

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO  
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS  
INSTITUTO DE FÍSICA DE SÃO CARLOS  
INSTITUTO DE QUÍMICA DE SÃO CARLOS**

**EURIPEDES GUILHERME RAPHAEL DE ALMEIDA**

**Inspeção Termográfica de Danos por Impacto em  
Laminados Compósitos Sólidos de Matriz Polimérica  
Fortalecida com Fibras de Carbono**

São Carlos

2010

# **Livros Grátis**

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.



EURIPEDES GUILHERME RAPHAEL DE ALMEIDA

**Inspeção Termográfica de Danos por Impacto em  
Laminados Compósitos Sólidos de Matriz Polimérica  
Fortalecida com Fibras de Carbono**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-  
Graduação Interunidades em Ciência e Engenharia  
de Materiais da Universidade de São Paulo para  
obtenção do título de Mestre em Ciência e  
Engenharia de Materiais

Área de Concentração: Desenvolvimento,  
Caracterização e Aplicação de Materiais  
Orientador: Prof. Assoc. José Ricardo Tarpani

São Carlos

2010

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

**Ficha catalográfica elaborada pelo Serviço de Biblioteca e Informação IFSC/USP**

Almeida, Euripedes Guilherme Raphael.

Inspeção termográfica de danos por impacto em laminados compósitos sólidos de matriz polimérica fortalecida com fibras de carbono. / Euripedes Guilherme Raphael de Almeida; orientador José Ricardo Tarpani.-- São Carlos, 2010.

111 p.

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





## *Dedicatória*

*Aos meus pais Euripedes e Regina e a minha irmã Erika, por todo o amor e confiança que sempre depositaram em mim.*

*À minha Namorada Janaíne, pela paciência, compreensão, carinho, apoio e amor, sempre, e por termos continuado juntos mesmo com toda a distância que nos separa.*





## **AGRADECIMENTOS**

A Deus, pelas oportunidades que tive na vida.

Ao Prof. José Ricardo Tarpani, meu Orientador, pela paciência e conhecimentos transmitidos.

Ao Programa Interunidades em Ciência e Engenharia de Materiais e, em especial, ao Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística da Universidade de São Paulo por ceder meu espaço de trabalho como pós-graduando.

Ao CNPQ pela bolsa de mestrado concedida para a realização desse trabalho.

À empresa TAM linhas aéreas, pelo espaço e câmara termográfica cedidos para a realização dos experimentos, principalmente aos funcionários Jorge Cecim, Renato Cintrão, Cláudio Gonçalves e Emanuel Borges.

À empresa Thermojet do Brasil, na qual estou empregado desde Abril de 2009.

Aos meus colegas e trabalho: Diego, Lucas, Alexandre e principalmente ao meu super-amigo Hector.

Aos amigos (e colegas) Fausto, Danilo, Karla, Alan (Pará), Omar, Frederico, Maurício, Daniel, Ester, Roberto, Rosamel, Elki, Eder e Maria Cristina pelo companheirismo.

Ao aluno de iniciação Jaime.

À Luciana Sgarbi Rossino pela imprescindível ajuda na correção do texto.

Aos demais colegas pós-graduandos e aos professores da Interunidades em Ciência e Engenharia de Materiais da USP.

Aos técnicos Silvano, Eliezer (Tico) e Pedro, do Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística, por me atenderem sempre que precisei.

Ao Eng. Caio M. Peret, da Thermojet do Brasil, pelo apoio e incentivo na parte final dos meus trabalhos.



## RESUMO

ALMEIDA E.G.R. **Inspeção termográfica de danos por impacto em laminados compósitos sólidos de matriz polimérica fortalecida com fibras de carbono.** 2010. 111 p. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Instituto de Física de São Carlos, Instituto de Química de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2010.

Laminados compósitos com matrizes poliméricas, respectivamente termorrígida e termoplástica, fortalecidas com fibras contínuas de carbono foram submetidos a impacto único transversal com diferentes níveis de energia. Os danos impingidos aos materiais estruturais foram avaliados por termografia ativa infravermelha na modalidade transmissão. Em geral, os termogramas do laminado termoplástico apresentaram indicações mais claras e bem definidas dos danos causados por impacto, se comparados aos do compósito termorrígido. O aquecimento convectivo das amostras por fluxo controlado de ar se mostrou mais eficaz que o realizado por irradiação, empregando-se lâmpada de filamento. Observou-se também que tempos mais longos de aquecimento favoreceram a visualização dos danos. O posicionamento da face impactada do espécime, relativamente à câmera infravermelha e à fonte de calor, não afetou a qualidade dos termogramas no caso do laminado termorrígido, enquanto que influenciou significativamente os termogramas do compósito termoplástico. Os resultados permitiram concluir que a termografia infravermelha é um método de ensaio não-destrutivo simples, robusto e confiável para a detecção de danos por impacto tão leve quanto 5 Joules em laminados compósitos poliméricos reforçados com fibras de carbono.

**Palavras-chave:** Danos por impacto; Laminados compósitos poliméricos; Termografia infravermelha.



## **ABSTRACT**

ALMEIDA E.G.R. **Thermographic inspection of impact damage in solid fiber-reinforced polymer matrix composite laminates.** 2010. 111 p. Dissertation (Master) - Escola de Engenharia de São Carlos, Instituto de Física de São Carlos, Instituto de Química de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2010.

Continuous carbon fiber-reinforced thermosetting and thermoplastic composite laminates were exposed to single transversal impact with different energy levels. The damages impinged to the structural materials were evaluated by active infrared thermography in transmission mode. In general, the thermoplastic laminate thermograms showed more clear and delineated damage indications when compared to the ones from thermosetting composite. The convective heating of the samples by controlled hot air flow was more efficient than via irradiation using filament lamp. It was also observed that longer heating times improved the damage visualization. The positioning of the specimen's impacted face regarding the infrared camera and the heating source did not affect the thermo-imaging of thermosetting specimens, whereas it substantially influenced the thermograms of thermoplastic laminates. The results allow concluding that infrared thermography is a simple, robust and trustworthy methodology for detecting impact damages as slight as 5 Joules in carbon fiber composite laminates.

**Keywords:** Impact damage; Infrared thermography; Polymer composite laminates.



## LISTA DE FIGURAS

<b>Figura 1.1-</b>	Classificação dos materiais compósitos. (Adaptado de Askeland, 1994).	<b>25</b>
<b>Figura 1.2-</b>	Probabilidade de detecção de delaminações de vários métodos END em função do tamanho do dano ou defeito. Legenda: DAM: Detecção Automática Manual, TIC: Teste de Impacto Computadorizado; EAM: Escaneamento Acústico Móvel	<b>28</b>
<b>Figura 2.1-</b>	Evolução do emprego estrutural dos materiais compósitos na indústria de construção aeronáutica civil, para aeronaves de médio e grande portes.	<b>30</b>
<b>Figura 2.2-</b>	Utilização de materiais de construção na aeronave Boeing Dreamliner 787	<b>34</b>
<b>Figura 2.3-</b>	(a) Projeto estrutural da aeronave VLJ-Phenom 300 (a seta vermelha aponta para a empenagem, estrutura parcialmente confeccionada em laminados compósitos termoplásticos); (b) Modelo em pleno vôo	<b>35</b>
<b>Figura 2.4-</b>	Estrutura básica das moléculas dos reagentes e do epóxi DGEBA	<b>38</b>
<b>Figura 2.5-</b>	Estrutura básica das moléculas dos reagentes, do polímero PPS e dos produtos de reação	<b>40</b>
<b>Figura 2.6-</b>	Tecidos trama simples de fibras sintéticas: (a) Carbono; (b) Vidro; (c) Aramida; (d) Fibras sintéticas comparadas a um fio de cabelo. Note o palito de fósforo empregado como referência nas três primeiras fotos acima	<b>42</b>
<b>Figura 2.7-</b>	(a) Vista superior da trama de um tecido bidirecional 0/90 de fibras contínuas de vidro; (b) Vista em corte da sessão transversal	<b>42</b>
<b>Figura 2.8-</b>	Diagrama tensão-deformação em carregamento de flexão para 3 laminados compósitos e uma liga metálica de aplicação aeronáutica	<b>43</b>
<b>Figura 2.9-</b>	Diagrama de resistência mecânica contra rigidez considerada a densidade dos diversos materiais na forma de fibras	<b>44</b>
<b>Figura 2.10-</b>	(a) Cenário de choque entre um bando pássaros e uma aeronave comercial durante o curso de aterrissagem; (b,c) Efeitos do impacto de chuva de granizo contra, respectivamente, o radôme e o bordo de ataque de asa de aeronaves em pleno vôo	<b>47</b>
<b>Figura 2.11-</b>	(a) Fratura intralaminar; (b) Fratura interlaminar; (c) Fratura translaminar; (d) Fratura transversal de laminados compostos impactados	<b>48</b>
<b>Figura 2.12-</b>	Visualização de danos microscópicos em sessões transversais de laminados compósitos finos impactados levemente: (a) Fita; (b) Tecido.	<b>49</b>
<b>Figura 2.13-</b>	Espectro de radiação eletromagnética, destacando-se os intervalos	<b>50</b>



correspondentes à luz visível (elipse azul) e ao infravermelho (elipse vermelha)

<b>Figura 2.14-</b>	Balanco de energia em um meio sólido semitransparente irradiado em uma de suas faces	<b>50</b>
<b>Figura 2.15-</b>	Espectro de radiação de um corpo negro	<b>52</b>
<b>Figura 2.16-</b>	Esquema dos modos de inspeção termográfica na forma ativa	<b>54</b>
<b>Figura 2.17-</b>	TIV na forma ativa em modos de inspeção por Reflexão e Transmissão, respectivamente	<b>54</b>
<b>Figura 2.18-</b>	(a) TIV em modo de Reflexão; (b) Curvas temperatura x tempo na superfície inspecionada para o material íntegro e contendo uma descontinuidade geométrica, respectivamente	<b>55</b>
<b>Figura 2.19-</b>	TIV em modo de Transmissão; (b) Curva temperatura x tempo na superfície inspecionada para o material íntegro e contendo uma descontinuidade geométrica, respectivamente	<b>56</b>
<b>Figura 2.20-</b>	Esquemático do procedimento de inspeção de painéis-sanduiche com núcleo colméia impregnado com água	<b>57</b>
<b>Figura 2.21-</b>	Inspeção termográfica de profundor de aeronave comercial para detecção de água em estruturas de painel-sanduiche.	<b>58</b>
<b>Figura 2.22-</b>	(a,b) Imagens termográficas (termogramas ) indicando a presença de gelo em determinadas posições do componente estrutural aeronáutico avaliado; (c) Monitoração via monitor televisivo.	<b>59</b>
<b>Figura 2.23-</b>	Exemplo de inspeção por TIV em modo passivo durante a deposição de fitas compósitas fundidas em laminado (processo ATP - Automated Tape Placement).	<b>60</b>
<b>Figura 2.24-</b>	Equipamento completo para execução de inspeção termográfica pela técnica de pulso instantâneo: (1) Câmera termográfica acoplada a flash de alta potência (1 MW); (2) Unidade processadora de sinais	<b>62</b>
<b>Figura 2.25-</b>	Emprego da termografia na inspeção da porta de entrada da cabine de uma aeronave de grande porte (a), e do bordo de ataque da asa de um ônibus espacial recém chegado da órbita terrestre	<b>63</b>
<b>Figura 2.26-</b>	Exemplo ilustrativo confrontando as potencialidades de quatro diferentes técnicas de inspeção não-destrutiva de um componente estrutural aeronáutico primário	<b>64</b>
	Esquemático do sistema de inspeção termográfica na forma ativa por transmissão	<b>65</b>
<b>Figura 3.1-</b>	Esquemático da arquitetura básica de camadas dos laminados CMP, cuja seqüência de empilhamento é [(0/90),(+45/-45)2,(0/90)].	<b>67</b>
<b>Figura 3.2-</b>	Laminação compósita empregando-se a técnica de bolsa de vácuo (Adaptado de Niu, 1988, 1992).	<b>68</b>

<b>Figura 3.3-</b>	Microestrutura da seção longitudinal do laminado termorrígido C-EPX com distribuição quase-isotrópica de fibras no plano. A espessura do laminado corresponde à altura da página.	<b>69</b>
<b>Figura 3.4-</b>	Placa de laminado termorrígido C-EPX com arranjo [(0/90),(+45/-45)2, (0/90)]6 ensaiada em flexão.	<b>69</b>
<b>Figura 3.5-</b>	Moldagem por compressão a quente de laminados termoplásticos	<b>71</b>
<b>Figura 3.6-</b>	Microestrutura da seção longitudinal do laminado termorrígido C-PPS com distribuição quase-isotrópica de fibras no plano. A espessura do laminado corresponde à altura da página.	<b>71</b>
<b>Figura 3.7-</b>	Placa de laminado termoplástico C-PPS com arranjo [(0/90),(+45/-45)2, (0/90)]4 ensaiada em flexão.	<b>72</b>
<b>Figura 4.1-</b>	Sistema de impacto semi-instrumentado Charpy adaptado para impactos transversais em laminados compósitos.	<b>73</b>
<b>Figura 4.2-</b>	Câmera termográfica Flir® modelo ThermaCam PM 545 utilizada neste trabalho.	<b>74</b>
<b>Figura 4.3-</b>	Disposição empregada no presente estudo entre a fonte de calor, a câmera termográfica e o objeto danificado sob inspeção.	<b>75</b>
<b>Figura 4.4-</b>	(a) Aquecimento segundo a abordagem 1 – face impactada voltada para a câmera; (b) Abordagem 2 – face impactada voltada para a fonte térmica.	<b>76</b>
<b>Figura 4.5-</b>	Inspeção termográfica com aquecimento dos laminados sólidos por lâmpada filamentar incandescente.	<b>77</b>
<b>Figura 4.6-</b>	Inspeção termográfica com aquecimento dos laminados sólidos por fluxo ou jato de ar quente.	<b>78</b>
<b>Figura 4.7-</b>	Inspeção termográfica com aquecimento de painéis-sanduiche por fluxo ou jato de ar quente.	<b>78</b>
<b>Figura 5.1-</b>	Face frontal dos laminados compósitos impactados transversalmente: (a,b) EPX-C = 5 e 30 J, respectivamente; (c,d) PPS-C = 5 e 30 J, respectivamente.	<b>79</b>
<b>Figura 5.2-</b>	Gráfico de energia absorvida pelos laminados como função da energia disponibilizada no impacto.	<b>80</b>
<b>Figura 5.3-</b>	Termogramas do laminado EPX-C para $t_a = 10$ s. Figuras (a-e): Abordagem 1 de aquecimento por lâmpada; (f-j): Abordagem 2. (a,f): energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J; (c,h): 10 J; (d,i): 20 J; (e,j): 30 J.	<b>81</b>
<b>Figura 5.4-</b>	Termogramas do laminado PPS-C para $t_a = 10$ s. Figuras (a-e): Abordagem 1 de aquecimento por lâmpada; (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J, e (e,j): 30 J.	<b>82</b>

- Figura 5.5-** Termogramas do laminado EPX-C para  $t_a = 16$  s. Figuras (a-e): **82** Abordagem 1 de aquecimento por lâmpada; (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J, e (e,j) 30 J. A seta vermelha aponta para sinais de dano já visíveis para a energia de impacto de 20 J.
- Figura 5.6-** Termogramas do laminado PPS-C para  $t_a = 16$  s. Figuras (a-e): **82** Abordagem 1 de aquecimento por lâmpada; (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J, e (e,j): 30 J. As setas vermelhas apontam os danos já visíveis para a energia de impacto de 20 J.
- Figura 5.7-** Curvas de temperatura interna da caixa contra o tempo, no **86** aquecimento e para três diferentes condições de resfriamento.
- Figura 5.8-** Termogramas do laminado EPX-C para  $t_a = 10$  s. Figuras (a-e): **87** Abordagem 1 de aquecimento (por sopro de ar quente); (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J e (e,j): 30 J.
- Figura 5.9-** Termogramas do laminado PPS-C para  $t_a = 10$  s. Figuras (a-e): **87** Abordagem 1 de aquecimento (por sopro de ar quente); (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J e (e,j): 30 J.
- Figura 5.10-** Termogramas do laminado EPX-C para  $t_a = 16$  s. (a-e) Abordagem 1 **87** de aquecimento (por sopro de ar quente); (f-j) Abordagem 2. (a,f) Energia de impacto = 0 J; (b,g) 5 J, (c,h) 10 J, (d,i) 20 J e (e,j) 30 J.
- Figura 5.11-** Termogramas do laminado PPS-C para  $t_a = 16$  s. Figuras (a-e): **88** Abordagem 1 de aquecimento (por sopro de ar quente); (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J e (e,j): 30 J.
- Figura 5.12-** Termogramas em modo transmissão de um laminado sólido PPS-C **90** submetido a impacto triplo: (a) Aquecimento por sopro de ar segundo a abordagem 1, por 12 s; (b) Aquecimento por 15 s; (c) Resfriamento por sopro de ar segundo a abordagem 1, por 180 s; (d) Resfriamento por 345 s. As diversas energias de impacto são indicadas na figura.
- Figura 5.13** Imagem radiográfica de um laminado PPS-C impactado com uma **91** energia de 10 Joules.
- Figura 5.14** Laminados compósitos triplamente impactados com energias de, **92** respectivamente, 5, 10 e 20 Joules: (a) EPX-C; (b) PPS-C.
- Figura 5.15** Diversas vistas de uma amostra extraída de um componente **94** aeronáutico confeccionado por laminação manual em compósito termorrígido EPX-C. Alguns defeitos de fabricação são indicados por círculos tracejados.
- Figura 5.16** Seqüência de termogramas obtidos em intervalos de 30 segundos **95** por intermédio da técnica de Aquecimento Contínuo (Step Heating) da amostra ilustrada na Fig. 5.15. A face termografada corresponde àquela apresentada na Fig. 5.15a.

## LISTA DE TABELAS

<b>Tabela 1.1</b>	Classificação das técnicas de ensaios END de acordo com os princípios básicos que regem seu funcionamento.	<b>27</b>
<b>Tabela 2.1</b>	Principais propriedades mecânicas de fibras sintéticas de reforço.	<b>44</b>
<b>Tabela 2.2</b>	Relação entre temperatura e coloração de um corpo negro.	<b>52</b>
<b>Tabela 3.1</b>	Propriedades mecânicas básicas em flexão lenta sob três pontos do laminado C-EPX à temperatura ambiente. Média aritmética de três espécimes ensaiados. Dureza e densidade do laminado são também reportadas.	<b>70</b>
<b>Tabela 3.2</b>	Propriedades mecânicas básicas em flexão lenta sob três pontos do laminado C-PPS à temperatura ambiente. Média aritmética de três espécimes ensaiados. Dureza e densidade do laminado são também reportadas.	<b>72</b>



## LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS

A	Airbus
AM	Amplitude Modulada
AR	Aviation Research
ATP	Automated Tape Placement
B	Boeing
BVID	Barely Visible Impact Damage
$c$	Velocidade da luz
CDPs	Corpos de prova
CMP	Compósito de Matriz Polimérica
DAM	Detecção Automática Manual
DC	Direct Current
DOT	Department of Transportation
$e$	Número de Euler
eCM	Deformação de Carga Máxima
E	Módulo de Elasticidade
EAM	Escaneamento Acústico Móvel
EESC	Escola de Engenharia de São Carlos
END	Ensaio Não Destrutivo
EPX-C	Epóxi Carbono
FAA	Federal Aviation Administration
FM	Frequência Modulada
$h$	Constante de Planck
HM	High Modulus
HS	High Strength

HV	Hardness Vickers
<i>I</i>	Radiância espectral
IM	Intermediate Modulus
IV	Infra Vermelho
<i>k</i>	Constante de Boltzmann
LACTEC	Instituto de Tecnologia para o Desenvolvimento
LWIR	Long Wavelength Infra Red
MD	McDonnell Douglas
MWIR	Mid Wave Length Infra Red
NIR	Near Infra Red
PAN	Poli Acrilo Nitrila
POD	Probability of Detection
PPS	Poli Phenylene Sulphide
PPS-C	Poli Sulfeto de Fenileno Carbono
PTFE	Poli Tetra Flúor Etileno
RF	Resistência à Flexão
SMM	Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística
SWIR	Short Wavelength Infra Red
<i>T</i>	temperatura do corpo negro
ta	Tempo de Aquecimento
TCM	Tenacidade de Carga Máxima
THz	Tera Hertz
TIC	Teste de Impacto Computadorizado
TIV	Termografia Infra Vermelha
TP	Termo Plástico

TR	Termo Rígido
TV	Tele Visão
UHM	Ultra High Modulus
UNESP	Universidade do Estado de São Paulo
USP	Universidade de São Paulo
UV	Ultra Violeta
Va	Velocidade de Aquecimento
VHS	Very High Strength
VLJ	Very Light Jet
VLWIR	Very Long Wavelength Infra Red
Vr	Velocidade de resfriamento
$\nu$	Frequência
$\rho$	Densidade





## SUMÁRIO

<b>1. INTRODUÇÃO</b>	<b>25</b>
<b>1.1 Considerações iniciais</b>	<b>25</b>
<b>1.2 Objetivo desta Dissertação de Mestrado</b>	<b>29</b>
<b>1.3 Motivação para o Estudo</b>	<b>29</b>
<b>1.4 Organização e Conteúdo do Trabalho</b>	<b>30</b>
<b>2. REVISÃO DA LITERATURA</b>	<b>33</b>
<b>2.1 Laminados compósitos poliméricos de grau aeronáutico</b>	<b>33</b>
2.1.1 <i>Considerações Iniciais</i>	33
2.1.2 <i>Laminados Compósitos Sólidos (Rígidos ou Monolíticos)</i>	34
2.1.3 <i>Matrizes Termorrígidas e Termoplásticas</i>	36
2.1.3.1 <u>Resina Epóxi</u>	37
2.1.3.2 <u>Polímero Termoplástico PPS</u>	39
2.1.4 <i>Reforço por Fibras</i>	41
<b>2.2 Danos por impacto em laminados compósitos</b>	<b>45</b>
<b>2.3 Termografia infravermelha</b>	<b>49</b>
2.3.1 <i>Considerações Iniciais</i>	49
2.3.2 <i>Formas de medição</i>	53
2.3.3 <i>Vantagens da Termografia</i>	60
2.3.4 <i>Desvantagens da termografia</i>	61
2.3.5 <i>Alguns Exemplos de Aplicação da TIV nos Campos Aeronáutico e Aeroespacial</i>	61
2.3.6 <i>Termografia de Baixo Custo em Ambiente de Laboratório</i>	64
<b>3. MATERIAIS E CORPOS-DE-PROVA</b>	<b>67</b>
<b>3.1 Laminados Compósitos Poliméricos</b>	<b>67</b>
3.1.1 <i>Considerações Iniciais</i>	67
3.1.2 <i>Carbono-Epóxi</i>	68
3.1.3 <i>Carbono-Poli(Sulfeto de Fenileno)</i>	70
<b>4. MÉTODOS</b>	<b>73</b>
<b>4.1 Ensaio de impacto</b>	<b>73</b>
<b>4.2 Inspeção termográfica</b>	<b>74</b>
4.2.1 <i>Considerações iniciais</i>	74

4.2.2 Aquecimento por lâmpadas.....	76
4.2.3 Aquecimento por fluxo de ar quente.....	77
<b>5. RESULTADOS E DISCUSSÃO.....</b>	<b>79</b>
<b>5.1 Ensaios de impacto.....</b>	<b>79</b>
<b>5.2 Ensaios termográficos.....</b>	<b>81</b>
5.2.1 Aquecimento por lâmpada.....	81
5.2.2 Aquecimento por fluxo controlado de ar quente.....	86
5.2.3 Comparação com resultados de inspeções radiográficas e ultrasonográficas.....	90
5.2.4 Estudo de caso em componente aeronáutico.....	93
<b>6. CONCLUSÕES.....</b>	<b>97</b>
<b>7. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....</b>	<b>99</b>
<b>8. REFERÊNCIAS.....</b>	<b>101</b>

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 Considerações iniciais

Os materiais compósitos (ou compostos) podem ser genericamente definidos como aqueles materiais produzidos através da mistura física, racional, volumétrica, de um ou mais materiais ou microestruturas, que diferem na forma, possuem interfaces bem definidas e são insolúveis entre si<sup>1</sup>.

Uma classificação bastante aceita dos diversos tipos de materiais compósitos é fornecida esquematicamente na Figura 1.1. Dentre estes diversos tipos de compósitos destaca-se a classe dos laminados rígidos (denominados também laminados sólidos ou monolíticos - elipse vermelha na Fig. 1.1, de modo a diferenciá-los dos chamados painéis-sanduíche - *honeycombs*, que apresentam núcleos celulares, ou vazados - elipse verde na Fig. 1.1), os quais são (assim como os *honeycombs*) empregados em estruturas de alto desempenho das indústrias aeronáutica, automotiva, marítima, petroquímica, de geração de energia aeólica, dentre outras<sup>2, 3</sup>.

