material da face e do material do impactador.
- 3- Velocidade do impacto  $v_0$
- 4- Massa do impactador  $M$  e massa da estrutura sanduíche  $M_p$ .

Para selecionar a melhor forma de análise da resposta do material compósito, classifica-se em duas categorias dependentes da velocidade de impacto ( $v$ ) e do tempo de impacto ( $t$ ). De acordo com a velocidade de impacto, divide-se os tipos de impacto em baixa velocidade e alta velocidade como apresentado na Figura 14.

Figura 14 – Classificação de impactos quanto a velocidade e a massa do objeto.



Fonte – Adaptado de CHAI; ZHU (2011).

A perfuração da estrutura é o dano causado pelos impactos balísticos enquanto que os danos não balísticos são danos quase invisíveis e consequentemente de difícil detecção.

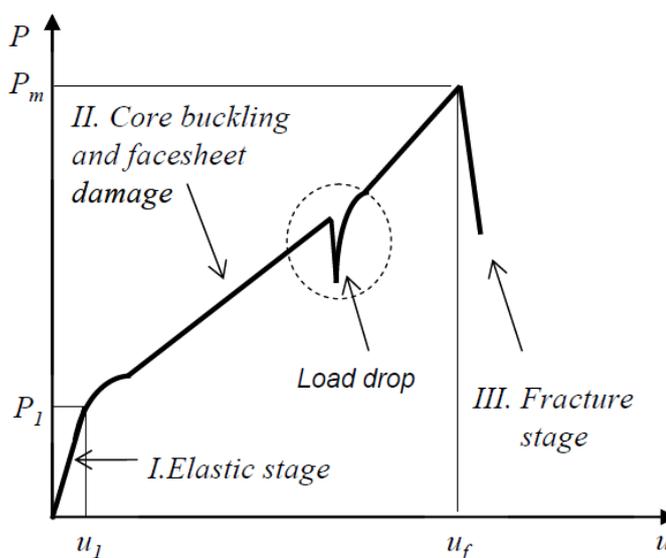
### 3.3 Propagação de Danos e Falhas em compósitos sanduíche

Investigações sobre a evolução e propagação do dano em estruturas sanduíches são realizadas através dos resultados obtidos nos testes de impacto quase estáticos, pois representam resultados equivalentes aos danos e falhas de baixa velocidade em estruturas compósitas.

De acordo com Sun, Wu (1991), a energia de impacto é dissipada sob vários modos de falhas, como rachamento da matriz, delaminações e quebra da fibra. Usualmente, estes modos de danos são de difícil detecção quando localizados abaixo da superfície.

Os resultados experimentais mostram que há três estágios nos gráficos obtidos da Força de contato versus a perfuração no compósito. O Gráfico 1 apresenta a curva obtida para compósitos sanduíches.

Gráfico 1 – Força de contato versus perfuração do compósito sanduíche.



Fonte – CHAI; ZHU, (2011).

**Estágio I** - Tanto a face quanto o núcleo estão na região elástica sem nenhum dano visível. A resposta é essencialmente elástica linear e termina em uma carga limiar inicial  $P_1$  no deslocamento  $u_1$ .

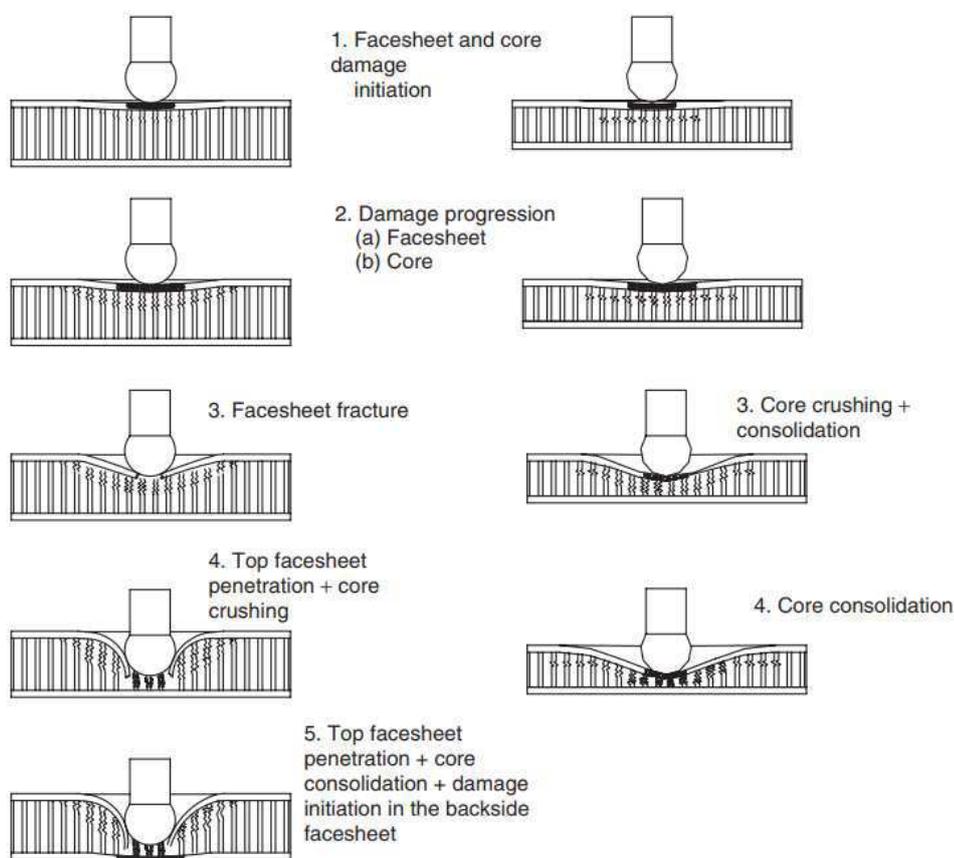
**Estágio II** - Depois que a força de impacto excede  $P_1$ , a curva torna-se não-linear com uma queda súbita na rigidez estrutural, indicando o início do dano inicial que pode incluir danos ao núcleo e danos localizados na face. A força de impacto aumenta significativamente nesta fase, principalmente devido ao efeito de membrana da face superior. Em testes quase estáticos, esta queda na carga é óbvia e é observada a ocorrer juntamente com um som de rachadura. Este estágio termina com uma força máxima  $P_m$  no deslocamento  $u_f$ . Esta força máxima  $P_m$  é geralmente muito maior que a força limite inicial.

**Estágio III** - Se a face superior estiver perfurada, a rigidez e a capacidade de carga do painel de sanduíche impactado cairão drasticamente. Se não houver penetração, o impactor irá se recuperar e o painel terá apenas danos visíveis.

As evoluções dos danos em estruturas sanduíche durante o impacto são muito sensíveis à espessura da face, à densidade do núcleo e à espessura do núcleo, e à forma da ponta do impactador. A função do núcleo é desempenhar um papel importante na inicialização e controle da sequência em que os vários mecanismos de falha ocorrem em impacto de baixa velocidade (KIM; YU, 1998; BROWN et al, 2009; GORDANINEJAD et al, 2009; apud CHAI; ZHU, 2011).

De acordo com Minas, Worrall e Gibson (1998) o esmagamento do núcleo domina a absorção total de energia no painel tipo sanduíche em impacto de baixa velocidade. Raju e Smith (2008), desenvolveram uma evolução de danos com base em extensos resultados experimentais com ênfase no efeito da espessura do núcleo. A Figura 15 ilustra a progressão do dano em cinco etapas:

Figura 15 – Progressão do dano em material compósito sanduíche.



Fonte – RAJU; SMITH, (2008).

**I-** Início de dano no núcleo e na face;

**II-** Progressão de danos na face e no núcleo;

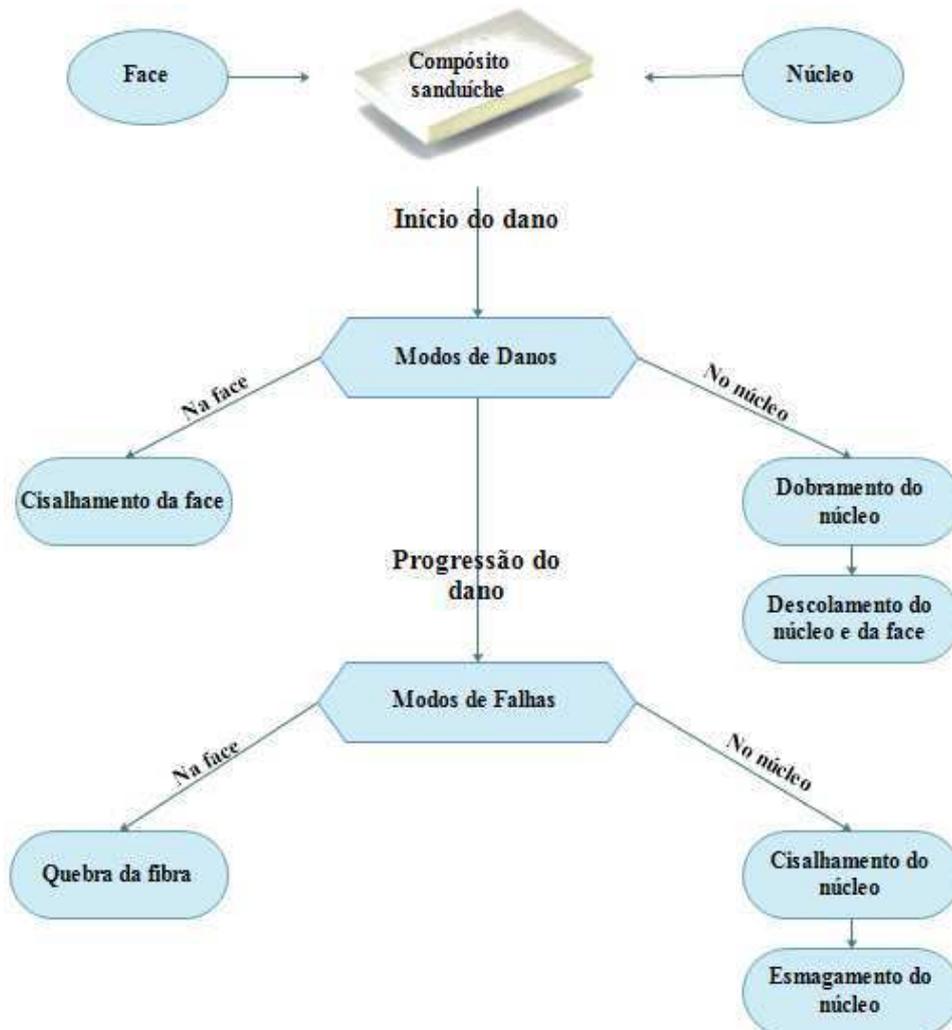
III- Fratura facial para núcleo grosso durante o esmagamento e consolidação do núcleo para núcleo fino;

IV- Penetração da face superior e núcleo de britagem para núcleo grosso enquanto consolidação do núcleo para núcleo fino;

V- Início de dano na face do fundo.

Segundo Chai e Zhu (2013), as falhas obtidas através de testes quase estáticos são principalmente dependentes das propriedades do núcleo. Os modos de falhas e danos estão apresentados na Figura 16.

Figura 16 – Modos de danos e falhas em compósitos estruturais.

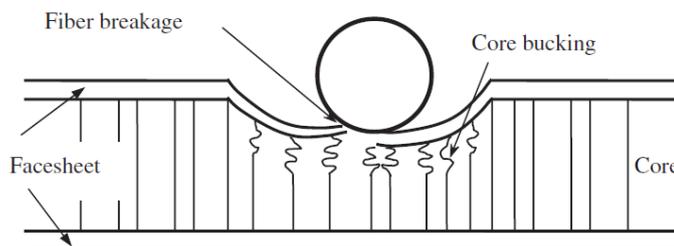


Fonte – Adaptado de RAJU; SMITH, (2013).

De acordo Chai, e Zhu (2013), o primeiro modo de dano ocorrido em painéis sanduíche consiste no dobramento do núcleo (*Core buckling*), levando a falha da quebra da fibra, ocorrência da ruptura transversal e/ou longitudinal da fibra, sendo nesse último caso definida

como fratura coesiva na fibra, apresentado no croqui da Figura 17, e este dano é totalmente dependente das propriedades do núcleo pelo qual é composto o compósito estrutural.

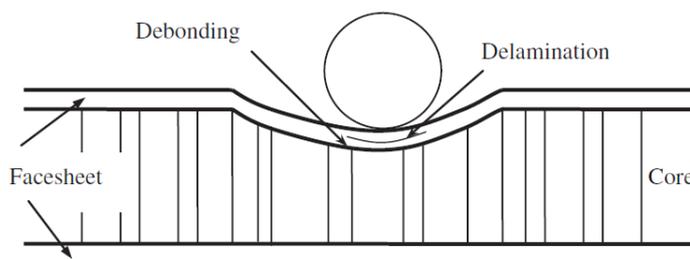
Figura 17 – Dano de quebra da fibra e dobramento do núcleo.



Fonte – CHAI; ZHU, (2013).

Já o segundo modo de dano observado consiste na delaminação das laminas, sendo a delaminação o dano mais comum dos compósitos laminado, este tipo de dano é um dos mais perigosos considerados pelos cientistas. A delaminação (falta de aderência entre as camadas de um compósito laminado) e descolamento do núcleo e face, apresentado no croqui da Figura 18, é um dano inter-laminar e ocorre quando a resistência ao cisalhamento é ultrapassada.

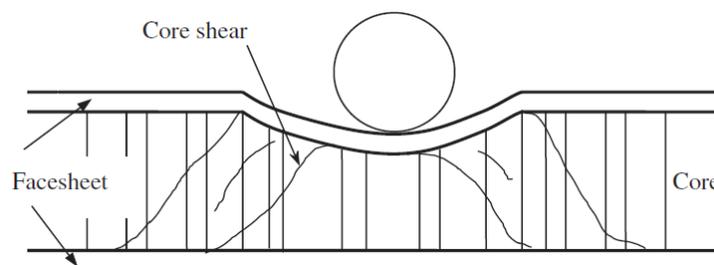
Figura 18 – Dano de delaminação e descolamento entre o núcleo e a face.



Fonte – CHAI; ZHU, (2013).

Os núcleos de baixa densidade estão suscetíveis a apresentar o modo de falha cisalhamento do núcleo, apresentado no croqui da Figura 19, especialmente para sanduíches com as faces finas quando comparado com a espessura do núcleo.

Figura 19 – Dano de delaminação e descolamento entre o núcleo e a face.

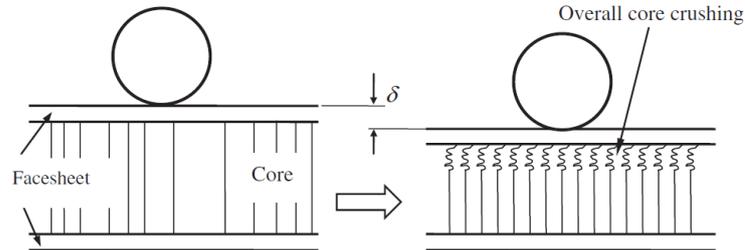


Fonte – CHAI; ZHU, (2013).

Para painéis sanduíche que consistem em faces muito rígidas combinadas com um núcleo muito macio, o impactador e a face superior podem se mover rigidamente enquanto o

núcleo esmaga uniformemente, esse modo de falha é denominado de esmagamento do núcleo como está apresentado no croqui na Figura 20.

Figura 20 – Dano de delaminação e descolamento entre o núcleo e a face.



Fonte – CHAI; ZHU, (2013).

No geral, as espessuras das faces não afetam o modo de falha, porém determina a carga máxima, por outro lado, a densidade do núcleo afeta tanto os modos de danos quanto os modos de falhas porém apresenta pouca influência no limite de carga da estrutura.

Raju et al (2008), enfatiza que os modos de danos e de falhas dependem das características do tamanho do impactador. Menor diâmetro tende a produzir predominantemente danos na face na forma de quebra de matriz, cisalhamento e rachaduras nas faces enquanto o maior diâmetro do impactador produz deformação do núcleo ocasionando cisalhamento e fratura do núcleo.

## CAPÍTULO IV

### 4 RADIAÇÃO TÉRMICA E TERMOGRAFIA

A finalidade deste capítulo é apresentar os conceitos a respeito dos mecanismos da troca de calor por meio da radiação térmica. São apresentadas as definições de radiação térmica, o conceito de corpo negro, as principais leis físicas que explicam o fenômeno e suas propriedades, seguido do ensaio não destrutivo Termografia, suas principais influências e aplicações, também serão apresentados alguns trabalhos de pesquisa sobre a Termografia para detecção de danos em compósitos com aplicações aeronáuticas.

#### 4.1 Radiação térmica

Energia radiante é a modalidade de energia que se propaga pelo espaço, mesmo vazio, por meio de ondas eletromagnéticas. Radiação é a energia radiante quando emitida com uma mesma frequência (GONÇALVES, 1978).

Sempre que existir uma diferença de temperaturas em um meio ou entre meios, haverá, necessariamente, transferência de calor. A troca de calor pode ser realizada por três processos: condução, convecção e radiação térmica.

A condução é realizada quando há um gradiente de temperatura em um meio estacionário, podendo ser um sólido ou um fluido. Já a convecção é caracterizada por se tratar da troca de calor entre um sólido e um fluido em movimento com distintas temperaturas. A radiação térmica é a energia emitida por sólidos, líquidos e gases na forma de ondas eletromagnéticas (INCROPERA, 2011).

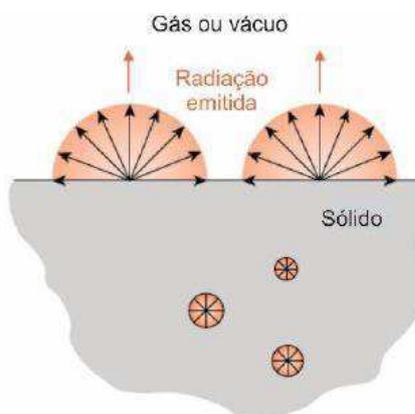
Conforme Incropera (2011), a irradiação térmica ocorre sob dois pontos de vista, a mecânica quântica e a teoria clássica das ondas eletromagnéticas. No primeiro, a propagação ocorre na forma de um conjunto de partículas conhecidas como *fótons* ou *quanta*, já no segundo, essa propagação é descrita na forma das ondas eletromagnéticas. Estas ondas são formadas por componentes de campo elétrico e magnético que são perpendiculares entre si e oscilam em determinadas frequências, ocupando uma faixa do espectro eletromagnético.

A mecânica quântica, em seu sentido estrito, é quase impossível de se aplicar a problemas complexos de engenharia. Contudo, com a sua orientação, os portadores de energia de radiação podem ser descritos como quanta de radiação ou fótons. Desse modo, a teoria das ondas eletromagnéticas é a mais comumente utilizada para estudar problemas de radiação térmica. (INCROPERA et al., 2011).

A radiação térmica possui a particularidade de não necessitar de um meio para se propagar e é emitida como resultado de transições de energia de moléculas, átomos e elétrons de uma substância. Todas as superfícies com temperatura não nula emitem energia na forma de ondas eletromagnéticas. O conjunto de todas as ondas eletromagnéticas ordenadas pela sua frequência, ou seus comprimentos de onda é denominado de espectro eletromagnético.

Segundo Incropera (2011), a radiação que é emitida por um sólido ou um líquido se origina nas moléculas que se encontram a uma distância de até aproximadamente  $1\mu\text{m}$  de sua superfície exposta. É por essa razão que a emissão a partir de um sólido ou de um líquido para o interior de um gás a eles adjacente ou para o vácuo é vista como um fenômeno superficial como mostrado na Figura 21.

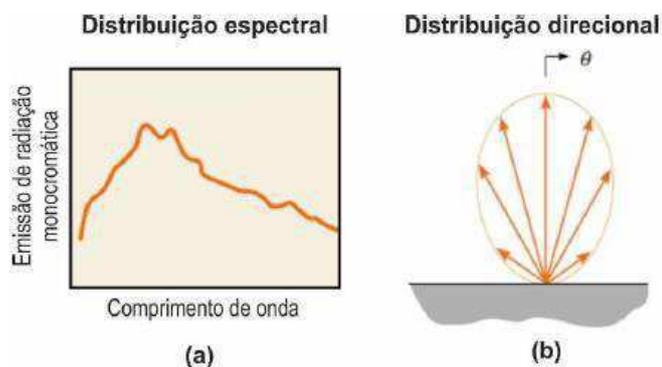
Figura 21 - A radiação térmica é um fenômeno de superfície.



Fonte – Traduzido de ÇENGEL e GHAJAR (2015).

A radiação emitida que sai de uma superfície é sempre de natureza espectral e direcional, o que significa que ela pode mudar tanto em função do comprimento de onda como da direção (HOWELL; MENGÜÇ; SIEGEL, 2016). Ainda, tanto a magnitude da radiação em qualquer comprimento de onda e a distribuição espectral variam com a natureza e a temperatura da superfície emissora como pode ser observado na Figura 22 (INCROPERA et al., 2011).

Figura 22 – Radiação emitida por uma superfície. a) Distribuição espectral. b) Distribuição direcional.

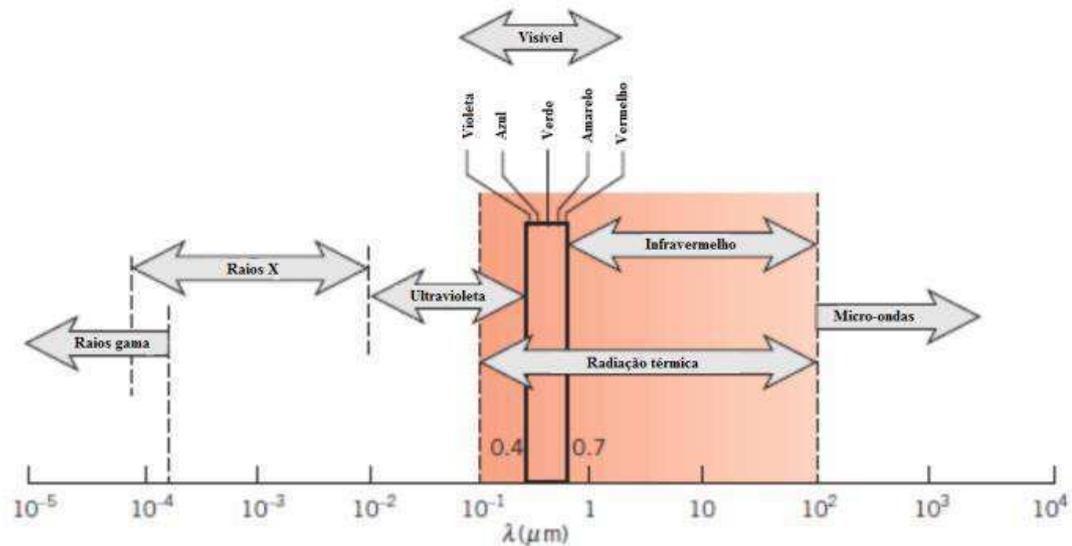


Fonte – Traduzido de INCROPERA (2011).

Apesar das ondas eletromagnéticas possuírem, em geral, as mesmas características, seu comportamento varia significativamente de acordo com os diferentes comprimentos de onda. A radiação eletromagnética encontrada na prática cobre uma extensa faixa de comprimentos de onda, variando de menos de  $10^{-10}\mu\text{m}$  para raios cósmicos a mais de  $10^{10}\mu\text{m}$  para ondas de energia elétrica. O espectro eletromagnético também inclui raios gama, raios X, radiação ultravioleta, luz visível, radiação infravermelha, radiação térmica, micro-ondas e ondas de rádio como mostrado na Figura 23.

De acordo com Caramalho (2012), o espectro eletromagnético é dividido arbitrariamente em diversas regiões de comprimento de onda, designadas por bandas, distinguidas pelos métodos utilizados para produzir e detectar a radiação; não existe nenhuma diferença fundamental entre a radiação nas diferentes bandas do espectro eletromagnético. Gerem-se todas pelas mesmas leis e as únicas diferenças devem-se às diferenças no comprimento de onda.

Figura 23 – Espectro eletromagnético.

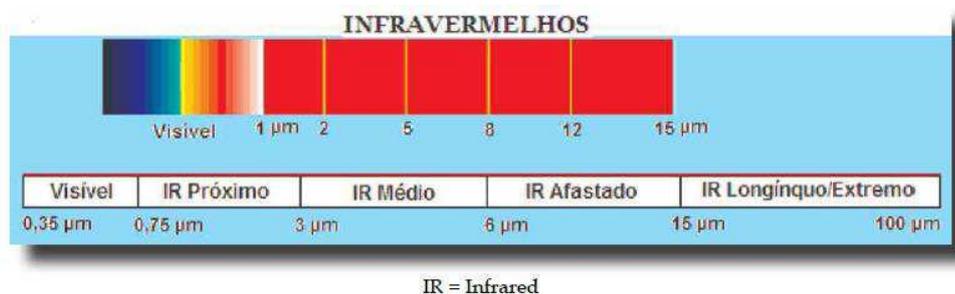


Fonte – INCROPERA (2011).

Conforme Çengel e Ghajar (2015), a radiação térmica encontra-se na faixa entre 0,1 a 100  $\mu\text{m}$  do espectro eletromagnético. Sua extensão abrange parte da radiação ultravioleta (0,1 a 0,4  $\mu\text{m}$ ), da radiação visível (0,4 a 0,76  $\mu\text{m}$ ) e da radiação infravermelha (0,76 a 100  $\mu\text{m}$ ) como está apresentado na Figura 23.

Segundo Caramalho (2012), a banda dos infravermelhos é frequentemente subdividida em quatro bandas mais pequenas, cujos limites são também escolhidos de forma arbitrária e incluem: próxima de infravermelhos (0,75 – 3  $\mu\text{m}$ ); a média de infravermelhos (3 – 6  $\mu\text{m}$ ); a afastada de infravermelhos (6 – 15  $\mu\text{m}$ ), e a extrema de infravermelhos (15 – 100  $\mu\text{m}$ ). A Figura 24 apresenta a subdivisão do espectro eletromagnético das ondas infravermelhas.

Figura 24 – Subdivisão das ondas infravermelhas.



Fonte – CARAMALHO (2012).

#### 4.1.1 CORPO NEGRO

A definição de corpo negro foi designada para servir como padrão em relação ao qual as propriedades radiantes das superfícies reais podem ser comparadas. De acordo com Caramalho (2012), um corpo negro consiste num objeto que absorve toda a radiação de que é

alvo, em qualquer comprimento de onda. Este é um corpo ideal, capaz de absorver toda radiação que incide na sua superfície além do fato de que nenhum corpo emite mais radiação que um corpo negro em uma dada temperatura e comprimento de onda. Ou seja, sua emissão radiativa será sempre maior que a capacidade dos corpos reais.

De acordo com Incropera (2011), as premissas de um corpo negro são:

- Um corpo negro absorve toda a radiação incidente, independente do seu comprimento de onda e de sua direção.
- Para uma dada temperatura e comprimento de onda, nenhuma superfície pode emitir mais energia do que um corpo negro.
- Embora a radiação emitida por um corpo negro seja uma função do comprimento de onda e de temperatura, ela é independente da direção. Isto é, o corpo negro é um emissor difuso (independente da direção).

A quantidade de energia emitida a partir de uma superfície a um dado comprimento de onda depende do material do corpo e da condição de sua superfície, bem como a temperatura da superfície. Portanto, diferentes corpos podem emitir diferentes quantidades de radiação por unidade de superfície, mesmo quando estão na mesma temperatura. (ÇENGEL; GHAJAR, 2015).

Adiante, tem-se em consideração três expressões que descrevem a radiação emitida por um corpo negro: lei de Planck, lei do deslocamento de Wien, lei de Stefan-Boltzmann.

#### **4.1.1.1 Lei de Stefan-Boltzmann**

A lei foi descoberta de jeito experimental por Jožef Stefan (1835-1893) no ano 1879 e derivada de jeito teórico no marco da termodinâmica por Ludwig Boltzmann (1844-1906) em 1884.

Esta lei dá a potência emissora total de um corpo negro  $E_b$ , que consiste na soma de todas as radiações emitidas em todas os comprimentos de onda. Assim, esta lei possibilita determinar a energia total emitida por um corpo a partir do conhecimento da temperatura do corpo negro (INCROPERA et al., 2011). A Equação 1 apresenta a energia de radiação emitida por um corpo negro por unidade de tempo e por unidade área de superfície.

$$E_b = \sigma T^4 \quad (1)$$

Esta é a fórmula de Stefan-Boltzmann, que determina que a energia emissiva total de um corpo negro é proporcional à quarta potência da sua temperatura absoluta (T).

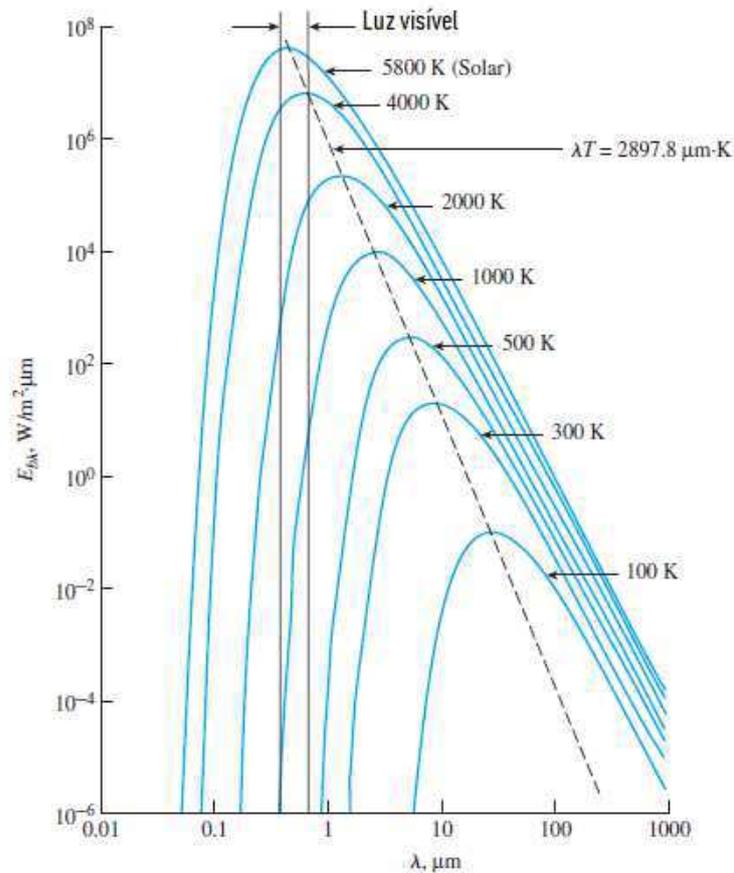
#### 4.1.1.2 Lei de Planck

De acordo com Çengel e Ghanjar (2015), em 1901, Max Planck foi o primeiro a determinar a intensidade espectral de um corpo negro  $I_\lambda$ , em conjunto com sua famosa teoria quântica. Ela é conhecida como lei de Planck e é expressa como:

$$E_{b\lambda}(\lambda, T) = \frac{C_1}{\lambda^5 \left[ \exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]} \quad (2)$$

onde, a primeira e segunda constantes da radiação são  $C_1 = 2\pi^5 C_0^2 = 3,742 \times 10^8 \text{ W}\cdot\mu\text{m}^4/\text{m}^2$  e  $C_2 = (hc_0/k) = 1,439 \times 10^4 \mu\text{m}\cdot\text{K}$ . A equação está representada na Figura 25 para algumas temperaturas selecionadas.

Figura 25 – Poder emissivo espectral de corpos negros para determinadas temperaturas.



Fonte – Traduzido de ÇENGEL e GHAJAR (2015).

A Figura 25 apresenta a potência emissora espectral hemisférica a qual é mostrada como uma função do comprimento de onda para várias temperaturas. É possível observar que a

energia total irradiada, que é a energia espectral integrada em todos os comprimentos de onda, aumenta com a temperatura. Incropera (2011), enfatiza que algumas características importantes devem ser observadas:

1. A radiação emitida varia continuamente com o comprimento de onda.
2. Em qualquer comprimento de onda, a magnitude da radiação emitida aumenta com o aumento da temperatura.
3. A região espectral na qual a radiação está concentrada depende da temperatura, com, comparativamente, mais radiação aparecendo com menores comprimentos de onda medida em que a temperatura aumenta.
4. Uma fração significativa da radiação emitida pelo sol, que pode ser aproximado por um corpo negro a 5800 K, encontra-se na região visível do espectro. Em contraste, para  $T \leq 800$  K, a emissão encontra-se predominantemente a região do infravermelho no espectro, não sendo visível ao olho humano.

#### 4.1.1.3 Lei do deslocamento de Wien

De acordo com Incropera (2011), a distribuição espectral do corpo negro possui um máximo e que o comprimento de onda correspondente a esse máximo ( $\lambda_{\max}$ ) depende da temperatura. Segundo Çengel e Ghajar (2015), o comprimento de onda em que o pico ocorre durante uma temperatura especificada é dada pela lei de deslocamento de Wien, a dependência do comprimento de onda com a temperatura é dada pela Equação 3.

$$\lambda_{\max} T = C_3 \quad (3)$$

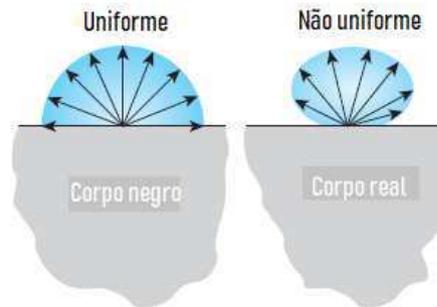
Onde a terceira constante da radiação é  $C_3 = 2898 \mu\text{m.K}$ .

Esta equação é conhecida como a lei do deslocamento de Wien, e o lugar geométrico dos pontos descritos por essa lei está representado na forma de uma linha tracejada na Figura x apresentada na Figura 25.

#### 4.1.2 SUPERFÍCIES REAIS

De acordo com Incropera (2011), nenhuma superfície pode emitir mais radiação do que um corpo negro a mesma temperatura e a radiação espectral emitida por uma superfície real difere da distribuição de Planck como apresenta a Figura 26.

Figura 26 – Emissividade do corpo negro e do corpo real.



Fonte – Traduzido de ÇENGEL e GHAJAR (2015).

A emissividade é uma propriedade de superfície e representa a razão entre a radiação emitida pela superfície a uma dada temperatura e a radiação emitida por um corpo negro à mesma temperatura (Equação 2). Pode ser espectral  $\epsilon$ , em geral, depende da temperatura e direção da superfície. Esta propriedade é denotada por  $\epsilon$ , e varia entre zero e um,  $0 \leq \epsilon \leq 1$ . A emissividade pode assumir valores diferentes de acordo com o comprimento de onda, direção e temperatura. Portanto, diferentes emissividades podem ser definidas para uma superfície, dependendo dos efeitos considerados (ÇENGEL; GHAJAR, 2015; INCROPERA et al., 2011).

$$\epsilon(T) = \frac{E(T)}{E_B(T)} \quad (4)$$

A emissividade de materiais não-condutores é comparativamente maior e pode tanto aumentar como diminuir com o aumento da temperatura. (INCROPERA et al., 2011).

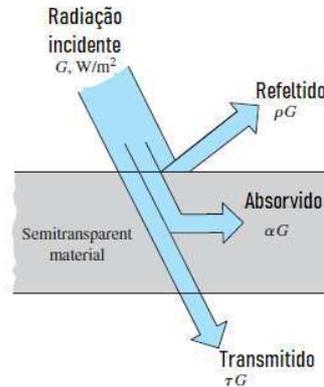
Os materiais compósitos são isolantes, até mesmo materiais a base de carbono / epóxi são efetivamente isolantes porque o carbono é condutivo e as fibras são totalmente encapsuladas pela resina isolante. Na técnica de termografia de materiais compósitos aeronáuticos dependem de diferenciais na condutividade térmica entre áreas normais livres de defeitos e aqueles que têm um defeito. Os compósitos possuem maior emissividade que os alumínio. (COMPOSITE MATERIALS HANDBOOK, 2014)

Incropera (2011) enfatiza que, deve ser reconhecido que a emissividade depende da natureza da superfície, que pode ser influenciada pelo método de fabricação, seu ciclo térmico e de reações químicas com o ambiente.

Considerando a radiação térmica incidente ( $G$ ) sobre um meio de espessura finita, em geral, podem ocorrer três processos que evitam que um objeto real se comporte como um corpo negro: parte da irradiação será refletida para longe do meio ( $\rho$ ), uma fração será absorvida nas

camadas interiores ( $\alpha$ ) e o resto será transmitido através do corpo ( $\tau$ ), como apresenta a Figura 27. (CARAMALHO, 2012).

Figura 27 – Processos de absorção, reflexão e transmissão associados a um meio semitransparente.



Fonte – Traduzido de ÇENGEL e GHAJAR (2015).

A absorvidade ( $\alpha$ ) é uma propriedade que determina a fração da irradiação que é absorvida por uma superfície, apresentada na Equação 4. A radiação incidente depende da intensidade espectral na fonte da energia incidente. A absorvidade hemisférica total,  $\alpha$ , representa uma média integrada tanto na direção como no comprimento de onda. É definida como a fração da irradiação total absorvida por uma superfície. (INCROPERA et al. 2011).

$$\alpha \equiv \frac{G_{abs}}{G} \quad (5)$$

A refletividade ( $\rho$ ) é uma propriedade que define a fração da radiação térmica incidente que é refletida por uma superfície, apresentada na Equação 6. As propriedades reflexivas de uma superfície são mais complicadas de especificar do que a emissividade ou absorvidade. Isso ocorre porque a energia refletida depende não apenas do ângulo em que a energia incidente incide sobre as superfícies, mas também da direção que está sendo considerada para a energia refletida. (INCROPERA et al. 2011).

$$\rho \equiv \frac{G_{ref}}{G} \quad (6)$$

As superfícies podem ser classificadas como difusas ou especulares, de acordo com a maneira como elas refletem a radiação. A reflexão difusa ocorre se a intensidade da radiação refletida é independente do ângulo de reflexão. (INCROPERA et al., 2011).

Embora o tratamento da resposta de um material semitransparente à radiação incidente seja um problema complicado, a transmissividade total ( $\tau$ ) pode ser expressa como:

$$\tau \equiv \frac{G_{trans}}{G} \quad (7)$$

## 4.2 Termografia Infravermelha

A Termografia é um ensaio não destrutivo (END), ou seja, consiste num ensaio realizado para analisar a integridade física de uma estrutura ou elemento sem necessitar danificar a mesma, possibilitando ser utilizada posterior a realização do ensaio.

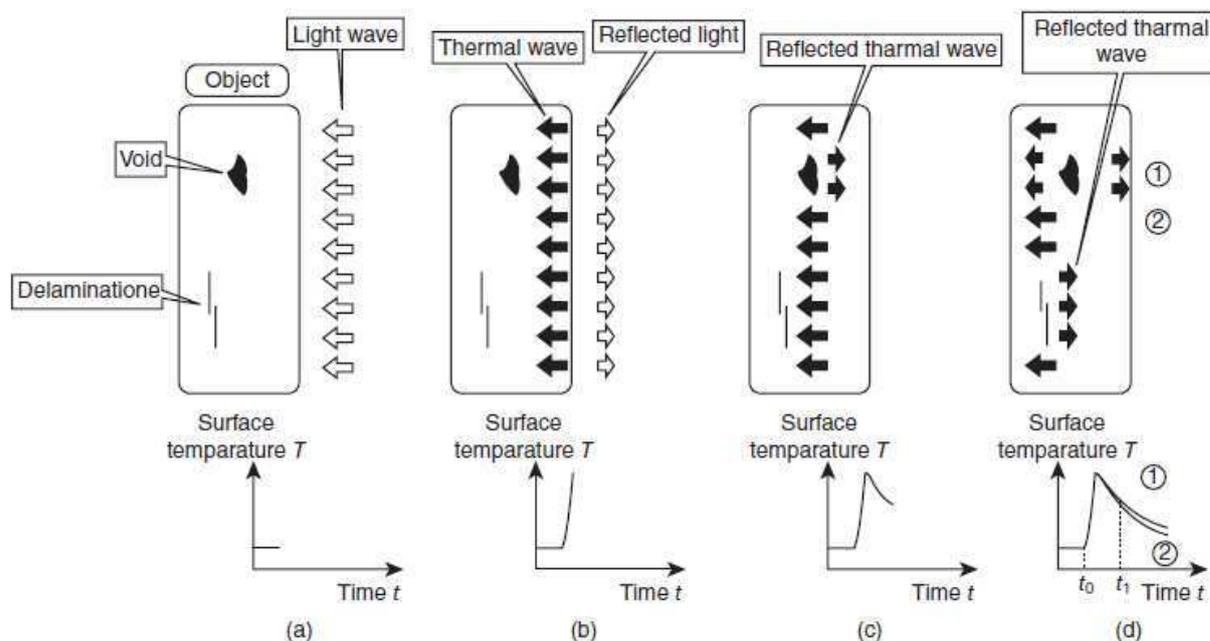
A Termografia é uma técnica de mensuração da temperatura de um corpo por meio da detecção da radiação térmica emitida pela sua superfície. Por se tratar de um método não invasivo torna-se possível realizar as medições sem a necessidade de contato físico, de forma não invasiva e garantindo a segurança para o operador.

Este ensaio parte do pressuposto de que a transferência de calor no corpo estará comprometida caso haja presença de danos ou falhas no elemento, portanto, a Termografia Infravermelha (TIV) é uma técnica de ensaio não destrutivo que se baseia no mapeamento térmico de uma peça, estrutura ou componente para a detecção de regiões danificadas ou defeituosas.

Para a inspeção através da técnica da Termografia infravermelha se faz necessário a utilização de termovisores ou câmeras termográficas. Segundo Almeida (2010), uma câmera termográfica consiste num radiômetro espectral que mede a energia radiada pelo corpo, sendo que sua calibração (baseada na Lei de Planck) permite classificar a distribuição de temperatura na superfície de interesse, a qual é exibida ao operador através de uma escala de cores falsas (cores quentes e cores frias), ou tons de cinza.

Isto é possível porque a condutividade térmica, ou, inversamente, a resistividade térmica dos materiais depende fortemente do seu grau de integridade. Assim, o fluxo de calor no material é alterado na presença dessas anomalias, e essas mudanças causam diferenças localizadas na temperatura do material. Desta forma, o aquecimento ou resfriamento forçados da peça (denotando o que se chama termografia ativa), ou então o aquecimento ou resfriamento ocorrendo naturalmente no componente (termografia passiva), revelam a presença dos danos e/ou defeitos, a Figura 28 apresenta o princípio que é utilizado em materiais compósitos.

Figura 28 – Estágios de detecção de danos via termografia pulsada.



Fonte – WONG et al. (2013).

De acordo com Wong et al (2013), o calor viaja para a superfície por radiação. A superfície é aquecida e o calor, em seguida, viaja pelo espécime por condução e é denominado uma onda térmica. Quando a onda térmica atinge um defeito como o vazio na Fig. 28 (a), a maior parte é refletida a partir do defeito, porque o defeito é ar, sabe-se que o ar tem uma baixa condutividade térmica. A onda refletida então retorna a superfície da amostra na posição 1 (Fig.28 (d)), onde ela aquece a superfície apresentando uma temperatura mais alta que a superfície da amostra circundante. O calor então deixa a superfície por radiação. Uma câmera térmica é capaz de receber o calor emitida pela superfície e converte isso em um perfil de temperatura da superfície. A posição 1 está a uma temperatura mais alta que a posição 2 e a posição 1 é vista como um ponto quente. A temperatura mais alta mostrada na Fig. 28 (d) é o exato momento em que a fonte de calor foi desligada. A figura também mostra que a qualquer momento depois de desligar a fonte, a temperatura da posição 1 é sempre maior do que na posição 2.

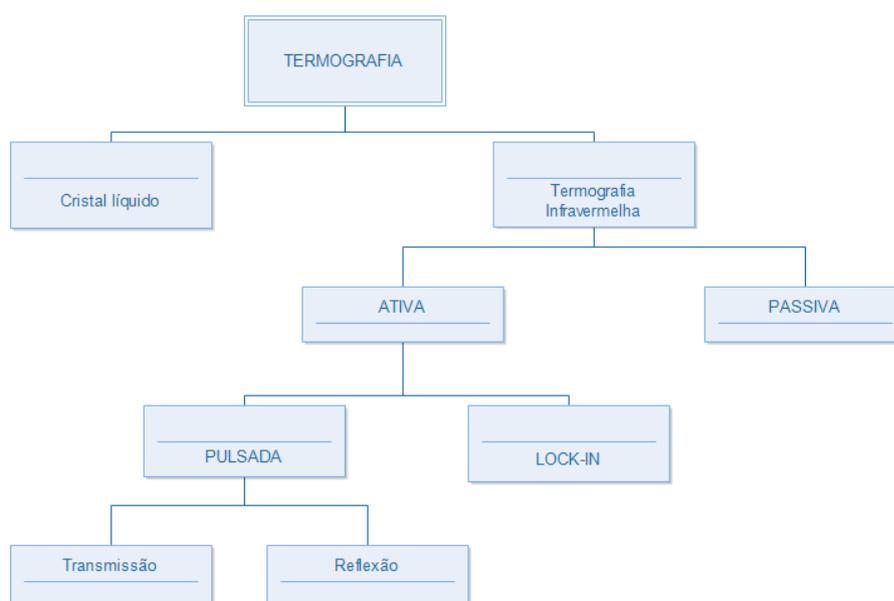
Segundo Silva (2016), existem dois tipos de termografia: cristal líquido e termografia infravermelha. Cristal líquido termografia usa pequenos cristais líquidos na forma de tinta para avaliar, temperatura em cima de uma tinta preta revestida. Dependendo da temperatura do objeto abaixo da tinta, os cristais líquidos reagirão e mudarão de cor. Então, uma fotografia visível é tirada, registrando um padrão de cor relacionado à distribuição de temperatura. De

acordo com Balaji e Reddy (2015), este tipo de termografia está sendo gradualmente desuso devido à sua baixa precisão, procedimentos de preparação e tempo necessário para adquirir uma imagem (apud SILVA, 2016).

No entanto, atualmente ainda é a melhor maneira de medir a distribuição de temperatura na água e outros fluidos. Ao contrário da termografia por infravermelhos, isto não apresenta erros devido à reflexão, definição de emissividade, transmissibilidade entre vários outros.

De acordo com Maldague (1992), há duas possibilidades para realização da técnica de termografia infravermelha, a ativa e a passiva como apresenta a Figura 29.

Figura 29 – Classificação da técnica de termografia.



Fonte – Autoria própria.

A termografia passiva é empregada quando o material a ser inspecionado não necessita de um estímulo externo, ou seja, a energia infravermelha emitida pelo corpo é suficiente para detectar danos e defeitos que há contidos no objeto.

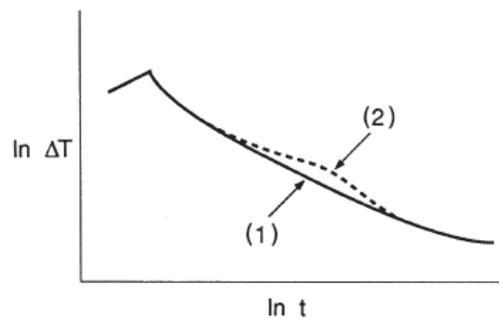
A termografia ativa requer uma fonte externa de calor para estimular o material a ser inspecionado. O objeto é estimulado energeticamente (lâmpadas halógenas, jatos de ar quente, ou pulsos ultrassônicos, micro-ondas, laser, dentre outros) de forma que um fluxo interno de calor seja gerado na parte inspecionada. A eventual presença de danos e defeitos na peça superficiais ou subsuperficiais causa uma perturbação deste fluxo proporcionando um contraste térmico na superfície do material, que é detectado por um termovisor, acusando desta forma um provável dano ou defeito. (ALMEIDA, 2010).

A diversidade de fontes de estimulação térmica é muito grande; autores relataram o uso de água fervente, neve, lâmpadas incandescentes, lasers, arcos de plasma, indutivo

aquecimento, projeção de ar quente ou frio, elementos de aquecimento radiativos como bobinas de arame, lâmpadas de flash, e sprays de aerossol, como spray de vapor de nitrogênio líquido frio.

Segundo Maldague (1992), o fenômeno da detecção na termografia é apresentada no Gráfico 2, o qual apresenta o decaimento da temperatura ao longo do tempo na superfície do material após a aplicação inicial de calor.

Gráfico 2 – Curva da evolução da temperatura de uma superfície de um material.



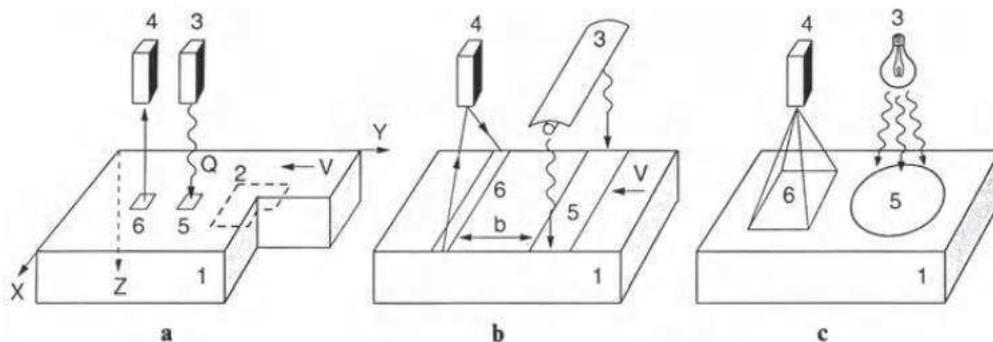
Fonte – MALDAGUE (1992).

A curva 1 é de um material compósito laminado e a curva 2 corresponde ao mesmo material compósito contendo o defeito de delaminação.

A Termografia ainda se classifica quanto a fonte de excitação utilizada para realização das inspeções. A termografia por aquecimento contínuo ou *Lock in* caracteriza-se pelo aquecimento de pulso rápido, já a termografia pulsada ou transiente é caracterizada pelo aquecimento longo. Esta dissertação se limita apenas na técnica de termografia infravermelha transiente.

No caso específico da termografia pulsada diferentes configurações são possíveis como apresenta a Figura 30.

Figura 30 – Diferentes configurações de inspeção via termografia pulsada; (a) um por ponto; (b) por linha; (c) por superfície.



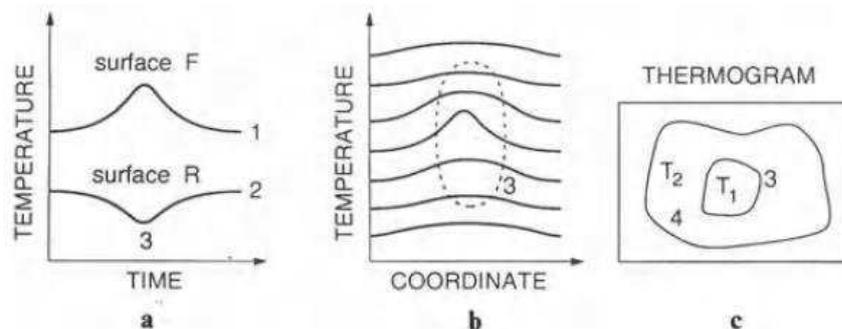
Fonte – MALDAGUE (1992).

Onde 1: amostra; 2: defeito; 3: fonte térmica; 4: sistema de detecção de infravermelho; 5: área aquecida; 6: área de observação;

Nesta figura, apresentamos três modos: (a) Aquecimento pontual por meio de um raio laser ou de uma lâmpada de arco focalizada: um aquecimento bastante uniforme é obtido de ponto a ponto; a desvantagem é a necessidade para escanear o feixe se uma superfície tiver que ser inspecionada, é, portanto, um método lento; (b) Linha aquecimento (usando uma lâmpada infravermelha de linha, um fio aquecido, uma linha de jatos de ar): boa uniformidade e taxa de inspeção rápida são obtidas por causa da varredura lateral; (c) Superfície aquecimento (usando manchas cinematográficas, lâmpadas incandescentes, lâmpadas de flash, laser rápido digitalização): é difícil obter aquecimento uniforme e a configuração pode ser estática ou móvel. Os gráficos I, II, III apresentam a distribuição de energia de acordo com a fonte térmica. (MALDAGUE, 1992).

A distribuição de calor difere de acordo com a fonte de excitação selecionada para inspeção, os termogramas obtidos também diferem de acordo com fonte como apresenta a Figura 31.

Figura 31 – Termogramas (a) aquecimento pontual; (b) aquecimento por linha; (c) superfície de aquecimento.



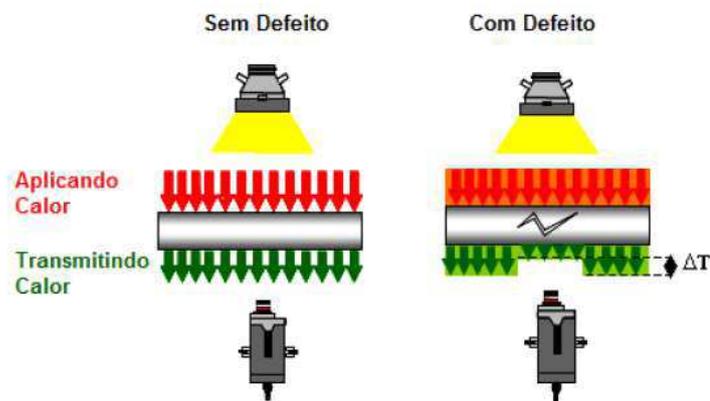
Fonte – MALDAGUE (1992).

A forma dos termogramas para um aquecimento pontual irá diferenciar no perfil da temperatura, como pode ser observado a curva 1 representa o termograma obtido caso a superfície frontal esteja sendo inspecionada, já a curva 2 retrata caso a superfície traseira seja a face analisada. No termograma obtido no aquecimento em linha irá se observar no centro da imagem a zona com defeito, a qual está apresentada pelo número 3 da Figura 3. Já a superfície aquecida apresenta um termograma com zonas de aquecimento diferenciadas por cores, a zona 4 apresentada na Figura é a área aquecida.

Para materiais com menor condutividade térmica como fibras de carbono e outros materiais como polímeros ou plásticos, a estimulação tem que ser mais longa. Isso é necessário para que as variações de temperatura atinjam a espessura total do componente (SILVA, 2016). Para materiais não metálicos como fibras reforçadas podem ser ensaiadas via termografia mais eficientemente que os metais, isso ocorre porque os metais possuem alta condutividade, e como foi apresentado anteriormente os materiais não condutores emitem maior radiação (INCROPERA, 2011; WONG, 2013).

Na utilização da técnica da termografia ativa há dois métodos de observação como apresenta a Figura x. Na técnica da transmissão a fonte de calor e a câmera termográfica se posicionam em lados contrários como apresenta a Figura 32.

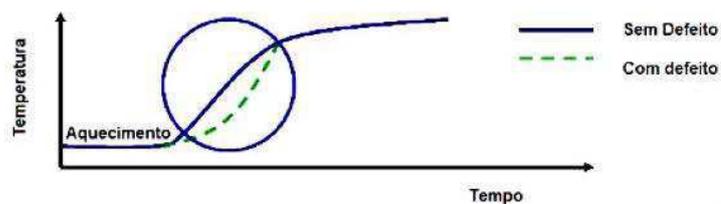
Figura 32 – Técnica de transmissão para termografia ativa.



Fonte – ALMEIDA (2010).

Esta técnica irá detectar um ponto frio (*cold spot*) na superfície da peça na região que se localiza o defeito ou dano pois devido a integridade física do material está comprometida, o local onde houver defeito irá reter calor. A curva da temperatura ao longo do tempo está apresentada na Figura 33.

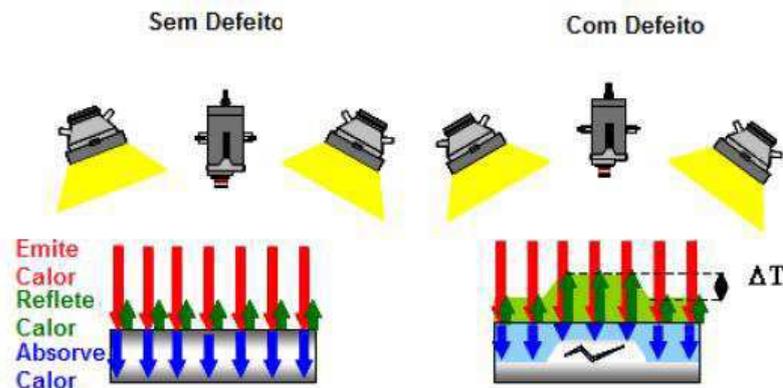
Figura 33 – Curva de aquecimento versus o tempo para a técnica de transmissão.



Fonte – ALMEIDA (2010).

A técnica de reflexão consiste no termovisor e a fonte calor estarem do mesmo lado durante a realização da inspeção termográfica como apresenta a Figura 34.

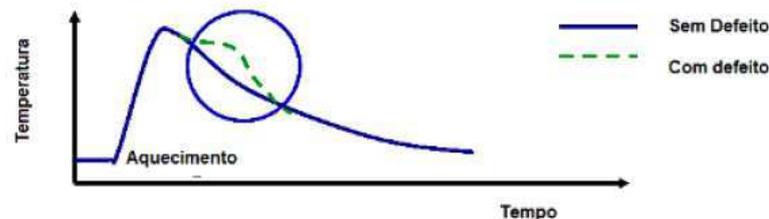
Figura 34 – Técnica de reflexão para termografia ativa.



Fonte – ALMEIDA (2010).

Como o defeito ou dano no material inspecionado compromete a capacidade do objeto de realizar a transferência de calor o calor ficará retido o que ocasiona na observação de um ponto quente (*hot spot*) como apresenta a curva de aquecimento na Figura 35.

Figura 35– Curva de aquecimento para a técnica de reflexão.



Fonte – ALMEIDA (2010).