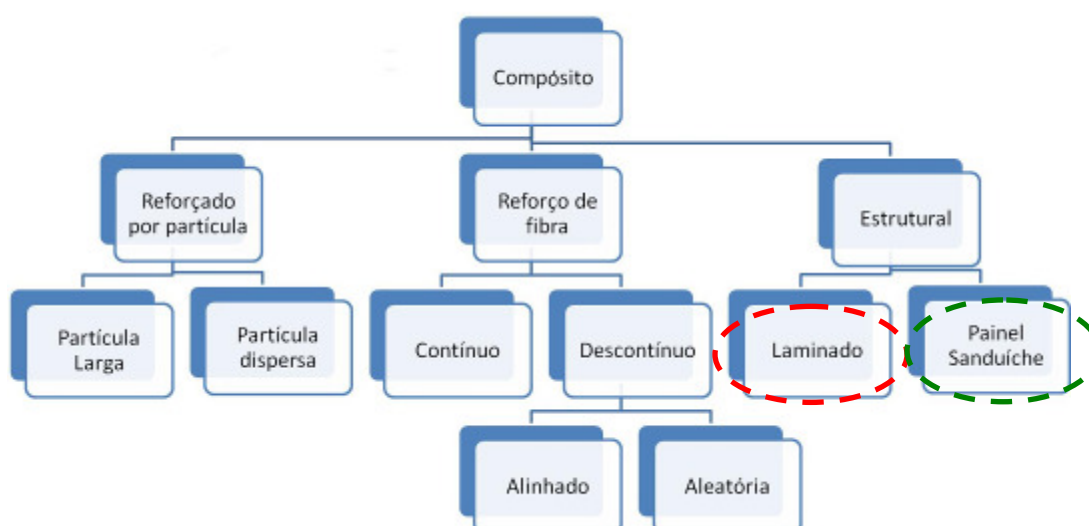


Figura 1.1 - Classificação dos materiais compósitos. (Adaptado<sup>1</sup>.)

Os ensaios não-destrutivos (END) podem ser definidos como um conjunto de técnicas que possibilitam a análise e a caracterização de materiais, componentes e estruturas, sem que estas tenham sua integridade maculada em qualquer medida, não afetando, portanto, a sua utilidade e funcionalidade futura<sup>4</sup>.

A Tabela 1.1 fornece uma lista classificatória de várias metodologias disponíveis para a inspeção<sup>1</sup> não-destrutiva de materiais, componentes e estruturas, com base nos princípios fundamentais que regem a operacionalização das técnicas END.

**Tabela 1.1 - Classificação das técnicas de ensaios END de acordo com os princípios básicos que regem seu funcionamento<sup>5</sup>.**

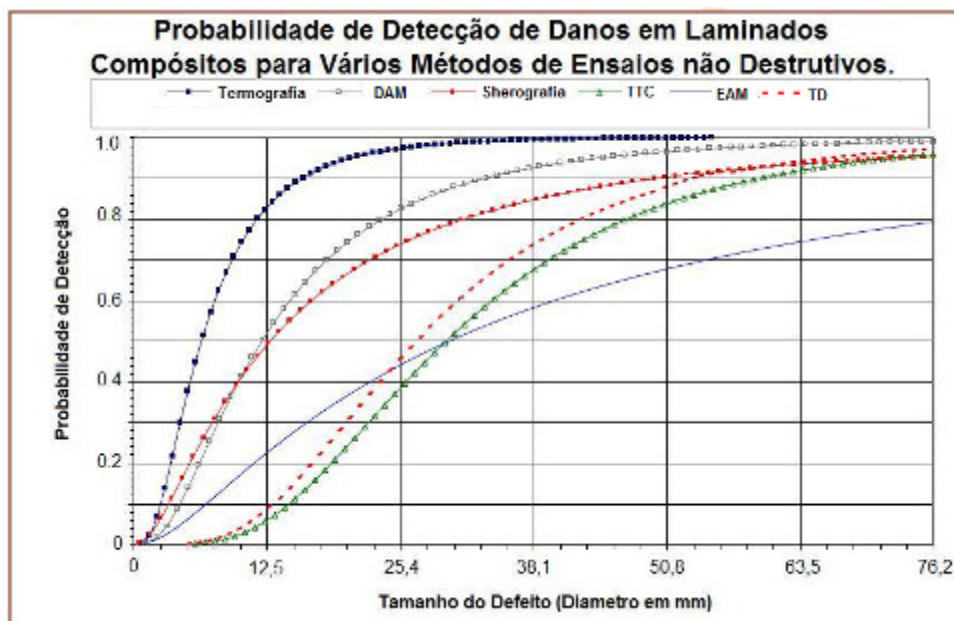
<b>Categorias</b>	<b>Objetivos da Aplicação</b>
<b>Básicas de END</b>	
<b>Mecânica e Visual</b>	Determinação de cor, trincas, dimensões, espessura do filme, refletividade, distribuição de tensão e magnitude, acabamento de superfície, defeitos de superfície e trincas transpassantes.
<b>Radiação Penetrante</b>	Trincas, variação de densidade e diferenças químicas, distribuição elementar, objetos estranhos, inclusões, microporosidade, desalinhamento, falta de peças, segregação, degradação durante o serviço, encolhimento, espessura e vazios.
<b>Eletromagnética e Eletrônica</b>	Teor de liga leve, anisotropia, cavidades, trabalho a frio, tensão localizada, dureza, composição, contaminação, corrosão, profundidade de trinca, estrutura cristalina, condutividade elétrica e térmica, tratamento térmico, inclusões, espessura da camada, umidade, polarização, solda, segregação, encolhimento, estado de cura, resistência à tração e espessura.
<b>Sônica e Ultrassônica</b>	Iniciação e propagação de trincas, vazios, fator de amortecimento, grau de cura, grau de impregnação, grau de sinterização, separações, densidade, dimensões, módulo elástico, tamanho de grão, inclusões, degradação mecânica, desalinhamento, porosidade, degradação por radiação, degradação da estrutura de compósitos, tensão superficial, resistência à tração, cisalhamento, compressão e desgaste.
<b>Térmica e Infravermelho</b>	Solda, composição, emissividade, contornos, espessura, porosidade, refletividade, tensão, condutividade térmica, espessura, vazios, delaminações, corpos estranhos.
<b>Química e Analítica</b>	Identificação de liga, composição, danos, análise elementar e distribuição, tamanho de grão, inclusões, macroestrutura, porosidade, segregação, defeitos de superfície.
<b>Geração de Imagem</b>	Variações dimensionais, desempenho dinâmico, anomalia caracterização e definição, distribuição de defeitos e propagação, configurações de campo magnético.
<b>Análise de Sinal e Imagem</b>	Dados de seleção, processamento e visualização, mapeamento de danos e defeitos, identificação de correlação, aprimoramento de imagem, separação de variáveis múltiplas, análise de assinatura.

<sup>1</sup> O termo “inspeção não-destrutiva” (*non-destructive inspection*) é empregado como decorrência do fato de que a função última dos END (denominação mais aplicável ao ambiente de laboratório) é a aplicação em campo, durante, por exemplo, a etapa de manutenção de veículos aeronáuticos. Em geral, os termos “avaliação não-destrutiva” (*non-destructive evaluation*), “técnica ou método não-destrutivo” (*non-destructive method, non-destructive technique*) e exame não-destrutivo (*non-destructive examination*) são termos também indistintamente aplicados no contexto dos END.

Dentre estas técnicas, cada vez mais vem se destacando a termografia infravermelha (TIV), em especial pela relativa facilidade proporcionada na inspeção de grandes áreas em relativamente curtos espaços de tempo, assim como pelo seu potencial de detecção (ou indicação) e localização de danos e defeitos em laminados compósitos rígidos e painéis-sanduiche<sup>2, 4, 6-14</sup>.

Como exemplo da sensibilidade de indicação da TIV, a Figura 1.2 ilustra a relação entre a “Probabilidade de Detecção” (POD – “*Probability of Detection*”) de várias técnicas END empregadas particularmente na indústria de construção e manutenção aeronáuticas, e a dimensão de defeitos ou danos do tipo delaminação em laminados sólidos compósitos. Basicamente, delaminação é a separação entre as lâminas individuais do material laminado compósito, e resulta de falhas do processo de manufatura, ou de eventos de impacto durante a operação do componente em serviço.

Pode-se concluir da Figura 1.2 que a TIV exibe uma eficiência de detecção muito superior às outras técnicas concorrentes, alcançando 100% de capacidade de indicação para danos do tipo delaminação com cerca de 30 mm de diâmetro.



**Figura 1.2 - Probabilidade de detecção de delaminações de vários métodos END em função do tamanho do dano ou defeito. Legenda: DAM: Detecção Automática Manual, TTC: Teste de Impacto Computadorizado; EAM: Escaneamento Acústico Móvel (Adaptado<sup>15</sup>).**

## 1.2 Objetivo desta Dissertação de Mestrado

O principal objetivo do presente trabalho é o de empregar a TIV como método de ensaio não-destrutivo para a inspeção de danos causados por impacto pontual simples (único) de baixa e média energias em laminados compósitos monolíticos (rígidos, ou sólidos) aeronáuticos de matriz polimérica (termorrígida ou termoplástica) reforçada com fibras contínuas de carbono.

## 1.3 Motivação para o Estudo

Componentes estruturais metálicos de alta responsabilidade são em geral projetados para operar com base no conceito de tolerância a danos (*damage tolerance*), ou seja, para suportar a presença de danos (ou defeitos) até um determinado ponto crítico (o qual é geralmente definido em termos do tempo para que o dano alcance uma dimensão máxima admissível para se evitar a falha). Desta forma, consegue-se extrair o máximo potencial de vida-útil possível do componente em condições de serviço sob carregamento cíclico (fadiga), além de possibilitar a extensão da vida-útil para a qual ele foi originalmente projetado<sup>16-17</sup>.

Entretanto, esta abordagem de projeto requer a monitoração par-e-passo do crescimento do dano, ou defeito no componente em operação, de modo a se estabelecer intervalos adequados de programas de inspeção periódica, além de garantir uma margem de segurança em condições de uso em serviço. Não obstante mais de 80% da inspeção não-destrutiva seja realizada por meios visuais, os 20% restantes são fundamentais, pois se referem a defeitos internos à estrutura, ou então são visualmente inacessíveis, e podem se propagar de modo insidioso e comprometedor da integridade estrutural do componente, o qual pode falhar inesperadamente de modo catastrófico<sup>18</sup>.

O emprego em larga escala dos materiais compósitos em aeronaves não excluiu a necessidade do emprego dos END, a despeito de serem considerados materiais muito mais tolerantes a danos que as tradicionais ligas metálicas. Levando também em conta que os projetos estruturais compósitos mais evoluídos



se baseiam exatamente no conceito de tolerância a danos, conclui-se que há necessariamente de se desenvolverem e implementarem técnicas END práticas, rápidas, eficientes que permitam assegurar do modo mais simples possível o alto desempenho e elevada confiabilidade das aeronaves mais modernas, as quais já são fabricadas no Brasil pela Embraer S/A.

## **1.4 Organização e Conteúdo do Trabalho**

No Capítulo 1 discute-se brevemente o conceito de laminados compósitos sólidos poliméricos fortalecidos com fibras contínuas, enfatizando-se, de maneira sucinta, as suas vantagens em relação aos materiais concorrentes utilizados especialmente na indústria aeronáutica e espacial, quais sejam, as ligas metálicas. Referência também é realizada acerca da termografia infravermelho no contexto dos ensaios não-destrutivos. Destacam-se, portanto, neste primeiro capítulo, a importância do tema, assim como o objetivo principal da pesquisa e a motivação para sua condução.

No Capítulo 2 realiza-se a revisão da literatura sobre os laminados rígidos fibrosos, citando-se as possíveis aplicações desta classe de materiais, em especial no campo aeronáutico. Discutem-se também os procedimentos experimentais e analíticos empregados na determinação da energia absorvida pelo material durante eventos de impacto sem perfuração.

No Capítulo 3 detalha-se o material utilizado no estudo, descreve-se a geometria dos corpos de prova empregados nos ensaios mecânicos de impacto e nas inspeções termográficas.

No Capítulo 4 se estabelecem os procedimentos experimentais relacionados aos ensaios mecânicos e à condução da inspeção termográfica.

No Capítulo 5 apresentam-se e discutem-se os resultados obtidos, utilizando-se os princípios e conceitos abordados no Capítulo 2 de revisão da literatura.

O Capítulo 6 apresenta as conclusões finais do estudo, enquanto que no Capítulo 7 são sugeridos possíveis trabalhos futuros no tema em questão.

As referências efetivamente consultadas para a confecção desta Dissertação de Mestrado são providas ao final do texto.

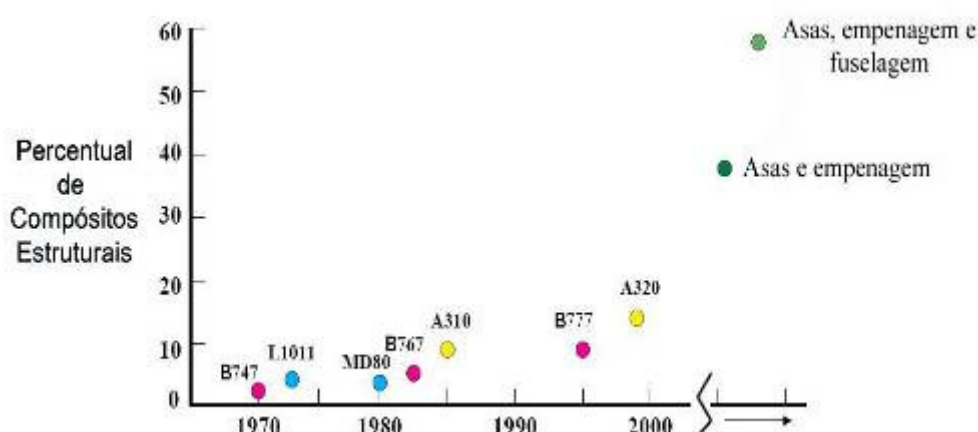


## 2 REVISÃO DA LITERATURA

### 2.1 Laminados compósitos poliméricos de grau aeronáutico

#### 2.1.1 Considerações Iniciais

Nos últimos anos, a utilização de materiais compósitos na indústria aeronáutica comercial tem sido tremendamente ampliada, conforme mostra a Figura 2.1.



**Figura 2.1 - Evolução do emprego estrutural dos materiais compósitos na indústria de construção aeronáutica civil, para aeronaves de médio e grande portes<sup>19</sup>.**

Um exemplo típico é a nova aeronave Boeing 787, cujo percentual em massa de compósitos poliméricos nas suas estruturas primárias e secundárias alcançou a cifra sem precedentes de 50% (Figura 2.2).

Considerada a relativamente baixa densidade dos laminados compósitos de matriz polimérica fortalecidos com fibras contínuas poliméricas ou cerâmicas, se comparada a das ligas metálicas tradicionais (particularmente os aços e as superligas), conclui-se que a percentagem em volume ocupada pelos polímeros reforçados é potencialmente estrondosa.



**Figura 2.2 Utilização de materiais de construção na aeronave Boeing Dreamliner 787 <sup>19</sup>.**

Estima-se que a substituição de ligas metálicas tradicionais por compósitos poliméricos estruturais, além de proporcionar a redução de peso do veículo, a economia de combustível, a extensão da autonomia de voo, e o aumento de produtividade, possibilite uma redução do custo final dos componentes da ordem de até 25% <sup>20</sup>.

### *2.1.2 Laminados Compósitos Sólidos (Rígidos ou Monolíticos)*

Os laminados compósitos sólidos de matriz polimérica, especialmente aqueles reforçados com fibras de carbono, exibem ótimas propriedades específicas (elevada razão propriedade / densidade) em termos de resistência mecânica e rigidez, além de um notável desempenho sob fadiga, relativamente elevada temperatura máxima de operação em serviço, boa resistência química a solventes em geral, e estabilidades térmica e dimensional mesmo na presença de umidade.

Estas características notabilizaram o amplo e tradicional emprego desta classe de materiais na indústria aeronáutica comercial, onde economia de combustível e maximização da carga transportada são requisitos fundamentais de projeto.

Por outro lado, os laminados carbono-epóxi apresentam uma resistência relativamente baixa aos impactos únicos, bem como àqueles aplicados de modo repetido (*fadiga por impacto*). Neste sentido, merecem especial atenção os

impactos de baixa energia, que originam os chamados danos de difícil visualização nos laminados compósitos, os quais, a despeito da pequena monta visível, podem levar a reduções significativas em suas propriedades mecânicas <sup>21</sup>. Outros pontos fracos desta classe de materiais seriam sua alta inflamabilidade e sua baixa resistência a chamas <sup>22</sup>.

Quanto aos defeitos de manufatura em laminados compósitos, a presença de bolhas, inclusões, cura imprópria e delaminação não é tão incomum, e também compromete o desempenho mecânico do componente em serviço <sup>12</sup>.

Atualmente, existe uma tendência na indústria aeronáutica em substituir gradativamente os laminados compósitos de matriz polimérica (CMP) termorrígidos (TR) pelos termoplásticos (TP). Também, há evidências de uma priorização no uso dos laminados termoplásticos em determinadas funções estruturais em projetos mais recentes de aeronaves de pequeno porte, tal como o VLJ (*Very Light Jet*), ou jato de pequeno porte, Phenom da Embraer S.A. (Figura 2.3). Em ambas as situações, o motivo é basicamente as atrativas vantagens dos laminados TP sobre os TR.



**Figura 2.3 - (a) Projeto estrutural da aeronave VLJ-Phenom 300 (a seta vermelha aponta para a empenagem, estrutura parcialmente confeccionada em laminados compósitos termoplásticos); (b) Modelo em pleno vôo <sup>23</sup>.**

Dentre estas vantagens dos termoplásticos destacam-se: maior deformação para a falha, superior tenacidade à fratura, maior resistência e tolerância a danos, temperatura de serviço mais elevada, possibilidade de montagens de subestruturas por meio de soldagem, ciclos mais simples e curtos de processamento, possibilidade de conformação térmica em multi-estágios, tempo ilimitado de armazenagem da matéria-prima, reciclagem e maior facilidade de realização de reparos. re-fusão, re-processamento, re-consolidação e de

reparo, alto potencial de re-utilização e de reciclagem, soldabilidade, maior tolerância a danos e defeitos, possibilidade de conformação de grandes formas complexas em peça única num curto espaço de tempo. Além disso, o seu potencial para a produção rápida, em massa e de baixo custo de componentes estruturais, confere aos laminados termoplásticos uma maior atratividade frente aos termorrígidos<sup>24-26</sup>.

Por outro lado, as desvantagens dos TP perante os TR incluem: alta viscosidade, altas temperaturas de processamento (com maior possibilidade de degradação oxidativa, térmica e por hidrólise), baixa molhabilidade e “pega” (*low tack*), e pequena habilidade em se adequar as superfícies curvas (*low drape*).

### 2.1.3 Matrizes Termorrígidas e Termoplásticas

Em um compósito reforçado por fibras, a matriz é responsável por envolver completamente as mesmas, proporcionando proteção e suporte mecânicos e isolamento contra agentes agressivos externos, além de garantir a transferência integral das tensões aplicadas ao componente para o elemento de reforço por meio de atrito e/ou por adesão, o que ocorre através da interface matriz/fibra.

As matrizes utilizadas em polímeros reforçados com fibras são constituídas por polímeros termoplásticos ou resinas termorrígidas, as quais devem apresentar boa compatibilidade química e térmica com a fibra.

Os polímeros termoplásticos podem ser fundidos por meio do aumento de temperatura, tornando a se solidificar ao serem resfriados, num processo que pode ser repetido inúmeras vezes<sup>27</sup>. Exemplos destes polímeros termo-formáveis seriam: polipropileno, nylon, poli-éter-éter-cetona, e poli-sulfeto de fenileno.

Por outro lado, as resinas termorrígidas, ou termofixas, são aquelas em que a cura (reação química irreversível) é feita pela ação do calor, ou tratamento químico com catalisadores, formando um produto final infusível e insolúvel<sup>27</sup>. Exemplos de resinas termorrígidas seriam: poliéster, éster-vinílico, uretano metacrilato, fenol-formaldeído, bismaleimida, e o mais conhecido exemplo, a epóxi.

A resina epóxi ainda é a mais utilizada na indústria aeronáutica, por apresentar um ótimo balanço de propriedades mecânicas e térmicas e excelente processabilidade. O termoplástico poli-sulfeto de fenileno exibe um balanço de propriedades compatível aos epóxis, mas peca um pouco no quesito processabilidade; entretanto tem as vantagens inerentes dos termoplásticos, além de outras atratividades que serão citadas avante.

Estes dois materiais poliméricos são empregados como matrizes em compósitos fortalecidos com fibras contínuas de carbono no presente estudo, e são um pouco mais detalhados na sequência do texto.

#### 2.1.3.1 Resina Epóxi

Em 1927 ocorreu nos Estados Unidos da América a primeira tentativa comercial de preparação de resinas epóxi através da epicloridrina. Desenvolvimentos posteriores de resinas termorrígidas epoxídicas foram subseqüentemente patenteados pela Ciba-Geigy®, porém não foram comercializados em larga escala. Em 1939, também nos EUA, pesquisou-se a síntese de uma resina epóxi partindo-se da mistura entre o Bisfenol A e Epicloridrina, de modo a obter-se um produto que não contivesse ligações éster sensíveis à soda caustica.

A palavra epóxi vem do grego "Ep" (sobre, ou entre) e do inglês "Oxi" (oxigênio). Em um sentido geral, o termo refere-se a um grupo químico constituído por um átomo de oxigênio ligado a dois átomos de carbono.

A primeira resina epóxi produzida em nível comercial em 1939, produto da reação de Epicloridrina e Bisfenol, foi denominada Diglicidil Éter de Bisfenol A (DGEBA), cuja fórmula estrutural é fornecida na Figura 2.4.



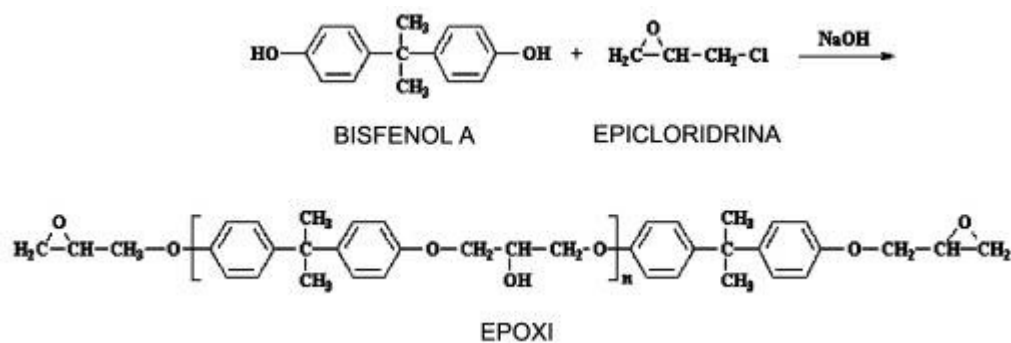


Figura 2.4 - Estrutura básica das moléculas dos reagentes e do epóxi DGEBA <sup>28</sup>.

A elevada adesão exibida por este tipo de resina é consequência da grande polaridade dos grupos éteres e hidroxilas alifáticas que, freqüentemente, constituem a cadeia da resina inicial e a rede do sistema curado. A polaridade desses grupos serve para criar forças de interação entre a molécula epóxi e o substrato, otimizando o seu uso como adesivo e revestimento. Como matriz em compósitos, a existência desses grupos polares minimiza problemas relativos à interface resina/reforço <sup>29</sup>.

As principais vantagens das resinas epóxi são:

- ✦ Baixa viscosidade
- ✦ Boa resistência química
- ✦ Boa resistência à corrosão
- ✦ Boa resistência ao choque térmico
- ✦ Boa estabilidade dimensional
- ✦ Boa estabilidade térmica
- ✦ Alta resistência mecânica
- ✦ Boa resistência ao impacto
- ✦ Melhor balanço de propriedades dentre os termorrígidos
- ✦ Aplicabilidade geral

Suas principais desvantagens podem se assim listadas:

- ✦ Baixa estabilidade oxidativa
- ✦ Alguma sensibilidade à umidade
- ✦ Estabilidade térmica limitada a 170 to 220 °C
- ✦ Tenacidade intrinsecamente baixa
- ✦ Grades especiais são relativamente caros <sup>30</sup>.

Os desenvolvimentos mais recentes das resinas epóxi, visando minimizar sua intrinsecamente baixa tenacidade à fratura estática e dinâmica, incluem as novas formulações tenacificadoras contendo modificadores elastoméricos e/ou termoplásticos.

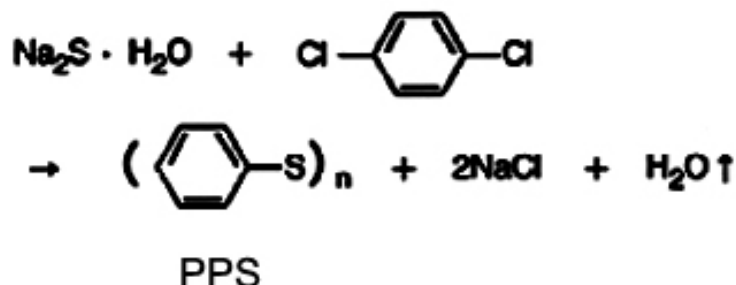
#### 2.1.3.2 Polímero Termoplástico PPS

O PPS (poli-sulfeto de fenileno) é oferecido no mercado na forma de pó ou grânulos. A gama de produtos engloba tipos para extrusão e moldagem por injeção, as quais diferem basicamente em relação à viscosidade. Os tipos de alta fluidez são disponíveis para peças de paredes finas moldadas sob relações desfavoráveis entre o comprimento do fluxo e a espessura de parede. Os tipos em pó permitem uma variedade larga de aplicações em processos de engenharia de pó, ex., como agente ligante resistente ao calor, ou como aditivo em compostos de PTFE. Os tipos em grânulos não-reforçados são usados principalmente na produção de fibras e para aplicações especiais em processos de extrusão.