De acordo com Maldague (1992), as duas possibilidades de observação não oferecem as mesmas possibilidades de detecção de defeitos. Com reflexão, obtém-se uma maior resolução, mas a espessura do material inspecionado é pequena. Com transmissão, uma maior espessura do material pode ser inspecionada, mas a informação de profundidade do dano é perdida uma vez que a resolução é fraca, é necessário usar um equipamento mais sensível. Além disso, a observação nem sempre é possível com o método de transmissão especialmente para estruturas complexas feitas de múltiplas camadas (painéis de Honeycomb). Geralmente, a abordagem de reflexão é boa para a detecção de defeitos localizados perto da superfície aquecida, enquanto a abordagem de transmissão permite um para revelar defeitos localizados perto da superfície traseira.

O tipo mais comum de análise consiste em observar a evolução da temperatura durante a fase de resfriamento. Devido à natureza da estimulação (radiação), seu reflexo é geralmente capturado pela câmera térmica, já que os objetos não são corpos negros perfeitos. Na fase de resfriamento a radiação refletida é reduzida ou mesmo nula, resultando em medições de temperatura precisas. Desde a o resfriamento normalmente ocorre principalmente por

convecção, a evolução da temperatura na fase de resfriamento também é mais lenta, levando a maiores contrastes (SILVA, 2016).

De acordo com Shepard (2010), não é possível medir a profundidade dos defeitos simplesmente visualizando os termogramas. Houve tentativas de determinar a profundidade de um defeito via processamento e análise dos dados da câmera infravermelha e também para automatizar o processo de detecção de defeitos. Em alguns casos, os dados da câmera infravermelha são transferidos para um computador para processamento e análise para detectar variações do comportamento de refrigeração ou para realizar operações matemáticas nos dados para determinar a profundidade do defeito sub-superfície ou outras propriedades de defeito. Esses tipos de cálculos, no entanto, geralmente exigem infravermelho digital de alta velocidade e baixo ruído. Além disso, a natureza complicada de ter um computador anexado à câmera para a realização de cálculos torna a combinação impraticável para aplicações externas de um laboratório, tais como inspeções de campo.

Uma ampla variedade de cenários pode ser concebida para realizar uma análise por inspeção termográfica. Os cenários mais formalmente estabelecidos podem ser divididos pela fonte de energia sendo usado, estímulo óptico, ultrassom e indutivo, embora muitos outros tipos de fonte possam ser empregados. A maneira pela qual a energia é transferida para a parte inspecionada também é de grande importância, que pode ser modulada ou pulsada (pulso curto, pulso quadrado ou passo). Em ambos os casos, o processamento avançado de sinal é muito útil para melhorar a relação sinal-ruído, aumentar o contraste do defeito e caracterizar o defeito (MALDAGUE et al., 2013).

#### 4.2.1 NORMAS REGULAMENTADORA PARA ENSAIO NÃO DESTRUTIVO DE TERMOGRAFIA

A técnica da Termografia oferece a possibilidade de realizar o ensaio de várias formas, viabilizando uma grande variedade desde a fonte de calor utilizada até a configuração do posicionamento dos equipamentos utilizados para inspeção do material.

Recentemente a *American Society for Testing and Materials* (ASTM) redigiu duas normas para servir de guia para a realização do ensaio de termografia aplicada a indústria aeronáutica. A primeira datada de 2014 é designada E2582 – *Standard Practice for Infrared Flash Thermography of Composite Panels and Repair Patches Used in Aerospace Applications*.

Esta norma não estabelece distância entre o objeto e a câmera termográfica assim como a distância entre a fonte de calor e o espécime. A norma se limita apenas a técnica de termografia ativa pelo método de visualização de reflexão utilizando Flash lâmpadas como fonte de calor.

Enfatiza a questão de alguns materiais compósitos apresentarem a necessidade de preparar as amostras antes da realização do ensaio devido a superfície apresentar baixa emissividade, indicando realizar a pintura com tinta preta de alta emissividade. O tempo de aquecimento não deve ultrapassar 5 milissegundos.

A norma E 2533 designada por *Standart Guide for Nondestructive Testing of Polymer Matrix Composites Used in Aerospace Application* publicada em 2017 pela ASTM apresenta um guia para realização de vários ensaios não destrutivos na indústria aeronáutica, incluindo a Termografia. Esta norma é bem mais completa quando comparada com a E 2582 publicada pela mesma associação.

A norma apresenta qual ensaio não destrutivo melhor se aplica para as diferentes etapas do ciclo de vida do produto como apresenta a Tabela 3.

Tabela 3 – Aplicação dos ensaios não destrutivos de acordo com o ciclo de vida do material.

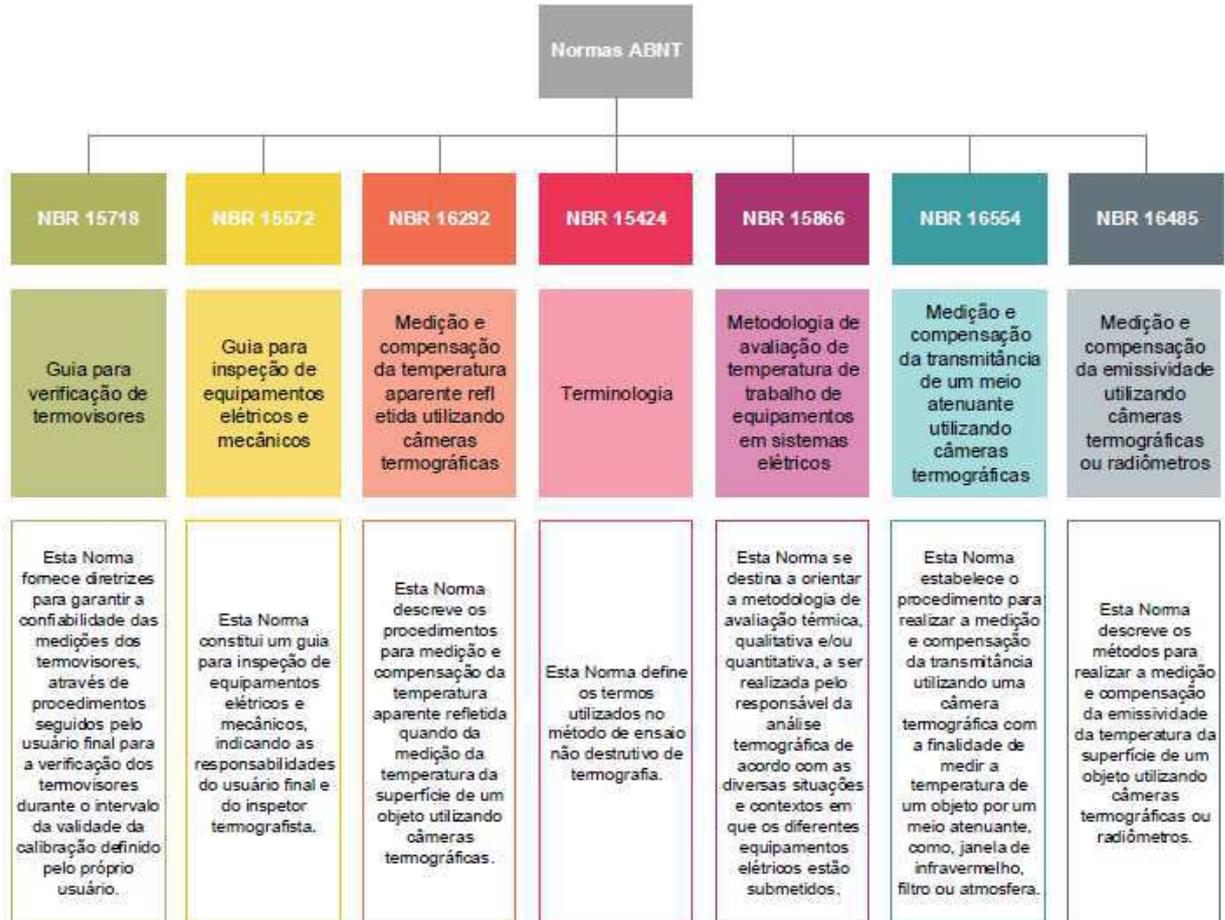
Ensaio	Desenvolvimento do projeto	Durante o processo de fabricação	Após a manufatura (inspeção)	Em serviço (inspeção)	Monitoramento
Emissão acústica	x	x	x	x	x
Tomografia computadorizada	x		x		
Teste de vazamento	x	x		x	
Radiografia	x	x	x	x	
Shearografia	x	x	x	x	
Tensão			x		x
<b>Termografia</b>			<b>x</b>	<b>x</b>	
Ultrassom	x	x	x	x	x
Teste visual	x	x	x	x	x

Fonte – Traduzido da ASTM E2533.

Como está apresentado na Tabela 3, a Termografia é indicada para realizar inspeções depois do produto finalizado como forma de inspeção ou quando a aeronave já realiza voo. A norma não estabelece as distâncias entre corpo de prova, fonte de calor e termovisor. Também não menciona sobre a indicação de utilização de câmaras de isolamento térmico. Os tipos típicos de defeitos geralmente detectáveis com termografia infravermelha que a norma cita incluem vazios, inclusões, rachaduras, delaminações, e a presença de fluidos. Em laminados compósitos muito finos, os resultados obtidos são melhores do que para compósitos mais espessos, no qual os defeitos mais profundos aparecerão maiores do que eles realmente são devido ao fluxo de calor lateral.

No Brasil há as normas redigidas pela Associação Brasileira de Normas Técnicas (ABNT). Não há nenhuma específica para ensaios em materiais compósitos ou para inspeção em componentes aeronáuticos. As normas vigentes estão apresentadas na Figura 36.

Figura 36 – Normas brasileiras sobre aplicação do ensaio de termografia.



Fonte – DA SILVA (2017).

#### 4.2.2 PARÂMETROS PARA ANÁLISE TERMOGRÁFICA

De acordo com Silva (2016), há várias fontes de radiação que podem influenciar as medições térmicas, elas podem ser divididas em grupos. Alguns dos parâmetros mais importantes ao usar a termografia por infravermelho estão apresentados no Quadro 1.

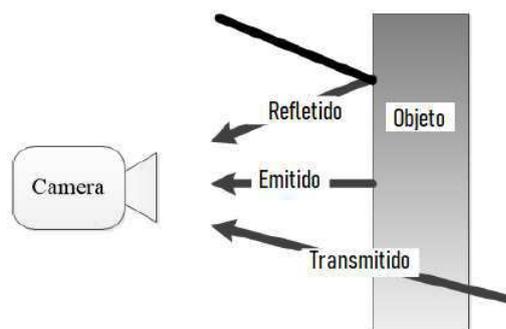
Quadro 1 – parâmetros importantes que influenciam na técnica de infravermelho.

Objeto	Emissividade
	Temperatura refletida
	Distância
	Transmissibilidade
Ambiente	Temperatura
	Umidade relativa
	Transmissibilidade

Fonte – Traduzido de SILVA (2016).

De acordo com Incropera (2011), emissividade é uma propriedade radiante da superfície e pode ser definida como a razão entre a radiação emitida pela superfície e a radiação emitida por um corpo negro a mesma temperatura. Silva (2016), afirma que se o objeto estiver sujeito a variação de temperatura e sua emissividade não for 1, a radiação que sai da superfície do objeto é uma mistura entre: a radiação emitida pelo corpo e a radiação refletida pela sua superfície. A radiação capturada por uma câmera térmica será ambas “radiações”, como está apresentado na Figura 37.

Figura 37 – Radiação emitida por um corpo.



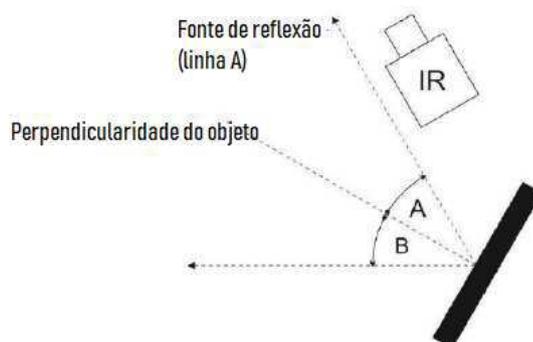
Fonte – Traduzido de SILVA (2016).

Se um objeto tiver uma emissividade menor que 1, para situações onde é mais frio que o ambiente, parecerá mais quente do que realmente é. O oposto também é verdade para situações em que o objeto é mais quente que o ambiente. Isso ocorre porque a radiação que a câmera térmica recebe será naturalmente emitida pela sua temperatura, adicionada para a radiação refletida. Essa radiação refletida será mais intensa se as fontes forem mais quentes e será menos intensa se forem mais frios. (VOLLMER; MÖLLMANN, 2010).

A temperatura refletida e complementar também tem um grande impacto nas medições de temperatura. Segundo a NBR 16292 (2014), que trata da medição e compensação da temperatura refletida utilizando câmeras termográficas, existem dois métodos para a estimativa desta influência: o método direto e o método refletor.

O método direto assume que o ambiente ao redor opera como um corpo negro com emissividade igual a 1, irradiando o objeto de interesse. Neste caso, ajusta-se a emissividade da câmera termográfica para 1 e posiciona-se a mesma contrária ao objeto de interesse na mesma direção e ângulo da fonte de reflexão, conforme Fig. 38. Após isso, registra-se a temperatura medida.

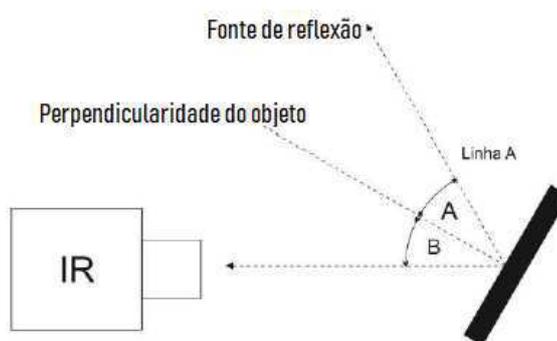
Figura 38 – Método direto.



Fonte – NBR 16292 (2014).

No método refletor, primeiramente posiciona-se a câmera termográfica do mesmo modo que ela deve ser posicionada para medição da temperatura do objeto, ajustando-se o seu foco e a emissividade para 1. Após isso, coloca-se um refletor infravermelho (Papel alumínio amassado) em frente e em paralelo ao objeto, conforme a Fig. 39. A temperatura registrada é a temperatura refletida. Recomenda-se que esse procedimento seja repetido por, no mínimo, três vezes para obter a média.

Figura 39 – Método indireto.



Fonte – NBR 16292 (2014).

A maioria dos gases como  $H_2O$ ,  $CO_2$ ,  $O_2$ ,  $N_2O$  entre vários outros, filtram a radiação em uma banda estreita. Assim, a mistura de vários gases resulta em vários cortes na transmissibilidade atmosférica em todo o espectro eletromagnético. A baixa densidade de gases implica que sua absorção de radiação (infravermelho ou outro) é considerável pequena. O efeito da absorção é significativo se a distância entre o objeto e a câmera é muito alta. Nas medições de temperatura, as distâncias usadas na termografia são muito pequenas. No entanto, muito frequentemente, as variações de temperatura nas aplicações dos ensaios não destrutivos são extremamente pequena, portanto, em alguns casos, isso pode ter um grande impacto nos resultados, tornando a distância parâmetro essencial. (SILVA, 2016).

De acordo com Silva (2017), para distâncias relativamente pequenas, a faixa espectral de 8 a 14  $\mu m$  apresenta uma elevada transmissibilidade, próxima à unidade, sendo, portanto

conhecida como “janela atmosférica”. Por essa razão, as câmeras que trabalham no espectro do Infravermelho, operam na faixa correspondente à janela atmosférica.

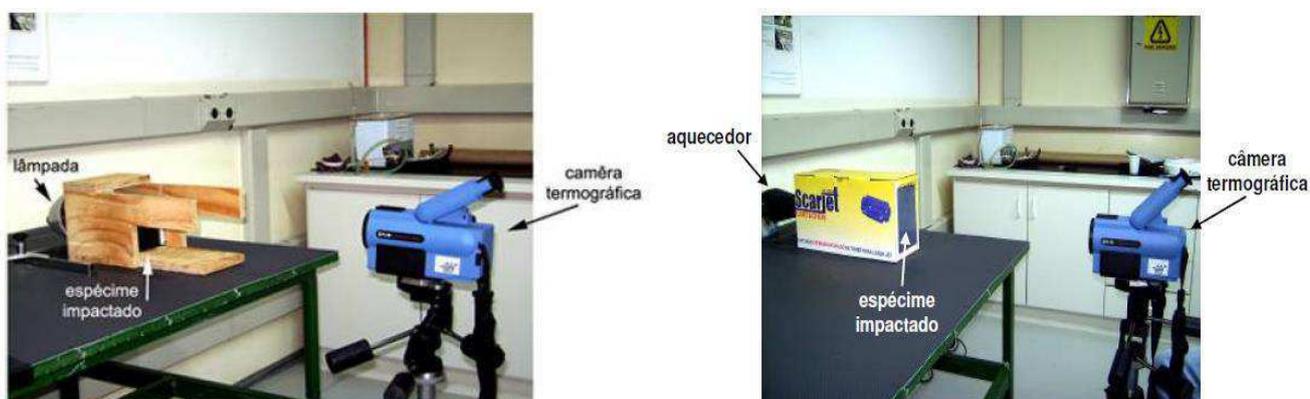
### 4.3 Inspeção termográfica em compósitos aeronáuticos

A utilização da técnica de termografia aplicada na indústria aeronáutica cresce gradativamente por se tratar de um ensaio não destrutivo, não oferecer riscos ao termografista, e principalmente por viabilizar inspecionar grandes áreas em pouco tempo.

As pesquisas avançam ao redor do mundo com o intuito de evoluir a técnica aplicada para materiais compósitos, pois a percentagem desse tipo de material usado para a fabricação da estrutura de uma aeronave só cresce. Segundo Rana e Figueiro (2016), estima-se que os componentes compostos constituam cerca de 50% em peso no cenário atual de aeronaves e são usados para carcaças de motores, seções de asa, cauda, fuselagem e superfícies de controle.

No Brasil Almeida (2010), investigou a inspeção termográfica de dano por impacto em laminados compósitos sólidos de matriz polimérica fortalecidas com fibra de carbono. Não houve menção sobre os parâmetros que influenciam na técnica de termografia. O autor utilizou-se da técnica ativa para realizar o aquecimento das placas compósitas por fluxo de ar quente e por lâmpadas incandescentes, chegando à conclusão que o aquecimento convectivo se mostrou mais eficaz que o aquecimento realizado por lâmpadas; a técnica detectou danos de 5J; pela técnica do aquecimento contínuo foi possível detectar danos do tipo vazios e bolhas. A Figura 40 apresenta a configuração utilizada por Almeida para obtenção dos termogramas.

Figura 40 – Configuração do ensaio termográfico realizado por Almeida, (a) aquecimento por lâmpada; (b) aquecimento por jato de ar quente.



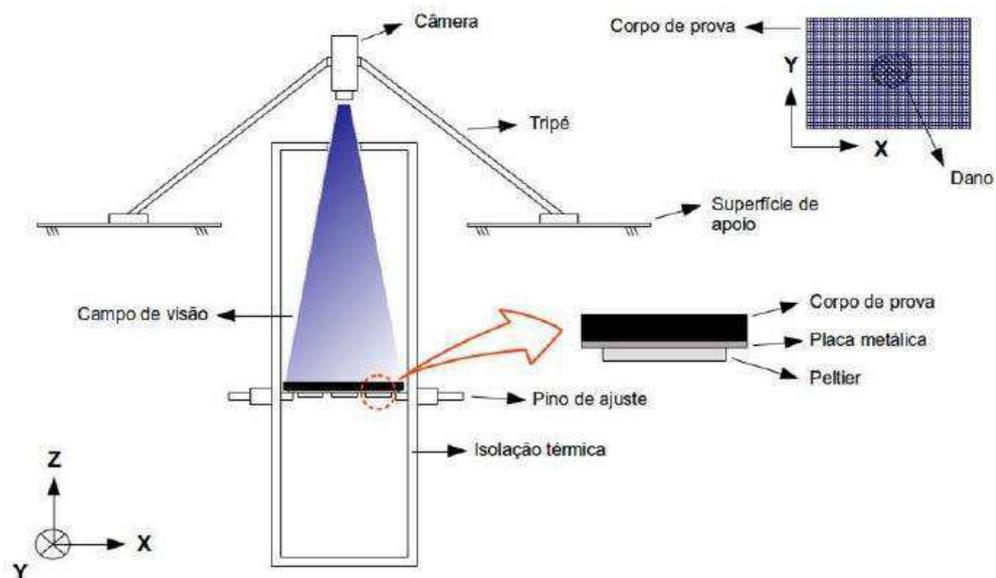
Fonte – ALMEIDA (2010).

Em 2011, Miranda desenvolveu o estudo da comparação entre métodos de inspeção não destrutiva aplicados a peças compósitas laminadas sólidas estruturais aeronáuticas. Dentre os vários ensaios a termografia é estudada pelo autor. Os ensaios não foram realizados no Brasil e

nem pelo autor, todos os corpos de prova foram enviados e ensaiados no laboratório da *Thermal Wave Imaging Inc* situado nos EUA. Como resultado Miranda destaca que a termografia o tempo de inspeção é significativamente curto (4,5 s) e bastante atrativo em termos de rapidez. O teste além de ser realizado em corpos de prova retilíneos também foi realizado em peças aeronáuticas compósitas de geometria complexa, para as peças a termografia não se mostrou hábil em indicar cabalmente a presença de danos e defeitos. Segundo Miranda (2011), a técnica mostra-se interessante para o mapeamento rápido de danos e defeitos em inspeções preliminares seguido pela aplicação de técnicas complementares mais lentas e com maior habilidade para definição dos contornos das discontinuidades.

A pesquisa da Termografia aplicada como teste não destrutivo em análise estrutural de compósitos realizada por Piffer em 2016 foi a única a projetar uma câmara de isolamento térmico. Na realização dos ensaios a autora utilizou células de peltier para excitar o material por condução. Segundo Piffer (2016), a câmara possibilitou que o meio externo não influenciasse negativamente o ensaio. A Figura 41 apresenta a configuração adotada para a realização dos ensaios termográficos.

Figura 41 – Configuração da bancada de ensaios de termografia adotada por PIFFER.

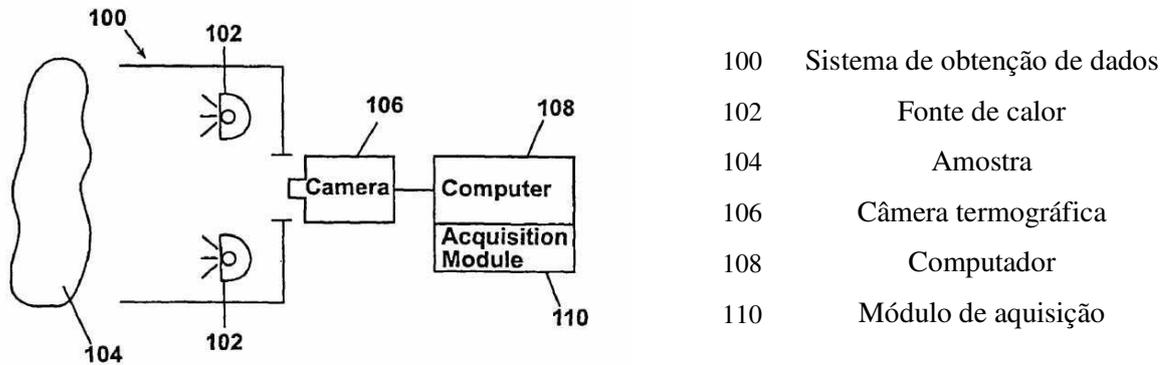


Fonte – PIFFER (2016).

Shepard em 2010 registra a patente de número US 7,724,925 B2 nos EUA intitulada “Sistema para geração de imagens termográficas utilizando reconstrução de sinal termográfico”. Um dos objetivos da invenção é fornecer um sistema não destrutivo de detecção de defeitos e método que reduz o tamanho e complexidade do histórico de temperatura-tempo dos dados de imagem sem comprometer a utilidade dos dados na detecção, localização e as

características físicas dos defeitos na Sub-superfície de uma amostra. A patente detalha o processo metodológico para aplicação da termografia ativa utilizando flash lâmpadas e por vibração. A configuração do ensaio utilizando fonte térmica para aquecimento está apresentada na Figura 42.

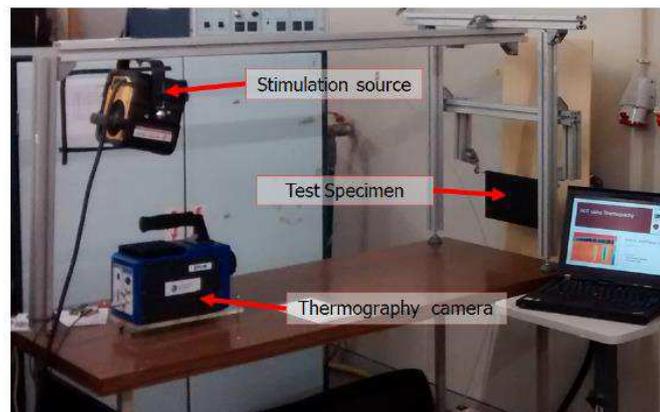
Figura 42 – Configuração apresentada para utilização de lâmpadas como fonte de aquecimento.



Fonte – SHEPARD (2010).

A fonte de calor pode ser qualquer fonte, tais como flash lâmpadas, lâmpadas de calor, corrente elétrica, ar aquecido, indução eletromagnética, energia ultrassom, etc., mas a escolha específica de fonte de calor não matéria para os fins da invenção, desde que haja um aquecimento da amostra e, em seguida, um gráfico com diminuição da temperatura da amostra. Em Portugal foi desenvolvida a tese por Silva o estudo da Detecção e Caracterização em materiais compósitos utilizando a termografia. Silva (2016) destaca que, os testes radiográficos e de ultrassom usam radiação ionizante ou são incapazes de analisar grandes áreas. A termografia infravermelha não apresenta nenhuma dessas desvantagens e pode produzir resultados muito bons e precisos. Geralmente, os testes ativos de infravermelho térmico são o método correto para detectar e caracterizar os defeitos em materiais compósitos em modo refletivo. A Figura 43 apresenta a configuração do ensaio realizado por Silva.

Figura 43 – Ensaio termográfico realizado por Silva.



Fonte – SILVA (2016).

Nota-se que os avanços científicos para aplicação da termografia em materiais compósitos são notáveis, porém ainda há a necessidade da evolução nos procedimentos metodológicos dos testes utilizando a técnica, pois, parte dos estudos sequer mencionam algumas das principais variáveis do processo e também não utilizam nenhuma forma para amenizar a influência do ambiente ao redor do material inspecionado.

## CAPÍTULO V

### 5 MATERIAIS E MÉTODOS

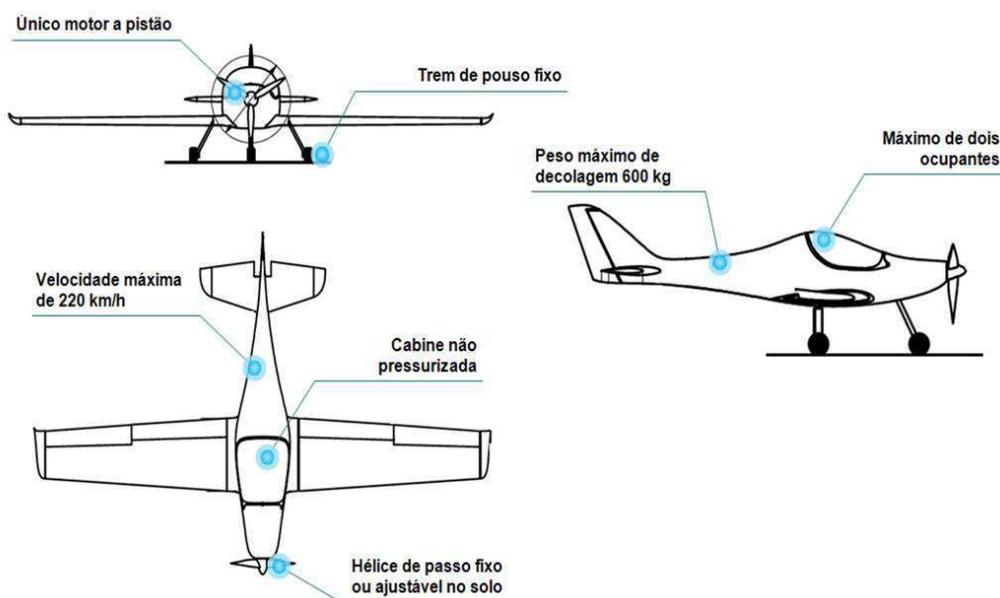
O objetivo deste capítulo é apresentar os materiais utilizados no desenvolvimento desta dissertação seguido dos procedimentos metodológicos. Inicialmente, apresenta-se o elemento de estudo e os materiais que foram utilizados, seguido da apresentação dos ensaios mecânicos realizados.

#### 5.1 Materiais

##### 5.1.1 OBJETO DE ESTUDO – REVESTIMENTO ALAR DE UMA AERONAVE LEVE ESPORTIVA

A aeronave *ST20*, cujo material que compõe o revestimento alar é o elemento de estudo dessa dissertação, foi concebida pela equipe de desenvolvimento da *Stratus Aeronaves*, empresa responsável pelo desenvolvimento de projetos aeronáuticos e construção de aeronaves no município de Campina Grande (PB). A aeronave *ST20* enquadra-se na categoria leve esportiva ou LSA (*Light Sport Aircraft*), para esta classe de aeronaves a ANAC exige características específicas. A Figura 44 apresenta as principais exigências para estes aviões.

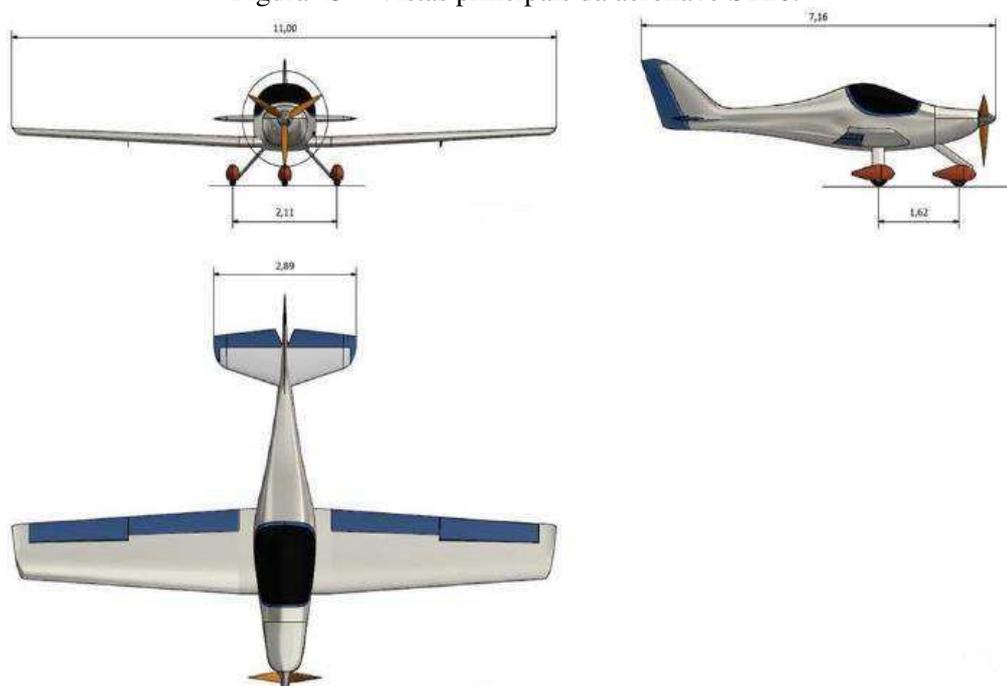
Figura 44 – Características de uma Aeronave Leve Esportiva.



Fonte – Autoria própria.

Essa classe de aviões promoveu a viabilidade econômica de novos projetos, pois são aeronaves de no máximo dois ocupantes e peso máximo de decolagem de 600 kg. A Figura 45 apresenta uma planta técnica do projeto da estrutura da aeronave ST20 da empresa Stratus.

Figura 45 – Vistas principais da aeronave ST20.



Fonte – Stratus Aeronaves (2019).

A Tabela 4 resume as principais características técnicas da aeronave ST20.

Tabela 4 – Características técnicas principais.

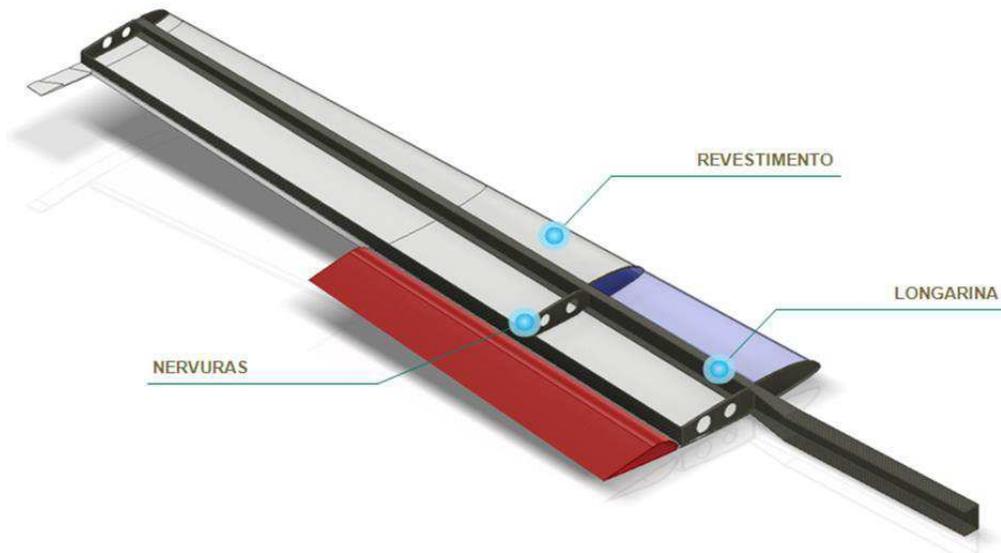
<b>Parâmetros</b>	<b>ST20</b>
Área Alar (m <sup>2</sup> )	14
Envergadura (m)	11
Corda na Raiz (m)	1,6
Corda na Ponta (m)	1
Velocidade de Estol (nós)	45
Velocidade de Cruzeiro (nós)	120
Peso Máximo de Decolagem (Kg)	600
Peso da Aeronave vazia (Kg)	325

Fonte – Stratus Aeronaves (2019).

O compósito de aplicação aeronáutica que será elemento de estudo desta pesquisa consiste no material projetado para suportar os esforços solicitantes no revestimento alar da aeronave ST20. A asa de um avião é o principal elemento de geração de sustentação, sendo

assim representa o componente fundamental que suporta o avião no voo. Os principais elementos estruturais de uma asa são as nervuras, a longarina, revestimento, o bordo de ataque e bordo de fuga. A Figura 45 apresenta os elementos da asa.

Figura 45 – Elementos estruturais de uma asa.



Fonte – Stratus Aeronaves (2019).

O revestimento da asa é responsável por garantir o formato do perfil aerodinâmico ao longo de toda envergadura. Este elemento é a primeira estrutura a sofrer falhas quando há impacto na asa. A Figura 46 apresenta a ilustração do material projetado para fabricação do revestimento alar para a asa projetada pela empresa Stratus Aeronaves.

Figura 46 – Asa trapezoidal.



Fonte – Stratus Aeronaves (2019).

A empresa optou por um material compósito sanduíche, a Figura 47 apresenta a configuração do material desenvolvido para o revestimento alar. As propriedades dos materiais utilizados estão apresentadas na Tabela 5 e os catálogos dos fabricantes encontram-se no Anexo I.

Figura 47 – Configuração do compósito aeronáutico estrutural da empresa Stratus.



Fonte – Autoria própria.

- Para aumentar a rigidez da estrutura, utilizou-se núcleo de espuma de Policloreto de Vinil (PVC) rígido com estrutura de células fechadas com espessura de 6 mm;
- A face superior é um compósito híbrido composto por uma camada de tecido bidirecional de fibra de carbono e uma camada de tecido bidirecional de fibra de vidro com matriz de resina epóxi;
- A face inferior é um laminado com apenas uma camada de tecido bidirecional de fibra de vidro com matriz de resina epóxi.

Tabela 5 – Propriedades mecânicas dos materiais utilizados para confecção do compósito sanduíche.

Material	Densidade
Tecido de fibra de Carbono da marca Texiglass	
Tecido de fibra de Vidro da maraca Texiglass	
Espuma PVC de 6 mm de espessura da marca Divynycell H60	60 kg/m <sup>3</sup>
Resina Araldite 5052	0,93 - 0,95 g/cm <sup>3</sup>

Fonte – Stratus Aeronaves (2019).

### 5.1.2 PROCESSO DE FABRICAÇÃO

Para a confecção do material inicialmente se realizou o empilhamento manualmente das camadas do compósito. A primeira camada consiste no tecido de fibra de vidro e após a impregnação da resina é posta a segunda camada de tecido de fibra de carbono, como apresenta a Figura 48.

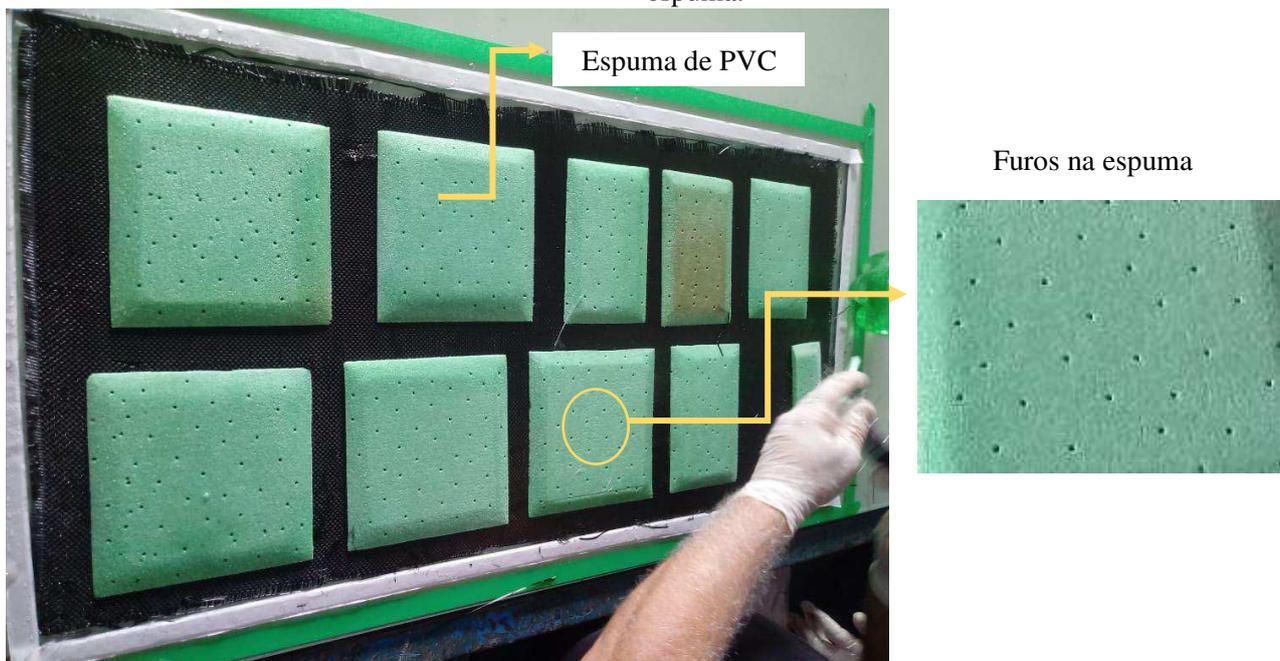
Figura 48 – Camada de fibra de carbono sobre a fibra de vidro.



Fonte – Stratus Aeronaves (2019).

Após o empilhamento dos tecidos do compósito híbrido que consiste na face superior do compósito, a espuma de PVC que consiste no núcleo do compósito sanduíche, é posicionada sobre as fibras. Para obter melhor aderência do núcleo com as faces do compósito são realizados pequenos orifícios na espuma como apresenta a Figura 49.

Figura 49 – Núcleo de PVC; (a) posicionado sobre o compósito híbrido; (b) zoom dos furos postos na espuma.



Fonte – Stratus Aeronaves (2019).

Após a camada de resina ser depositada sobre o núcleo de espuma, depositou a última camada de tecido de fibra de vidro que consiste na face inferior do compósito sanduíche, como está apresentado na Figura 50.

Figura 50 – Última camada de fibra de vidro.



Fonte – Stratus Aeronaves (2019).

Após o empilhamento dos materiais do compósito, o mesmo é colocado dentro da bolsa de vácuo para realização da compactação uniforme das camadas, como está apresentado na Figura 51.

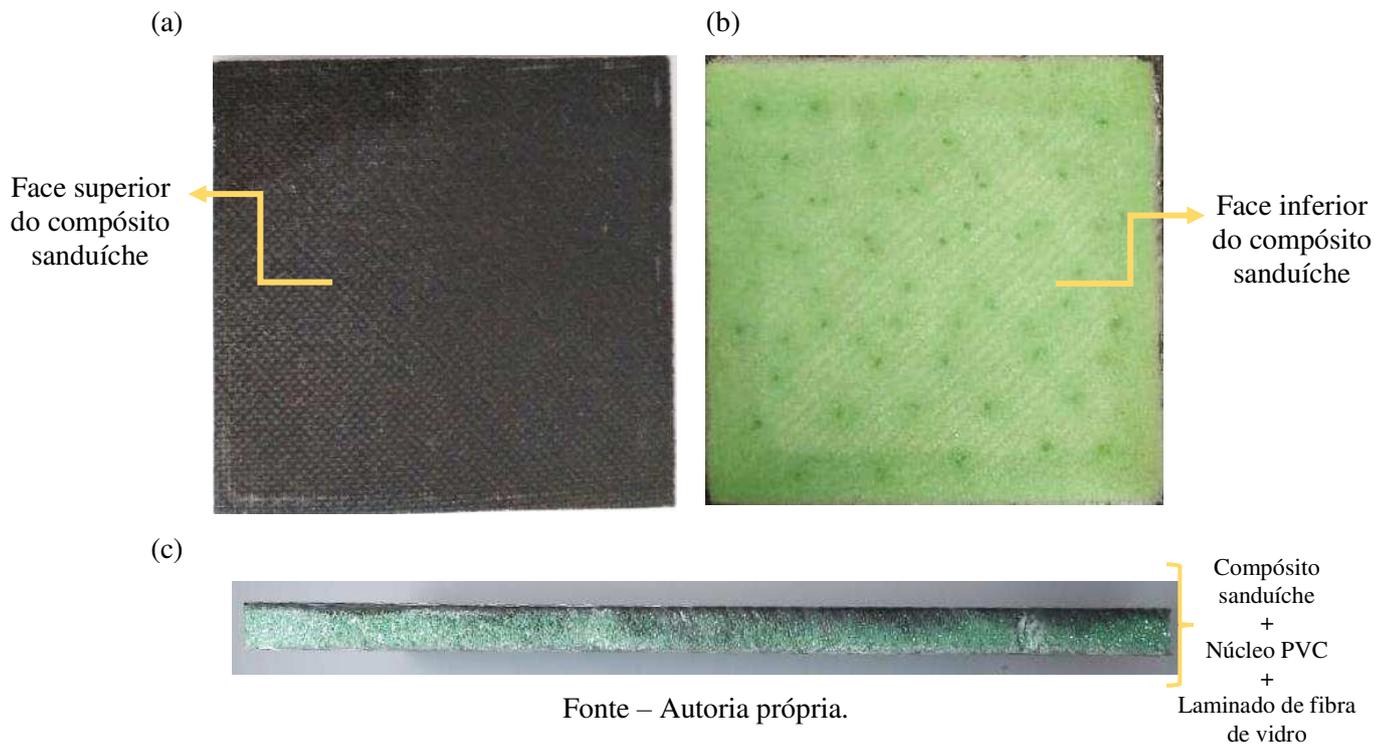
Figura 51 – Camada de fibra de carbono sobre a fibra de vidro.



Fonte – Stratus Aeronaves (2019).

Após a cura dos laminados, realizou-se o desmolde da peça e por fim o corte dos corpos de prova (Figura 52).

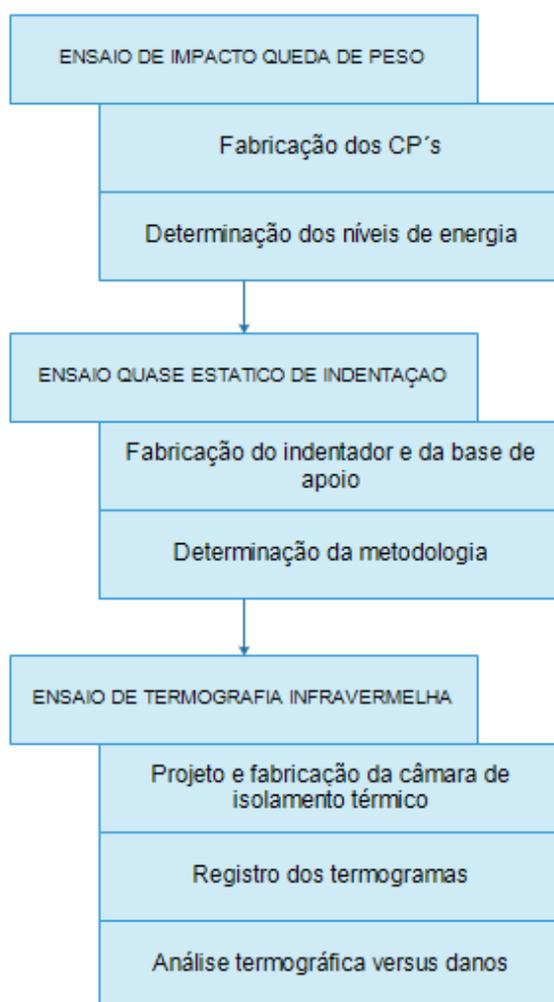
Figura 52 – Corpos de prova fabricados; (a) Vista frontal; (b) Vista traseira; (c) Vista lateral.



## 5.2 Metodologia experimental

A sequência metodológica dos ensaios mecânicos realizados para o desenvolvimento desta pesquisa está apresentada pelo fluxograma da Figura 53.

Figura 53 – Sequência dos ensaios mecânicos realizados.



Fonte – Autoria própria.

### 5.2.1 ENSAIO DE IMPACTO POR QUEDA DE PESO

Como apresenta a Figura 53, inicialmente foi realizado o ensaio de impacto queda de peso. Este tipo de ensaio consiste numa carga aplicada, no qual um peso desprende-se de uma altura pré-determinada e atinge um corpo-de-prova em um plano horizontal. As massas utilizadas no ensaio são intercambiáveis, possuem diferentes pesos e podem cair de alturas variáveis. Em geral este evento de impacto não causa a destruição completa do corpo-de-prova, como resultado do ensaio, obtém-se a energia absorvida pelo material, força de impacto, entre outras variáveis.

Para tanto, utilizou-se as diretrizes estabelecidas pela norma ASTM – D7136M (Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event) e pela norma ASTM – D7766 (Standard Practice for Damage Resistance testing of sandwich constructions), a máquina utilizada foi

projetada para ensaios por queda de peso desenvolvida por (JUNIOR, 2014), conforme mostrado na Figura 54 e encontra-se disponível para realização de pesquisas científicas e acadêmicas na Unidade Acadêmica de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Campina grande (UFCG) no Laboratório de Projetos e Instrumentos (LPI).

A máquina possui as seguintes propriedades:

- 5 níveis de energia de impacto

Tabela 6 – Níveis de energia de impacto.

Níveis de energia (J)				
15,8	30,9	46,15	61,3	76,4

Fonte – Autoria própria.

- Altura de queda dos pesos de 1,03 metros;
- Impactador de ponta semiesférica com diâmetro de 16 mm e dureza 57 HRC.

Figura 54 – Máquina para ensaios de impacto do tipo queda de peso em materiais compósitos; (a) vista isométrica; (b) máquina projetada para ensaios de impacto em compósitos.

(a)



(b)



Fonte – JUNIOR, (2014).

Após a realização do ensaio de impacto queda de peso e da análise via termografia infravermelha foi solicitado para a empresa Stratus Aeronaves que os compósitos impactados fossem cortados na seção transversal para a análise dos danos internos.

### **Determinação dos níveis de energia**

Esta dissertação se propõe a analisar impactos de baixa velocidade em compósitos para aplicação aeronáutica. A máquina disponível para realização dos ensaios de impacto queda de

peso apresenta cinco níveis de energia, sendo o menor nível de 15,8 J, esta energia de impacto apresenta dano visível, devido a isso foi necessário realizar adequações de acordo com as limitações da máquina para obtenção de um impacto cujo dano fosse de difícil percepção a olho nu. A Tabela 2 (presente no capítulo III), apresenta os tipos comuns de danos de impacto em estruturas aeronáuticas, foi utilizada como referência para determinação do nível mínimo de energia de impacto desta pesquisa.

Utilizando os dados da Tabela 2 como parâmetro, considerou-se realizar um impacto cujo nível mínimo de energia fosse inferior a 10 J para que pudéssemos obter um dano mais próximo de situações reais. Assim, a partir dos equipamentos disponíveis se utilizou a barra responsável por impactar o material com a energia de 15,8 J, ou seja, a barra com massa de 1 kg e estipulou a altura da queda de impacto de 0,5 metro.

A partir da equação da Energia potencial (Equação 8), pôde-se determinar o nível mínimo de energia de impacto equivalente a 7,7 J adotada para os ensaios.

$$E_p = m.g.h \quad (8)$$

Onde: m = massa, g = aceleração da gravidade e h = altura de queda.

Mais três níveis de energia foram determinados a partir dos valores de referências da Tabela 2 e das limitações da máquina. Estipulou-se o nível máximo de 46,15 J, pois em testes preliminares a falha ocasionada devido ao impacto com esta energia foi de quebra das fibras de ambas as faces do compósito, apresentando um dano de fácil percepção.

Assim, os níveis de energia aos quais os corpos de provas foram submetidos estão apresentados na Tabela 7.

Tabela 7 – Níveis de energia utilizados no ensaio de impacto.

<b>Nível 1 de energia</b>	<b>Nível 2 de energia</b>	<b>Nível 3 de energia</b>	<b>Nível 4 de energia</b>
7,7 J	15,8 J	30,9 J	46,15 J

Fonte – Autoria própria.

Para facilitar a organização dos corpos de prova analisados, adotou-se a nomenclatura apresentada na Tabela 8.

Tabela 8 – Nomenclatura para os compósitos do ensaio de impacto queda de peso.

<b>Nomenclatura</b>	<b>Nível de energia</b>
1CP1	7,7 J
1CP2	15,8 J
1CP3	30,9 J
1CP4	46,15 J

Fonte – Autoria própria.

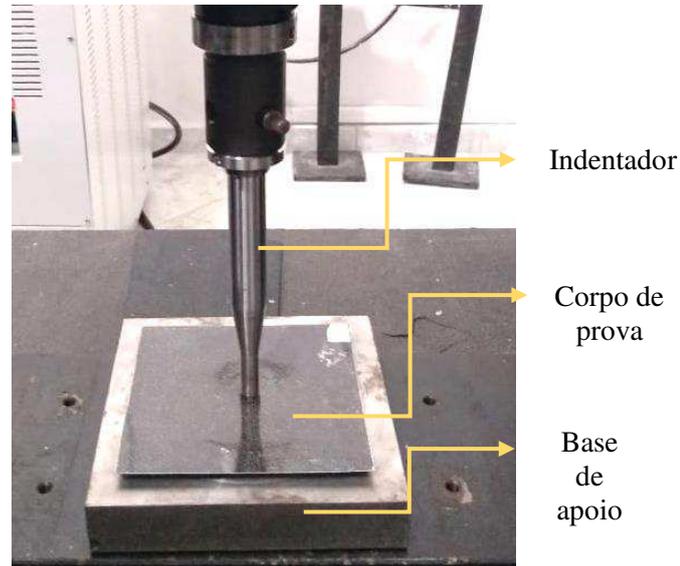
### 5.2.2 ENSAIO QUASE ESTÁTICO DE INDENTAÇÃO

O ensaio quase estático de indentação determina a resistência a danos em materiais compósitos submetido a uma força de indentação concentrada em lenta velocidade.

Para tanto, utilizou-se as diretrizes estabelecidas pela norma ASTM – D6264 (Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite to a Concentrated Quase-Static Indentation Force) e a norma ASTM – D7766 (Standard Practice for Damage Resistance testing of sandwich constructions), a máquina utilizada foi uma INSTRON 5582 (Figura 55), e encontra-se disponível para realização de pesquisas científicas e acadêmicas na Unidade Acadêmica de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Campina grande (UFCG) no Laboratório de Materiais e Estruturas Ativas (LAMEA). A Figura 55 (b) apresenta o corpo de prova alocado para a realização do experimento.

Figura 55 – Montagem do ensaio quase estático; (a) Instron montada para experimento quase estático; (b) Corpo de prova alocado para realização do ensaio.

(b)



Fonte – Autoria própria.

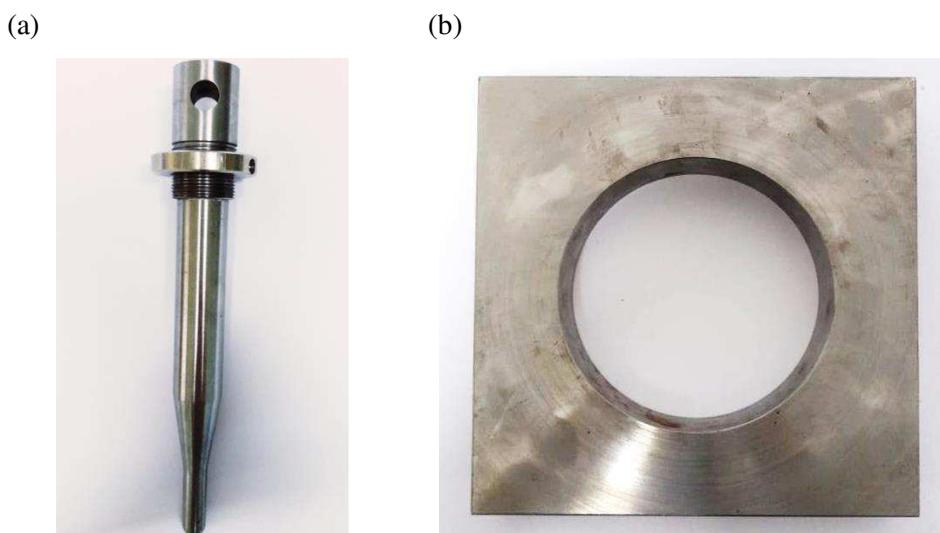
Após a realização do ensaio de impacto quase estático de indentação e da análise via termografia infravermelha foi solicitado para a empresa Stratus Aeronaves que os compósitos impactados fossem cortados na seção transversal para a análise dos danos internos.

#### **Fabricação do indentador e base de apoio**

Este ensaio requer um indentador com diâmetro de 13 mm e que seja fabricada em material com dureza de 60 a 62 HRC. Para tanto, foi necessário a realização do projeto da garra

especificada por norma para ser acoplada na máquina INSTRON disponível. O projeto foi realizado por uma pesquisa científica da Unidade Acadêmica de Engenharia Mecânica da UFCG pelo estudante Gustavo Lima do Nascimento como apoio para o desenvolvimento desta dissertação, o desenho técnico apresenta-se no Anexo 1. O indentador foi fabricado na oficina Mecânica Industrial Nossa Senhora da Abadia localizada no distrito dos mecânicos na cidade de Campina Grande. O suporte foi fabricado em aço pelo Serviço Nacional de Aprendizagem Industrial (SENAI), localizado no Distrito Industrial na cidade de Campina Grande. A Figura 56 apresenta o indentador e a base de apoio fabricados para o específico ensaio de impacto.

Figura 56 – (a) Indentador utilizado no ensaio quase estático de indentação; (b) Suporte para realização dos ensaios quase estático de indentação.



Fonte – Autoria própria.

O suporte foi fabricado em aço, possui 40 mm de espessura, furo central de 125 mm de diâmetro e 200 mm de comprimento e largura. Utilizou-se a velocidade de 1,25mm/min pois este é valor indicado pela norma para materiais compósitos sanduíche com núcleos que apresentem baixa resistência a compressão tal como núcleo de espuma, para a taxa de descarga se utilizou exatamente a mesma velocidade.

A norma ASTM 6264 estabelece dois procedimentos que podem ser utilizados na realização do ensaio quase estático. O procedimento A consiste em apoiar o corpo de prova sobre um suporte, esta configuração é determinada pela norma como “Configuração das bordas apoiadas”. Já o procedimento B consiste em apoiar o material em um suporte totalmente rígido. A norma não indica em qual situação é indicado utilizar tais suportes, logo fica a critério do cientista determinar qual procedimento utilizar. Diante das pesquisas realizadas ao longo desta dissertação, de acordo com os estudos desenvolvidos em Singapura por Sq Zhu e Gin Chai (2015), em Portugal por L.S Sutherland e C. Guedes (2012), na Espanha por Ahmed Waig et al

(2015) e na Itália por Rudie Vella, Claire de Marco e Pierluigi Mollicone (2014) todos utilizaram o procedimento A para realizar os testes, fazendo os ajustes necessários para as máquinas que foram utilizadas. Os autores citados realizaram os ensaios quase estáticos com as bordas do corpo de prova apoiadas, sendo assim, também se definiu a utilização desta configuração para a realização dos ensaios desta pesquisa.

### **Determinação da metodologia**

Inicialmente realizou-se o ensaio até obter a perfuração total do espécime. Para determinação das paradas, levou-se em consideração a espessura do material. Os corpos de provas apresentam espessura entre 6,3mm e 6,6mm, diante destes valores se determinou realizar o ensaio quase estático de indentação em duas paradas. A máquina apresenta os resultados da força aplicada versus o deslocamento da bandeja onde o indentador está acoplado. Devido a isso, não foi possível estimar a localização exata da espessura do material em que a máquina foi parada e descarregada, assim estipulou as paradas em relação ao deslocamento do indentador, a Tabela 9 apresenta as paradas programadas.