O PPS é um material bem qualificado para a fabricação de peças moldadas capazes de suportar altas tensões mecânicas e térmicas. As principais áreas de aplicação estão na indústria automotiva, no setor de engenharia elétrica-eletrônica, na construção de máquinas e na engenharia de precisão.

O PPS sem reforço possui uma resistência térmica mediana. A adição de fibras de vidro e misturas de fibras de vidros com minerais permitem atingir as altas temperatura de distorção ao calor e a resistência mecânica do PPS.

O PPS, cujos reagentes, molécula final (mero) e subprodutos da reação de polimerização são mostrados na Figura 2.5, é considerado um polímero de alto desempenho <sup>31</sup>.



**Figura 2.5 - Estrutura básica das moléculas dos reagentes, do polímero PPS e dos produtos de reação <sup>32</sup>.**

As principais vantagens do polímero termoplástico PPS são <sup>32</sup>:

- ✓ Temperaturas de uso contínuo até 240 °C, temporariamente até 270 °C
- ✓ Inerentemente retardante de chama e auto-extinguível
- ✓ Boa propriedade de isolamento
- ✓ Excelente estabilidade dimensional e estabilidade térmica
- ✓ Excelente resistência química e muito boa resistência à oxidação
- ✓ Muito baixa absorção de água
- ✓ Auto-lubrificante
- ✓ Alta dureza e rigidez mecânica
- ✓ Boa resistência à fluência

Suas principais desvantagens são <sup>32</sup>:

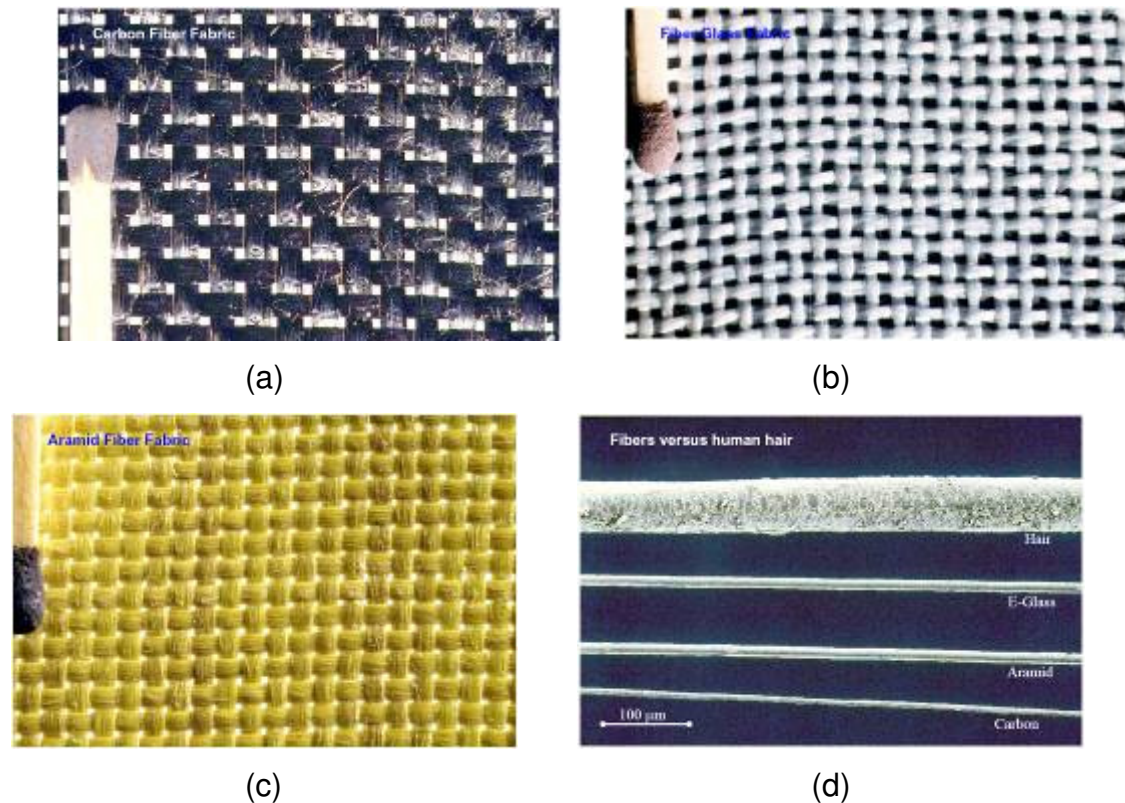
- ✓ Dificuldade de processamento (alta temperatura de fusão e alta viscosidade)
- ✓ Custos comparativamente mais elevados
- ✓ Maior quantidade de material necessário para obter-se uma boa resistência ao impacto
- ✓ Sujeito a empenamento e à fragilidade

#### 2.1.4 Reforço por Fibras

As fibras de reforço ou fortalecimento têm como funções principais fornecer resistência e rigidez ao compósito. Estas propriedades variam em função do tipo, tamanho, grau de concentração e disposição das mesmas na matriz polimérica. A escolha da fibra a ser empregada em determinada situação depende do tipo de estrutura, do grau de solicitação mecânica e das condições ambientais a que será exposto o compósito.

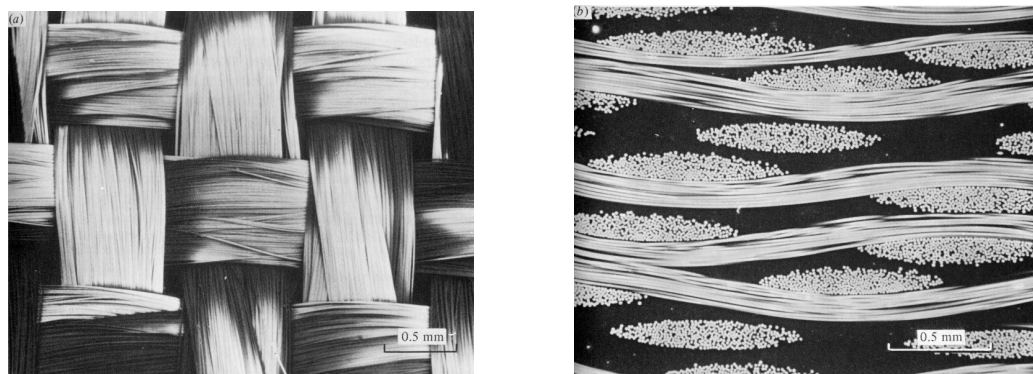
Em reforços estruturais, além das fibras de carbono podem ser utilizadas também fibras de vidro e de aramida, individualmente ou então de forma combinada (compósitos híbridos). As fibras mais comuns podem ser curtas ou longas, com comprimentos tipicamente de 1 mm a 50 mm, com diâmetros variando de 7 a 25  $\mu\text{m}$ .

Para aplicações estruturais de elevada responsabilidade, empregam-se unicamente as fibras contínuas, as quais podem ser fornecidas na forma unidirecional (fita) ou bidirecional (tecido). A Figura 2.6 mostra arranjos do tipo tecido bidirecional (0/90°), empregando-se fibras contínuas, para os três tipos principais de fibras acima mencionadas: carbono, vidro e aramida. Em todos os casos ilustrados, o trançamento das fibras (na verdade feixes de múltiplos de milhares de fibras) é do tipo trama simples (*plain wave*).



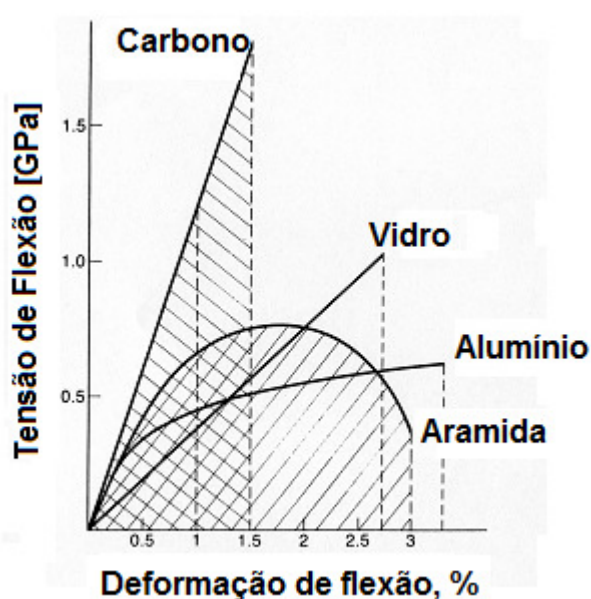
**Figura 2.6 - Tecidos trama simples de fibras sintéticas: (a) Carbono; (b) Vidro; (c) Aramida; (d) Fibras sintéticas comparadas a um fio de cabelo. Note o palito de fósforo empregado como referência nas três primeiras fotos acima <sup>33</sup>.**

A Figura 2.7a mostra em detalhes um vista de topo do arranjo de fibras de vidro segundo a trama mais simples (*plain wave*), enquanto a Figura 2.7b mostra uma vista em corte da seção transversal, em que se observam as fibras nas orientações 0 e 90°, bem como a matriz de resina epóxi (fase preta) que envolve o reforço fibroso.



**Figura 2.7 - (a) Vista superior da trama de um tecido bidirecional 0/90 de fibras contínuas de vidro; (b) Vista em corte da sessão transversal <sup>1</sup>.**

A Figura 2.8 apresenta um diagrama de tensão-deformação em que são plotadas curvas típicas de resistência à flexão de laminados compósitos unidirecionais confeccionados com fibras sintéticas contínuas de, respectivamente, carbono, vidro e aramida, impregnadas com resina termorrígida epóxi. Para fins de comparação, é fornecida uma curva de flexão de uma liga de alumínio de grau aeronáutico. Fica evidente a rigidez e a resistência provida pelas fibras de carbono, em contrapartida ao comportamento mais flexível provido pelas fibras de aramida. As fibras de vidro garantem ao compósito um comportamento algo intermediário aos dois primeiros.



**Figura 2.8 - Diagrama tensão-deformação em carregamento de flexão para 3 laminados compósitos e uma liga metálica de aplicação aeronáutica (adaptado <sup>16, 17</sup>).**

A Tabela 2.1 faz uma análise comparativa entre as principais propriedades mecânicas absolutas (por unidade de volume) destas 3 classes de fibras, com as fibras de carbono sendo apresentadas em três diferentes categorias.

Tabela 2.1 - Principais propriedades mecânicas de fibras sintéticas de reforço <sup>33</sup>.

Tipo de Fibra	Tensão de Ruptura (MPa)	Módulo de Elasticidade (GPa)	Deformação Específica Última (%)	Densidade Específica
Carbono de alta resistência	4300-4900	230-240	1,9-2,1	1,8
Carbono de alto módulo	2740-5490	294-329	0,7-1,9	1,76-1,81
Carbono de alta resistência e alto módulo	2600-4020	540-640	0,4-0,8	1,91-2,12
Aramida de alta resistência e alto módulo	3200-3600	124-130	2,4	1,44
Vidro	2400-3500	70-85	3,5-4,7	2,6

Por fim, a Figura 2.9 mostra, de forma gráfica, os valores de resistência mecânica plotados contra a rigidez (módulo de elasticidade), em carregamento sob tração, para uma variada gama de fibras de reforço, porém agora se considerando o desempenho específico dos materiais, ou seja, por unidade de massa (razão propriedade / densidade).

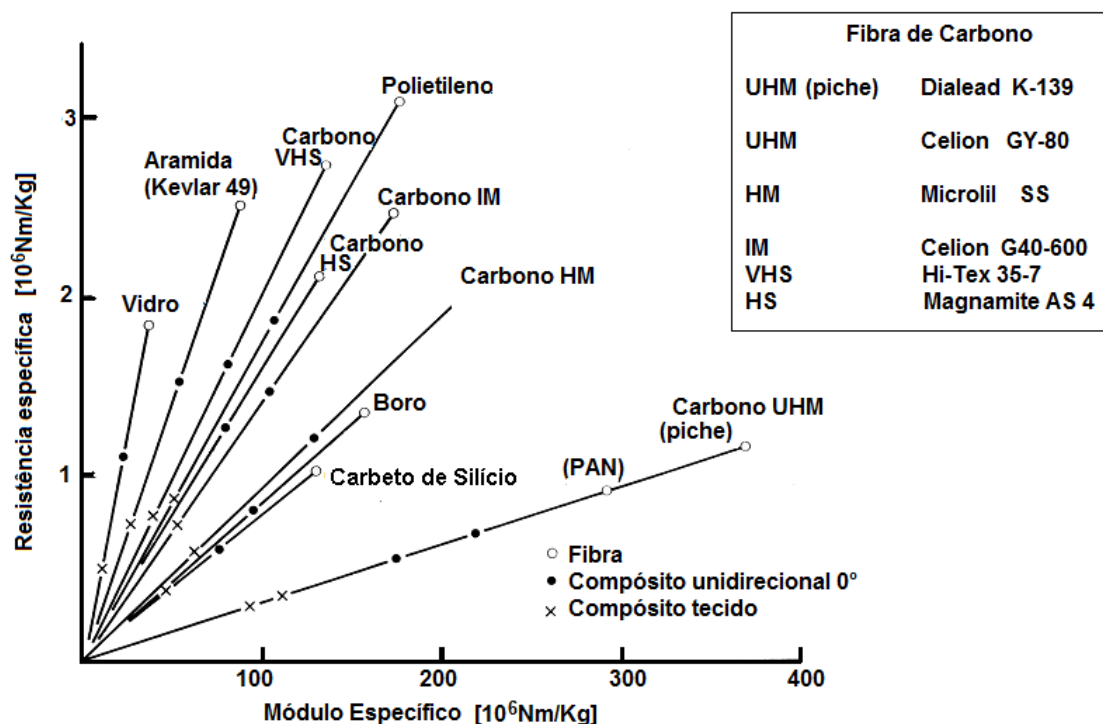


Figura 2.9 - Diagrama de resistência mecânica contra rigidez considerada a densidade dos diversos materiais na forma de fibras (adaptado <sup>16-17</sup>).

Nota-se que quando a densidade relativamente elevada da fibra de carbono é levada em conta (propriedade específica), a fibra de aramida, e principalmente a fibra de polietileno de ultra-alto peso molecular, tornam-se candidatos de respeito para aplicações de alto desempenho mecânico.

Observa-se também, da figura, que a condição máxima de desempenho é alcançada quando uma única fibra é ensaiada. No caso de as fibras estarem arranjadas em tramas (tecido). Os pontos de contato entre as fibras orientadas ortogonalmente entre si agem como locais de concentração de tensão, induzindo a fratura naquela região. Também, o fato de as fibras não poderem se alinhar perfeitamente na direção do carregamento, dada o trancamento dos filamentos, impede as fibras de desenvolverem seu máximo potencial em termos de resistência mecânica e rigidez.

## **2.2 Danos por impacto em laminados compósitos**

Laminados sólidos de matriz polimérica reforçados com fibras contínuas de alto desempenho (carbono, vidro e aramida) são hoje fabricados por intermédio de métodos bastante complexos e muito bem controlados. Entretanto, a despeito do rígido controle de qualidade a que estes materiais estão sujeitos, há um risco considerável de esses serem danificados por impacto transversal durante (ou logo após) seu processamento. Nesse caso, esses danos superficiais ou sub-superficiais podem comprometer o desempenho do componente em serviço. Em especial, a resistência a esforços de compressão no plano é fortemente prejudicada pela presença de danos do tipo delaminação, culminando em uma expressiva redução da resistência à flambagem do componente<sup>34-36</sup>.

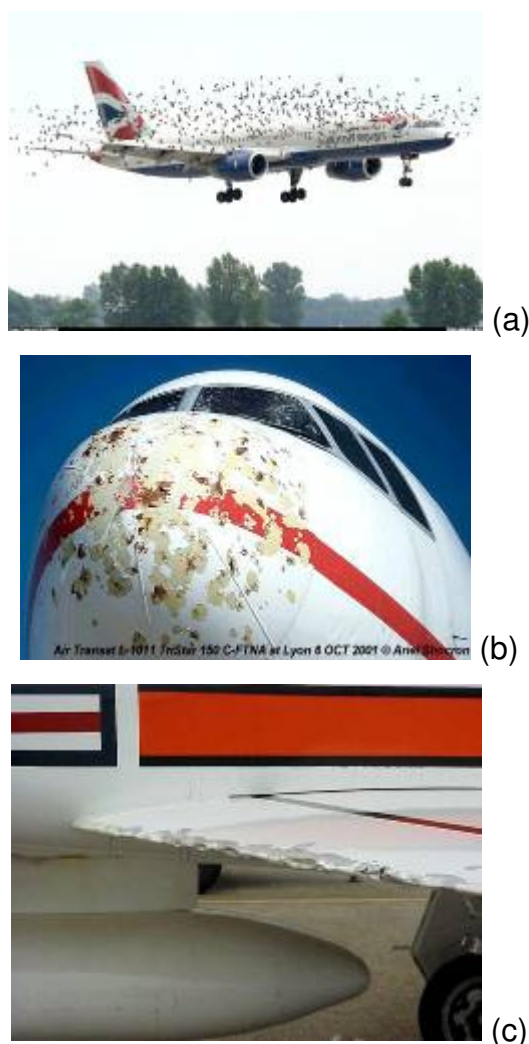
Além disso, durante a operação de aeronaves em condições reais de serviço, e principalmente durante a sua manutenção, são inúmeras as fontes de impacto simples (único) ou repetido, de baixas a relativamente altas energias, a que estão propensos os componentes estruturais aeronáuticos, donde se destacam<sup>35, 37-50</sup>:

- ❖ Choques com pássaros



- ❖ Chuvas de granizo
- ❖ Desintegração da turbina
- ❖ Separação do protetor de pneus
- ❖ Fragmentos levantados pelo contato pneu/pista
- ❖ Queda de ferramentas sobre o componente
- ❖ Transporte e manuseio incorretos da peça
- ❖ Choque de carros de auxílio em pista
- ❖ Contato entre aeronaves

Por exemplo, na Figura 2.10 pode-se testemunhar um evento potencialmente perigoso de aproximação entre aeronave em estágio de aterrissagem na pista de pouso e um bando de pássaros em pleno vôo. As demais figuras revelam os danos de grande monta em aeronaves como decorrência do choque em vôo com pedras de granizo.



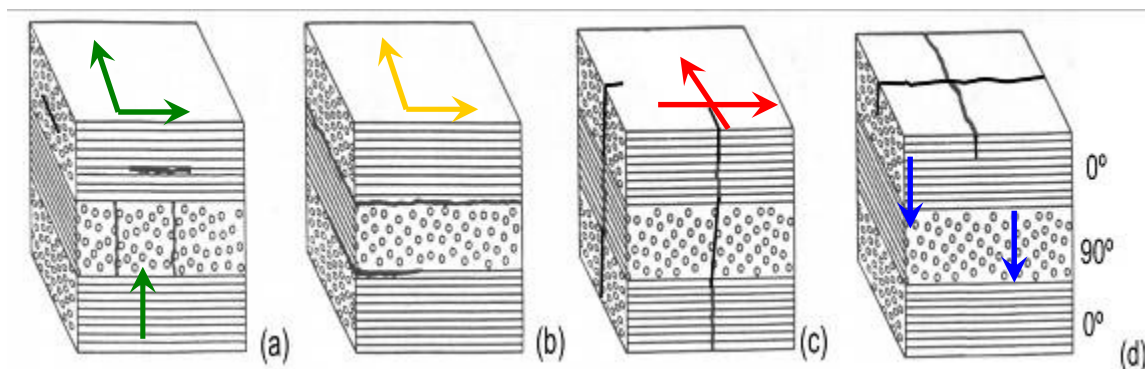
**Figura 2.10 - (a) Cenário de choque entre um bando pássaros e uma aeronave comercial durante o curso de aterrissagem; (b,c) Efeitos do impacto de chuva de granizo contra, respectivamente, o radôme e o bordo de ataque de asa de aeronaves em pleno voo<sup>51</sup>.**

Ademais, há de se considerar que a subsequente aplicação de cargas cíclicas em fadiga a um componente compósito previamente impactado pode ser suficiente para o crescimento dos danos introduzidos por impacto (tipicamente delaminações<sup>21</sup>, com a perda progressiva de propriedades mecânicas fundamentais (em especial, como já referido, da resistência à compressão no plano/ flambagem<sup>34-36</sup>.

Conforme já referido, outra questão importante relacionada aos impactos em laminados compósitos é o conceito de BVID (*Barely Visible Impact Damage*). Basicamente, danos causados por impacto abaixo de um determinada energia limite, estabelecida em termos da detectabilidade do dano correspondente (e.g.,

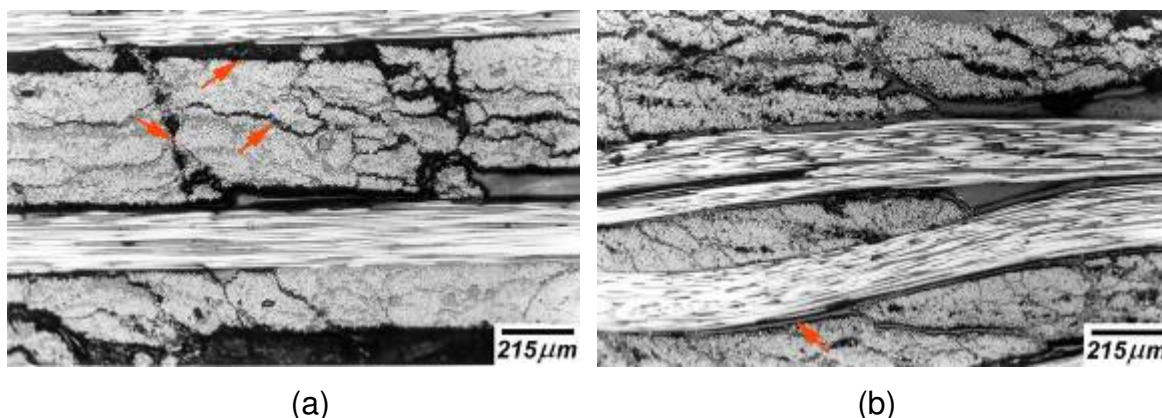
uma depressão, ou mocha, com 0,3 mm de profundidade, ou então uma endentação cuja identificação visual é possível a uma distância da ordem de poucos metros), embora passíveis de não serem detectados em uma inspeção visual rotineira, podem, potencialmente, reduzir significativamente a resistência residual da peça, componente ou estrutura danificada, em especial sob carregamento cíclico (fadiga). Tal fato é verificado nos laminados compostos em decorrência da própria estrutura laminar do material, visto que cargas de impacto transversal, mesmo as mais leves, tendem a separar as lâminas individuais que o compõem. Isto advém essencialmente da ausência de fibras na direção da espessura dos laminados estruturais.

A Figura 2.11 ilustra os tipos mais comuns de fratura em laminados compostos tipo fita com fibras orientadas alternadamente a 0 e 90°, quando submetidos a esforços, respectivamente, de impacto transversal e translaminar.



**Figura 2.11 - (a) Fratura intralaminar; (b) Fratura interlaminar; (c) Fratura translaminar; (d) Fratura transversal de laminados compostos impactados <sup>52</sup>.**

A Figura 2.12 mostra micrografias de sessões transversais de amostras laminadas compósitas submetidas a impacto único e repetido de baixa energia. Observam-se a presença de danos tais como os representados na Figura 2.11.



**Figura 2.12 - Visualização de danos microscópicos em sessões transversais de laminados compósitos finos impactados levemente: (a) Fita; (b) Tecido.**

A possibilidade do comprometimento da integridade estrutural de laminados compósitos aeronáuticos primários ou secundários submetidos a impactos leves (até 30 Joules), associada à impossibilidade da detecção visual do correspondente dano superficial gerado pelo contato mecânico dinâmico, justifica a necessidade do emprego de técnicas de inspeção não-destrutiva para garantir a segurança em voo da aeronave. Dentre estas técnicas, sem dúvida a termografia infravermelha (TIV) é uma candidata potencial, sendo descrita em pormenores na sessão seguinte.

## **2.3 Termografia infravermelha**

### *2.3.1 - Considerações Iniciais*

Radiação infravermelha faz parte do espectro eletromagnético (Figura 2.13) e se comporta de modo similar à luz visível, atravessando o espaço na velocidade da luz, podendo ser refletida, absorvida, emitida e transmitida através de um corpo sólido (Figura 2.14).