Tabela 9 – Classificação das paradas para o ensaio quase estático de indentação.

<b>Parada 1</b>	<b>Parada 2</b>	<b>Parada 3</b>	<b>Parada 4</b>
Perfuração total	Perfuração total	6 mm	8 mm

Fonte – Autoria própria.

Para facilitar a organização dos compósitos analisados, adotou-se a nomenclatura da Tabela 10.

Tabela 10 – Nomenclatura para os compósitos do ensaio de impacto queda de peso.

<b>Nomenclatura</b>	<b>Nível de energia</b>
1E1	Perfuração total
1E2	Perfuração total
1E3	Parada em 6 mm
1E4	Parada em 8 mm

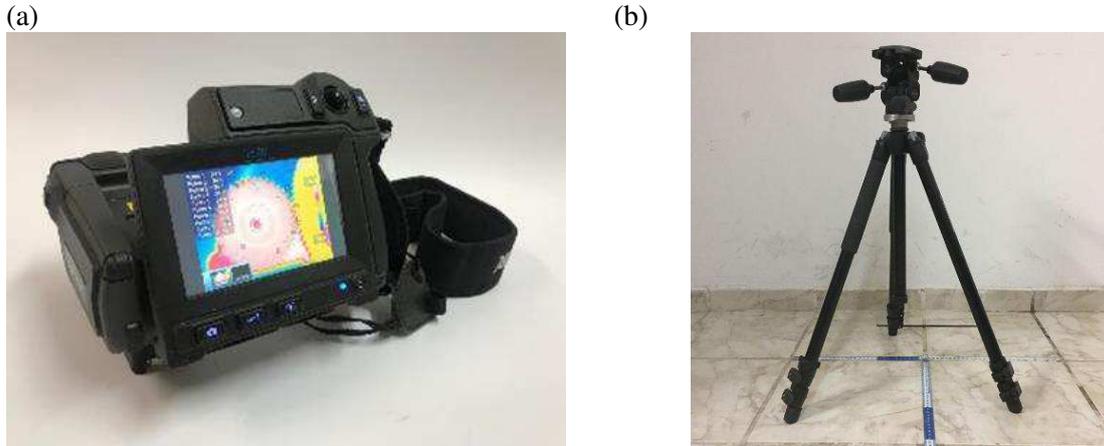
Fonte – Autoria própria.

### **5.2.3 ENSAIO NÃO DESTRUTIVO DE TERMOGRAFIA**

O ensaio de termografia consiste na obtenção de um mapeamento térmico de uma superfície, peça, estrutura etc. Para o registro das imagens térmicas, foi utilizado o termovisor Flir T620 com lente 13.1mm/45° (Figura 57 (a)) e um tripé (Figura 57 (b)). Os ensaios foram

realizados no Laboratório de Engenharia e Segurança do Trabalho (LEEST) vinculado ao departamento de Engenharia Mecânica da UFCG.

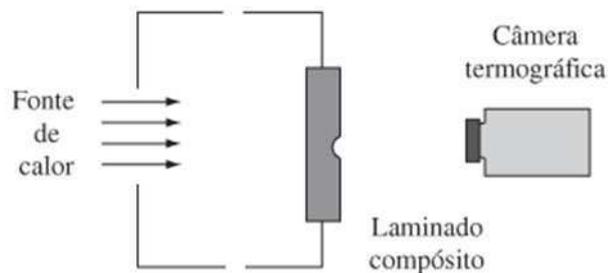
Figura 57 – Termovisor Flir T620 (a) e tripé (b).



Fonte – Autoria própria.

Para materiais compósitos é necessário a utilização de uma fonte de calor para realizar a excitação do material para que a radiação emitida pelo CP seja suficiente para ser captada pela câmera termográfica. Por optar pela técnica da termografia ativa (Figura 58), na qual o objeto de estudo é energeticamente estimulado de forma que um fluxo interno de calor seja gerado na parte inspecionada, se fez necessário a escolha da fonte de calor para o de aquecimento dos espécimes, assim como determinar o tempo de aquecimento e a distância da fonte para o corpo de prova impactado. Para análise dos termogramas foi utilizado o *software FLIR Tools*.

Figura 58 – Método ativo de análise termográfica.



Fonte - TARPANI et al., (2009).

### Projeto da câmara de isolamento térmico

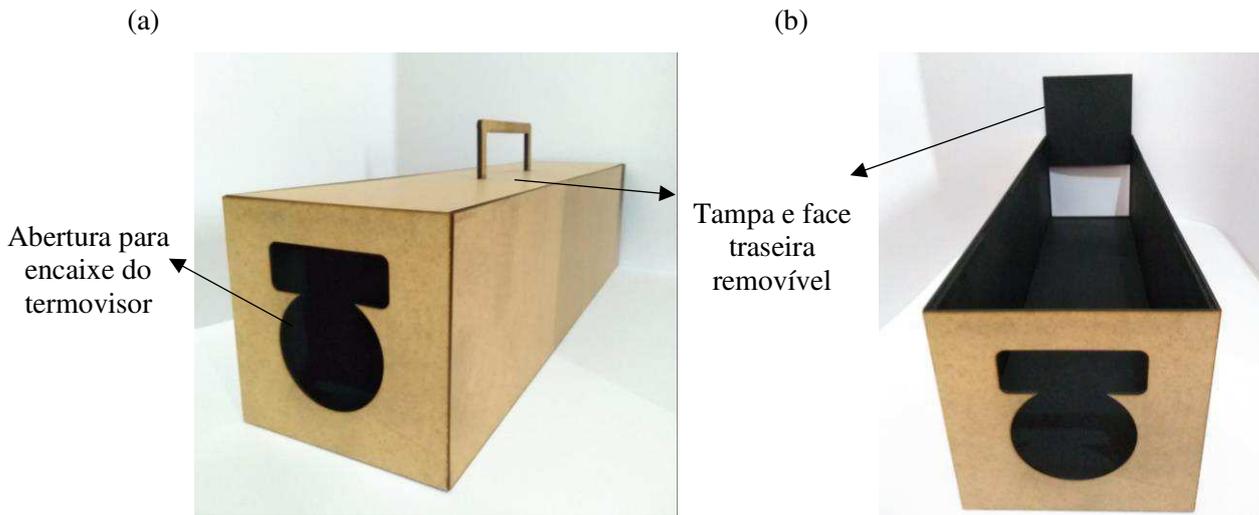
Com intuito de diminuir a influência da temperatura aparente do ambiente nos termogramas obtidos se fez necessário o desenvolvimento do projeto da câmara de isolamento térmico, para tanto pesquisou-se sobre normas específicas para ensaios de termografia em materiais compósitos, o desenho da estrutura principal foi desenvolvido no software *Autodesk*

*Inventor 2018* e em seguida foi enviado para fabricação. A confecção da estrutura foi realizada com madeira MDF de 3 e 6 mm através da contratação de serviço de terceiros.

A geometria selecionada para a câmara foi retangular devido a facilidade construtiva. Não foi encontrado nenhuma norma específica para desenvolvimento e construção de câmaras de isolamento para análise termográfica, sendo assim para o dimensionamento da estrutura se levou em consideração o comprimento focal mínimo estabelecido pelo fabricante da câmara termográfica que é de 42 cm, a altura dos corpos de prova que é de 15 cm e a largura do maior CP que é de 15 cm. Diante dessas condições determinou-se uma câmara retangular com as seguintes dimensões: 80 cm de comprimento, 20 cm de largura e 20 cm de altura, o desenho técnico apresenta-se no Apêndice I.

A câmara possui uma abertura no formato da lente do termovisor na face frontal para o encaixe da mesma (Figura 59 (a)), e para facilitar o posicionamento dos compósitos danificados a parte superior é removível, assim como a face traseira, pois, foi projetada para fechar e abrir rapidamente com o intuito de realizar o aquecimento da peça dentro da caixa (Figura 59 (b)).

Figura 59 – Protótipo da caixa de isolamento térmico; (a) Vista isométrica; (b) Tampa e face traseira removível.



Fonte – Autoria própria

Para o acabamento da caixa fez-se a pintura interna com tinta preta fosca, por ser a cor em que existe ausência de reflexão da luz. De forma a reduzir o ganho de calor pelos corpos circunvizinhos foi então necessário o uso de papel alumínio, pois é um material de alta refletância e baixa emissividade, (SILVA, 2017). A Figura 60 apresenta a caixa de isolamento finalizada.

Figura 60 –Caixa de isolamento térmico; (a) Vista interna; (b) Vista Frontal.

(a)

(b)

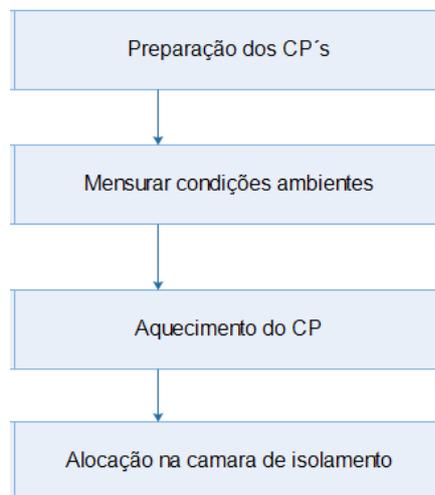


Fonte – Autoria própria.

### Registro dos termogramas

A sequência metodológica para a obtenção dos termogramas dos corpos de prova danificados por ensaios de impacto está apresentada na Figura 61.

Figura 61 – Sequencia metodológica para obtenção dos termogramas.



Fonte – Autoria própria.

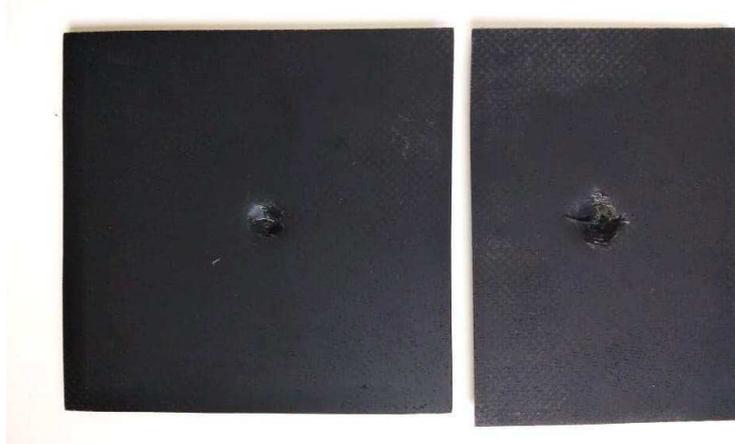
- **Preparação dos Cp's**

Inicialmente se realizou a pintura dos corpos de prova com tinta preta fosca no intuito de obter melhores termogramas pois a fabricação do material compósito proporcionou um

acabamento brilhante. Segundo Çengel e Ghajar (2015), superfícies revestidas com a técnica de pintura a preto-escuro idealizam o comportamento do corpo negro.

As pinturas dos corpos de prova foram realizadas com tinta preta fosca com emissividade de 0,98. A pulverização foi feita a 20 cm de distância e o tempo de secagem foi de 1 hora. A Figura 62 apresenta os CP's pintados.

Figura 62 – Corpos de prova pintados com tinta preta fosca.



Fonte – Autoria própria.

- **Mensurar condições ambientes**

Utilizou-se as diretrizes indicadas pelo manual da câmera termográfica na qual indica os parâmetros que devem ser ajustados antes dos registros, tais como: Emissividade, Temperatura Aparente Refletida, Distância, Umidade relativa e Temperatura atmosférica. Para determinação da temperatura aparente refletida utilizou-se o método refletor apresentado na norma ABNT NBR 16292-14 com o auxílio de um aparato feito de papel alumínio e isopor.

A emissividade é determinada pelo próprio manual da câmera para vários tipos de materiais, para mensuração das condições ambientais, tais como umidade relativa e temperatura atmosférica utilizou-se a Sonda AMI 300 (Figura 63), esse equipamento foi disponibilizado pelo Laboratório de Ergonomia e Engenharia de Segurança do Trabalho (LEEST) da UFCG.

Figura 63 – Sonda AMI 300.



Fonte – Autoria própria.

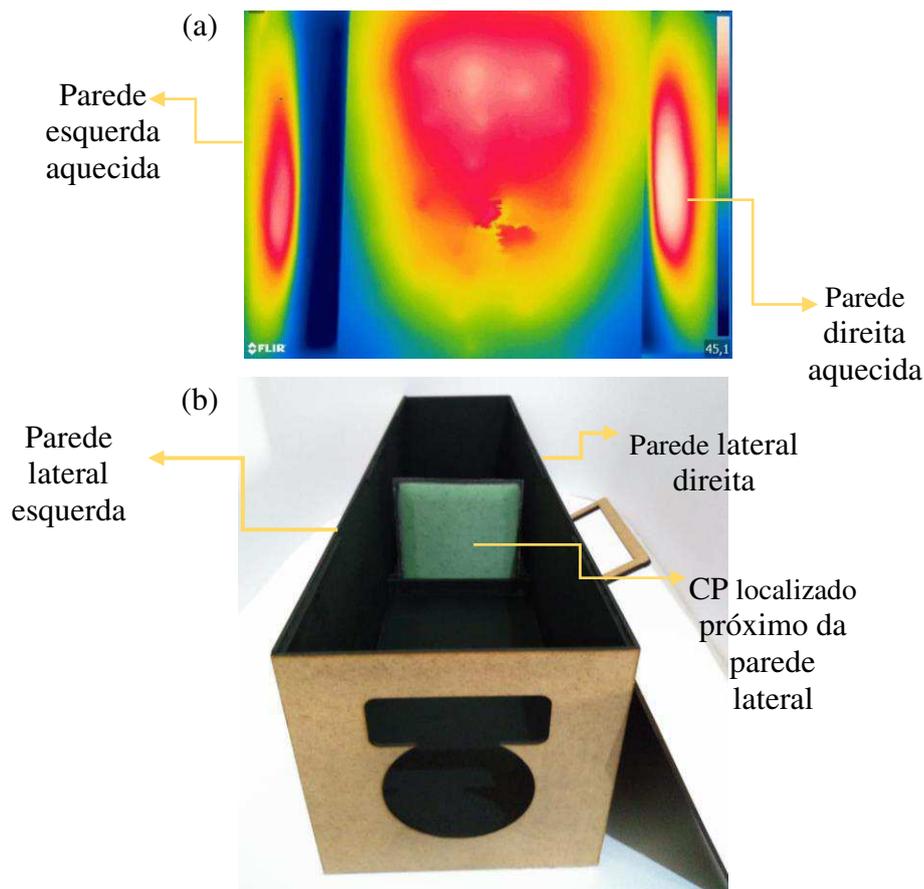
- **Aquecimento do CP**

Como fonte de calor utilizou-se lâmpadas halógenas, as quais foram usadas para aquecer a superfície dos corpos de prova. O CP foi aquecido por uma lâmpada halógena de 500W a uma distância de 20 cm da fonte de calor.

Foram realizados vários tempos de aquecimento para determinar qual proporcionou a captação de melhores termogramas. Foram realizados com 1, 2, 3 e 5 minutos de aquecimento, o qual apresentou melhor visualização dos termogramas e dos danos foi o tempo de 3 min, visto que o tempo inferior a 3 min não proporcionou a captação de nenhuma zona danificada e o tempo superior proporcionou aquecimento uniforme do CP.

Inicialmente foi realizado o aquecimento do material dentro da câmara de isolamento térmico, porém, devido à proximidade das paredes com o CP houve o aquecimento das laterais da caixa, esse fato influenciou na captura dos termogramas visto que foi captado uma grande zona quente ao lado do compósito danificado como apresenta o termograma da Figura 73 (b).

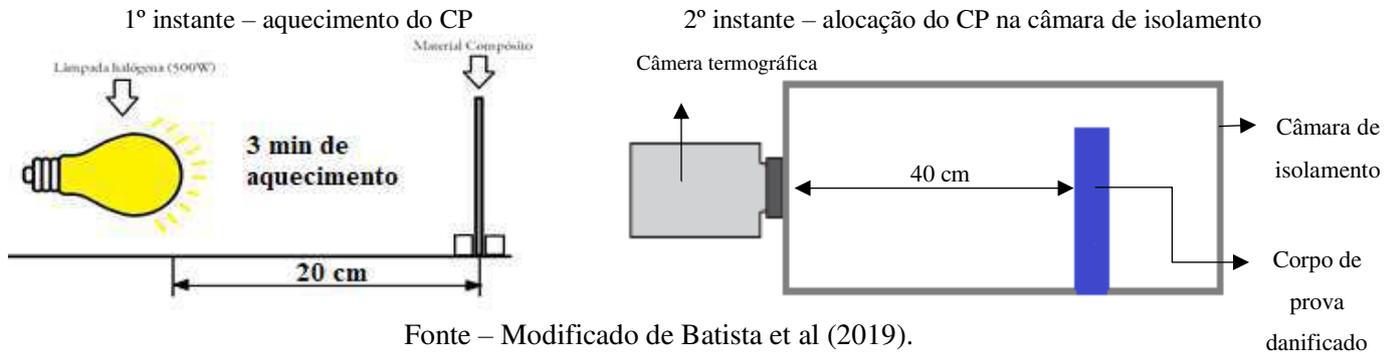
Figura 64 – CP aquecido dentro da câmara térmica; (a) Proximidade do CP com as paredes laterais; (b) Termograma com influência da zona quente das paredes da caixa.



Fonte – Autoria própria

Devido a influência de zona quente advinda da caixa de isolamento, se fez o aquecimento do CP fora da câmara. Assim, o ensaio termográfico se deu em dois instantes como apresenta a Figura 65.

Figura 65 – Ensaio termográfico.



Após aquecido o material é alocado imediatamente dentro da câmara de isolamento térmico, o qual dista 40 cm da face frontal onde é encaixada a lente do termovisor.

- **Alocação na câmara de isolamento**

Após o aquecimento, o material é rapidamente alocado dentro da câmara de isolamento com o intuito de perder o mínimo de calor para o ambiente e então é obtido os termogramas.

### **Análise do decaimento da temperatura nos termogramas**

Após a alocação do corpo de prova dentro da câmara de isolamento obteve-se o primeiro termograma, afim de obter a curva de resfriamento do CP foi capturado um termograma após 30 e 60 segundos de resfriamento. Com a utilização do software *Flir tools* foi possível determinar a temperatura no centro da placa, exatamente onde se localiza a região danificada pelos ensaios de impactos. A Figura 66 apresenta o ponto no qual foram determinadas as temperaturas.

Figura 66 – Localização do ponto no qual foi determinado a temperatura no resfriamento do compósito.



Fonte – Autoria própria.

## CAPÍTULO VI

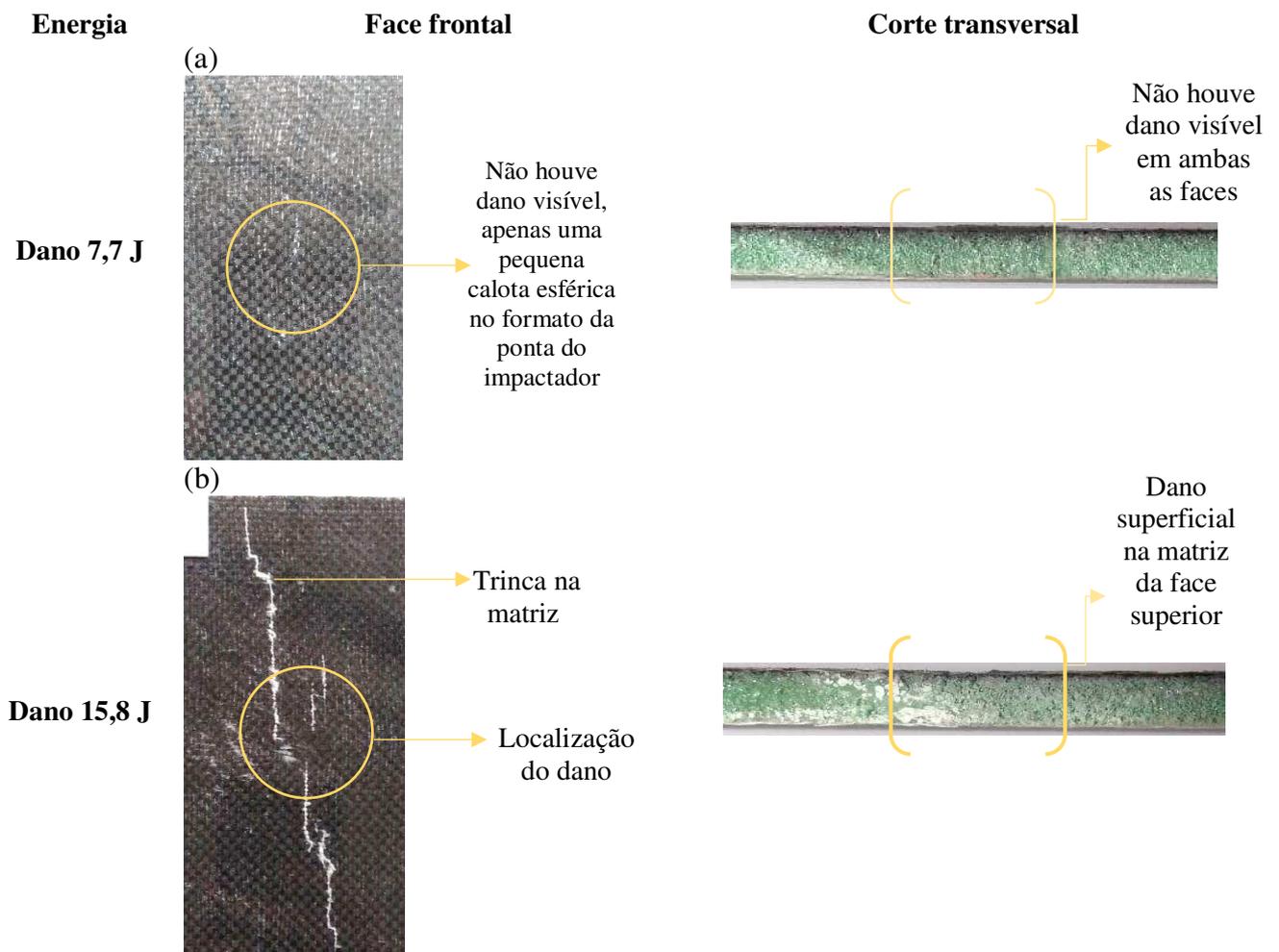
### 6 RESULTADOS E DISCUSSÕES

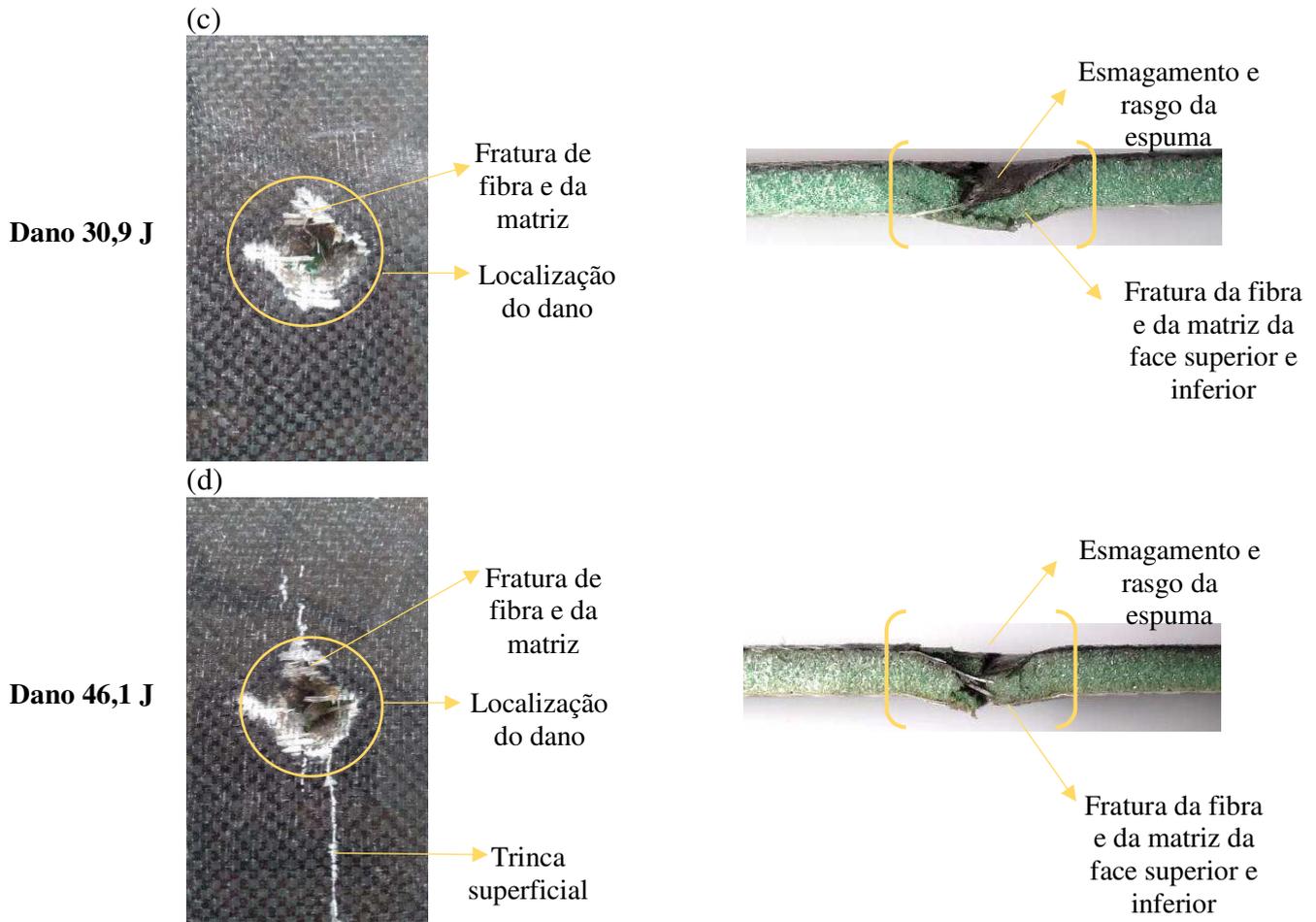
O objetivo deste capítulo é apresentar os resultados e as discussões a partir dos métodos descritos no capítulo anterior.

#### 6.1 Ensaio de impacto por queda de peso

A Figura 67 apresenta a face frontal danificada e a seção transversal dos compósitos após o ensaio de queda de peso. A região danificada apresenta-se evidenciada por colchetes para melhor identificação.

Figura 67 – Regiões danificadas dos compósitos; (a) energia de impacto 7,7 J; (b) energia de impacto 15,8 J; (c) energia de impacto 30,9 J; (d) energia de impacto 46,1 J.





Fonte – Autoria própria.

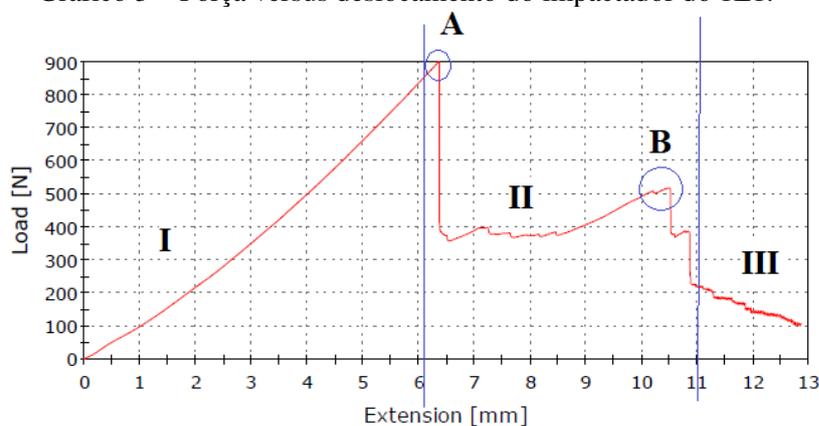
Nas imagens das zonas de dano na face frontal, pode-se observar um aumento progressivo na gravidade do dano proveniente do aumento da energia de impacto, sendo a Figura 67 (d) a que apresentou um maior dano aparente, com ruptura da matriz e trincas superficiais na matriz. No impacto de menor energia (Fig.67 (a)), não se observou danos visíveis no compósito. Este dano de baixa velocidade causou apenas indentação de difícil percepção a olho nu, o dano possui geometria em forma de calota esférica devido ao formato da ponta do indentador. No dano de impacto ocasionado pela energia de 15,9 J (Figura 67 (b)), observou-se apenas trincas superficiais na matriz do compósito. O dano causado pelo terceiro nível de energia, Figura 67 (c), causou a quebra das fibras tanto do compósito híbrido quanto da face posterior que consiste no laminado de fibra de vidro. Nas imagens das zonas de dano na seção transversal, observa-se que os dois primeiros níveis de energia não apresentaram nenhum dano visível interno, já para os níveis maiores de energia é possível notar as fibras rompidas, esmagamento e rasgo da espuma.

## 6.2 Ensaio quase estático de indentação

- **Corpo de prova 1E1**

O Gráfico 3 apresenta a curva da Força versus o deslocamento do indentador para o compósito 1E1.

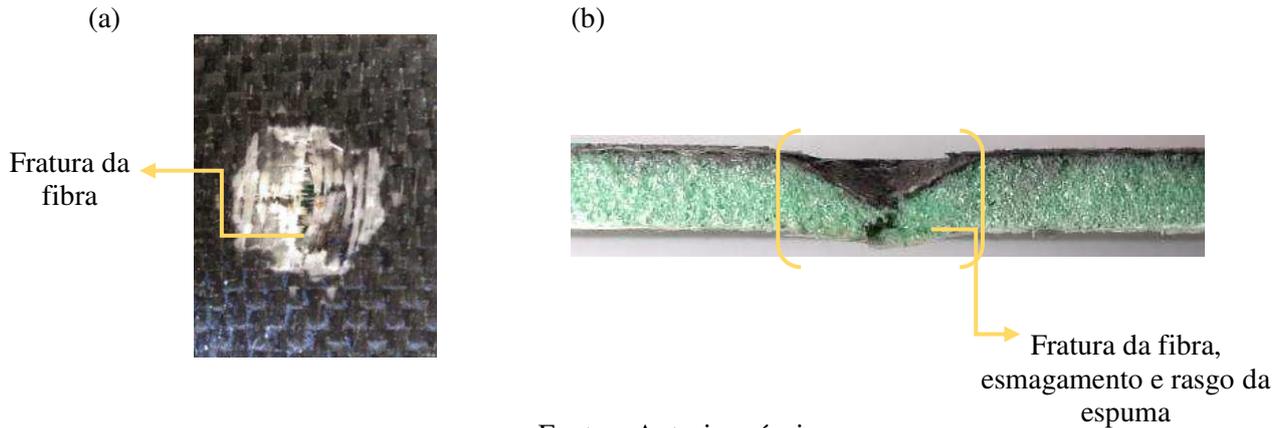
Gráfico 3 – Força versus deslocamento do impactador do 1E1.



Fonte – Autoria própria.

A partir da análise do gráfico do compósito 1E1, pode-se perceber que o estágio I é referente a região elástica e atingiu a força máxima de 900 N. O ponto A corresponde o ponto em que houve quebra das fibras do compósito híbrido ocasionando o dano, de acordo com os resultados obtidos por Wei He *et al* (2014), esta é a carga necessária para ocasionar danos. A região II correspondeu a fase em que ocorreu o rasgamento do núcleo de espuma. No ponto B percebe-se que houve um aumento na força, isso ocorreu devido a ruptura da fibra de vidro correspondente a face posterior do compósito sanduíche. A fase III refere-se ao estágio de fratura no qual houve a falha do material, pois houve perfuração total. Foram observados gráficos com comportamento semelhante obtidos por Wagih, Costa e Blanco para compósitos laminados com fibra de carbono. A Figura 68 apresenta as imagens dos danos ocasionados na face superior e o corte transversal dos compósitos.

Figura 68 – Danos do material 1E1; (a) dano na face frontal; (b) corte transversal ao dano.

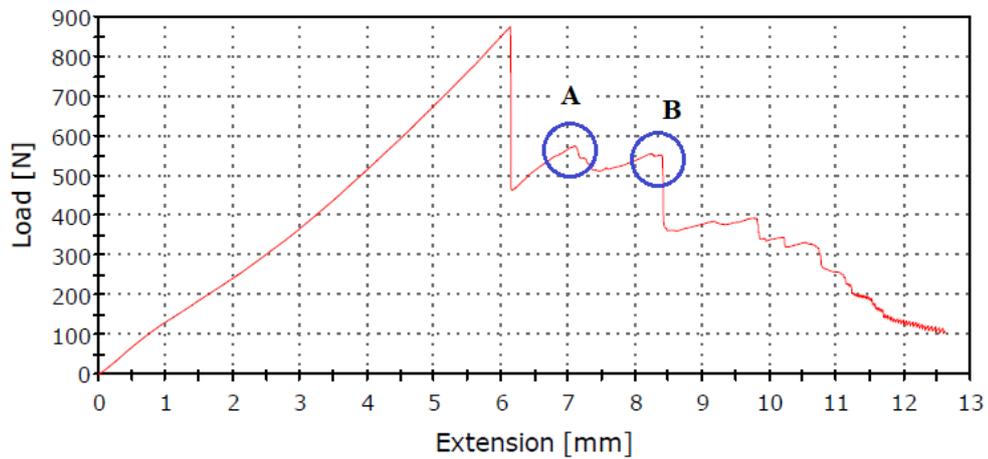


A Figura 68 (a) apresenta a região danificada da face frontal do compósito 1E1, na qual é possível observar a fratura das fibras e a Figura 68 (b) apresenta o corte transversal ao dano, onde é possível observar o esmagamento e rasgo da espuma.

- **Corpo de prova 1E2**

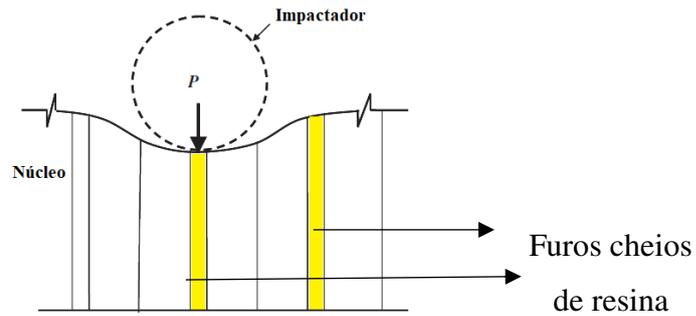
A curva da força versus o deslocamento do indentador obtido no material 1E2 apresenta-se no Gráfico 4.

Gráfico 4 – Força versus deslocamento do impactador do 1E2.



Quando comparado com o gráfico obtido para o material 1E1, o gráfico do material 1E2 apresentou uma pequena distorção, houve dois picos (A e B) após a ruptura do compósito híbrido no compósito, supõem-se que o indentador atingiu um ou mais furos cheio de resina presentes na espuma (Fig.49), apresentando um aumento na força de compressão do núcleo correspondente ao pico A, enquanto que o pico B corresponde o ponto da ruptura da fibra de vidro da face posterior. A Figura 69 apresenta uma ilustração da hipótese em que se acredita que o impactador atingiu um ou mais furos de resina.

Figura 69 – Ilustração do impactador atingindo um furo de resina.



Fonte – Autoria própria.

Os danos causados pelo impacto quase estático no material 1E2 estão apresentados na Figura 70.

Figura 70 – Danos do material 1E2; (a) dano na face frontal; (b) corte transversal ao dano.

(a)

(b)



Fratura da fibra



Fratura das fibras, esmagamento e rasgo da espuma

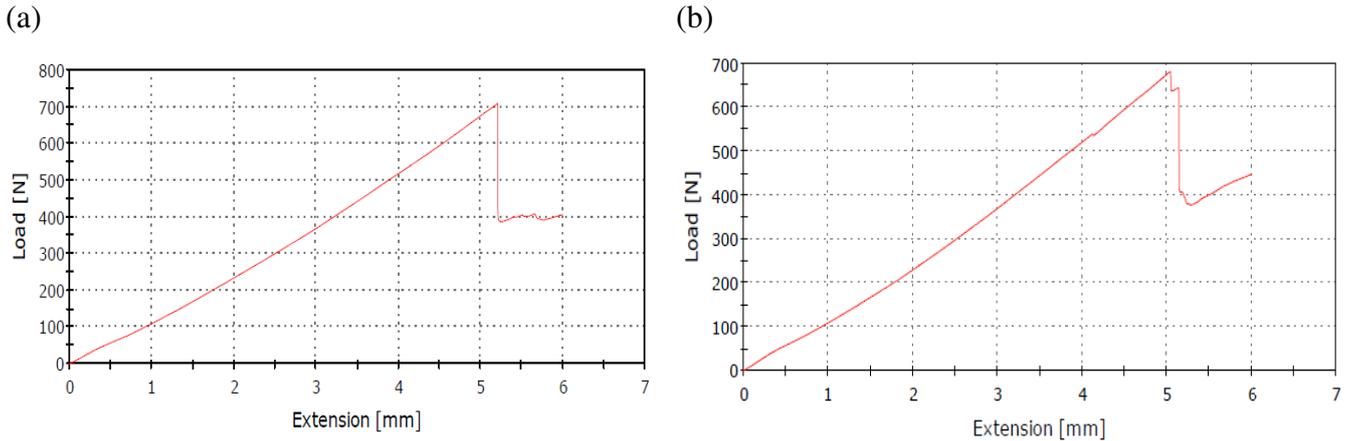
Fonte – Autoria própria.

A Figura 70 (a) apresenta a região danificada da face frontal do compósito 1E2, na qual é possível observar fratura das fibras. Já a Figura 70 (b) apresenta o corte transversal ao dano, observa-se fratura das fibras, esmagamento e rasgo da espuma.

- **Corpos de prova 1E3 e 1E4**

Os gráficos 5 (a) e (b) apresentam as curvas da força versus o deslocamento do indentador obtidas para os compósitos 1E3 e 1E4 respectivamente.

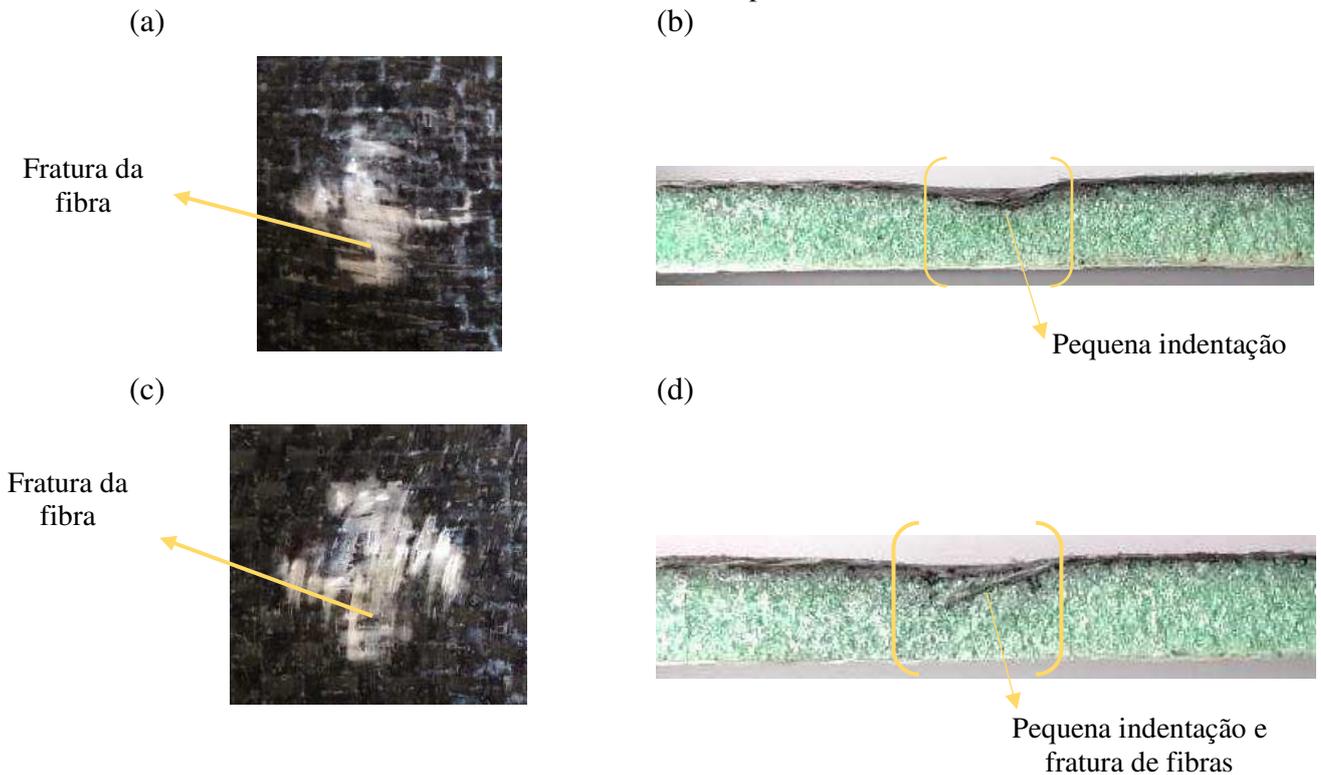
Gráfico 5 – Força versus deslocamento do impactador; (a) compósito 1E3; (b) compósito 1E4.



Fonte – Autoria própria.

Assim como obtido nas curvas dos compósitos 1E1 e 1E2, ambas as curvas dos compósitos 1E3 e 1E4 apresentam a região elástica, porém com decréscimo na força máxima. Os danos apresentados pelos compósitos 1E3 e 1E4 são semelhantes, ambos apresentaram fratura de fibra da face superior (Figura 71 (a) e (c)). Os cortes nos materiais realizados transversais ao dano (Figura 74 (b) e (d)) apresentam pequena indentação e fratura de fibra, não houve esmagamento da espuma.

Figura 71 – Danos do material 1E3 e 1E4; (a) dano na face frontal do compósito 1E3; (b) corte transversal ao dano do compósito 1E3; (c) dano na face frontal do compósito 1E4; (d) corte transversal ao dano do compósito 1E4.



Fonte – Autoria própria.

### 6.3 Ensaio termográfico

A Tabela 12 apresenta as condições ambientes do laboratório onde os ensaios termográficos foram realizados.

Tabela 12 – Condições ambiente.

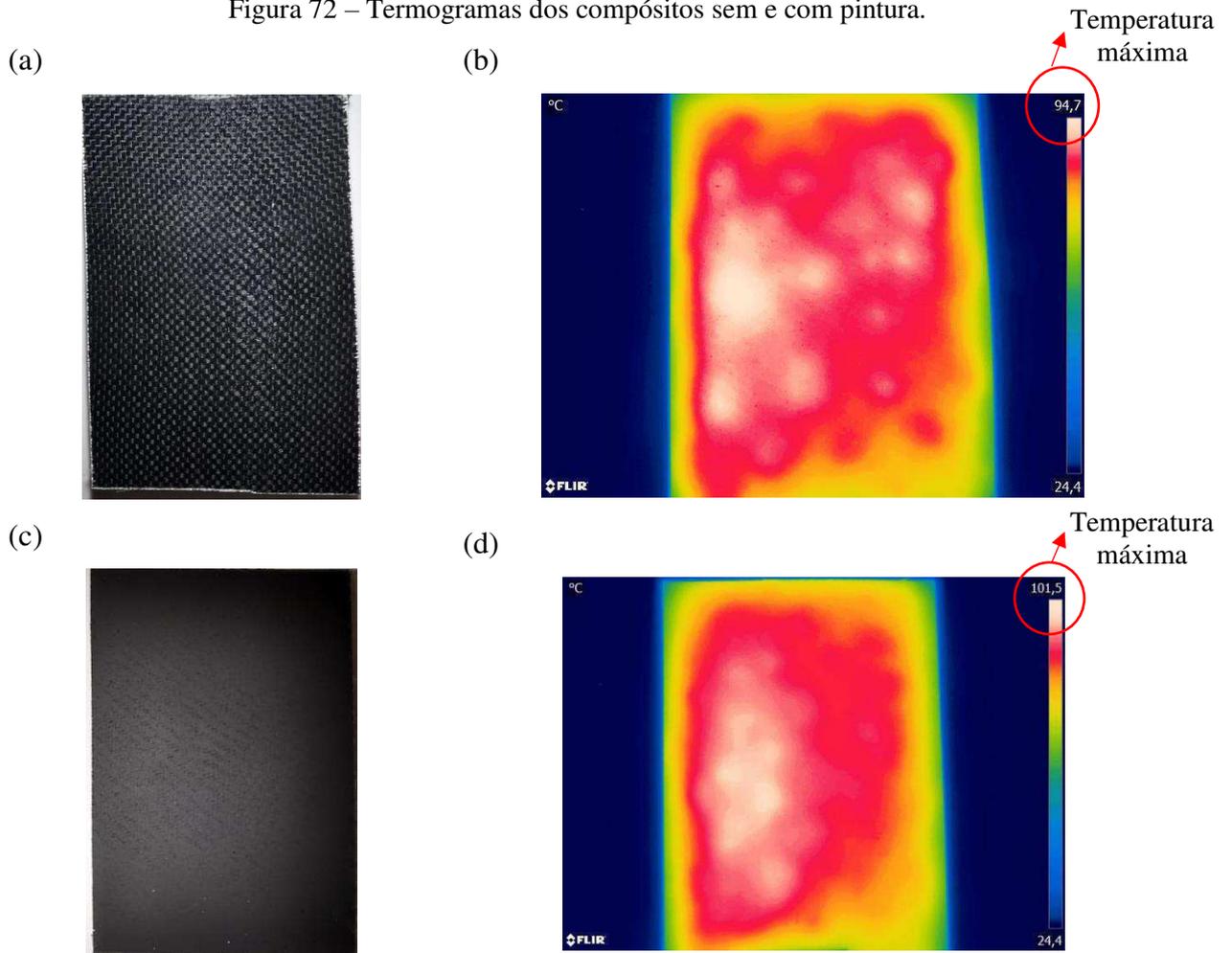
Temperatura atmosférica	24 a 25 °C
Temperatura refletida	31 °C
Velocidade do ar	0 m/s
Umidade relativa	54,3
Distancia	0,4 m
Emissividade	0,92 – 0,98

Fonte – Autoria própria.

#### 6.3.1 INFLUÊNCIA DA PINTURA DOS CP'S

A Figura 72 apresenta os termogramas capturados dos compósitos com pintura e sem pintura dentro da caixa de isolamento térmico.

Figura 72 – Termogramas dos compósitos sem e com pintura.



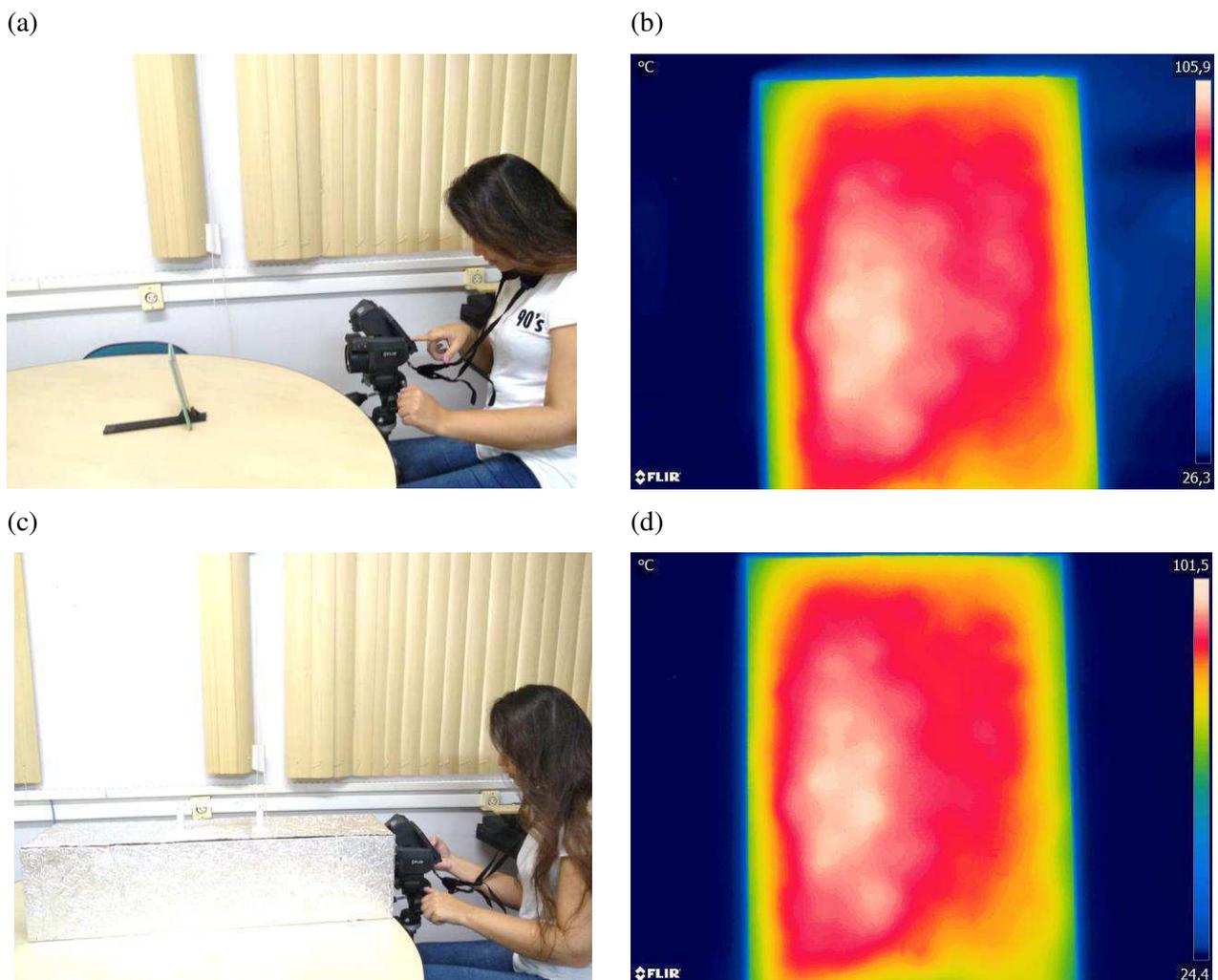
Fonte – Autoria própria.

Observou-se que a temperatura máxima para o compósito pintado foi maior quando comparado com a temperatura máxima do compósito sem pintura, esse comportamento é previsto pois a tinta preta com alta emissividade possibilitou o material emitir maior radiação.

### 6.3.2 INFLUÊNCIA DA CÂMARA DE ISOLAMENTO

A Figura 73 apresenta os termogramas obtidos dos compósitos pintados dentro da câmara de isolamento e fora da câmara de isolamento.

Figura 73 – Termogramas dos compósitos com pintura fora e dentro da câmara de isolamento.



Fonte – Autoria própria.

Para determinar o decaimento da temperatura, a cada 30 segundos foram capturados termogramas. A Tabela 13 apresenta as temperaturas máximas dos compósitos dentro e fora da caixa de isolamento térmico.

Tabela 13 – Temperatura máxima ao longo do resfriamento do compósito dentro e fora da caixa de isolamento.

<b>Condição</b>	<b>Temperatura máxima captada pela câmera termográfica (°C)</b>	<b>Tempo de resfriamento (s)</b>
Compósito fora da caixa de isolamento térmico	105,9	0
	72,1	30
	54,7	60
Compósito dentro da caixa de isolamento térmico	101,5	0
	84,7	30
	66,1	60

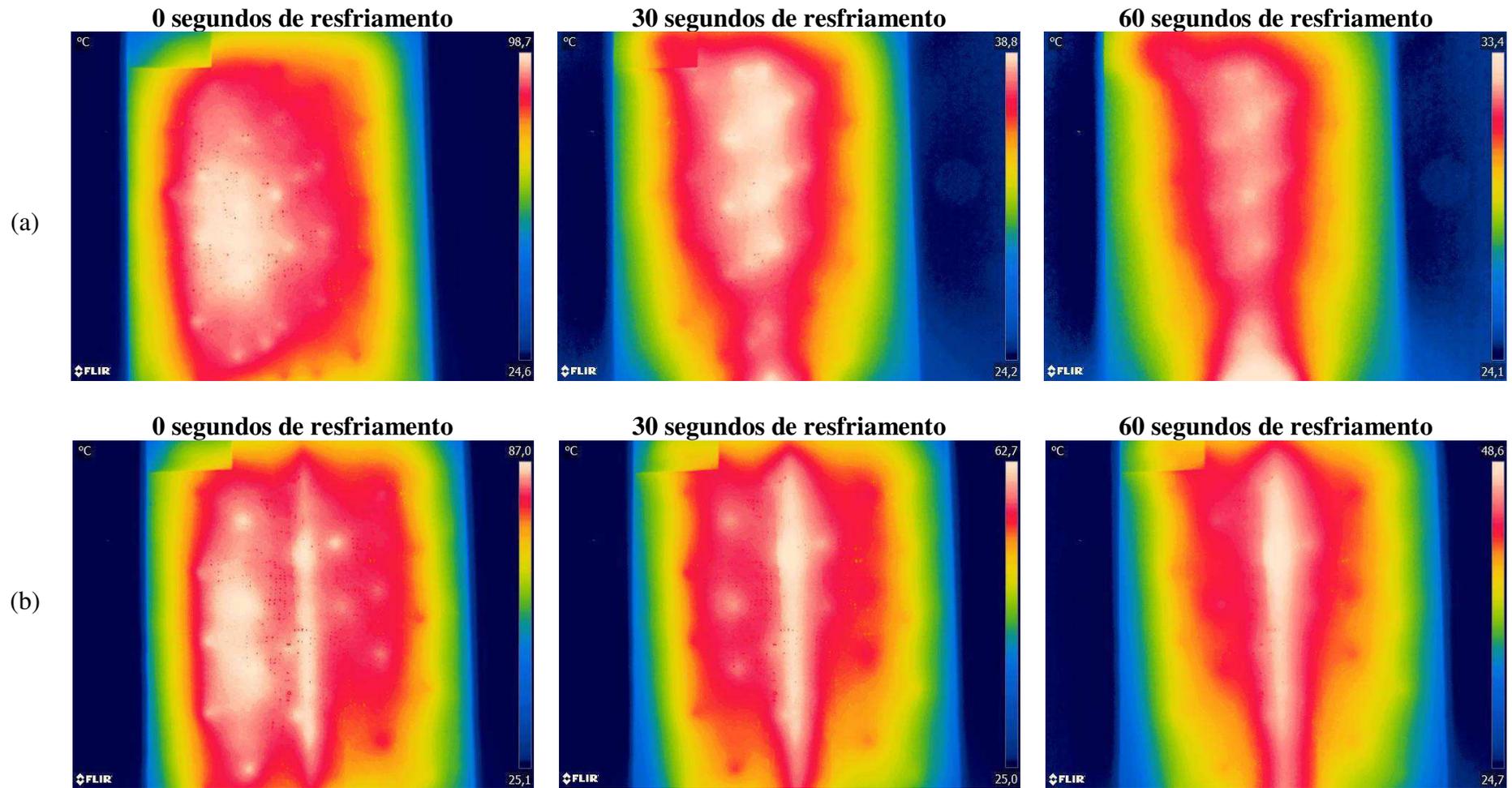
Fonte – Autoria própria.

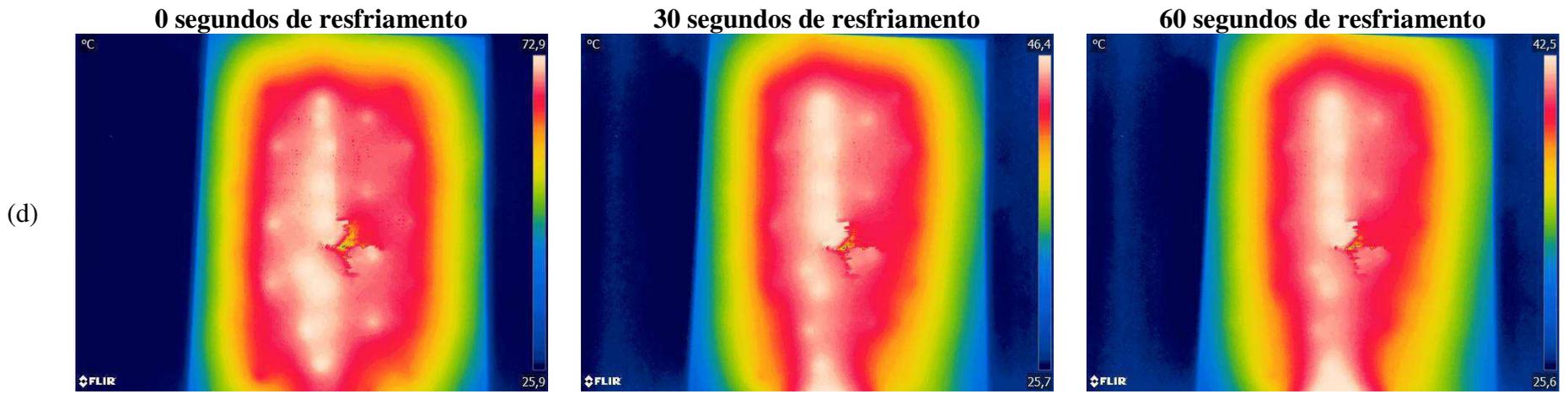
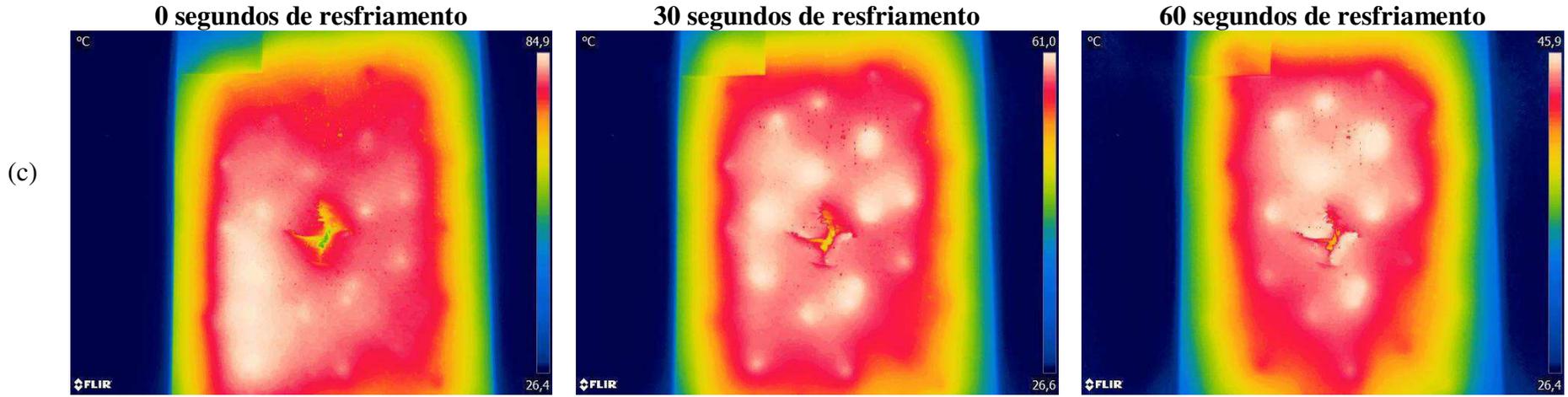
Percebe-se que a temperatura máxima obtida no termograma capturado no compósito fora da caixa de isolamento é maior que a temperatura máxima obtida no termograma do compósito dentro da câmara. Essa pequena diferença se deu pelo fato de ser realizado o transporte do compósito para dentro da câmara logo após o aquecimento. A câmara de isolamento retarda a perda de calor do compósito para o ambiente externo como é observado pelo decaimento da temperatura do compósito dentro da caixa quando se compara com o decaimento da temperatura do compósito fora da caixa de isolamento.