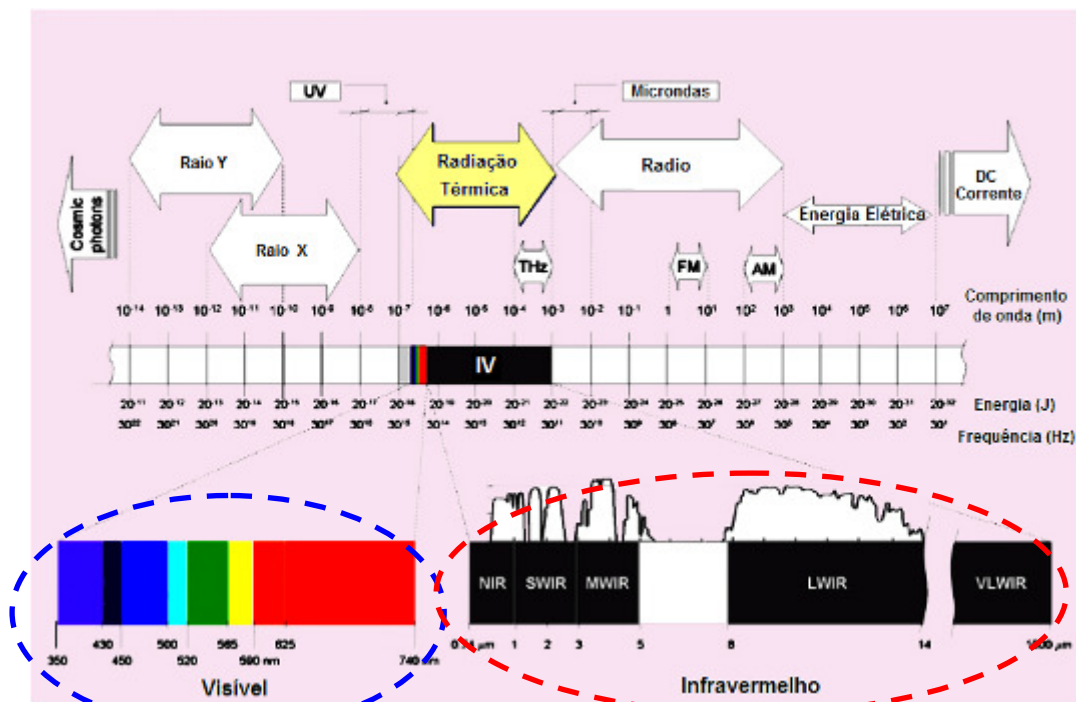


Figura 2.13 - Espectro de radiação eletromagnética, destacando-se os intervalos correspondentes à luz visível (elipse azul) e ao infravermelho (elipse vermelha) (Adaptado<sup>53</sup>).

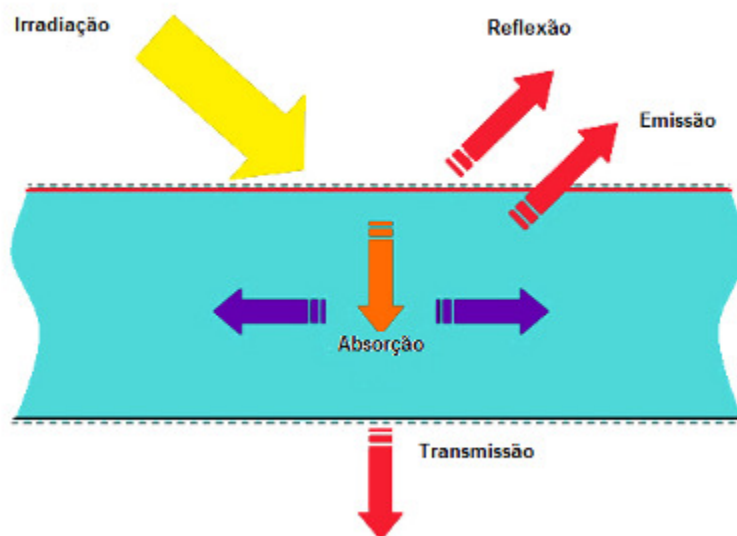


Figura 2.14 - Balanço de energia em um meio sólido semitransparente irradiado em uma de suas faces (Adaptado<sup>53</sup>).

De fato, todos os objetos emitem radiação infravermelha como uma função da sua temperatura. Energia infravermelha é gerada pela vibração e rotação dos átomos e moléculas. Quanto mais aquecido um objeto, maior é a agitação atômica e molecular e maior é a energia infravermelha por ele emitida.

Esta energia é detectada por câmeras infravermelhas, as quais, de fato, não medem a temperatura, mas sim detectam a intensidade da radiação térmica.

A energia emitida por uma superfície a uma determinada temperatura é chamada brilho espectral, sendo definida pela lei do Planck:

$$I(\nu, T) = \frac{2h\nu^3}{c^2} \frac{1}{e^{\frac{h\nu}{kT}} - 1} \quad (1)$$

onde:

$I$  = radiância espectral [ $\text{J.s}^{-1}.\text{m}^{-2}.\text{sr}^{-1}.\text{Hz}^{-1}$ ] (sr = esterradiano = unidade SI de ângulo sólido)

$\nu$  = frequência [Hz]

$T$  = temperatura do corpo negro [K]

$h$  = constante de Planck [J/Hz]

$c$  = velocidade da luz [m/s]

$e$  = número de Euler (adimensional)

$k$  = constante de Boltzmann [J/K]

A Lei de Planck para a radiação de um corpo negro (corpo que, por definição, possui emissividade de 100% da radiação incidente, e, portanto, tem a capacidade de absorver 100% desta mesma radiação, ou seja, exibe refletividade nula e tão pouco transmite luz) exprime a radiância espectral em função do comprimento de onda e da temperatura do corpo negro.

Basicamente, em função de que nenhuma luz ser refletida ou transmitida, o corpo parece negro quando está frio. Porém, na medida em que ele é aquecido, ele passa a emitir um espectro de luz que depende essencialmente da temperatura. Há então uma relação direta entre a temperatura do corpo e o comprimento de onda que ele emite, ou, em outras palavras, a coloração que ele exibirá. Em temperaturas extremamente elevadas, emitirá luz branca (quente), e em temperaturas intermediárias, um amplo espectro de cores, cada uma univocamente associada a um comprimento de onda e a uma temperatura bem estabelecida do corpo negro (Figura 2.15 e Tabela 2.2).

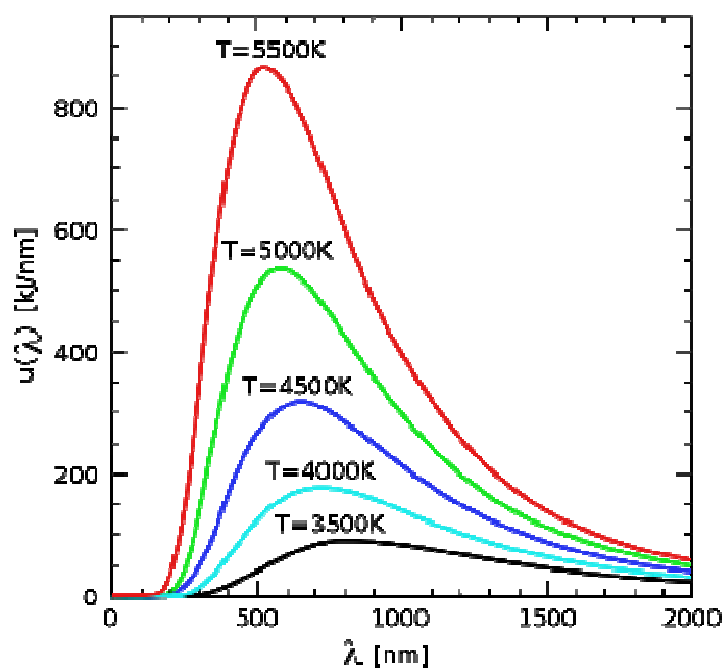


Figura 2.15 - Espectro de radiação de um corpo negro <sup>54</sup>.

Tabela 2.2 - Relação entre temperatura e coloração de um corpo negro <sup>55</sup>.

Temperatura [°C]	Cor	Frequência [Hz]	Comprimento de onda [m]
~1.100	Vermelho	$3,89 \times 10^{14}$	$\sim 768 \times 10^{-9}$
~2.200	Laranja	$4,57 \times 10^{14}$	$\sim 656 \times 10^{-9}$
~3.400	Amarelo	$5,09 \times 10^{14}$	$589 \times 10^{-9}$
Acima de 10.000	Branco	n° infinito	n° infinito

Uma câmera de infravermelho é, na realidade, um radiômetro espectral que mede esta energia, sendo que a sua calibração (baseada na lei do 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 de tons de cinza <sup>56</sup>.

### 2.3.2 Formas de medição

A termografia infravermelha (TIV) é, portanto, uma técnica de ensaios não-destrutivos que se baseia no mapeamento térmico (originando desta forma os chamados termogramas) de uma peça, componente ou estrutura para a localização de suas regiões danificadas ou defeituosas.

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.

Basicamente, um termograma exhibe as diferentes temperaturas locais no componente, na forma de gradientes de coloração (escala policromática) ou de tonalidades de cinza (escala monocromática), sendo o imageamento térmico realizado, em geral, por termovisores ou câmeras termográficas.

Na última década, a TIV tem encontrado crescente receptividade por parte da indústria de construção aeronáutica, por exhibir um promissor potencial para a redução dos custos de inspeção durante os estágios de manufatura e de manutenção periódica de componentes estruturais. Além disso, a TIV favorece a obtenção de resultados confiáveis, quanto ao tamanho e à localização de defeitos e danos em laminados compósitos, de uma maneira rápida e eficiente <sup>4, 9, 10, 12, 57</sup>.

Na chamada termografia ativa <sup>6, 11</sup>, o objeto de estudo é energeticamente estimulado (por exemplo, através de fontes térmicas simples como lâmpadas, flashes - Figura 2.16, jatos de ar quente, ou então, por meios mais elaborados, tais como pulsos ultra-sônicos, correntes parasitas, radiação infravermelha, microondas, laser, dentre outros), de forma que um fluxo interno de calor seja gerado na parte inspecionada. A eventual presença de defeitos e/ou danos superficiais ou sub-superficiais causa uma perturbação deste fluxo, levando a um contraste térmico na superfície do componente, que é detectado por um termovisor ou uma câmera termográfica, acusando, desta forma, a existência da



descontinuidade. Durante a inspeção na forma ativa, a fonte de calor pode estar no mesmo lado ocupado pela câmera termográfica, relativamente ao objeto estudado, configurando-se assim o modo de reflexão ou, então, a fonte térmica pode estar do lado oposto ao da câmera, ficando o objeto de interesse entre a fonte e a câmera, estabelecendo-se desta feita o modo de transmissão <sup>58</sup>. Ambos os modos de reflexão e transmissão são esquematizados na Figura 2.17.

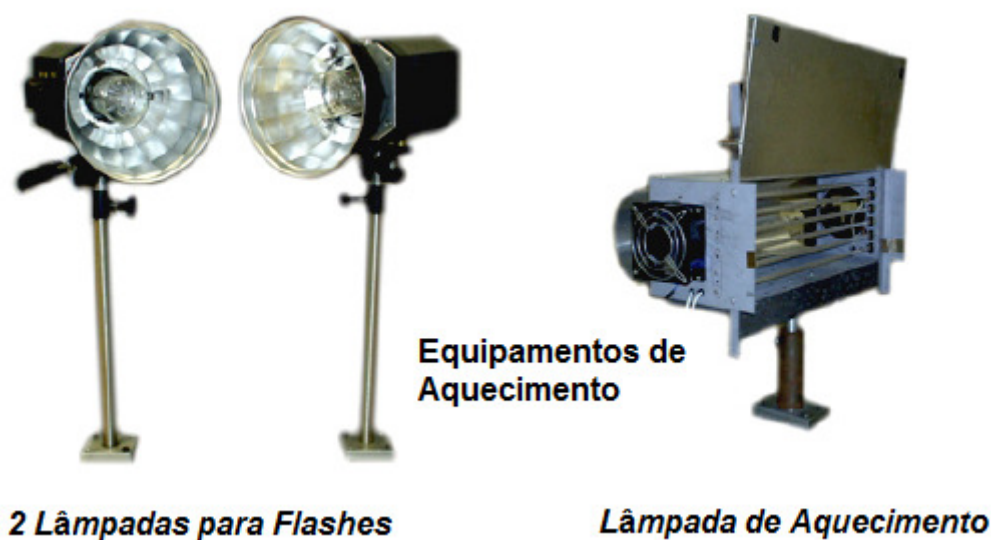


Figura 2.16 - Esquema dos modos de inspeção termográfica na forma ativa <sup>59</sup>.

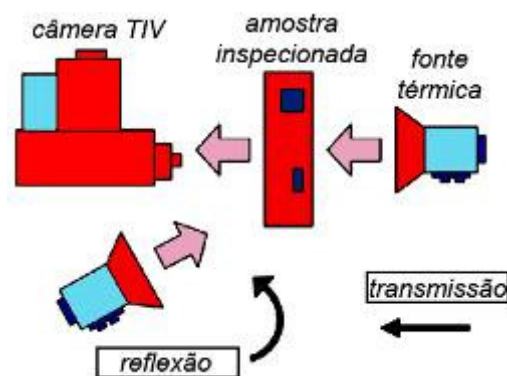


Figura 2.17 - TIV na forma ativa em modos de inspeção por Reflexão e Transmissão, respectivamente (Adaptado <sup>53</sup>).

A Figura 2.18a ilustra o processo de inspeção termográfica por reflexão de dois painéis, um sem defeito, e outro contendo um defeito (delaminação, corpos estranho, etc). A Figura 2.18b plota o perfil de temperaturas na superfície da peça acima do defeito ou dano interno.

Como o defeito reduz a capacidade do material transportar calor (energia) a partir da face irradiada para a face oposta do laminados, o calor se acumula na região que está sob inspeção da câmera termográfica, de sorte que ela identificará um ponto quente (*hot spot*).

Se a mesma inspeção é conduzida pelo método de transmissão (Figura 2.19), a câmera obviamente detectará um ponto frio na superfície da peça (*cold spot*) na região em que se localiza o defeito, ou dano sub-superficial.

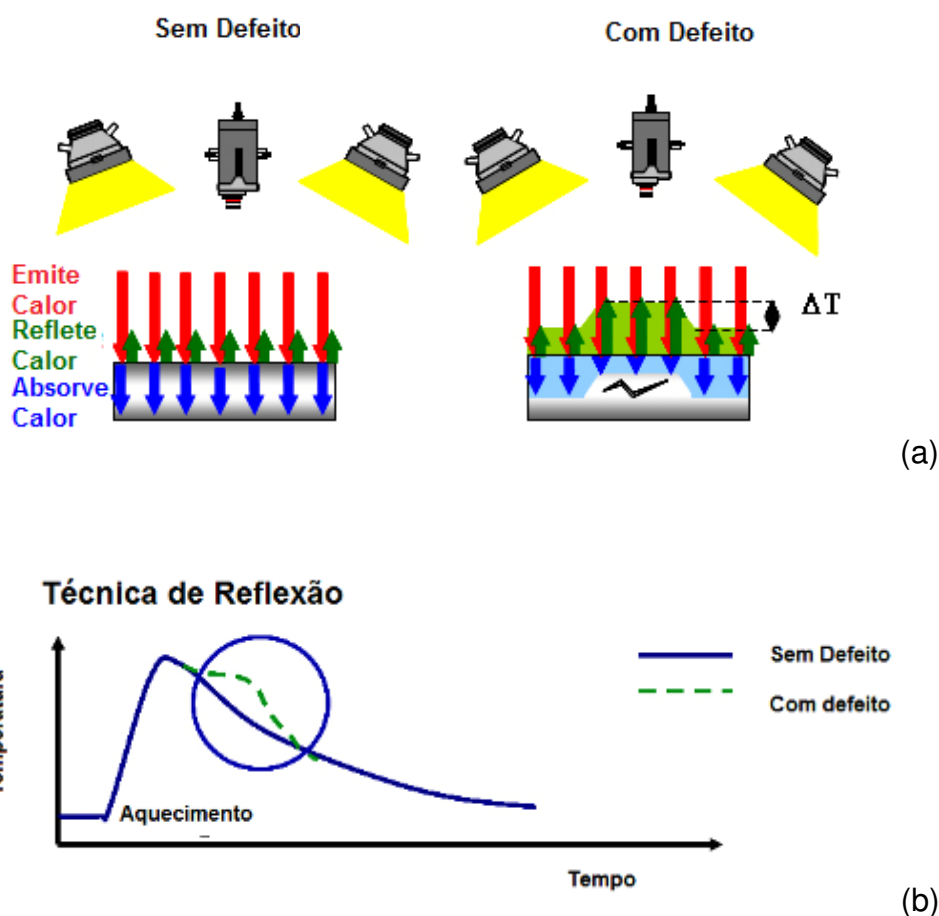


Figura 2.18 - (a) TIV em modo de Reflexão; (b) Curvas temperatura x tempo na superfície inspecionada para o material íntegro e contendo uma descontinuidade geométrica, respectivamente <sup>60</sup>.

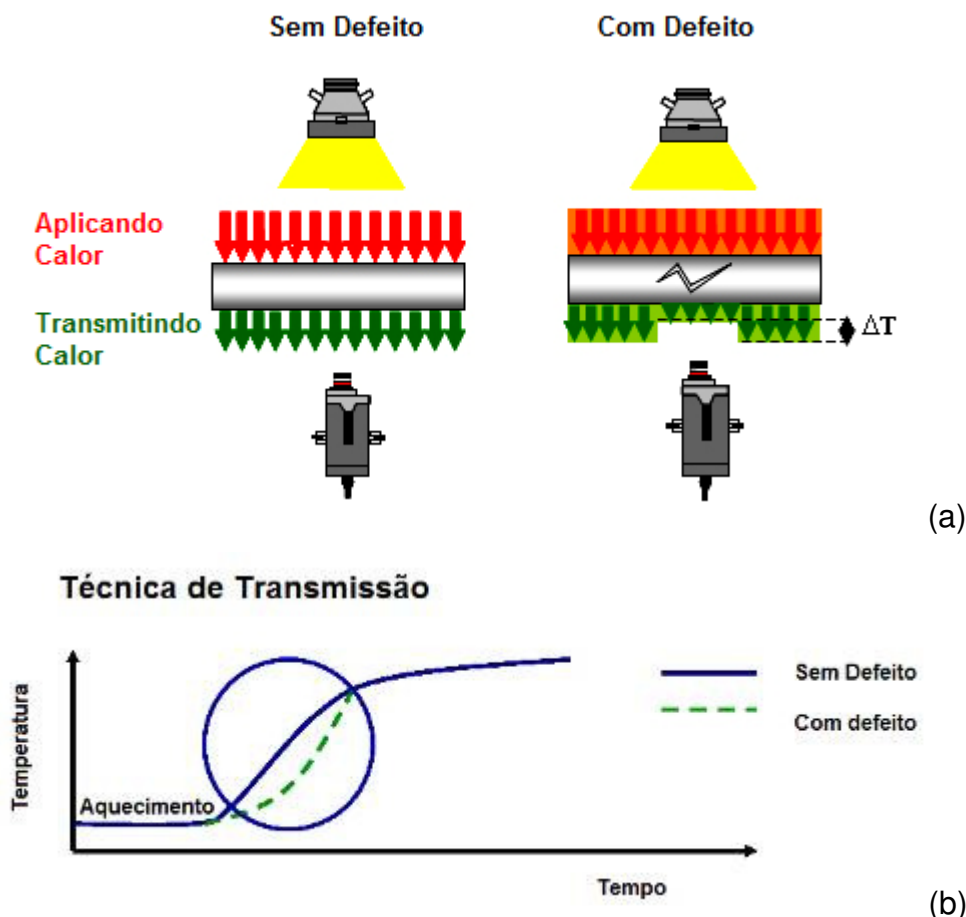


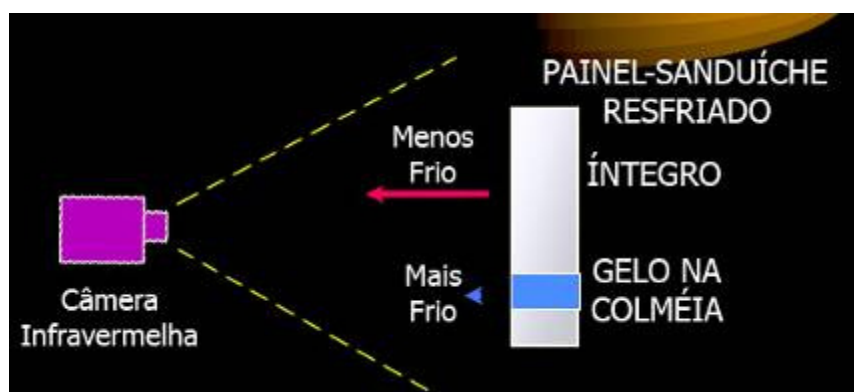
Figura 2.19 - TIV em modo de Transmissão; (b) Curva temperatura x tempo na superfície inspecionada para o material íntegro e contendo uma descontinuidade geométrica, respectivamente <sup>60</sup>.

No caso em que o ciclo de aquecimento é suficientemente longo, a técnica TIV recebe o nome de “Termografia por Aquecimento Contínuo (*Step Heating*)”. Neste caso, a curva azul mostrada na Figura 2.18b (típica de um aquecimento por Pulso Rápido) se assemelharia àquela mostrada na Figura 2.19b, porém ainda mantendo-se a curva tracejada verde (que indica a temperatura na região defeituosa inspecionada) numa posição superior à verde (*hot spot*).

Interessante observar que o ciclo de aquecimento pode ser substituído por um ciclo de resfriamento. Por exemplo, pode-se colocar o componente em uma ambiente previamente aquecido (forno, mantas térmicas, etc) até que ele atinja uma condição de estabilidade térmica. Uma vez ele é retirado desta condição, ou seja, trazido ao ambiente mais frio, iniciasse o fluxo de calor da peça para o ambiente, o que vai proporcionar a detecção dos danos por TIV. Denomina-se então a técnica de “Termografia Transiente (*Transient Thermography*)”.

De fato, uma vez realizada e finalizada a inspeção no ciclo de aquecimento em uma inspeção termográfica por Aquecimento Contínuo, como por exemplo ilustrada na 2.18, também nada impede que uma nova sessão de inspeção se estabeleça durante o resfriamento natural da peça, a qual foi forçosamente aquecida na etapa anterior, originando-se então uma inspeção termográfica por Resfriamento Contínuo (*Step Cooling*).

Outra variante do processo consiste em colocar o componente em um ambiente suficientemente frio (câmara frigorífica) até que a temperatura por toda peça se estabilize. Retirada a mesma da câmara fria, inicia-se um ciclo de aquecimento. Esta alternativa é bastante empregada na indústria aeronáutica, na detecção da presença indesejável de água em painéis-sanduíche colméia (*honeycombs*). Como a água transforma-se em gelo abaixo dos 0°C, quando a peça é retirada da câmara fria, as células que contém gelo permanecerão frias por muito mais tempo que as células contendo ar (células normais, ou íntegras), haja vista a maior capacidade térmica da água frente ao ar, de sorte que durante um bom período de tempo há oportunidade para o inspetor detectar os pontos problemáticos do componente estrutural. A Figura 2.20 ilustra esquematicamente o procedimento.

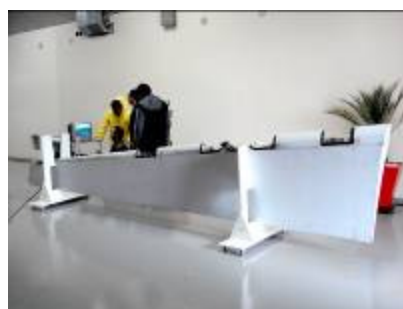


**Figura 2.20 - Esquemático do procedimento de inspeção de painéis-sanduíche com núcleo colméia impregnado com água <sup>61</sup>.**

A Figura 2.21 mostra um procedimento deste tipo realizado na TAM Linhas Aéreas com a colaboração de integrantes do Grupo de Materiais Compósitos do SMM-EESC-USP.



(a)



(b)



(c)



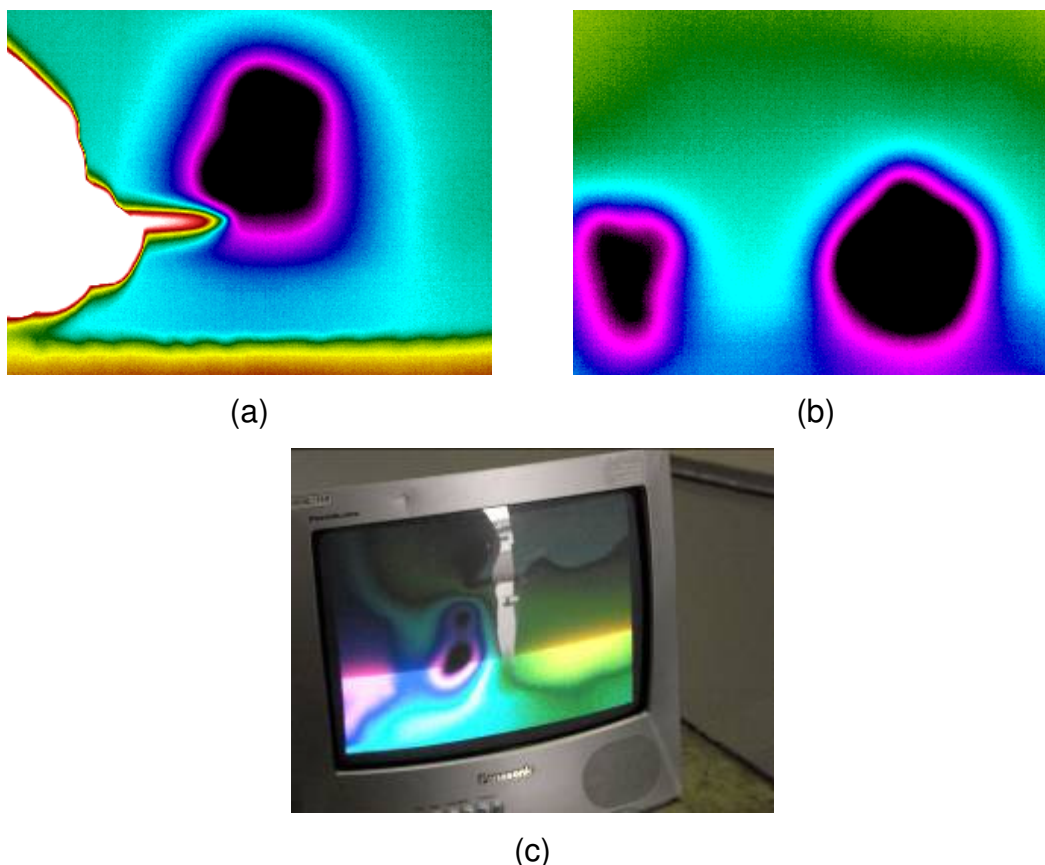
(d)

**Figura 2.21 - Inspeção termográfica de profundor de aeronave comercial para detecção de água em estruturas de painel-sanduíche.**

A Figura 2.22 mostra os resultados obtidos. As regiões pretas indicam a presença de gelo no interior do profundor, pois a cor preta é uma cor fria, ao contrario da branca, que é uma cor quente. Colorações intermediárias correspondem a temperaturas também intermediárias àquelas extremas definidas, respectivamente, pela preta e pela branca.

Interessante observar na Fig.2.22a que a região branca (quente) corresponde exatamente ao braço do inspetor apontando, à frente da câmera termográfica, para a região do profundor contendo gelo no núcleo colméia (*honeycomb*) do painel-sanduíche.

Um monitor de televisão foi empregado (Fig.2.22c) de modo a facilitar a visualização e localização das regiões de ingresso de água no componente estrutural.



**Figura 2.22 - (a,b) Imagens termográficas (termogramas ) indicando a presença de gelo em determinadas posições do componente estrutural aeronáutico avaliado; (c) Monitoração via monitor televisivo.**

É reconhecido que o exame termográfico de painéis-sanduíche, na busca de líquidos ingressados nas células do núcleo, é uma tarefa menos árdua que a detecção de defeitos e danos de fabricação e operação em laminados compósitos sólidos (rígidos), em especial aqueles apresentando grandes raios de curvaturas.

Por outro lado, a termografia na forma passiva é empregada nos casos em que o componente avaliado não requer qualquer estímulo térmico extra para sua inspeção, pois o mesmo já emite radiação infravermelha em quantidade suficiente para que seja possível a detecção de eventuais defeitos ou danos nele contidos. Este efeito é explorado, por exemplo, na inspeção do processo de manufatura de laminados de compósitos de matriz polimérica, conforme ilustra a Figura 2.23 <sup>62</sup>.





**Figura 2.23 - Exemplo de inspeção por TIV em modo passivo durante a deposição de fitas compósitas fundidas em laminado (processo ATP - Automated Tape Placement) <sup>63</sup>.**

Interessante observar que alguns países do hemisfério norte, cujos invernos são tipicamente mais rigorosos que nos do hemisfério sul, um tipo peculiar de TIV passiva consiste em deixar intencionalmente as aeronaves em condições ambientais de frio bastante rigoroso (fora dos hangares), e, uma vez os veículos são trazido para o interior dos hangares, estabelece-se a mesma condição descrita acima para as câmeras frigoríficas, quando há uma excelente oportunidade para a detecção de gelo no interior das células dos componentes primários e secundários confeccionados em painéis-sanduiche.

### *2.3.3 Vantagens da Termografia*

As principais vantagens da metodologia TIV são <sup>4, 13</sup>:

- Δ Rapidez da inspeção,
- Δ Interpretação simples das imagens
- Δ Análise em tempo real
- Δ Radiação não letal
- Δ Não requer contato

- Δ Inspeção global da peça
- Δ Acesso a apenas um lado da peça
- Δ Não sensível à geometria da peça
- Δ Adequado para grandes superfícies

#### *2.3.4 Desvantagens da termografia*

Por outro lado, as desvantagens dessa técnica são as seguintes <sup>4, 13</sup>:

- Uniformidade de aquecimento/resfriamento
- Custo elevado
- Laminados de espessura limitada
- Detecção de defeitos poucos profundos
- Variações de emissividade em uma mesma peça
- Sensíveis ao modo de aquecimento (tipo, duração, posição)

#### *2.3.5 Alguns Exemplos de Aplicação da TIV nos Campos Aeronáutico e Aeroespacial*

Novos desenvolvimentos estão sendo realizados no campo da inspeção termográfica de componentes e estruturas aeronáuticas e aeroespaciais <sup>64, 65</sup>. O principal deles é a técnica de pulso instantâneo (*flash*), que possibilita a aquisição de imagens praticamente em tempo real pelo método de reflexão, o qual tem a grande vantagem, sobre o de transmissão, de requerer acesso a somente um lado (o externo) do objeto de interesse. Entretanto, esta técnica é ainda relativamente cara, pois utiliza processo sofisticados de reconstrução computadorizada de sinais termográficos. Por exemplo, um equipamento completo, tal como o exibido na Figura 2.24, chega a alcançar a cifra dos U\$250.000.





**Figura 2.24 - Equipamento completo para execução de inspeção termográfica pela técnica de pulso instantâneo: (1) Câmera termográfica acoplada a flash de alta potência (1 MW); (2) Unidade processadora de sinais <sup>66</sup>.**

A Figura 2.25 ilustra dois exemplos, respectivamente de aplicação da técnica termográfica pulsada em uma aeronave e em um ônibus espacial para a detecção de danos por impacto.



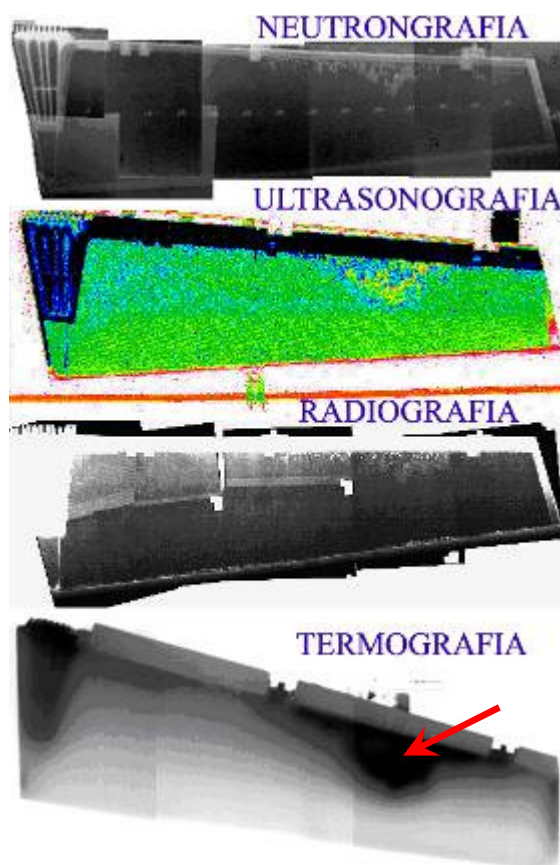
(a)



(b)

**Figura 2.25 - Emprego da termografia na inspeção da porta de entrada da cabine de uma aeronave de grande porte (a), e do bordo de ataque da asa de um ônibus espacial recém chegado da órbita terrestre <sup>67</sup>.**

A Figura 2.26 compara os resultados da inspeção não-destrutiva de um profundor de uma aeronave militar por quatro diferentes métodos, respectivamente neutrongrafia, ultrasonografia, radiografia e termografia. É possível concluir que a termografia consegue identificar e delinear de modo mais contundente o descolamento (delaminação) na parte frontal intermediária do componente estrutural, conforme indicado pela seta vermelha.



**Figura 2.26 - Exemplo ilustrativo confrontando as potencialidades de quatro diferentes técnicas de inspeção não-destrutiva de um componente estrutural aeronáutico primário<sup>68</sup>.**

### *2.3.6 Termografia de Baixo Custo em Ambiente de Laboratório*

Considerando que a disponibilidade de equipamentos termográficos sofisticados é bastante restrita, em especial em países em desenvolvimento como o Brasil, técnicas alternativas, mais baratas, porém certamente não tão precisas quanto a de pulso instantâneo de alta energia (*flash*), são potencialmente úteis nestas circunstâncias. A mais empregada delas é, sem dúvida, a de Aquecimento/Resfriamento Contínuos (*Step Heating / Cooling*), pois requer aparatos relativamente simples, incluindo câmeras termográficas com custos da ordem de poucas dezenas de milhares de dólares.

Qin & Bao<sup>2</sup> propuseram um sistema bastante simples para a inspeção termográfica de pequenas amostras de material compósito, o qual é esquematizado na Figura 2.27 e tomado como referência no presente estudo.

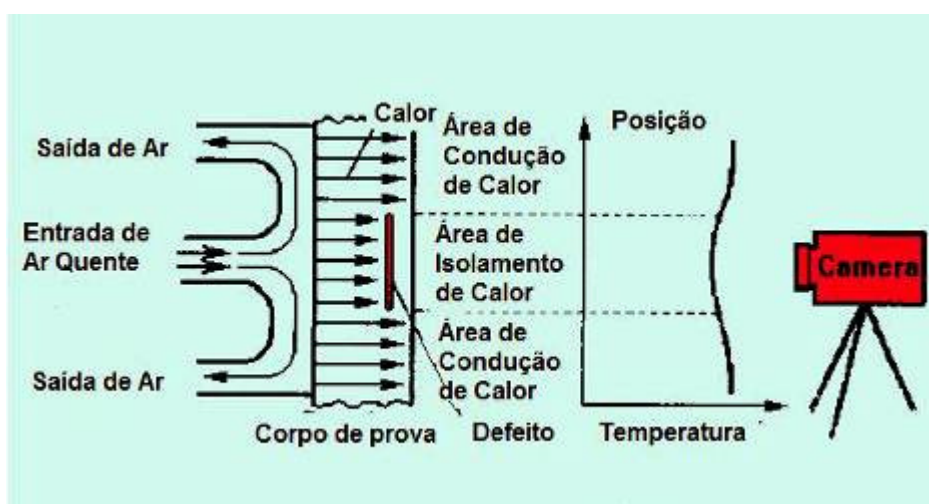


Figura 2.27 - Esquemático do sistema de inspeção termográfica na forma ativa por transmissão (Adaptado <sup>2</sup>).

O principal objetivo do presente trabalho é, portanto, utilizar a TIV na modalidade transmissão e segundo a técnica de Pulso ou Passo Longo de Aquecimento como método não-destrutivo para a inspeção de danos causados por impacto pontual simples (único) com energias entre 5 e 30 Joules em laminados compósitos monolíticos de matriz polimérica, respectivamente termorrígida e termoplástica, reforçada com fibras contínuas de carbono.

Intenciona-se localizar o dano em termos da posição ocupada pelo mesmo no plano do laminado impactado em vários níveis de energia, assim como se busca dimensionar o dano para fins, por exemplo, de informações quanto ao projeto do reparo necessário.

Entretanto, esta dissertação não visa a determinação da profundidade do dano nos laminados, o que, embora possa ser uma informação relevante, está além dos objetivos do estudo. De qualquer forma, é interessante observar que a técnica de *Step Heating* tem um grande potencial também para a execução desta tarefa, conforme discutem as referências <sup>14, 69, 70</sup>.



### 3 MATERIAIS E CORPOS-DE-PROVA

#### 3.1 Laminados Compósitos Poliméricos

##### 3.1.1 Considerações Iniciais

Foram estudados laminados estruturais de matriz termorrígida epóxi reforçada com fibras de carbono de alta resistência mecânica (denominados de EPX-C), e de matriz termoplástica de poli(sulfeto de fenileno), também reforçada com fibras contínuas de carbono (denominados de PPS-C).

Estes materiais foram supridos pela Embraer S/A, que os utiliza concorrentemente na fabricação de componentes estruturais primários e secundários de aeronaves de pequeno e médio portes.

A estrutura básica dos laminados compósitos de matriz polimérica (CMP) planos, a qual é repetida ao longo da sua espessura é ilustrada na Figura 3.1.

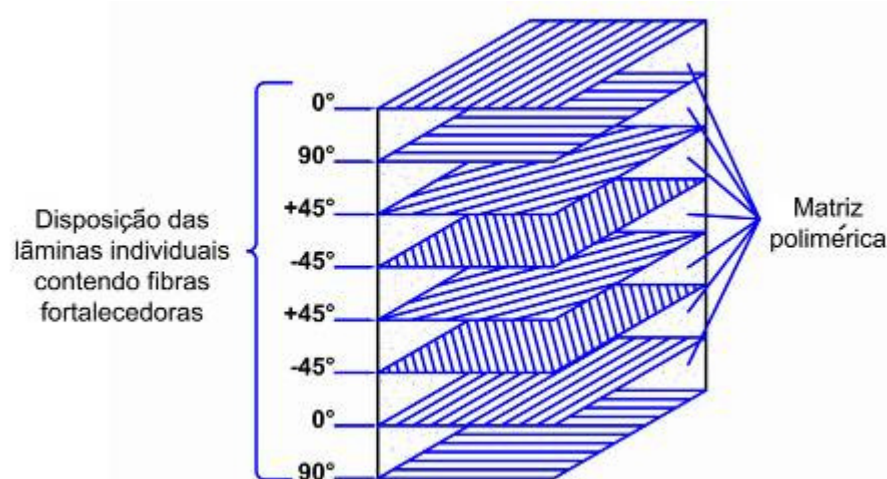


Figura 3.1 - Esquemático da arquitetura básica de camadas dos laminados CMP, cuja seqüência de empilhamento é [(0/90),(+45/-45)2,(0/90)].

### 3.1.2 Carbono-Epóxi

O laminado Carbono-Epoxi (C-EPX) é constituído por resina termorrígida epóxi, tenacificada com partículas de elastômero termoplástico e fortalecida com fibras contínuas de carbono AGP193, gramatura 193 g/m<sup>2</sup>, 11,5 feixes/polegada x 11,5 feixes/polegada, com 3000 filamentos por feixe, fornecido pela Hexcel® (<http://www.hexcel.com/>). O teor ou fração volumétrica ideal da resina no compósito está entre 50 e 65%. O laminado termorrígido é confeccionado por intermédio da justaposição de 24 lâminas de tecido bidirecional 0/90° com trançamento ondulado simples (*plain wave*) pré-impregnado com oligômero epoxídico. Repete-se, desta forma, por 6 vezes, o arranjo básico [(0/90),(+45/-45)2,(0/90)] mostrado na Figura 3.1, gerando uma espessura total do laminado de 5 mm. Os laminados foram consolidados em autoclave, por intermédio de bolsa de vácuo, em temperatura próxima dos 180°C (Figura 3.2).

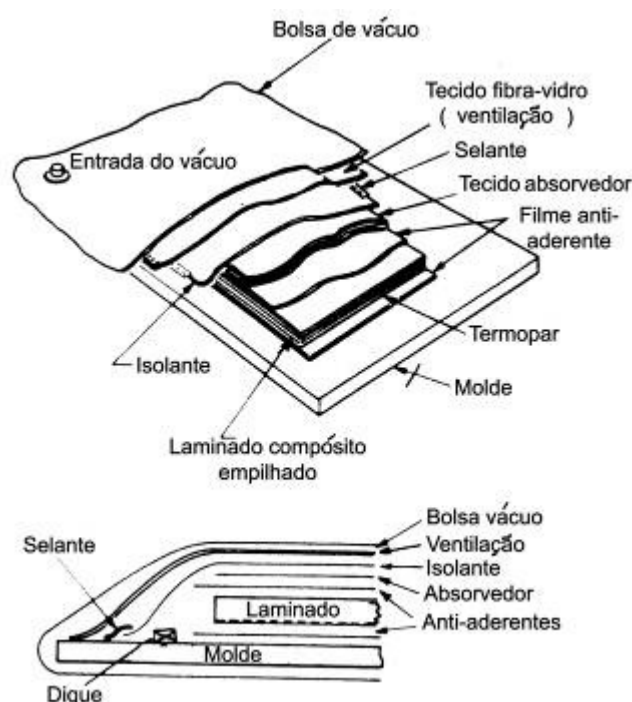
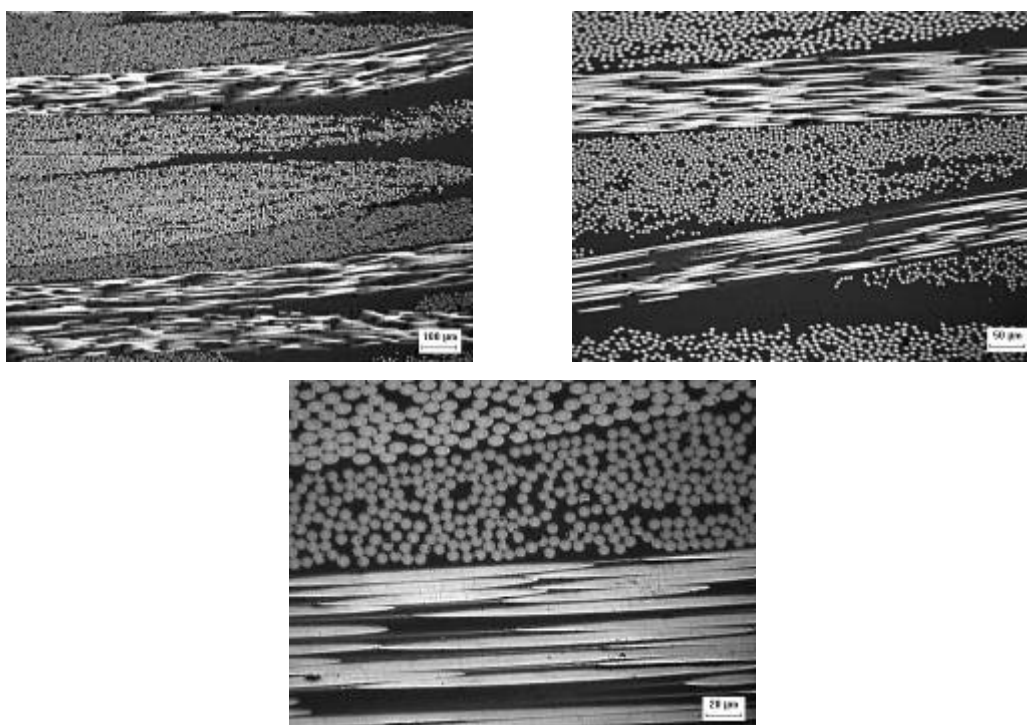


Figura 3.2 - Laminação composta empregando-se a técnica de bolsa de vácuo (Adaptado<sup>16-17</sup>).



A microestrutura do CMP C-EPX é mostrada na Figura 3.3.



**Figura 3.3 - Microestrutura da seção longitudinal do laminado termorrígido C-EPX com distribuição quase-isotrópica de fibras no plano. A espessura do laminado corresponde à altura da página.**

As propriedades mecânicas básicas do laminado C-EPX foram determinadas sob carregamento em flexão a três pontos (F3P) a partir de placas nas dimensões no plano de (150x100) mm<sup>2</sup> [15,16] (Figura 3.4), fornecidas pela Embraer já com o tamanho, tolerâncias e acabamento finais.

Merece ser destacado que espécimes exatamente como este foram submetidos a impacto e inspecionados por termografia.



**Figura 3.4 - Placa de laminado termorrígido C-EPX com arranjo [(0/90),(+45/-45)<sub>2</sub>, (0/90)]<sub>6</sub> ensaiada em flexão.**



A Tabela 3.1 lista as propriedades de flexão do laminado termofixo, juntamente aos seus valores de dureza e de densidade mássica.

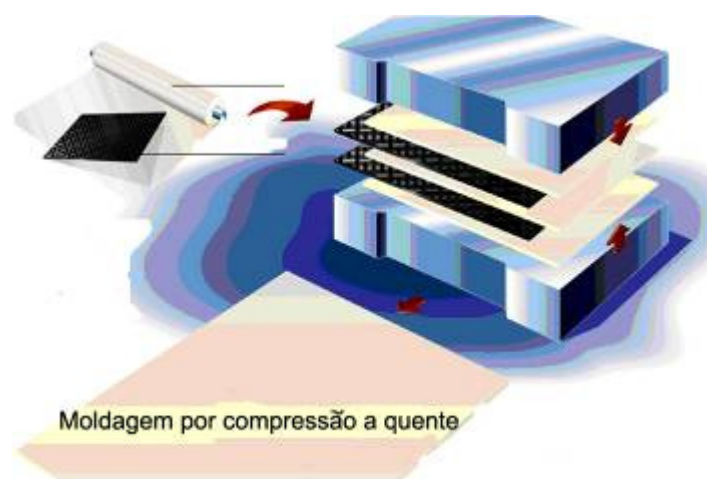
**Tabela 3.1 - Propriedades mecânicas básicas em flexão lenta sob três pontos do laminado C-EPX à temperatura ambiente. Média aritmética de três espécimes ensaiados. Dureza e densidade do laminado são também reportadas.**

E	RF	eCM	TCM	HV*	$\rho$
(GPa)	(MPa)	(%)	(MJ/m <sup>3</sup> )		(g/cm <sup>3</sup> )
42,3	727	1,9	7,6	120	1,6

\* Valor convertido a partir de dureza Rockwell superficial, na escala 15 T (esfera com diâmetro de 1,6 mm e carga de 150 N), por intermédio da norma SAE J 417<sup>71</sup>

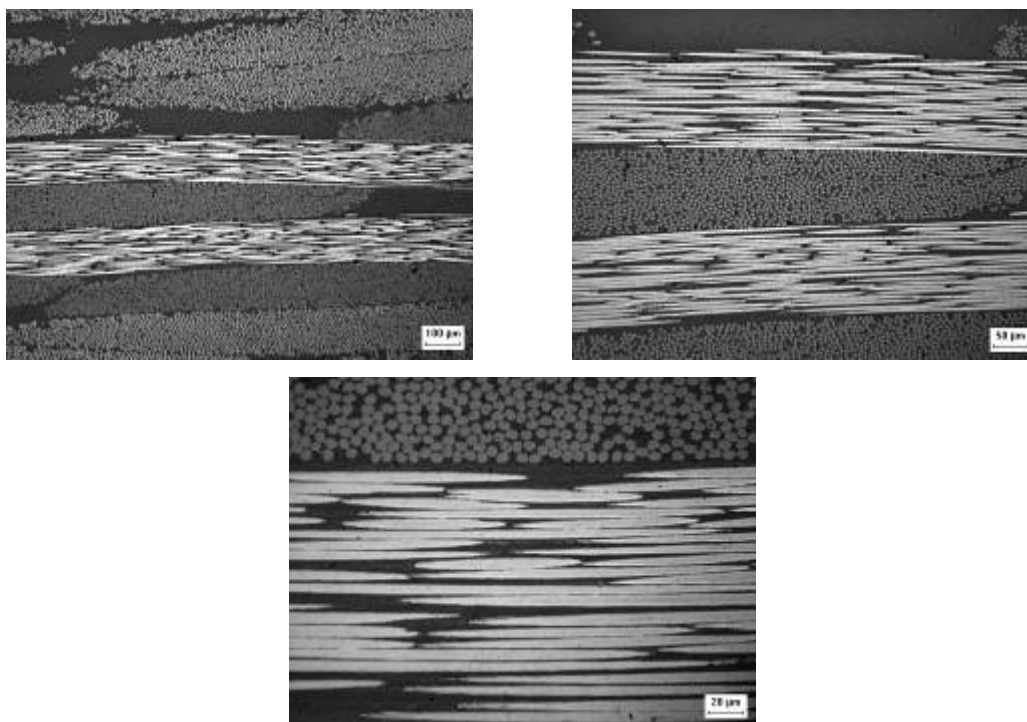
### 3.1.3 Carbono-Poli(Sulfeto de Fenileno)

O laminado Carbono-Poli-Sulfeto de Fenileno (C-PPS) é formado por resina termoplástica PPS também reforçada com fibras contínuas de carbono T300 JB, gramatura 280 g/m<sup>2</sup>, 17,8 feixes/polegada x 17,8 feixes/polegada, 3000 filamentos por feixe fornecido pela Tencate<sup>®</sup> (<http://www.tencate.com/>). O teor ou fração volumétrica ideal da resina no compósito é de 50%. Ele é confeccionado pela justaposição de 16 lâminas de tecido bidirecional 0/90° com trama 5HS (*harness satin*) semi-impregnado com o polímero PPS, repetindo-se por 4 vezes o arranjo básico [(0/90),(+45/-45)<sub>2</sub>,(0/90)] mostrado na Figura 3.1, perfazendo também uma espessura total do laminado da ordem de 5 mm. Os laminados foram consolidados por compressão a quente, a partir de temperaturas próximas de 300°C (Figura 3.5).