### 6.3.3 ANÁLISE DOS TERMOGRAMAS APÓS ENSAIO DE IMPACTO

Os termogramas captados dos compósitos danificados após o ensaio de impacto queda de peso estão apresentados na Figura 74.

Figura 74 – Termogramas dos compósitos após o ensaio de impacto queda de peso.





Observa-se que não foi possível detectar através da sequência de termogramas da Figura 74 (a) o dano causado pela energia de impacto de 7,7 J. Pela análise qualitativa o melhor termograma para o impacto de 7,7 J foi o captado no tempo de 0 segundos de resfriamento, neste termograma foi possível captar várias regiões com geometria circular com coloração branca, acredita-se que essas regiões se referem aos furos cheios de resina (Figura49).

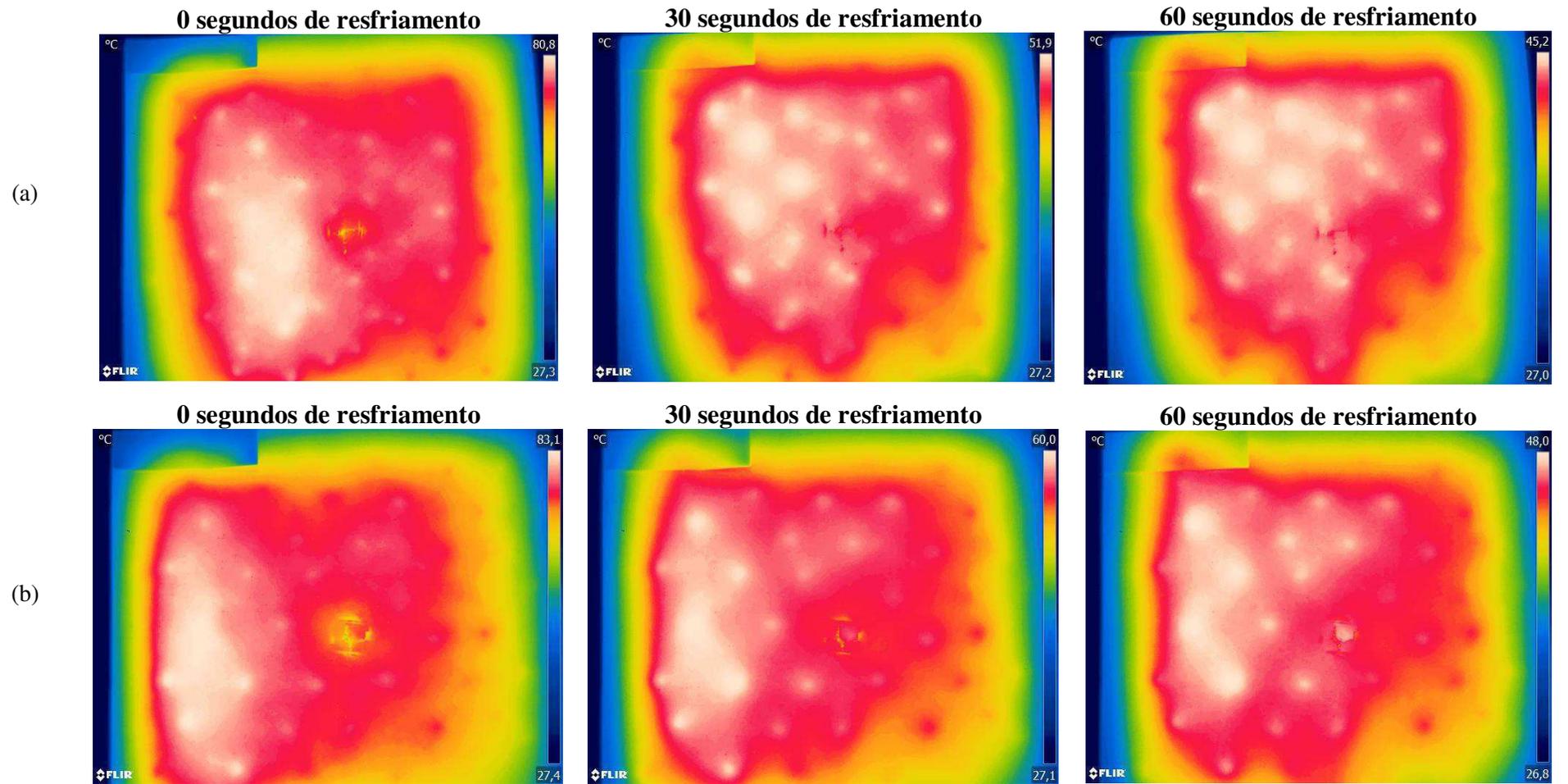
A Figura 74 (b) apresenta a sequência de termogramas do compósito impactado com energia de 15,6 J, percebe-se que as regiões circulares de coloração branca impedem na observação da região central danificada do termograma captado no momento inicial do resfriamento, não podendo afirmar se há dano apenas na região central. Qualitativamente o melhor termograma foi captado após 60 segundos de resfriamento, neste termograma percebe-se que a região danificada fica mais evidente, e que apresenta maior retenção de calor, acredita-se que por ser um dano superficial causada apenas na matriz do material.

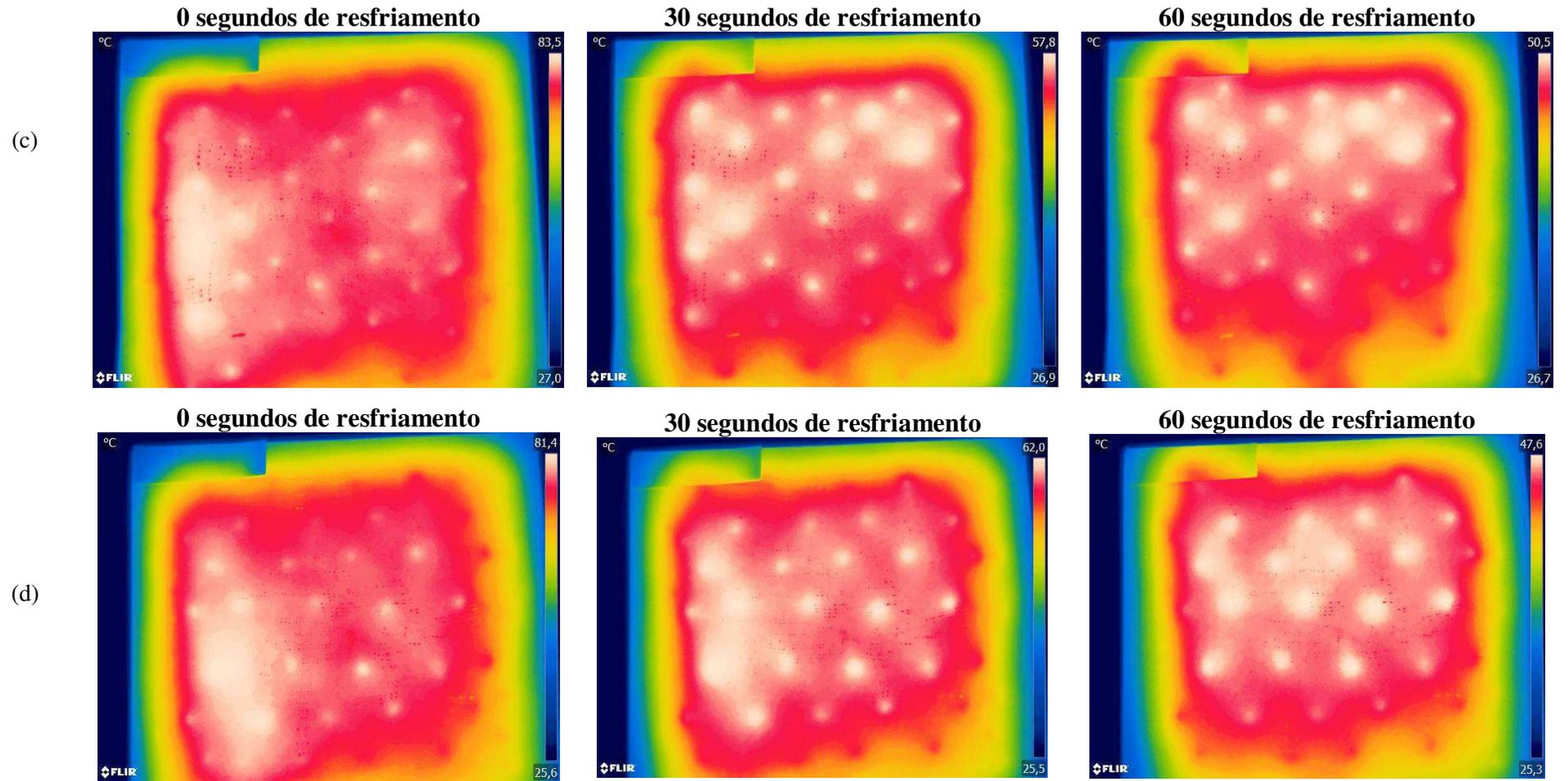
Na Figura 74 (c) referente a sequência de termogramas captados do compósito impactado com energia de 30,9 J é possível detectar o dano referente a fratura das fibras. O melhor termograma foi captado no tempo de 0 segundos de resfriamento.

Na Figura 74 (d) referente a sequência de termogramas captados do compósito impactado com energia de 46,15 J é possível detectar o dano referente a fratura das fibras logo no termograma captado no tempo de 0 segundo de resfriamento. No termograma captado no tempo de 60 segundos de resfriamento percebe-se que a região danificada pelas trincas na matriz ficou mais evidente apresentando maior retenção de calor.

Os termogramas captados dos compósitos após a realização do ensaio quase estático de indentação estão apresentados na Figura 75.

Figura 75 – Termogramas dos compósitos após o ensaio de impacto quase estático de indentação.



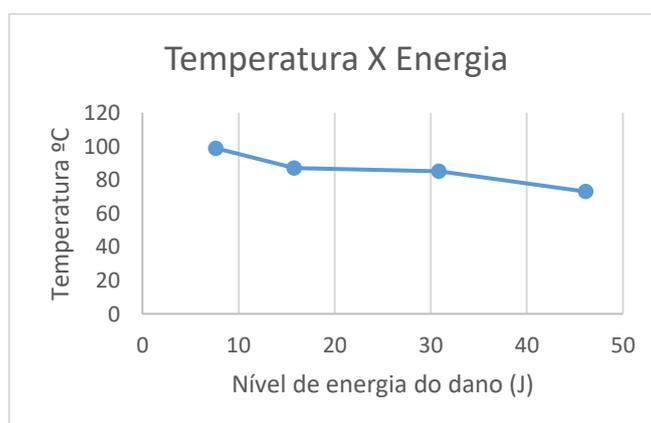


Foi possível perceber através da sequência de termogramas da Figura 75 (c) e (d) que a região danificada resultante da fratura das fibras do compósito híbrido da face superior não foi captada. Assim como nos termogramas dos materiais com os danos causados pelo ensaio de impacto queda de peso, também foi captado com pouco tempo de aquecimento regiões com geometria circular com coloração branca, os quais se acredita tratar-se dos furos cheios de resina. A Figura 75 (a) e (b) referem-se à sequência de termogramas captados do compósito com dano causado pela fratura das fibras, esmagamento e rasgo da espuma, percebe-se que o dano foi melhor detectado no termograma obtido no tempo de 0 segundos de resfriamento para ambos os compósitos.

#### 6.3.4 RELAÇÃO DA ENERGIA DE IMPACTO COM A TEMPERATURA NO CENTRO DA PLACA

Uma análise quantitativa nos termogramas possibilitou observar que para o mesmo tempo de aquecimento a região do impacto referente ao ensaio de impacto queda de peso dos compósitos quando estimulada dissipa calor mais rápido ou absorve menos energia, portanto há um decréscimo na leitura da temperatura em função do maior dano, ou seja, quanto maior o impacto, maior o dano e menor a temperatura ensaiada como pode ser observado no Gráfico 6.

Gráfico 6 – Temperatura máxima versus nível de energia do dano.

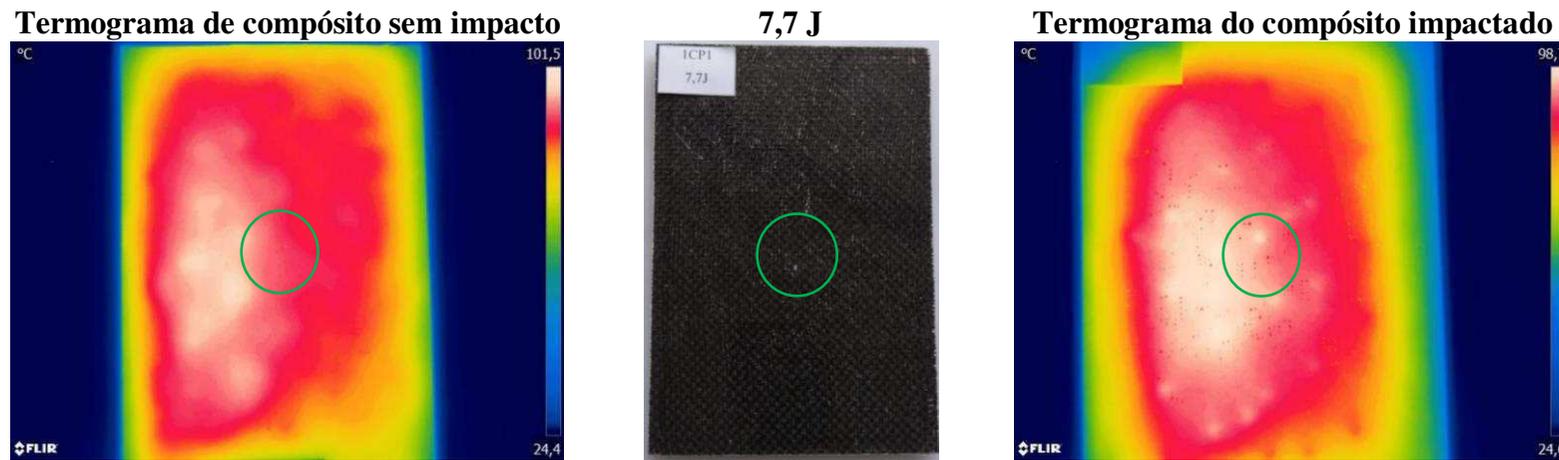


Fonte – Autoria própria.

#### 6.4 Análise visual dos termogramas

A Figura 76 apresenta o termograma obtido do compósito sem danos e o termograma obtido do compósito danificado após a realização do ensaio de impacto queda de peso.

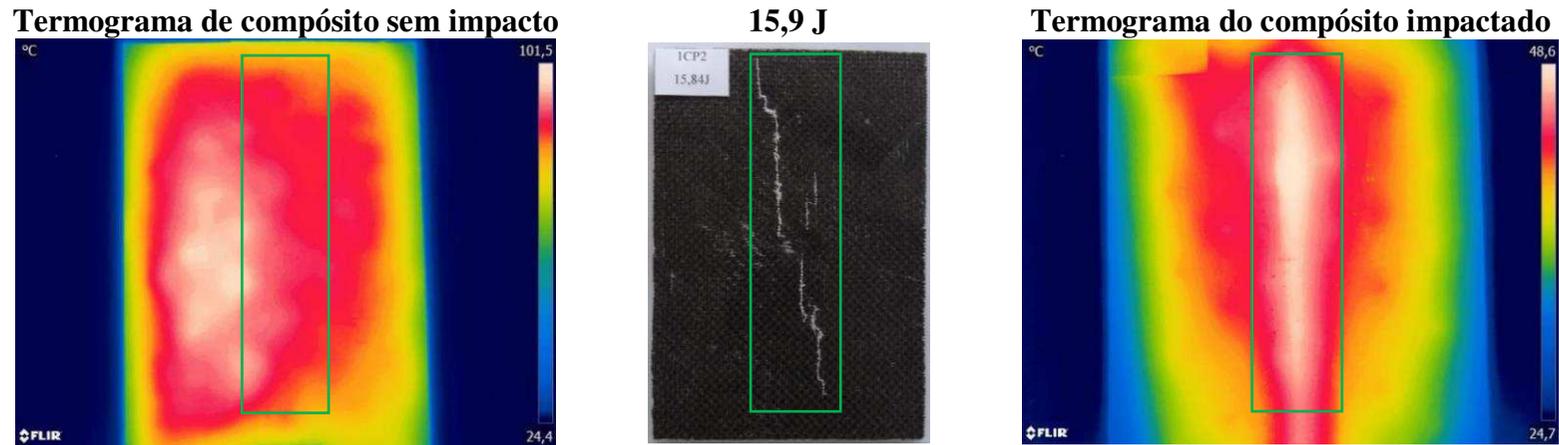
Figura 76 – Análise visual dos termogramas do compósito 1CP1.



Fonte – Autoria própria.

A região circulada refere-se à localização do dano. A partir da comparação visual dos termogramas da Figura 76 captados do compósito sem danos e do compósito impactado com energia de 7,7 J não foi possível detectar a região danificada, pois não houve diferença de cores na localização do dano. A Figura 77 apresenta os termogramas do compósito 1CP2.

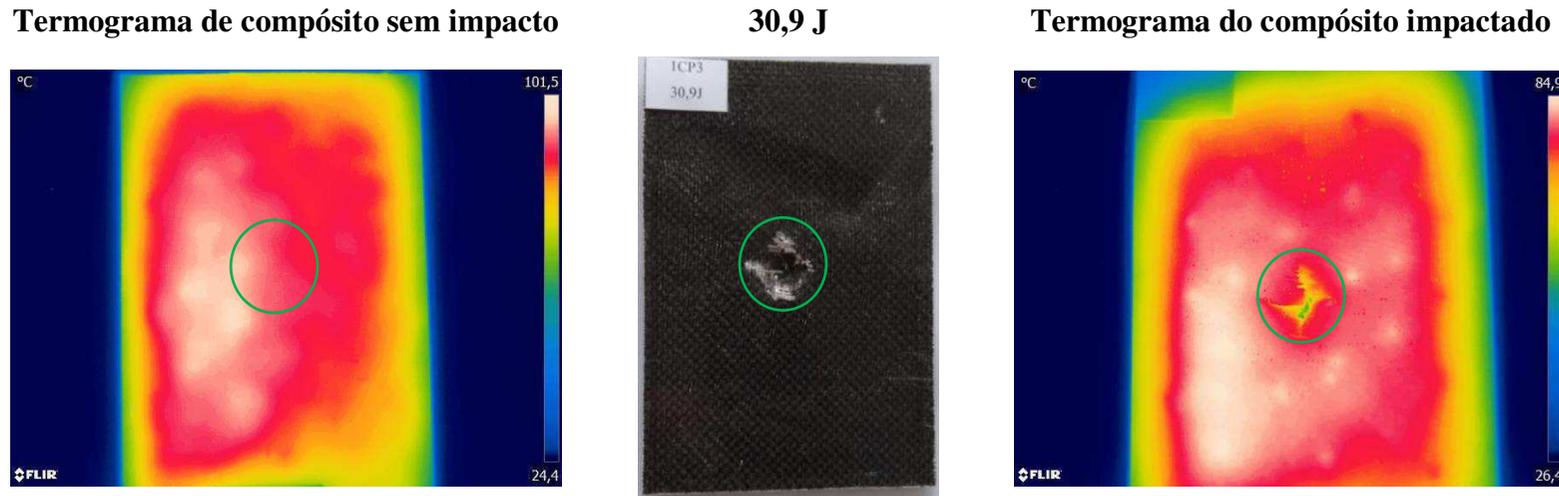
Figura 77 – Análise visual dos termogramas do compósito 1CP2.



Fonte – Autoria própria.

A região retangular refere-se à localização do dano. A partir da comparação visual dos termogramas captados do compósito sem danos e do compósito impactado com energia de 15,9 J da Figura 77, é possível detectar a região danificada, a qual apresenta-se com coloração branca especificando maior temperatura. A Figura 78 apresenta os termogramas do compósito 1CP3.

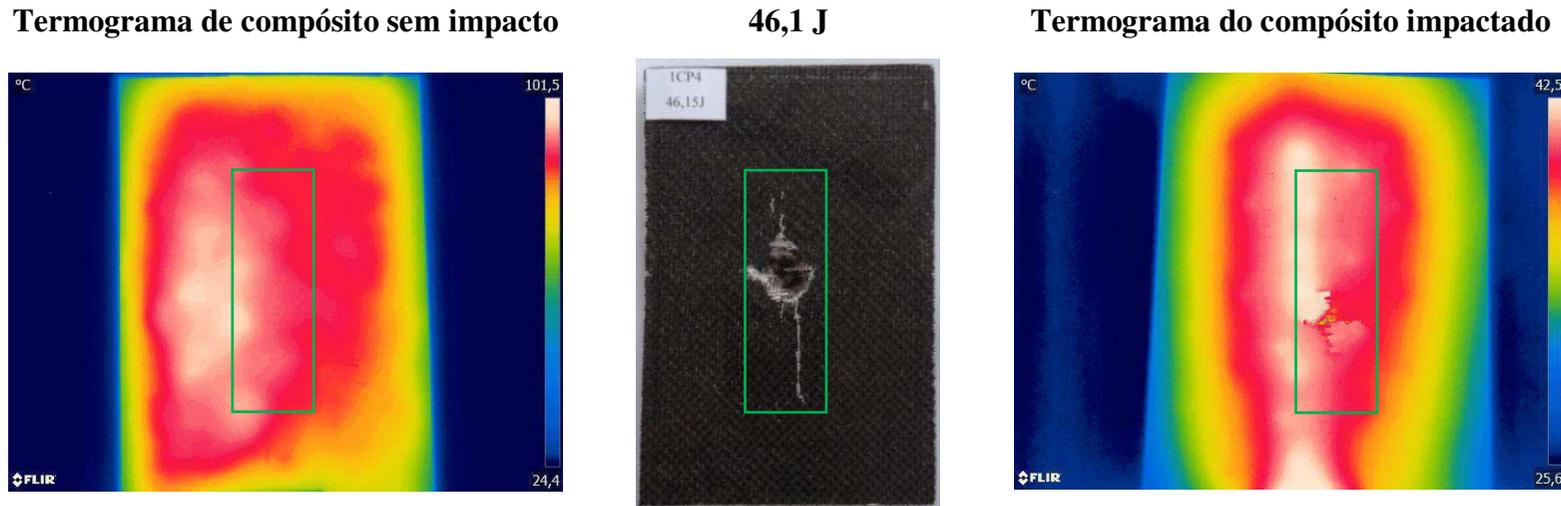
Figura 78 – Análise visual dos termogramas do compósito 1CP3.



Fonte – Autoria própria.

A região circular refere-se à localização do dano. A partir da comparação visual dos termogramas captados do compósito sem danos e do compósito impactado com energia de 30,9 J da Figura 78, é possível detectar a região danificada, a qual apresenta-se com coloração amarela e verde especificando menor temperatura nesta região. Uma comparação entre os termogramas dos compósitos impactados da Figura 77 e 78, possibilita perceber que o dano de fratura das fibras é captado via termografia infravermelha apresentando regiões com cores mais frias enquanto que dano do tipo trinca na matriz é captado nos termogramas por apresentarem regiões com cores mais quentes. A Figura 79 apresenta os termogramas do compósito 1CP4.

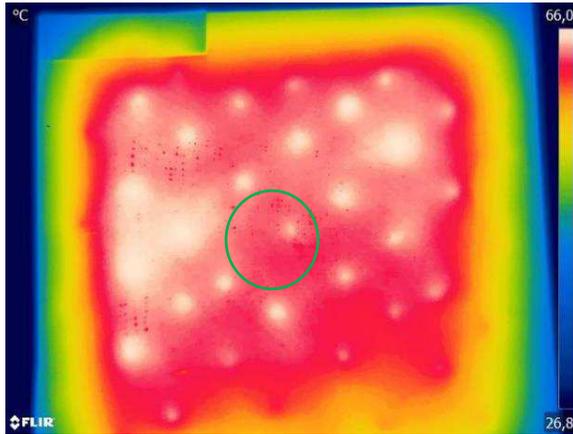
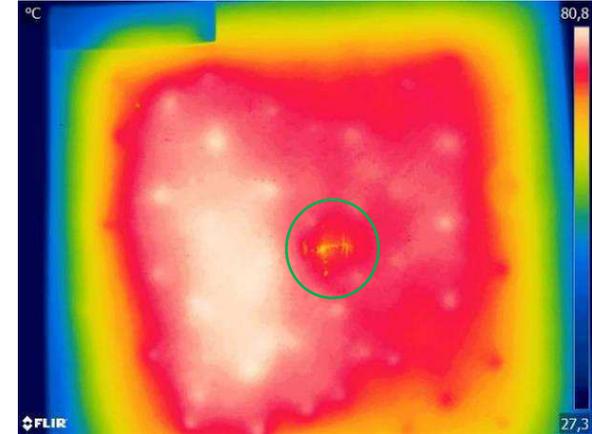
Figura 79 – Análise visual dos termogramas do compósito 1CP4.



Fonte – Autoria própria.

A região retangular refere-se à localização do dano. A partir da comparação visual dos termogramas captados apresentados na Figura 79 do compósito sem danos e do compósito impactado com energia de 46,1 J é possível detectar a região danificada. Percebe-se que a região onde está localizado o dano do tipo fratura das fibras apresenta-se com cor mais fria enquanto que a região em que há presença do dano tipo trinca na matriz apresenta-se com cor mais quente. A Figura 80 apresenta os termogramas do compósito 1E1.

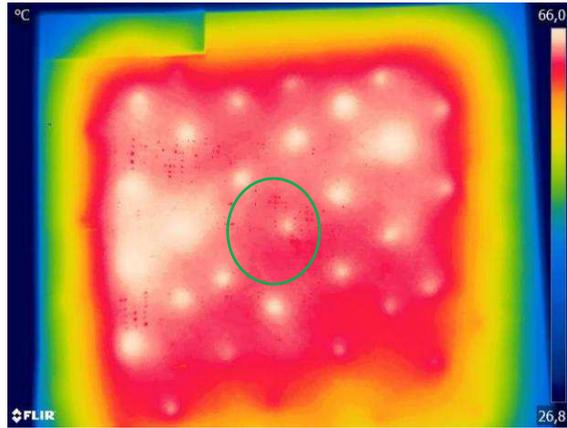
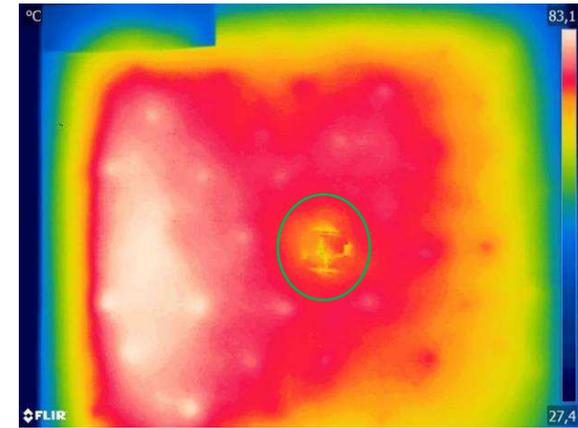
Figura 80 – Análise visual dos termogramas do compósito 1E1.

**Termograma do compósito sem impacto****Perfuração total****Termograma do compósito danificado**

Fonte – Autoria própria.

A região circular refere-se à localização do dano. Pela comparação visual é possível detectar o dano em que houve perfuração total do compósito após o ensaio quase estático de indentação. Esse tipo de dano que corresponde a fratura das fibras, esmagamento e rasgo da espuma. A Figura 81 apresenta a inspeção visual do material 1E2.