**Figura 3.5 - Moldagem por compressão a quente de laminados termoplásticos <sup>72</sup>.**

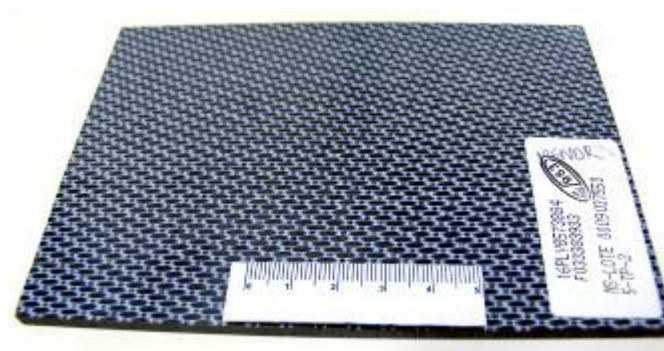
A microestrutura do CMP C-PPS é mostrada na Figura 3.6.



**Figura 3.6 - Microestrutura da seção longitudinal do laminado termorrígido C-PPS com distribuição quase-isotrópica de fibras no plano. A espessura do laminado corresponde à altura da página.**

As propriedades mecânicas básicas do laminado C-PPS foram determinadas sob carregamento em flexão a três pontos de placas nas dimensões no plano de (150x100) mm<sup>2</sup> [15,16] (Figura 3.7), fornecidas pela Embraer já com o tamanho, tolerâncias e acabamento finais.

Merece ser destacado que espécimes exatamente como este foram submetidos a impacto e inspecionados por termografia.



**Figura 3.7 - Placa de laminado termoplástico C-PPS com arranjo [(0/90),(+45/-45)<sub>2</sub>, (0/90)]<sub>4</sub> ensaiada em flexão.**

A Tabela 3.2 lista as propriedades de flexão do laminado termoformável, juntamente aos seus valores de dureza e de densidade mássica.

**Tabela 3.2 - Propriedades mecânicas básicas em flexão lenta sob três pontos do laminado C-PPS à temperatura ambiente. Média aritmética de três espécimes ensaiados. Dureza e densidade do laminado são também reportadas.**

E	RF	eCM	TCM	HV*	ρ
(GPa)	(MPa)	(%)	(MJ/m <sup>3</sup> )		(g/cm <sup>3</sup> )
46,2	767,0	1,7	6,6	85	1,6

\* Valor convertido a partir de dureza Rockwell superficial, na escala 15 T (esfera com diâmetro de 1,6 mm e carga de 150 N), por intermédio da norma SAE J 417<sup>71</sup>

Com base nas Tabelas 3.1 e 3.2, pode-se concluir que as propriedades mecânicas dos materiais, exceção feita à suas durezas, são bastante similares entre si, justificando o fato de serem laminados compósitos concorrentes em aplicações estruturais da indústria aeronáutica.

## 4 MÉTODOS

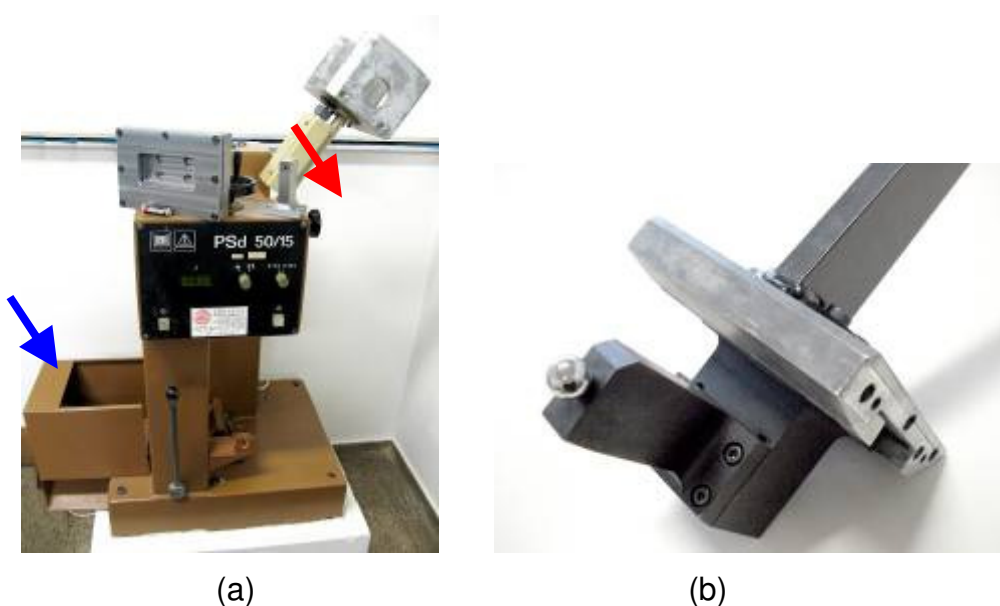
### 4.1 Ensaios de impacto

Corpos de prova (CDPs) retangulares de C-EPX e C-PPS (Figuras 3.4 e 3.7, respectivamente) foram submetidos a impacto único transversal exatamente no centro de uma de suas faces principais, seguindo-se as diretrizes estabelecidas pela norma ASTM-D7136M<sup>73</sup>.

A energia de impacto variou de 5 a 30 Joules, empregando-se um impactador esférico de aço com 16 mm de diâmetro. Utilizou-se um sistema miniaturizado pendular de impacto Charpy semi-instrumentado, especialmente adaptado para incluir o impactador e uma moldura de aço para a sustentação e o travamento perimetral dos espécimes, conforme ilustrado na Figura 4.1.

Por intermédio do posicionamento angular inicial do pêndulo, e da altura de rebote do mesmo após seu contato dinâmico com o espécime compósito firmemente engastado na moldura de aço, o sistema registrou automaticamente a energia absorvida pelos CDPs no evento de choque mecânico transversal.

Os ensaios de impacto foram realizados à temperatura ambiente, de aproximadamente 25°C.



**Figura 4.1 - Sistema de impacto semi-instrumentado Charpy adaptado para impactos transversais em laminados compósitos.**

## 4.2 Inspeção termográfica

### 4.2.1 Considerações iniciais

Após a realização dos ensaios de impacto, termogramas infravermelhos foram capturados para dois tempos distintos ao longo do processo de aquecimento dos espécimes durante sua inspeção não-destrutiva.

Empregou-se nesta tarefa uma câmera Flir® com escala de temperaturas de -20 a 350 °C e sensibilidade nominal de 0,1 °C a 30 °C (Figura 4.2).



**Figura 4.2 - Câmera termográfica Flir® modelo ThermoCam PM 545 utilizada neste trabalho.**

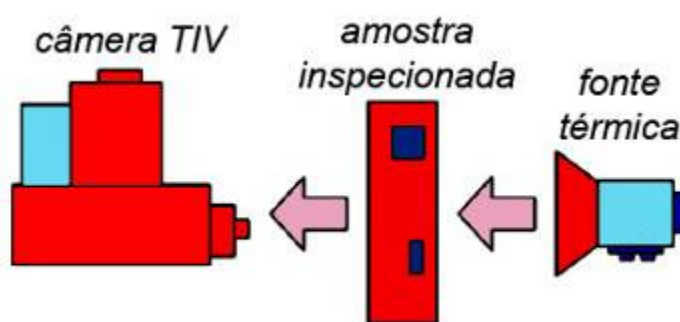
As partes funcionais da câmera (Figura 4.2) são descrita abaixo:

- 1- Botão “Enter”, utilizado para confirmar as operações e gravar as fotos;
- 2- Botão “Automático”, modifica automaticamente o espectro de cores durante a filmagem com o aquecimento ou resfriamento da peça;
- 3- Botão “Salva”, utilizado para congelar a imagem termográfica;
- 4- Botão “Apaga”, utilizado para apagar as fotos indesejadas e cancelar tarefas;

- 5- Ocular com ajuste de foco;
- 6- Lente termo-sensível;
- 7- Controle de funções, e usado também para aumentar e diminuir a distância focal;
- 8- Botão que liga e desliga a Câmera.

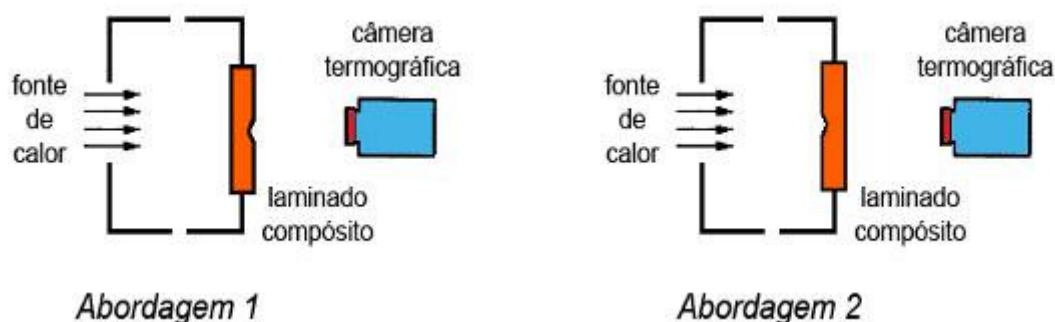
A ThermaCam PM 545 opera com comprimentos de onda entre  $\sim 7,5$  e  $13\ \mu\text{m}$ , possui dimensões compactas de  $(220 \times 133 \times 140)\ \text{mm}^3$ , pesando sem bateria  $1,9\ \text{kg}$ , e com bateria  $2,3\ \text{kg}$ .

A câmera foi posicionada exatamente à frente da fonte térmica, tendo o laminado compósito posicionado entre a fonte e a câmera, ou seja, operou-se no modo de transmissão conforme o esquema mostrado na Figura 4.3.



**Figura 4.3 - Disposição empregada no presente estudo entre a fonte de calor, a câmera termográfica e o objeto danificado sob inspeção.**

Duas variantes desta técnica foram realizadas, uma primeira em que a superfície impactada fica voltada para a câmera termográfica (denominada abordagem 1) ou uma segunda onde a superfície impactada fica voltada para a fonte de calor (abordagem 2), conforme ilustra a Figura 4.4.



**Figura 4.4 - (a) Aquecimento segundo a abordagem 1 – face impactada voltada para a câmera; (b) Abordagem 2 – face impactada voltada para a fonte térmica.**

#### *4.2.2 Aquecimento por lâmpadas*

Inicialmente, empregou-se como fonte de aquecimento dos espécimes impactados uma lâmpada convencional de filamento incandescente, com 100 W de potência. Em um segundo estágio do estudo, a excitação térmica dos CDPs danificados foi realizada com o auxílio de aquecedores comerciais para a geração controlada de fluxo contínuo de ar quente. Ambas as estratégias de aquecimento possibilitaram o acompanhamento dos fenômenos térmicos desenvolvidos na parte inspecionada, permitindo a identificação e a caracterização de danos impingidos por impacto aos laminados.

No aquecimento dos espécimes por irradiação com lâmpada incandescente, os experimentos termográficos foram conduzidos empregando-se um aparato bastante simples confeccionado em madeira e contendo grandes aberturas para o ambiente externo, conforme mostra a Figura 4.5.



**Figura 4.5 - Inspeção termográfica com aquecimento dos laminados sólidos por lâmpada filamentar incandescente.**

#### *4.2.3 Aquecimento por fluxo de ar quente*

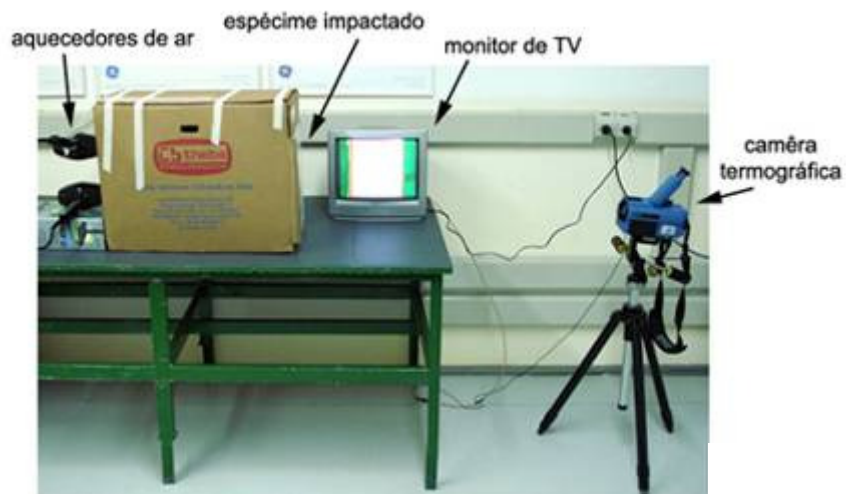
No aquecimento convectivo, o ar aquecido foi soprado no interior de uma caixa de papelão, com formato paralelepípedo e volume aproximado de  $0,05 \text{ m}^3$ , a partir da face traseira da mesma, sendo o espécime compósito perfeitamente ajustado a uma abertura frontal da caixa de modo a minimizar a fuga de calor por entre frestas (Figura 4.6). Pequenas aberturas laterais foram feitas no recipiente de modo a impedir a pressurização do mesmo. O aparato empregado foi construído com base no trabalho de Qin & Bao <sup>2</sup>, conforme apresentado no Capítulo 2, item 2.3.6.





**Figura 4.6 - Inspeção termográfica com aquecimento dos laminados sólidos por fluxo ou jato de ar quente.**

A Figura 4.7 mostra um arranjo empregado na inspeção termográfica de espécimes mais robustos, confeccionados em painéis-sanduíche, onde se utilizou, assim como no caso da avaliação dos laminados sólidos impactados, um monitor de TV para facilitar a visualização dos danos revelados pela câmera termográfica.



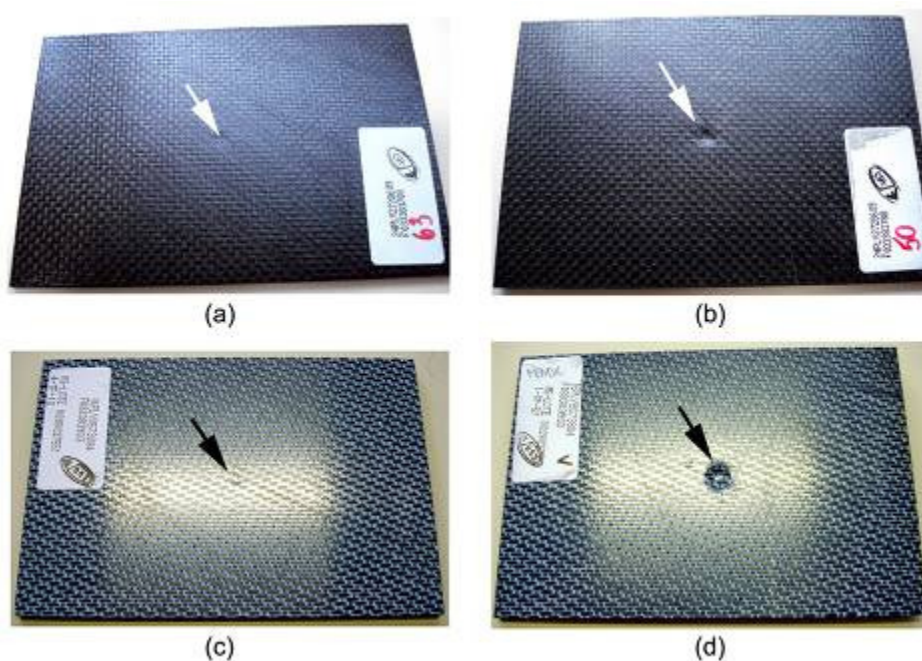
**Figura 4.7 - Inspeção termográfica com aquecimento de painéis-sanduíche por fluxo ou jato de ar quente.**

A distância entre o espécime inspecionado e a câmera termográfica foi sempre mantida em, aproximadamente, 0,5 m, a qual produziu o melhor foco para imageamento térmico da face do espécime.

## 5. RESULTADOS E DISCUSSÃO

### 5.1 Ensaio de impacto

A Figura 5.1 mostra a face frontal ou impactada dos CDPs de laminados compósitos EPX-C e PPS-C, submetidos a um impacto transversal com energia de, respectivamente, 5 e 30 Joules.



**Figura 5.1 - Face frontal dos laminados compósitos impactados transversalmente: (a,b) EPX-C = 5 e 30 J, respectivamente; (c,d) PPS-C = 5 e 30 J, respectivamente.**

Conclui-se que a inspeção visual do laminado termoplástico é mais reveladora quanto à presença do dano causado por impacto, já que é criada uma endentação (mossa) frontal de proporções muito maiores que no compósito termorrígido, certamente devido à maior ductilidade/tenacidade da matriz de PPS frente à de epóxi. Sob este aspecto, o dano externo de maior monta gerado no laminado PPS-C pode até mesmo ser considerado vantajoso perante o EPX-C, já que o método de inspeção periódica mais empregado na indústria aeronáutica é o visual (*walk around*).

Entretanto, nenhuma afirmação é possível, tendo-se unicamente como base a Figura 5.1, acerca tanto da resistência quanto da tolerância a danos dos

dois laminados compósitos presentemente avaliados. Relativamente ao critério de resistência a danos, é necessária a quantificação e, tão importante quanto, a qualificação dos danos internamente criados pelo impacto mecânico, assim como daqueles desenvolvidos na face posterior dos dois laminados concorrentes. Concernentemente ao critério de tolerância a danos, a caracterização mecânica dos materiais após o impacto (por exemplo, através de ensaios de flexão) é imprescindível para fins de determinação de suas resistências residuais.

Na Figura 5.2 são apresentados os resultados numéricos obtidos nos ensaios de impacto transversal, colocando a energia absorvida pelos espécimes versus a energia disponibilizada no evento do impacto.

Os dados experimentais determinados corroboram a afirmação anterior, pois mostram que apesar das significativas diferenças entre os tamanhos das impressões deixadas pelo impactador de aço nas faces frontais dos laminados EPX-C e PPS-C, ambos os materiais absorvem níveis bastante próximos de energia de impacto. Isto indica que a ocorrência de mecanismos de fratura operando internamente e na face posterior dos laminados, sendo, portanto, não visíveis ao observador externo a uma aeronave, colaboram para o consumo da energia de impacto, e devem necessariamente ser identificados e caracterizados para uma avaliação mais rigorosa quanto ao desempenho global deste tipo de compósitos estruturais.

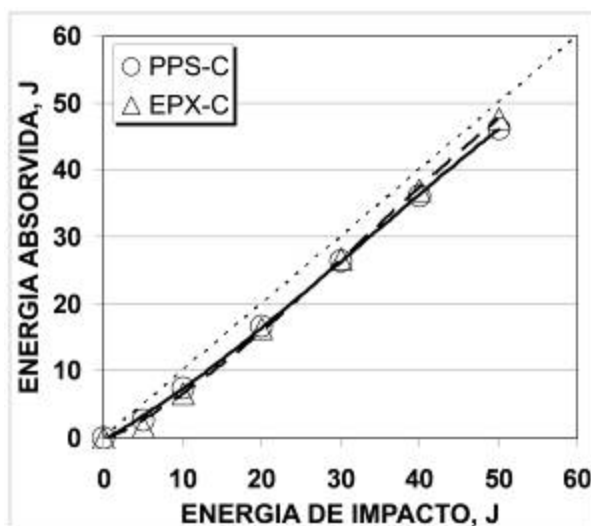
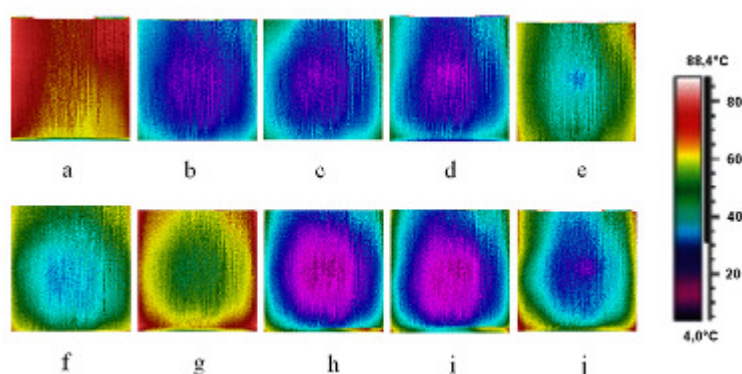


Figura 5.2 - Gráfico de energia absorvida pelos laminados como função da energia disponibilizada no impacto.

## 5.2 Ensaios termográficos

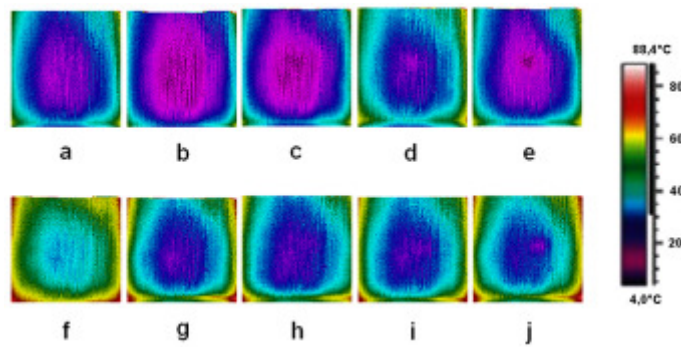
### 5.2.1 Aquecimento por lâmpada

A Figura 5.3 apresenta os termogramas obtidos para o laminado EPX-C após um período de tempo ( $t_a$ ) de 10 segundos, contado a partir do início do aquecimento por intermédio de uma lâmpada incandescente. Esta figura mostra os resultados para ambas as abordagens 1 e 2 de aquecimento (vide Figura 4.4), considerando-se as diversas energias de impacto aplicadas ao laminado termorrígido. Os resultados revelam que o dano impingido no centro da face de um espécime EPX-C pode ser inequivocamente detectado na inspeção TIV apenas a partir de uma energia de impacto de 30 Joules. Nestas circunstâncias, uma zona fria (cold spot) gerada pela maior resistividade térmica do material danificado (atente para a escala de correlação entre cores e temperaturas na Figura 5.3 e nos demais termogramas), se estabelece na região central de impacto do laminado, independentemente de se o aquecimento é executado segundo a abordagem 1 (termogramas superiores) ou 2 (termogramas inferiores).



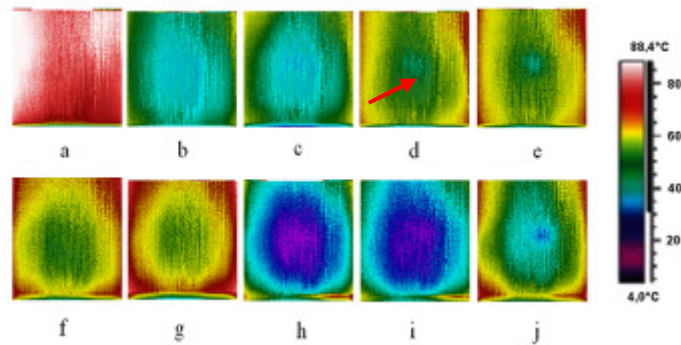
**Figura 5.3 - Termogramas do laminado EPX-C para  $t_a = 10$  s. Figuras (a-e): Abordagem 1 de aquecimento por lâmpada; (f-j): Abordagem 2. (a,f): energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J; (c,h): 10 J; (d,i): 20 J; (e,j): 30 J.**

Resultados similares ao do compósito EPX-C (Figura 5.3) foram obtidos para o laminado PPS-C (Figura 5.4), considerando-se também um tempo de aquecimento de 10 segundos e idênticas condições experimentais anteriormente descritas para o EPX-C.

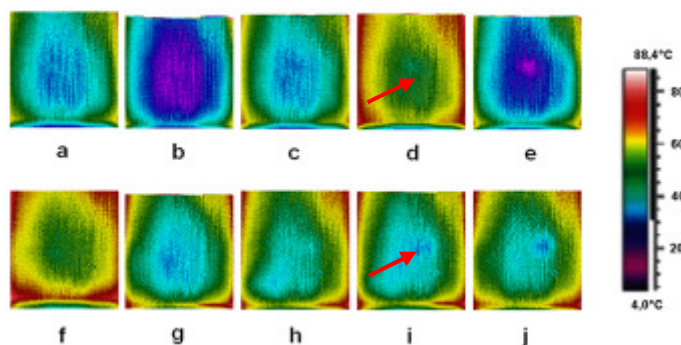


**Figura 5.4 - Termogramas do laminado PPS-C para  $t_a = 10$  s. Figuras (a-e): Abordagem 1 de aquecimento por lâmpada; (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J, e (e,j): 30 J.**

As Figuras 5.5 e 5.6 apresentam os termogramas obtidos para, respectivamente, os laminados EPX-C e PPS-C após um tempo mais longo de aquecimento por lâmpada ( $t_a = 16$  s).



**Figura 5.5 - Termogramas do laminado EPX-C para  $t_a = 16$  s. Figuras (a-e): Abordagem 1 de aquecimento por lâmpada; (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J, e (e,j) 30 J. A seta vermelha aponta para sinais de dano já visíveis para a energia de impacto de 20 J.**



**Figura 5.6 - Termogramas do laminado PPS-C para  $t_a = 16$  s. Figuras (a-e): Abordagem 1 de aquecimento por lâmpada; (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J, e (e,j): 30 J. As setas vermelhas apontam os danos já visíveis para a energia de impacto de 20 J.**

A comparação das Figuras 5.3 e 5.5, relativas ao laminado EPX-C, mostra resultados bastante similares quanto ao contraste formado entre as áreas

danificadas e não-danificadas dos painéis compósitos. Isto demonstra que, em princípio, um tempo de aquecimento mais curto, da ordem de 10 segundos, já é suficiente para a detecção dos danos impingidos ao laminado termorrígido por um impacto de 30 Joules. A mesma conclusão se aplica na comparação entre as Figuras 5.4 e 5.6, referentes ao termoplástico PPS-C.

Entretanto, uma observação mais detalhada da Figura 5.6, referente ao laminado PPS-C, já permite verificar claramente, para os dois modos de aquecimento dos laminados, a presença do dano criado pelo choque mecânico de 20 Joules (apontado por setas nas Figuras 5.6d e 5.6i), indicando um possível efeito benéfico de um tempo mais longo de aquecimento para a inspeção TIV do compósito de matriz termoplástica. Merece ser notado que, a rigor, a Figura 5.5d, referente ao laminado EPX-C e à abordagem 1 de aquecimento do CDP, também sinaliza a presença, embora de um modo não tão claro como aquele observado no compósito PPS-C, do dano criado pelo impacto de 20 Joules.

A possibilidade de detecção clara e inequívoca de impactos com uma energia mais baixa para o PPS-C (20 Joules), relativamente ao EPX-C (30 Joules), pode estar relacionada, de modo complexo, tanto à natureza das matrizes poliméricas (i.e. suas propriedades térmicas), quanto às dimensões dos danos causados pelo impacto (muito maiores no caso do PPS-C, conforme mostra a Figura 5.1), visto que ambas estas características afetam diretamente as propriedades térmicas (i.e., condutividade, difusividade, efusividade, capacidade e inércia térmicas, calores específico, sensível e latente) do material compósito como um todo, e que definem, em última instância, o sucesso ou fracasso da inspeção termográfica do laminado. Além disso, diferenças entre o padrão de trama dos tecidos dos dois laminados, assim com da gramatura dos mesmos, certamente afeta em alguma extensão o fluxo de calor através da espessura dos compósitos.

Um leitor mais arguto poderia questionar a razão pela qual o padrão de coloração dos termogramas mostrados nas Figuras 5.3 e 5.4 não é perfeitamente reproduzido para todas as amostras ensaiadas, já que um tempo idêntico de aquecimento, no caso de 10 s, foi aplicado nos respectivos experimentos. Idêntico questionamento é aplicável também às Figuras 5.5 e 5.6, neste caso para um tempo de aquecimento de 16 s.



Tomem-se como exemplos os termogramas 5.4g e 5.4h (ou então 5.6g e 5.6h), os quais exibem padrões de cores bem distintos entre si. A razão para esta diferença é que o sistema em que se acoplava o espécime impactado para sua inspeção termográfica já estava previamente aquecido, devido à inspeção realizada anteriormente. Desta forma, em virtude do ciclo térmico previamente aplicado, a amostra subsequente iniciava seu aquecimento imediatamente após seu acoplamento ao sistema termográfico, portanto antes mesmo que a contabilização do tempo para a tomada de imagens fosse iniciada, o que ocorria somente ao acender-se a lâmpada incandescente. No caso em questão, a Figura 5.3 indica que a amostra 5.3g estava mais quente, como um todo, que a amostra 5.3h depois de decorridos os 10 segundos do início de cada inspeção térmica. Idêntica justificativa se aplica, respectivamente, às Figuras 5.5g e 5.5h, para um tempo de inspeção de 16 s.

Entretanto, cabe ressaltar que o fato descrito não afetou em absoluto a interpretação das imagens termográficas obtidas no presente trabalho. Isto decorre do princípio fundamental do método termográfico, que estabelece que a análise das imagens não depende das temperaturas absolutas per si atingidas nas diversas regiões da parte inspecionada, mas sim, e exatamente, das diferenças ou dos gradientes de temperaturas entre as várias regiões.

A análise dos termogramas apresentados permite inferir que o posicionamento da face impactada relativamente à câmera termográfica e à fonte de calor (abordagens 1 e 2 de aquecimento do espécime) não afeta os resultados da inspeção não-destrutiva dos danos por impacto.

Tendo-se como base ainda as Figuras 5.3-5.6, nota-se que o padrão de distribuição de cores (ou, correspondentemente, de temperaturas) é concêntrico relativamente ao centro geométrico das placas. Este fato decorreu do aquecimento irregular, ou heterogêneo das amostras inspecionadas por TIV. A priori imaginava-se que, em virtude do caráter pontual da fonte de aquecimento (lâmpada de filamento), o centro geométrico da face da placa impactada, que ocupava uma posição mais próxima da fonte de calor relativamente às suas bordas (da placa), seria aquecido (por radiação) mais rapidamente que as bordas, gerando um padrão de cores (temperaturas) inverso àquele verificado na prática, ou seja, seria mais quente no centro e mais frio nas bordas ou laterais do espécime inspecionado. Entretanto, o que se observou, de fato, foi que o

mecanismo de transferência de calor por condução (através das paredes do dispositivo em que se acoplava o espécime aquecido) preponderou sobre o de radiação da lâmpada diretamente ao CDP, de forma que as laterais ou bordas do espécime se aqueceram mais rapidamente que o seu centro, estabelecendo-se assim os padrões de temperatura ilustrados nas Figuras 5.3-5.6.

De fato, esta distribuição de temperaturas gerada nos laminados inspecionados por TIV provocou, de início, certa dúvida com relação à zona fria (*cold spot*) observada no centro dos termogramas, ou seja, estaria a zona fria sendo verdadeiramente criada pela presença do defeito gerado por impacto no centro da face do laminado compósito, ou esta distribuição seria apenas um artifício gerado pelo sistema de aquecimento via lâmpada incandescente?

Esta dúvida foi, entretanto, ao menos parcialmente debelada pelas duas observações experimentais relatadas a seguir:

A exata correspondência entre o ponto de impacto na face frontal dos espécimes e a região em que se formou a zona fria foi comprovada por análises metrológicas aplicadas diretamente aos corpos-de-prova e às correspondentes imagens termográficas digitalizadas. Isto é especialmente significativo tendo-se em vista que algumas poucas endentações causadas por impacto estavam levemente deslocadas do centro da face do espécime, devido a eventuais problemas de fixação do CDP na moldura de aço do sistema de impacto;

Se o efeito da zona fria fosse artificialmente criado, todas as placas, mesmo aquelas contendo danos por impacto leve, e até mesmo as não impactadas, apresentariam uma zona fria bem estabelecida e delineada no centro da face dos laminados. No entanto, isto somente se verificou nos CDPs submetidos às cargas de impacto de maior intensidade, entre 20 e 30 Joules.

Por outro lado, pode-se argumentar que o aquecimento preferencial das bordas dos espécimes em detrimento do seu centro pode ter cooperado, em maior ou menor extensão, para a intensificação da zona fria claramente observada em alguns termogramas obtidos via aquecimento por irradiação dos laminados compósitos.

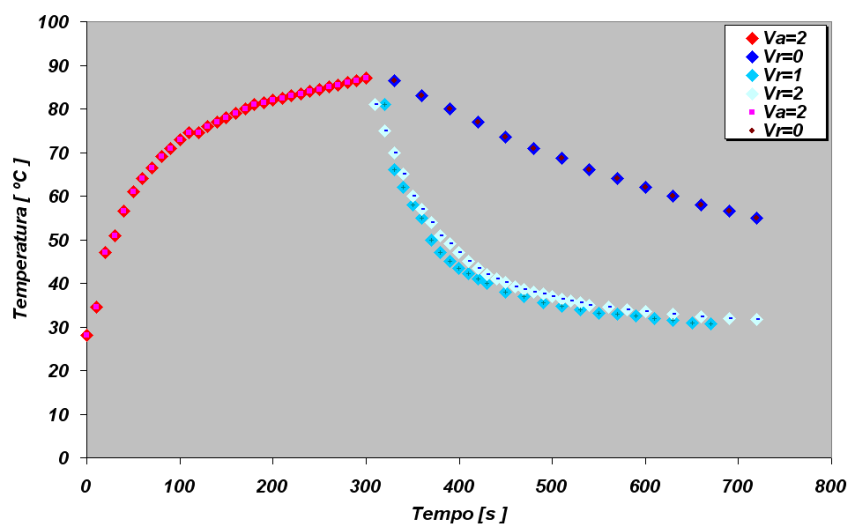
Desta forma, visando dirimir quaisquer dúvidas ainda pendentes com relação ao potencial da metodologia TIV em detectar danos por impacto em laminados compósitos estruturais, foi empregado um método de aquecimento



mais homogêneo das placas, por intermédio de convecção, através do sopro contínuo e controlado de ar quente sobre as mesmas.

### 5.2.2 Aquecimento por fluxo controlado de ar quente

A Figura 5.7 mostra o perfil de temperaturas na porção superior interna da caixa que continha o espécime acoplado a uma de suas faces, o qual (perfil) foi determinado a partir de um termômetro convencional cujas medições eram realizadas em função do tempo para uma velocidade de aquecimento, e três diferentes rotas de resfriamento, obtidas pela variação do fluxo de ar frio injetado na caixa.



**Figura 5.7 - Curvas de temperatura interna da caixa contra o tempo, no aquecimento e para três diferentes condições de resfriamento.**

As Figuras 5.8-5.11 mostram os termogramas obtidos para os laminados EPX-C e PPS-C considerando-se dois tempos de aquecimento ( $t_a=10$  e  $t_a=16$  s, respectivamente), contados a partir do momento em que o fluxo de ar quente foi soprado no interior da caixa contendo o espécime acoplado a uma de suas faces laterais.

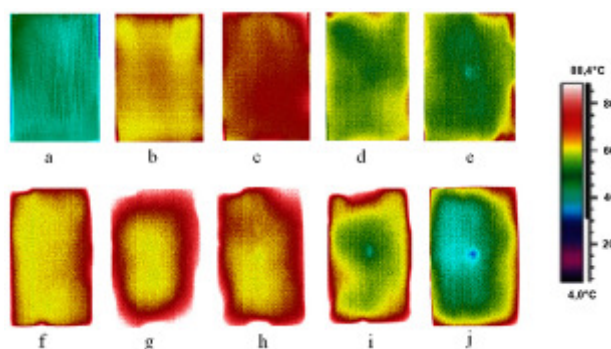


Figura 5.8 - Termogramas do laminado EPX-C para  $t_a = 10$  s. Figuras (a-e): Abordagem 1 de aquecimento (por sopro de ar quente); (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J e (e,j): 30 J.

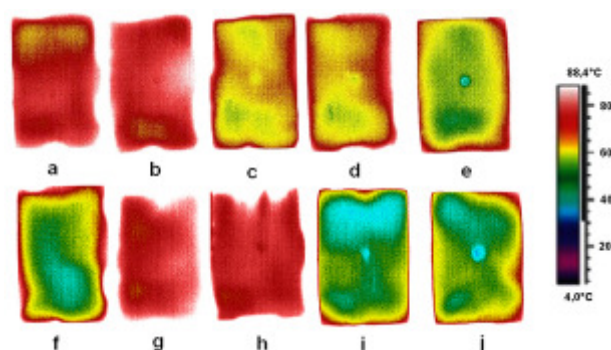


Figura 5.9 - Termogramas do laminado PPS-C para  $t_a = 10$  s. Figuras (a-e): Abordagem 1 de aquecimento (por sopro de ar quente); (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J e (e,j): 30 J.

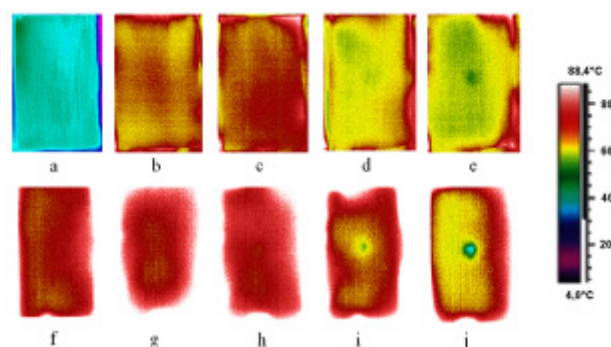
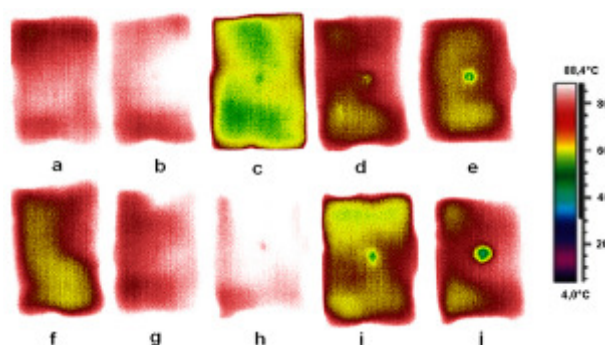


Figura 5.10 - Termogramas do laminado EPX-C para  $t_a = 16$  s. (a-e) Abordagem 1 de aquecimento (por sopro de ar quente); (f-j) Abordagem 2. (a,f) Energia de impacto = 0 J; (b,g) 5 J, (c,h) 10 J, (d,i) 20 J e (e,j) 30 J.



**Figura 5.11 - Termogramas do laminado PPS-C para  $t_a = 16$  s. Figuras (a-e): Abordagem 1 de aquecimento (por sopro de ar quente); (f-j): Abordagem 2. (a,f): Energia de impacto = 0 J; (b,g): 5 J, (c,h): 10 J, (d,i): 20 J e (e,j): 30 J.**

A análise das Figuras 5.8-5.11 permite observar que, com algumas exceções, um padrão de distribuição radial (porém desta vez concêntrico retangular) de cores (ou seja, de temperaturas) é formado nos laminados inspecionados, revelando novamente o efeito da transferência de calor das paredes da caixa para as bordas do laminado, via mecanismo de condução térmica, e que opera concorrentemente ao mecanismo mais desejável de convecção por intermédio do sopro de ar quente. Porém, este padrão de distribuição de temperaturas se apresenta menos complexo (e não mais circular) se comparado ao aquecimento por lâmpada incandescente (que pode ser considerada uma fonte pontual de energia radiante), o qual foi avaliado no item 5.2.1, indicando claramente uma maior homogeneidade do aquecimento proporcionado por convecção via sopro de ar contra a face do laminado.

Os termogramas mostrados na Figura 5.8 indicam que o dano impingido na região central da face de um espécime EPX-C só pode ser detectado pela técnica TIV a partir de uma energia de impacto de 30 Joules, caso a abordagem 1 de aquecimento (Figura 4.4) seja empregada por 10 segundos. Porém, se a abordagem 2 é utilizada, impactos com energia de 20 Joules já podem ser identificados.

Segundo a Figura 5.9, correspondente ao laminado PPS-C aquecido por 10 s, embora os danos sejam inequivocamente revelados para uma energia de impacto de 30 Joules, danos criados por impactos da ordem de 10 Joules (empregando-se a abordagem 2 de aquecimento), ou mesmo tão leves quanto 5 Joules (abordagem 1) já são passíveis de detecção não-destrutiva por TIV.

A comparação da Figura 5.10, referente ao laminado EPX-C aquecido por 16 segundos, com a Figura 5.8, do mesmo material compósito aquecido por 10 segundos, indica uma leve melhora na capacidade da termografia infravermelha para revelar danos por impacto em tempos mais longos de aquecimento do espécime.

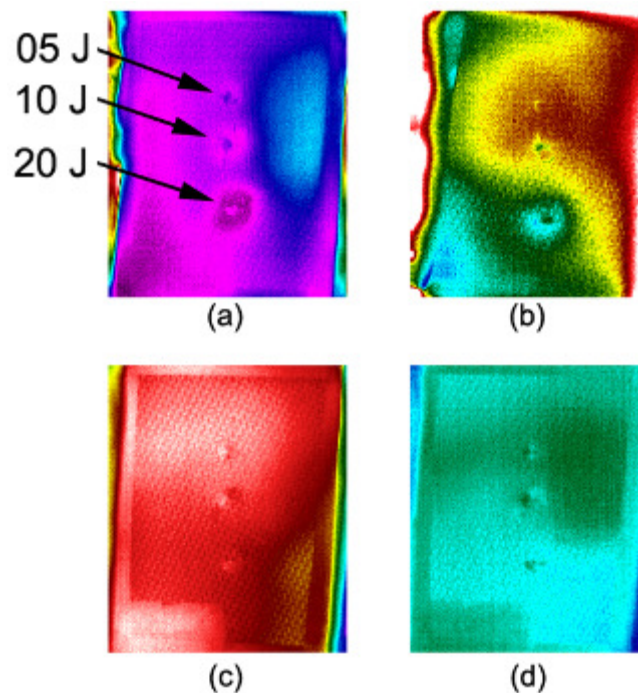
A Figura 5.11, relativa ao laminado PPS-C aquecido por 16 segundos, se comparada à Figura 5.9 de aquecimento do mesmo laminado por 10 segundos, também mostra que um maior tempo de aquecimento permite, em geral, uma identificação mais clara da presença dos defeitos gerados por impacto mecânico do material compósito.

Diferentemente do aquecimento por radiação empregando-se lâmpada incandescente, quando as abordagens 1 e 2 de aquecimento dos espécimes resultaram em termogramas bastante similares entre si (Figuras 5.3-5.6), o uso de ar quente soprado provê resultados termográficos sensivelmente melhores quando a face danificada do espécime fica voltada para a fonte de calor (abordagem 2) e não para a câmera termográfica (abordagem 1), conforme mostra a análise comparativa das Figuras 5.8-5.11.

Na Figura 5.12 são apresentados alguns resultados inéditos, a serem brevemente disponibilizados pelos autores na literatura científica, relativos à aplicação da técnica TIV na detecção de danos múltiplos em laminados sólidos de matriz polimérica e grau aeronáutico, idênticos àqueles presentemente avaliados em regime de aquecimento.

Os termogramas exibidos comprovam o grande potencial da termografia infravermelha em detectar danos impingidos por impacto em diversas posições da placa laminada, e não somente danos oriundos de impactos centrais, tais como os avaliados no presente artigo.

Além disso, os resultados ilustrados na Figura 5.12 revelam a habilidade da TIV em indicar não-destrutivamente danos e defeitos também ao longo do ciclo de resfriamento do espécime laminado.



**Figura 5.12 - Termogramas em modo transmissão de um laminado sólido PPS-C submetido a impacto triplo: (a) Aquecimento por sopro de ar segundo a abordagem 1, por 12 s; (b) Aquecimento por 15 s; (c) Resfriamento por sopro de ar segundo a abordagem 1, por 180 s; (d) Resfriamento por 345 s. As diversas energias de impacto são indicadas na figura.**

### *5.2.3 Comparação com resultados de inspeções radiográficas e ultrasonográficas*

A Figura 5.13 mostra a imagem radiográfica de um laminado PPS-C impactado sob uma energia de 10 Joules. A imagem foi obtida a partir da técnica de radiografia direta, ou em tempo real, realizada no laboratório LACTEC (Instituto de Tecnologia para o Desenvolvimento) da Universidade Federal do Paraná. Empregou-se contraste de sulfato de bário na forma líquida de modo a impregnar o dano e permitir a revelação sob a ação da radiação ionizante. Visto que a difusão do líquido de contraste só é possível a partir das aberturas do laminado para o meio externo, ele é bastante restringido já que a maioria dos danos é do tipo-delaminação (separação entre lâminas ou camadas individuais do laminado), de forma que só uma pequena parcela do dano (indicado por uma seta azul) é passível de ser visualizada.

Além disso, a retirada ou limpeza do contraste após a tomada radiográfica é praticamente impossível, de forma que este tipo de inspeção não pode, a rigor, nem mesmo ser denominada “não-destrutiva”.

Por estas razões acima, conclui-se que a radiografia convencional (não-tomográfica), com o feixe de radiação incidindo ortogonalmente ao plano principal do laminado, não é adequada ao caso em questão.



**Figura 5.13 - Imagem radiográfica de um laminado PPS-C impactado com uma energia de 10 Joules.**

A Figura 5.14 mostra imagens ultrasonográficas de laminados EPX-C e PPS-C triplamente impactados com energias de, respectivamente, 5, 10 e 20 Joules. A imagem foi obtida pelo método de pulso-eco sob imersão em água no Laboratório de Caracterização de Materiais Compósitos da Universidade Júlio de Mesquita (UNESP), Campus de Guaratinguetá.

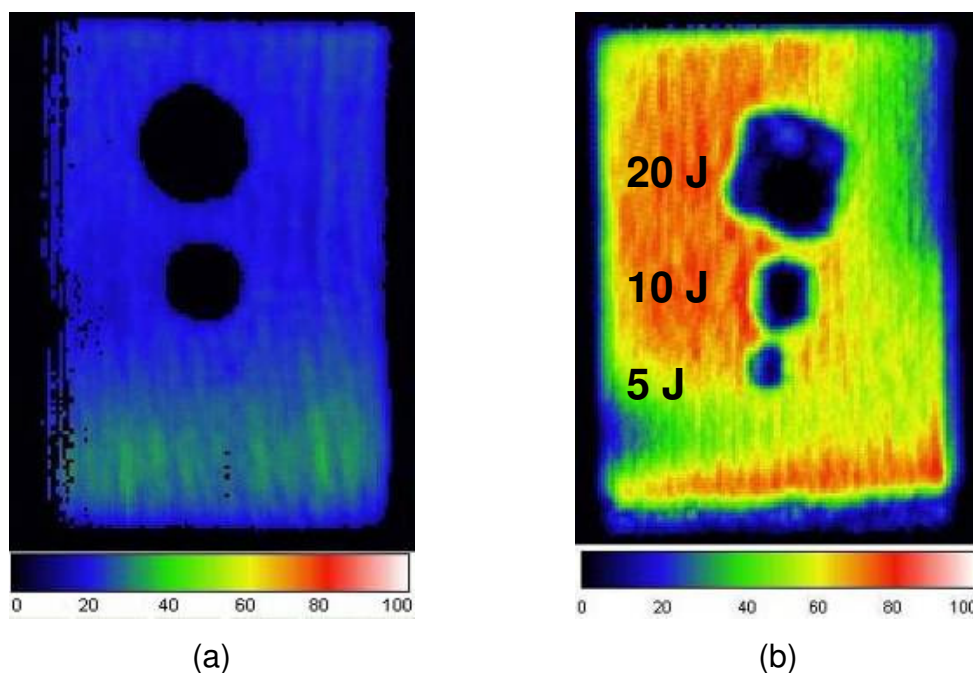
De fato, a imagem ultrasônica fornecida na Figura 5.14b corresponde ao mesmo corpo-de-prova imageado por termografia na Figura 5.12, exceto pelas imagens estarem invertidas a 180° uma da outra.

Nota-se que ambas as técnicas são capazes de identificar os três danos por impacto. Entretanto, considerado o dano mais crítico, causado pelo impacto de 20 Joules, pode-se verificar que a ultrassonografia revela um dano de maior monta, indicando sua habilidade em revelar mais apropriadamente as delaminações geradas durante o choque mecânico do material. Isso pode ter reflexos importantes, por exemplo, para fins de dimensionamento de reparos em

estruturas compósitas. O sub-dimensionamento do dano pode levar ao sub-dimensionamento também do reparo, culminando numa resistência residual deste último abaixo daquela requerida, e, portanto, com maiores riscos à integridade da aeronave.

Visto que a termografia é uma técnica mais rápida e simples que a ultrassonografia, haveria entretanto a possibilidade de uma primeira inspeção termográfica para indicação de danos (já que a Figura 5.12 confirma sua sensibilidade para danos tão leves quanto aqueles causados por impactos de 5 Joules), na necessidade da execução de reparos, a ultrassonografia seria subsequente empregada para a mais precisa delimitação dos contornos (dimensão) dos danos e, conseqüentemente, para um projeto mais seguro do reparo.

Interessante observar na Figura 5.14 que o laminado termorrígido EPX-C não apresenta sinais de danos pelo impacto menos crítico aplicado, de 5 J, diferentemente do que ocorre com o compósito concorrente termoplástico PPS-C, não obstante, inversamente, os danos de, respectivamente, 10 e 20 Joules são, aparentemente, mais intensos no EPX-C se comparados ao do PPS-C.