Figura 81 – Análise visual dos termogramas do compósito 1E2.

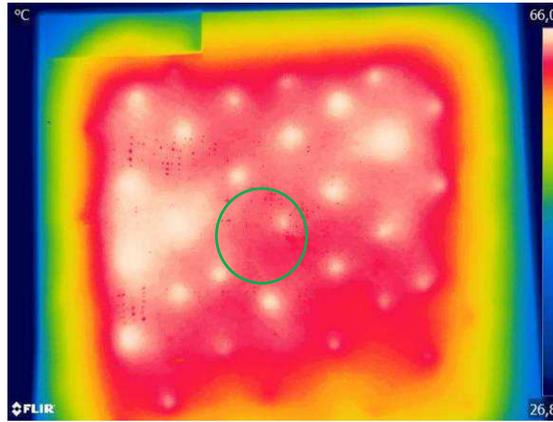
**Termograma do compósito sem impacto****Perfuração total****Termograma do compósito impactado**

Fonte – Autoria própria.

A região circular refere-se à localização do dano. Assim como foi possível a detecção da região danificada no termograma do material 1E1 apresentada na Figura 80, também foi possível a detecção do mesmo tipo de dano no termograma do material 1E2 pela comparação visual dos termogramas da Figura 81. A Figura 82 apresenta a inspeção visual do material 1E3.

Figura 82 – Análise visual dos termogramas do compósito 1E3.

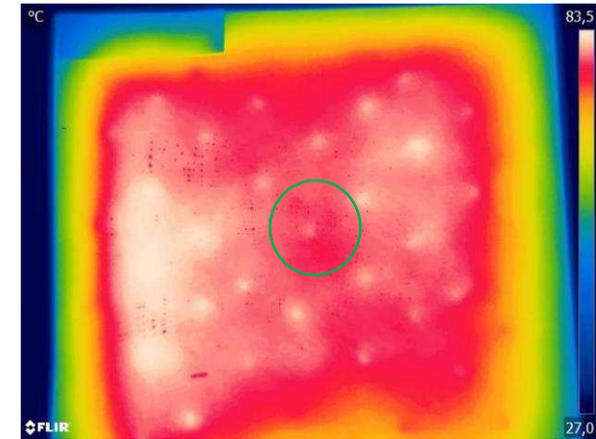
Termograma do compósito sem impacto



Fratura da fibra do compósito da face superior



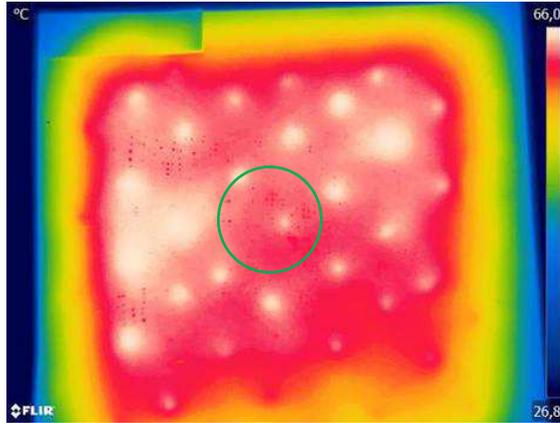
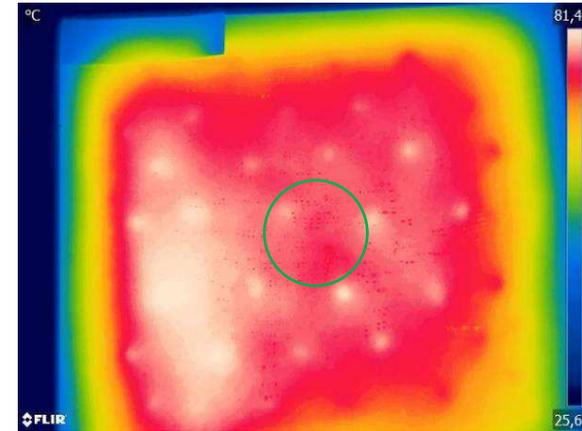
Termograma do compósito impactado



Fonte – Autoria própria.

A região circular refere-se à localização do dano. Através da inspeção visual dos termogramas da Figura 82, percebe-se que não é possível detectar o dano do tipo fratura das fibras do compósito híbrido, pois não houve variação de cores na região danificada. A Figura 83 apresenta a inspeção visual do material 1E4.

Figura 83 – Análise visual dos termogramas do compósito 1E4.

**Termograma do compósito sem impactado****Fratura da fibra do compósito da face superior****Termograma do compósito impactado**

Fonte – Autoria própria.

A região circular refere-se à localização do dano. Assim como não foi possível a detecção do dano nos termogramas do material 1E3 apresentados na Figura 82, também não foi possível a detecção do mesmo tipo de dano nos termogramas do material 1E4 apresentado na Figura 83, pois não houve variação de cores na região danificada.

## CAPÍTULO VII

### 7 CONCLUSÕES

Esta dissertação teve por objetivo realizar o estudo termográfico de materiais compósitos sanduiche danificados por ensaio de impacto do tipo queda de peso e por indentação quase estática com aplicação aeronáutica. Para tanto, foi realizada revisão da literatura envolvendo os seguintes temas: compósitos sanduíches, danos em materiais compósitos aeronáuticos, termografia em compósitos, radiação térmica e Termografia ativa. A partir das discussões realizadas através da metodologia desenvolvida neste trabalho pode-se concluir que:

- A menor energia de impacto no material compósito sanduíche foi de 7,7 J.
- Foi possível perceber que os danos introduzidos nos compósitos através do ensaio quase estático de indentação ficaram restrito a área em que houve contato com o indentador, enquanto que os danos ocasionados através do ensaio de impacto do tipo queda de peso além da região danificada na área em que houve contato com o impactador apresentaram trincas na matriz da face superior;
- Para o material compósito sanduíche estudado, constatou-se que o melhor tempo de exposição da peça a fonte de calor para a captação de termogramas nítidos foi de 3 minutos e a temperatura máxima obtida foi de 98,7°C;
- A partir da análise dos termogramas constatou-se que quanto maior for a energia de impacto melhor e mais rápida será a detecção dos danos através do ensaio termográfico;
- Notou-se que através do ensaio de termografia infravermelha as regiões danificadas se apresentam com cor de menor temperatura para compósitos que apresentem fratura das fibras e regiões com cores de maior temperatura para compósitos que apresentem dano do tipo trinca na matriz.

- A comparação entre o termograma padrão obtido do compósito sem danos com o termograma do compósito danificado possibilitou identificar regiões em que apresenta dano do tipo fratura de fibra.
- A técnica de termografia infravermelha detectou danos do tipo fratura das fibras e trinca na matriz oriundos do ensaio de impacto queda de peso. A mesma técnica não se mostrou viável para detecção de danos superficiais localizados na face superior do compósito ocasionados pelo ensaio quase estático de indentação, porém para danos em que houve perfuração total do compósito originados pelo mesmo ensaio foi possível a detecção da fratura das fibras.
- A utilização da câmara de isolamento térmico possibilitou retardar a transferência de calor do compósito para o ambiente externo, possibilitando capturar maior número de termogramas para análise dos danos.
- A técnica de termográfica infravermelha apresentou-se viável para detecção de danos em materiais compósitos sanduíche com dano igual ou superior a energia de 15,9 J.

E como o trabalho não se encerra neste, sugere-se os seguintes trabalhos futuros:

- Aperfeiçoamento da câmara de isolamento térmico para análises termográficas de materiais compósitos;
- Utilizar câmara de isolamento e comparar com os resultados obtidos sem a utilização da câmara de isolamento.
- Realizar testes em ambiente não controlado;
- Realizar testes para inspecionar defeitos de fabricação em materiais compósitos;
- Mapeamento de danos com termogramas para várias configurações de compósitos.

## REFERÊNCIAS

- ABRATE, S. **Impact on composite structures**. New York: Cambridge University Press, 1998.
- ALMEIDA, Euripedes Guilherme Raphael de. **Inspeção Termográfica de Danos por Impacto em Laminados Compósitos Sólidos de Matriz Polimérica Fortalecida com Fibras de Carbono**. 2010. 115 f. Dissertação (Mestrado em Ciência e Engenharia de Materiais) – Universidade de São Paulo, São Carlos, Estado de São Paulo, 2010.
- ALVES, M.; CHAVES, C. E.; BIRCH, R. S. **Impact on aircraft**. 17th International Congress of Mechanical Engineering, São Paulo/SP, 2003.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS, **ASTM-D7136/D7136M-05: standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event**. Pennsylvania, 2012. 16 p.
- ANTONUCCI, V. et al. Nondestructive techniques for the impact damage investigation on carbon fibre laminates. **Journal Procedia Engineering**, Elsevier, 2014.
- Associação Brasileira de Normas Técnicas. **NBR 16292: Medição e compensação da temperatura aparente refletida utilizando câmeras termográficas**. Rio de Janeiro, 2014. 5 p.
- BAKER, A.A.; DUTTON, S.; KELLY, D.; **Composite materials for aircraft structures**. 2th. United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- BALAJI, C.; REDDY, K.; Bayesian estimation of heat flux and thermal diffusivity using liquid crystal thermography. **International Journal of Thermal Sciences** 87:31–48 · January 2015.
- BATISTA, K. V.; ARRUDA, R. D. P.; NASCIMENTO, G. L.; AMORIM, W. F.; MARIBONDO, J. F.; **Detecção dos danos de impacto em materiais compósitos via termografia infravermelha**. II Simpósio de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica – II SiPGEM, Campina Grande/PB, 2018.
- BOAY, C. G.; SHENGQING, Z. Damage and failure mode maps of composite sandwich panel subjected to quasi-static indentation and low velocity impact. **Composite Structures**, Elsevier 2013.
- BOSSI, R.; GEORGESON, G.; REMPT, R. **X-ray computed tomography for emerging aerospace materials and processes development**. Seattle: technical report, 1993.
- BULUT, M.; ERKLIGB, A. The investigation of quasi-static indentation effect on laminated hybrid composite plates. **Mechanics of Materials**, Elsevier, 2018.
- CAIRNS, D. S.; WOOD, A. L. **Composite Materials for Aircraft Structures**. Department of Mechanical and Industrial Engineering Montana State University. Apresentação de slides, 2009.

- CALIRI, Francisco Mauricio Júnior. **Modelos de material para espumas poliméricas aplicadas a estruturas aeronáuticas em material compósito sanduiche**. 2010. 137 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) –Universidade São Paulo, São Carlos, Estado de São Paulo, 2010.
- CALLISTER JR., W. D. **Materials science and engineering: an introduction**. 5th ed., New York: John Wiley, 2000.
- CAMPBELL, I.H.; CRONE, B.K. Quantum-Dot/Organic Semiconductor Composites for Radiation Detection. **Journal Advanced Materials**, 2006.
- CARAMALHO, A. **25 anos em Termografia**. 1. ed. Portugal, Bubok, 2012.
- ÇENGEL, Y. A.; GHAJAR, A. J. **Heat and mass transfer: Fundamentals & Applications**. 5. ed. New York: McGraw-Hill Education, 2015. ISBN: 9780073398181.
- CHAI, B. G.; ZHU, S. A Review of Low-velocity Impact on Sandwich Structures. **Journal Composite Parte A**, 2011
- CHAI, B. G.; ZHU, S. Low-velocity impact response of composite sandwich panels. **Journal of Materials Design and Applications**, 2013.
- COMPOSITE MATERIALS HANDBOOK. **Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis**. Composite Materials Handbook – 17 (CMH-17). SAE International, 2012.
- DANIEL, I.M., ISHAI, O.; **Engineering Mechanics of Composite Materials**, Oxford University Press, 1994.
- GONÇALVES, D. **Física**. Vol. 4, 5 ed, Rio de Janeiro: Ao Livro Técnico S.A., 1978.
- HOWELL, J. R.; MENGÜÇ, M. P.; SIEGEL, R. **Thermal radiation heat transfer**. 6. ed. Boca Raton, FL: Taylor & Francis Group, 2016.
- HULL, D.; CLAYNE, T. W., **An introduction to composite materials**. University of Cambridge, 1998.
- INCROPERA, F. P. et al. **Fundamentals of heat and mass transfer**. 7. ed. Jefferson City: John Wiley & Sons, Inc, 2011.
- JUNIOR, F. G. **Desenvolvimento de uma máquina de impacto por queda de peso para materiais compósitos**. 2014. 194 f. Dissertação (Mestrado Engenharia Mecânica) Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, Estado da Paraíba, 2014.
- KARBHARI, V.M. **Non-destructive evaluation (NDE) of polymer Laminates With Different Composite Systems: An Experimental Investigation**. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang, 2014.
- KENOELLER, S. L. Polymer matrix composite manufacturing induced defects. **Journal The AMMTIAC Quarterly**, 2009.
- KHAN, M.A.; MABROUKI, T.; VIDAL-SALLÉ, E.; BOISSE, P. Numerical and experimental analyses of woven composite reinforcement forming using a hypoelastic

- behaviour. Application to the double dome benchmark. **Journal of Materials Processing Technology**, 2010.
- LOPRESTO, V.; SEGRETO, T.; TETI, R. **Non-Destructive Testing of Low-Velocity Impacted Composite Material Laminates through Ultrasonic Inspection Methods**. Non-Destructive testing of low-velocity impacted composite material laminates, 2018.
- MALDAGUE, X. **Nondestructive evaluation of materials by infrared thermography**. Québec: Springer-Verlag, 1992.
- MALDAGUE, X. P.V.; TARPANI, J. R.; CASTANEDO, C. I. Nondestructive testing with thermography. **European Journal of physics**, 2013.
- MENDONÇA, P. T. R.; **Materiais Compostos & Estruturas – Sanduíche**. 1 ed. Editora Manole, 2005.
- MEOLA, C. et al. **Impact damaging of composites through online monitoring and non-destructive evaluation with infrared thermography**. Naples: Elsevier, 2016.
- MEOLA, C. et al. New perspectives on impact damaging of thermoset- and thermoplastic-matrix composites from thermographic images. **Composite Structures**, v. 152, p. 746–754, 2016.
- MINAS, R. A. W.; WORRALL, C. M.; GIBSON, A. G. Low velocity perforation behavior of polymer composite sandwich panels. **International Journal Impact of Engineering** Vol. 21, No. 10, pp. 855, 1998.
- MIRANDA, L. E. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica aplicações ao projeto SAE-aerodesign**. São Paulo: Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, 2006.
- MIRANDA, Marcos. **Comparação entre Métodos de Inspeção Não-Destrutiva Aplicados a Peças Compósitas Laminadas Sólidas Estruturais Aeronáuticas**. 2011. 194 f. Dissertação (Mestrado em Ciência e Engenharia de Materiais) – Universidade de São Paulo, São Carlos, Estado de São Paulo, 2011.
- MORAIS, W. A.; ALMEIDA, J. R. Efeito de Impactos Repetidos de Baixa Energia em em Compósitos Pultrudados. **Polímeros: Ciência e Tecnologia**, vol. 11, nº 1, p. 27-34, 2001.
- MUSTAPHA, F.; SAFRI, S. N. A.; SULTAN, M. T. H.; YIDRIS, N. Low Velocity and High Velocity Impact Test on Composite Materials – A review. **The International Journal Of Engineering And Science (IJES)**, Volume 3, Pages 50-60, 2014.
- NAIRN, J.A. **Microcracking, Microcrack-Induced Delamination, and Longitudinal Splitting of Advanced Composite Structures**. NASA Report 4472, 1992.
- NETO, José Lira Braga. **Estudo do comportamento mecânico de compósitos de matriz polimérica com fibra de vidro contendo descontinuidades geométricas**. 2015. 95 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, Estado da Paraíba, 2015.
- PAGNONCELLI, M.; **Desenvolvimento de compósitos utilizando resina éster vinílica reforçada por fibra de aramida para aplicação em blindagem de veículos militares**.

2016. 87 f. Dissertação (Mestrado em Processos e Tecnologias) - Universidade de Caxias do Sul, 2016.

PIFFER, J.N. **Termografia Aplicada como Teste não Destrutivo em Análise Estrutural de Compósitos**. 2016. 82 f. Monografia (Conclusão de curso em Engenharia Mecânica) – Escola de Administração Fazendária, São Carlos, Estado de São Paulo, 2016.

PORTELA, Alexandre Machado Aguiar. **Inspeção por ressonância magnética nuclear de painéis-sanduiche compósitos de grau aeronáutico**. 2011. 137 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade São Paulo, São Carlos, Estado de São Paulo, 2011.

POTTER, M.D. **Laminar Composite lateral field emission cathode**. United States Patent, Patent Number: 5,703,38045, Date of Patent: Dec. 30, 1997.

PRAK, R.; JANG, J. Effect of Laminate Geometry on Impact Performance of Aramid Fiber/Polyethylene Fiber Hybrid Composites. **Journal of Applied Polymer Science**, Vol. 75, 952–959 (1999).

RAJU, K.S.; SMITH B.L.; TOMBLIN J.S.; LIEW K.H.; GUARDDON, J.C. Impact Damage Resistance and Tolerance of Honeycomb Core Sandwich Panels. **Journal of Composite Materials**, 2008.

RANA, S.; FANGUEIRO, R., Advanced composites in aerospace engineering. **Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering**, Elsevier, 2016.

REZENDE, M. C.; **O Uso de Compósitos Estruturais na Indústria Aeroespacial**. Compósitos estruturais, 2000.

ROMARIZ, Luis André. **Dano em placas laminadas devido ao impacto a baixa velocidades**. 2008. 165 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Escola Politécnica da Universidade São Paulo, São Carlos, Estado de São Paulo, 2008.

SANTOS, Núbia Suely Silva. **Análise Experimental e Teórica do Comportamento Mecânico sob Carregamentos Quase-estáticos de Compósitos Reforçados com Fibras Vegetais**. 2010. 123 f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Universidade Estadual de Campinas, Campinas, Estado de São Paulo, 2010.

SHEPARD, S.M. **System for generating thermographic images using thermographic signal reconstruction**. United States Patent, Patent No.: US 7,724,925 B2, Date of Patent: May 25, 2010.

SILVA, António José Ramos. **Detection and Characterization of Defects in Composite Materials Using Thermography**. 2016. 242 f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia Universidade do Porto, Porto, Portugal, 2016.

SILVA, Jessica Ferreira da. **Estudo do mapeamento térmico das mãos para o auxílio ao diagnóstico da LER**. 2017. 100 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade de Campina Grande, Campina Grande, Estado da Paraíba, 2017.

SILVA, Jorge da Silva Júnior. **Análise de óleos lubrificantes sob a ótica da termografia em ensaio de atrito cisalhante**. 2017. 167 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia

Mecânica) – Universidade Federal de Campina Grande, Campina Grande, Estado da Paraíba, 2017.

SUN, C. T.; WU, C. L. **Low velocity impact of composite sandwich panels**. School of Aeronautics & Astronautics: Purdue University, 1991.

TARPANI, J. R. et al. Inspeção termográfica de danos por impacto em laminados de matriz polimérica reforçados por fibras de carbono. **Polímeros**, v. **19**, p. 318–328, 2009.

TITA, Volnei. **Contribuição ao estudo de danos e falhas progressivas em estruturas de material compósito polimérico**. 2003. 233 f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Universidade de São Paulo, São Carlos, Estado de São Paulo, 2003.

VELLA, R.; MUSCAT, C. M.; MOLLICONE, P. QSI Response of Foam-Filled Composite Marine Sandwich Hull Panels: Simulation and Experiment. **International Symposium on Dynamic Response and Failure of Composite Materials**, 2014.

VOLLMER, M.; MOLLMANN, K.-P. **Infrared Thermal Imaging Fundamentals Research and Applications**. Germany: Deutsche National bibliothek, 2010.

WAGIH, A.; N. BLANCO, N.; COSTA, J. A quasi-static indentation test to elucidate the sequence of damage events in low velocity impacts on composite laminates. **Composites Part An Applied Science and Manufacturing**: December 2015.

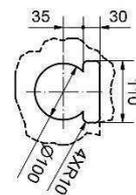
WEBSTER, J.G. **Measurement, Instrumentation, and Sensors Handbook CRCnetBase**. New York: CRC Press LLC, 1999.

WEI HE; GUAN, Z.; Permanent Indentation and damage behavior of composite laminates. **Journal Polymer Composites**, 2013.

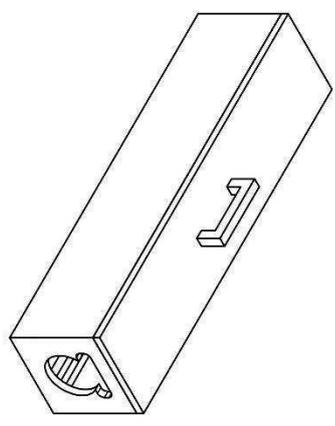
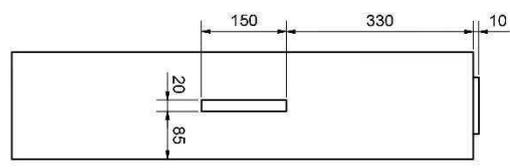
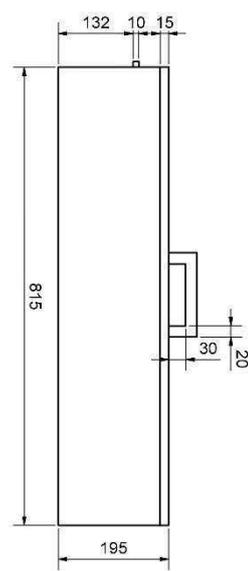
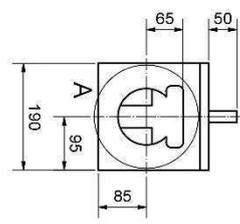
WONG, F.S.L.; ZAKIR, M.; KHERAIF, A.A.A.A.; ASIF, M.; REHMAN, I.U. A comparison of the mechanical properties of a modified silorane based dental composite with those of commercially available composite material. **Dental Materials**, Elsevier, 2013.

## **APÊNDICE I**

Projeto da câmara de isolamento térmico para ensaios termográficos em materiais compósitos.



A (1:6)

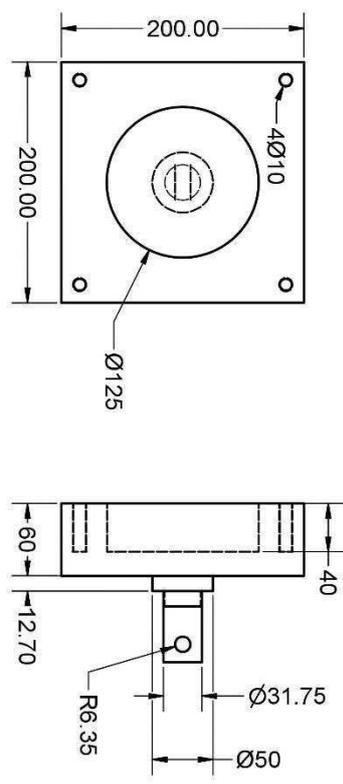


UF: CG / CCT / UAEM	Disciplina:	Professor:	Período:
Projelista: E		Unidade:	Data: 22/02/19
Título: Caixa para isolamento térmico	Escala: 1/6		

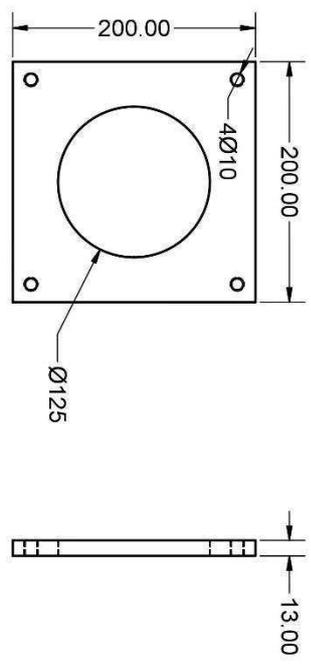
**ANEXO 1**

Projeto mecânico de indentador e suporte para ensaio quase estático em materiais compósitos sanduíche.

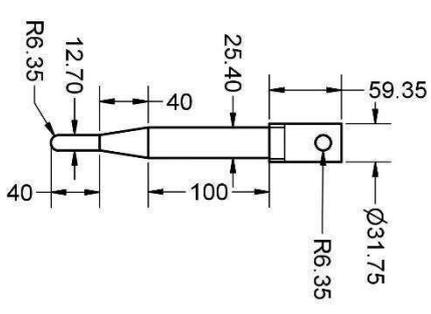
1



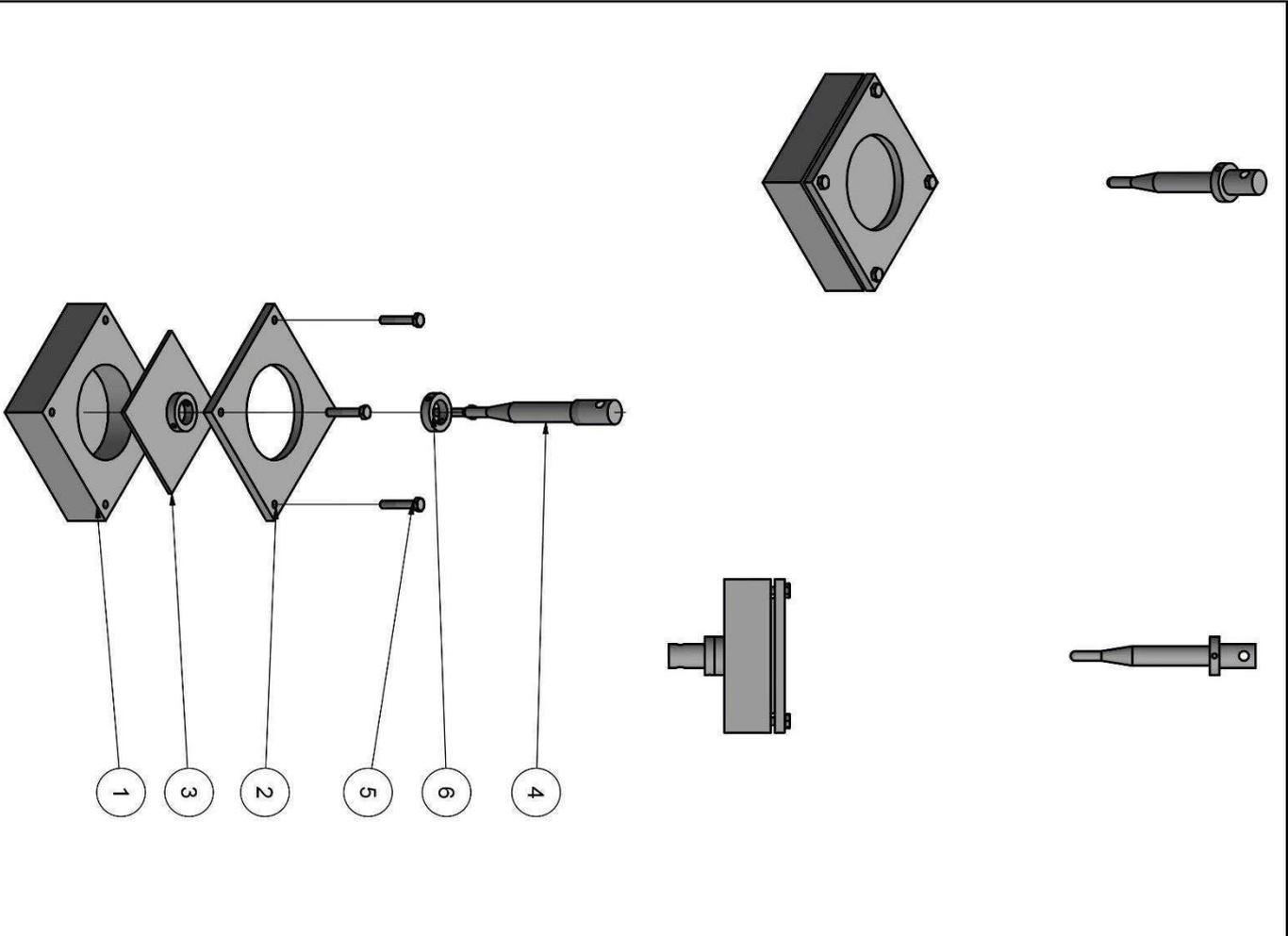
2



4



UFMG / CCT / UAEM	PIBIC	PROFESSOR: Wanderley	PERÍODO: 2018.1
ALUNO: Gustavo Lima do Nascimento			DATA: 18/06/2018
TÍTULO: Indenter e base superior e inferior	ESCALA: 1/4		



LISTA DE PEÇAS

ITEM	QTDE	DESCRIÇÃO	MATERIAL
1	1	Bottom Plate	Aço 1020 temperado
3	1	Corpo de Prova	Composito laminado
2	1	Top Plate	Aço 1020 temperado
4	1	Indenter	Aço 1020 temperado
5	4	Métrica Parafuso de cabeça sextavada M10 x 55	Aço
6	2	Contraporca	Aço 1020 temperado

UFCEG / CCT / UAEM  
 PROFESSOR: Wanderley  
 PERÍODO: 2018.1

Autor: Gustavo Lima do Nascimento  
 DATA: 18/06/2018

TÍTULO: Conjunto indenter/base  
 ESCALA: 1/6