**Figura 5.14 - Laminados compósitos triplamente impactados com energias de, respectivamente, 5, 10 e 20 Joules: (a) EPX-C; (b) PPS-C.**



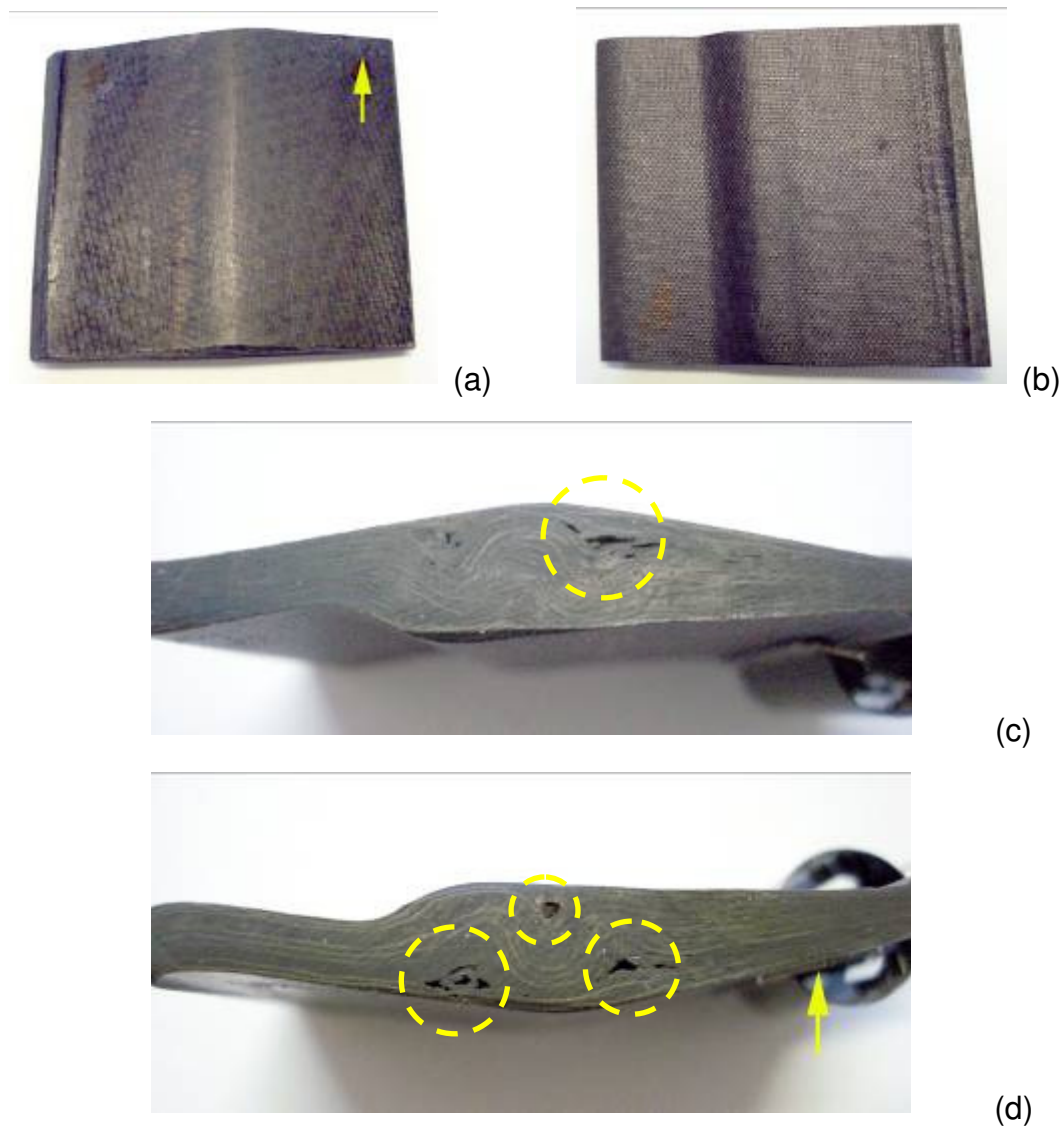
#### *5.2.4 Estudo de caso em componente aeronáutico*

A Figura 5.15 mostra diversas vistas de uma pequena porção (amostra) retirada de um componente de alta responsabilidade empregado em helicópteros, o qual (componente) é manufaturado por laminação manual em compósito EPX-C.

Observam-se nas Figs.5.15c,d vários defeitos tipo-vazio ou tipo-bolha na zona de ondulação das laminas individuais, no plano ortogonal ao da laminação. Estes defeitos de fabricação comprometem severamente a integridade do componente, possibilitando também o vazamento de combustível contido no recipiente.

Ensaio foram conduzidos empregando-se idêntico equipamento, aparatos e procedimentos realizados na inspeção termográfica dos laminados compósitos sólidos planos de EPX-C e PPS-C, e seus resultados são mostrados na seqüência de termogramas mostrados na Figura 5.16.



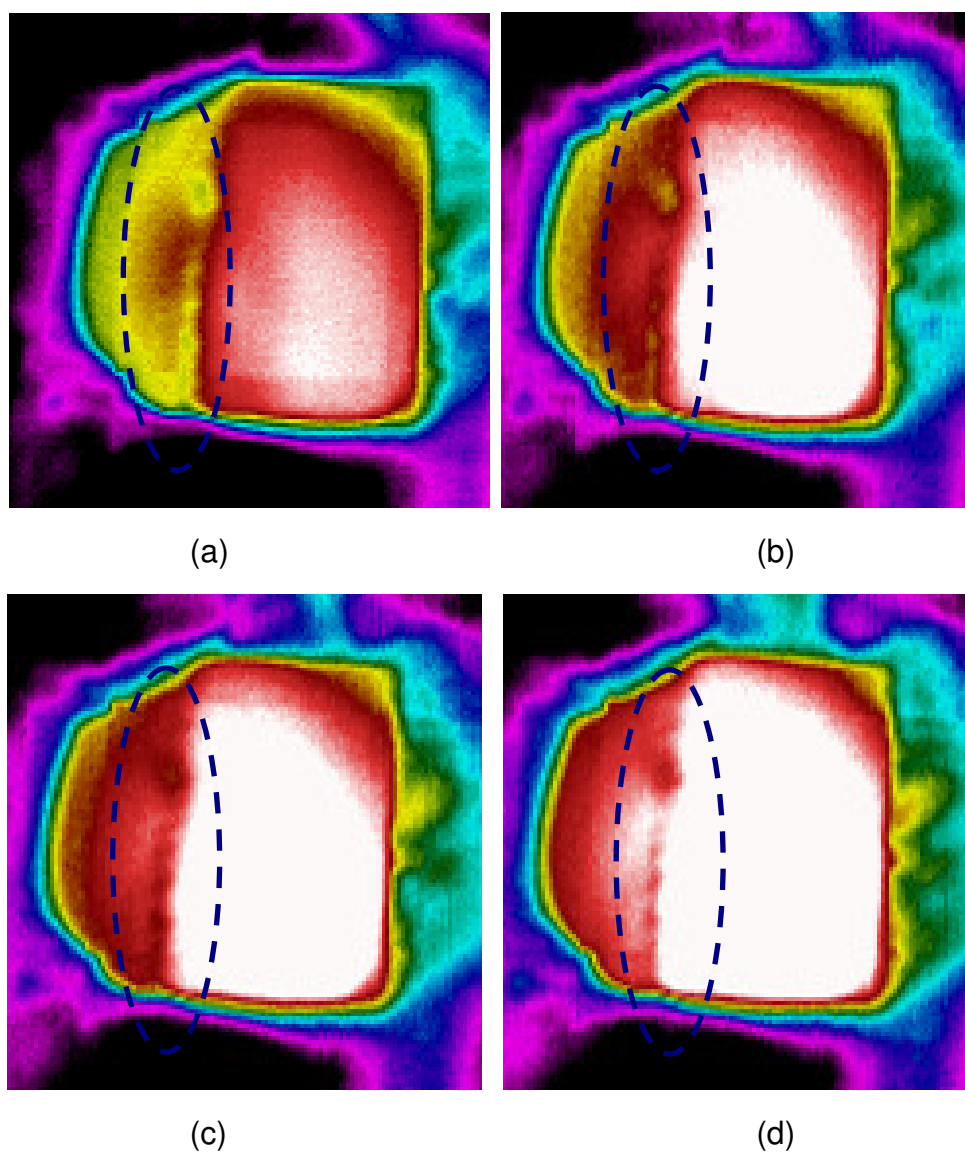


**Figura 5.15 - Diversas vistas de uma amostra extraída de um componente aeronáutico confeccionado por laminação manual em compósito termorrígido EPX-C. Alguns defeitos de fabricação são indicados por círculos tracejados.**

A região de interesse na Figura 5.16 é contornada por elipses tracejadas. Nota-se a revelação do alinhamento de vazios e/ou bolhas, os quais são identificados nas Figs. 5.15c,d. Estes vazios e/ou bolhas aparecem na forma de pequenos pontos (ou regiões) frios (*cold spots*), visto que a presença de ar (no caso de bolhas), ou a ausência de matéria (no caso dos vazios), atuam como barreiras à condução do calor, analogamente ao verificado durante as análises termográficas das placas planas impactadas.

Considerando que este é um estudo preliminar, conduzido sob condições não-ideais de disponibilidade de equipamentos, tanto em termos de tempo para a execução dos ensaios quanto relativamente à qualidade dos dispositivos

utilizados, pode-se afirmar que a técnica é bastante promissora para os casos sob investigação.



**Figura 5.16** - Seqüência de termogramas obtidos em intervalos de 30 segundos por intermédio da técnica de Aquecimento Contínuo (*Step Heating*) da amostra ilustrada na Fig. 5.15. A face termografada corresponde àquela apresentada na Fig. 5.15a.



## 6 CONCLUSÕES

As principais conclusões extraídas do presente estudo termográfico realizado em laminados compósitos poliméricos fortalecidos com fibras de carbono e submetidos a cargas pontuais de impacto foram:

- i. Os danos impingidos por impacto ao laminado plano termoplástico PPS-C produziram indicações termográficas mais claras e mais bem definidas, que aqueles criados sob idênticas condições no compósito termorrígido EPX-C;
- ii. O aquecimento convectivo das amostras planas por fluxo controlado de ar se mostrou mais eficaz que o realizado por irradiação, empregando-se lâmpada de filamento;
- iii. Em geral, um tempo mais longo de aquecimento dos espécimes favoreceu a indicação não-destrutiva TIV dos danos gerados por impacto;
- iv. O posicionamento da face impactada do espécime relativamente à câmara infravermelha e à fonte de calor não mostrou qualquer efeito no caso do compósito termorrígido, porém afetou claramente os termogramas do laminado termoplástico;
- v. A detecção do impacto central na face dos laminados foi favorecida pelo perfil de temperaturas desenvolvido no dispositivo empregado para a inspeção TIV, embora tenha sido demonstrada a habilidade da termografia infravermelha em detectar danos não-centralizados criados por impactos tão leves quanto 5 Joules;
- vi. A capacidade da técnica termográfica empregada em indicar danos por impacto durante o ciclo de aquecimento dos laminados compósitos foi reproduzida também ao longo do ciclo de resfriamento dos mesmos;
- vii. O dimensionamento de reparos em laminados compósitos por intermédio da termografia infravermelha não é, em princípio, um procedimento preciso e confiável. Entretanto, ela pode ser empregada para a rápida identificação do dano e posterior inspeção mais detalhada por ultrassom, por exemplo;
- viii. A termografia infravermelha, segundo a técnica de aquecimento contínuo (*step heating*), mostrou-se satisfatória ao indicar defeitos tipo-vazio e tipo-bolha em componentes aeronáuticos reais, a despeito de o sistema

termográfico e a técnica empregada não serem dos mais avançados tecnologicamente.

## 7 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Com base nos resultados obtidos, e na leitura das referências apresentadas no Capítulo 8 desta Dissertação de Mestrado, podem-se propor alguns estudos complementares a serem conduzidos num breve futuro:

- a) Desenvolvimento e aprimoramento da técnica de reflexão, que é mais simples e prática que a de transmissão, empregada no presente estudo;
- b) Desenvolvimento de ferramentas computacionais para o modelamento do processo de inspeção termográfica;
- c) Desenvolvimento de ferramentas computacionais para a determinação exata da profundidade dos defeitos em laminados compósitos;
- d) Desenvolvimento de novos métodos para excitação das amostras, como, por exemplo, por intermédio de ondas ultrassônicas (vibro-termografia).



## REFERÊNCIAS

- 1 ASKELAND, D.R., **The Science and Engineering of Materials**. New York: Wadsworth Publishing Company. 1994. 1032 p.
- 2 QIN, Y.W.; BAO, N.K. Infrared thermography and its application in the NDT of sandwich structures. **Optics and Lasers in Engineering**, v.25, n.2-3, p.205-211. 1996.
- 3 TOMBLIN, J.; RAJU SURESH, K.; AROSTEGUY, G. **Damage resistance and tolerance of composite sandwich panels-scaling effects**. 2004. Report DOT/FAA/AR 03/75.
- 4 MALDAGUE, X. **Theory and practice of Infrared technology for nondestructive testing**. New York: John-Wiley & Sons. 2001. 684 p.
- 5 AMERICAN SOCIETY FOR NONDESTRUCTIVE TESTING. **Ultrasonic waves recorded as they pass through a concrete coated steel plate**. Disponível em: <<http://www.asnt.org/ndt/primer4.htm>> acesso em: 15 Set. 2008.
- 6 SWIDERSKI, W.; SZABRA, D.; WOJCIK, J. Nondestructive evaluation of aircraft components by thermography using different heat sources. **Quantitative Infrared Thermography**, v. 6, n. 1, p. 79-84, 2002.
7. AVDELIDIS, N.P.; HAWTIN, B.C.; ALMOND, D.P. Transient thermography in the assessment of defects of aircraft composites. **NDT and E International**, v. 36, n. 6, p. 433-439. 2003.



8 SHEPARD, S.M.; LHOTA, J.R.; AHMED, T.; HOU, Y.L. Thermographic inspection of composite structures. **SAMPE Journal**, v. 39, n. 5, p. 53-59, 2003.

9 AVDELIDIS, N.P.; ALMOND, D.P.; DOBBINSON, A.; HAWTIN, B.C.; IBARRA-CASTANEDO, C.; MALDAGUE, X. Aircraft composites assessment by means of transient thermal NDT. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 40, n. 3, p. 143-162, 2004.

10 RIEGERT, G.; PFLEIDERER, K.; GERHARD, H.; SOLODOV, I.; BUSSE, G. Modern methods of NDT for inspection of aerospace structures. In: EUROPEAN CONGRESS ON NON-DESTRUCTIVE TESTING, 2006, Berlin, Germany. **Proceedings...** Berlin, Germany, 2006.

11 RIEGERT, G.; GLEITER A.; GERHARD, H.; BUSSE, G. Active thermography for defect detection in carbon fiber reinforced composite materials. In: AMERICAN INSTITUTE OF PHISICS CONFERENCE, 2007, Portland, Oregon. **Proceedings...** 2007.. Portland, Oregon,2007.

12 RAY, B.C.; HASAN, S.T.; CLEGG, D.W. Evaluation of defects in FRP composites by NDT techniques. **Journal of Reinforced Plastics and Composites**, v. 26, n. 12, p. 1187-1192, 2007.

13 SHEPARD, S.M. Thermography of composites. **Materials Evaluation**, v. 65, n.7, p. 690-696, 2007.

14 ADGHAISH, A.A.; FLEMING, D.C. Non-destructive inspection of composites using step heating thermography. **Journal of Composite Materials**, v. 42, n. 13, p. 1337-1357, 2008.

15 AMERICAN SOCIETY FOR NONDESTRUCTIVE TESTING. **Intoduction to Nondestructive Testing**. Disponível em: <<http://www.asnt.org/ndt/primer1.htm>.> acesso em: 04 Abr. 2008.

16 NIU, M.C.Y. **Airframe structural design**. Hong Kong: Conmilit Press Ltd., 1988. 591 p.

17.NIU, M.C.Y., **Composite airframe structures**. Hong Kong: Conmilit Press Ltd.,1992. 612 p.

18 MADARAS, E.I.; POE, C.C.; HEYMAN, J.S. Combining fracture mechanics and ultrasonic nde to predict the strength remaining in thick composites subjected to low-level impact. In: ULTRASONICS SYMPOSIUM PROCEEDINGS, 1986, Williamsburg, USA. **Proceedings...** Williamsburg, USA: IEEE, 1986.  
/

19 COMPOSITESWORLD. **Boeing sets pace for composite usage in large civil aircraft**. Disponível em: <<http://www.compositesworld.com/articles/boeing-sets-pace-for-composite-sage-in-large-civil-aircraft.aspx>. > acesso em: 05 set 2009

20 RESENDE, M.C.; BOTELHO, E.C. O Uso de Compósitos Estruturais na Indústria Aeroespacial. **Polímeros: ciência e tecnologia**, v. 10, n. 2, p. E4 - E10, 2000.

21 TARPANI, J.R.; ANGELONI, M.; IEZZI, L.; CASTRO, C.E.G. Fadiga após múltiplos impactos em laminados carbono-epóxi. **Tecnologia em Metalurgia e Materiais**, v. 2, n. 4, p. 63-70, 2006.

22 MOURITZ, A.P. Fire resistance of aircraft composite laminates. **Journal of Materials Science Letters**, v. 22, n. 21, p. 1507-1509, 2003.

23 EMPRESA BRASILEIRA DE AERONÁUTICA S.A. **Jato PHENOM 300**. Disponível em: <<http://www.embraerexecutivejets.com/portugues/content/download/images-p100-p300.asp>> acesso em: 25 Ago. 2008

24 OFRINGA, A. Thermoplastic aircraft floor panels, technologies and applications. **Journal of advanced materials**, v. 26, n. 2, p. 12-18, 1995.

25 AGEORGES, C.; YE, L.; HOU, M. Advances in fusion bonding techniques for joining thermoplastic matrix composites: a review. **Composites Part A: applied science and manufacturing**, v. 32, n. 6, p. 839-857, 2001.

26 DÍAZ, J.; RUBIO, L. Developments to manufacture structural aeronautical parts in carbon fibre reinforced thermoplastic materials. **Journal of Materials Processing Technology**. v. 143-144, n. 1, p. 342-346, 2003

27 FIORELLI, J. **Utilização de fibras de carbono e de vidro para reforço de vigas de madeira**. 2002. 168 f. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2002.

28. KAKIUCHI, H.; THOI, H.H.; QUANG., T.V. The synthesis of new epoxy resins and their physical properties. **The Journal of Adhesion**, v. 11, n. 4, p. 291-304. 1981.

29 RUSHING, R.A.; THOMPSON, C.; CASSIDY, P.E. Investigation of polyamine quinones as hydrophobic curatives for epoxy resins. **Journal of Applied Polymer Science**, v. 53, n. 9, p. 1211-1219, 1994.

30 INTERNATIONAL DISASTER EMERGENCY SERVICE. **Overview of Epoxy (Epoxy)**. Disponível em: <[http://www.ides.com/generics/Epoxy/Epoxy\\_overview.htm](http://www.ides.com/generics/Epoxy/Epoxy_overview.htm)> acesso em: 07 Dez. 2009

31. TICONA. **Fortron® PPS**. Disponível em: <<http://www.ticona.com.br/pt/home/portfolio/fortron.htm>> acesso em: 17 Out. 2009

32 INTERNATIONAL DISASTER EMERGENCY SERVICE. **Overview of PPS (PPS)** Disponível em: <[http://www.ides.com/generics/PPS/PPS\\_overview.htm](http://www.ides.com/generics/PPS/PPS_overview.htm)> acesso em: 05 Dez. 2009

33 DIVISÃO DE BIBLIOTECA E DOCUMENTAÇÃO. Disponível em: <[http://www2.dbd.puc-rio.br/pergamum/.../0221074\\_07\\_cap\\_02.pdf](http://www2.dbd.puc-rio.br/pergamum/.../0221074_07_cap_02.pdf)> acesso em: 01 Jun. 2009.

34 ISHIKAWA, T.; SUGIMOTO, S.; MATSUSHIMA, M.; HAYASHI, Y. Some experimental findings in compression-after-impact (CAI) tests of CF/PEEK (APC-2) and conventional CF/epoxy flat plates. **Composites Science and Technology**, v. 55, n. 4, p. 349-363. 1995.

35 DE FREITAS, M.; REIS, L. Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact. **Composite Structures**, v. 42, n. 4, p. 365-373, 1998.

36 ZHANG, B.; CHEN, X.; LI, P. Discussion of compression strength after impact (CAI) of BMI/carbon fiber composites. **Journal of Advanced Materials**, v. 33, n. 1, p. 13-16, 2001.

37 CAPRINO, G. Residual strength prediction of impacted CFRP laminates. **Journal of Composite Materials**, v. 18, n. 6, p. 508-518, 1984

38 BOLL, D.J.; BASCOM, W.D.; WEIDNER, J.C.; MURRI, W.J. A microscopy study of impact damage of epoxy-matrix carbon-fibre composites. **Journal of Materials Science**, v. 21, n. 8, p. 2667-2677, 1986.

39 HONG, S.; LIU, D. On the relationship between impact energy and delamination area. **Experimental Mechanics**, v. 29, n. 2, p. 115-120, 1989.

40 GWEON, S.Y.; BASCOM, W.D. Damage in carbon fibre composites due to repetitive low-velocity impact loads. **Journal of Materials Science**, v. 27, n. 8, p. 2035-2047, 1992.

41 MITTELMAN, A. Low-energy repetitive impact in carbon-epoxy composite. **Journal of Materials Science**, v. 27, n. 9, p. 2458-2462, 1992.

42 KHAN, B.; RAO, R.M.V.G.K.; VENKATARAMAN, N. Low velocity impact fatigue studies on glass epoxy composite laminates with varied material and test parameters - effect of incident energy and fibre volume fraction. **Journal of Reinforced Plastics and Composites**, v. 14, n. 11, p. 1150-1159, 1995.

43. AZOUAOU, K.; RECHAK, S.; AZARI, Z.; BENMEDAKHENE, S.; LAKSIMI, A.; PLUVINAGE, G. Modelling of damage and failure of glass/epoxy composite plates subject to impact fatigue. **International Journal of Fatigue**, v. 23, n. 10, p. 877-885, 2001.
44. COMPSTON, P.; CANTWELL, W.J.; JONES, C.; JONES, N. Impact perforation resistance and fracture mechanisms of a thermoplastic based fiber-metal laminate. **Journal of Materials Science Letters**, v. 20, n. 7, p. 597-599, 2001
45. HEBSUR, M.G.; NOEBE, R.D.; REVILOCK, D.M. Impact resistance of lightweight hybrid structures for gas turbine engine fan containment applications. **Journal of Materials Engineering and Performance**, v. 12, n. 4, p. 470-479, 2003
46. DE MORAIS, W.A.; D'ALMEIDA, J.R.M.; GODEFROID, L.B. Effect of the Fiber Reinforcement on the Low Energy Impact Behavior of Fabric Reinforced Resin Matrix Composite Materials. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, v. 25, n. 4, p. 325-328, 2003
47. ALVES, M.; CHAVES, C.; BIRCH, R. Impact on aircraft. In: BRAZILIAN CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 17., 2003, São Paulo. **Proceedings...** São Paulo, 2003.
48. SUGUN, B.S.; RAO, R.M.V.G.K. Low-velocity impact characterization of glass, carbon and kevlar composites using repeated drop tests. **Journal of Reinforced Plastics and Composites**, v. 23, n. 15, p. 1583-1599, 2004.

49. HOSSEINZADEH, R.; SHOKRIEH, M.M.; LESSARD, L. Damage behavior of fiber reinforced composite plates subjected to drop weight impacts.

**Composites Science and Technology**, v. 66, n. 1, p. 61-68, 2006.

50 WU, G.; YANG, J.M.; HAHN, H.T. The impact properties and damage tolerance and of bi-directionally reinforced fiber metal laminates. **Journal of Materials Science**, v. 42, n. 3, p. 948-957, 2007.

51. WEIRD. **Strange and True Aircraft Photos**. Disponível em:

<<http://w1.rob.com/pix/oops?page=6>> acesso em: 08 Abr. 2007.

52 HOSKIN, B.C.; BAKER, A.A., **Composite materials for aircraft structures.**, Virginia: [s.n.], 1986. 630 p. (**Aiaa Education Series**).

53 CASTANEDO, C.I. **Quantitative subsurface defect evaluation by pulsed phase thermography: depth retrieval with the phase**. 2005. 188 f. These (Philosophiae Doctor) - Faculté des Sciences et de Génie, Université Laval, Québec, 2005.

54. WIKIPEDIA. **Planck's law**. Disponível em: <[en.wikipedia.org/wiki/Planck's\\_law](http://en.wikipedia.org/wiki/Planck's_law)> acesso em: 02 Jan. 2010

55 CENTRO DE REFERÊNCIA PARA ENSINO DE FÍSICA. **Cor e Temperatura**. Disponível em: <<http://cref.if.ufrgs.br/~leila/cor.htm>> acesso em: 10 jan. 2010.

56. INFRARED-THERMOGRAPHY. **Infrared of the upstate**. Disponível em: <[http://www.infraredoftheupstate.com/Infrared\\_Thermography.htm](http://www.infraredoftheupstate.com/Infrared_Thermography.htm)> acesso em: 23 Out 2009

57 OCÁRIZ, I.S.; ALONSO, F.; GAMBÍN, B. **Termografía infrarroja como ensayo no destructivo: detección de defectos en componentes**

**aerospaciales.** Disponível em: <<http://www.interempresas.net/metalmecanica/articulos/Articulo.asp?A=11149>> acesso em: 24 Nov. 2009.

58 SANTULLI, C. Impact damage characterisation of thermoplastic matrix composites using transmission transient thermography. **Nondestructive Testing and Evaluation**, v. 19, n. 3, p. 79-90, 2003

59. THERMAL-WAVE-IMAGING. **Thermographic Signal Reconstruction.**

Disponível em: < <http://thermalwave.com/tsr.php>> acesso em: 13 Fev. 2009

60. TECHALONE. **Thermography.** Disponível em: <[www.techalone.com/wp-content/uploads/2009/08/THERMOGRAPHY.ppt](http://www.techalone.com/wp-content/uploads/2009/08/THERMOGRAPHY.ppt)> acesso em: 08 Out 2009

61. GENERAL-RESOURCES. **Introduction to nondestructive testing.**

Disponível em: <<http://www.ndt-ed.org/GeneralResources/IntroToNDT/GenIntroNDT.htm>> acesso em: 03/02 2008.

62. DATTOMA, V., MARCUCCIO, R., PAPPALETTERE, C., SMITH, G.M. Thermographic investigation of sandwich structure made of composite material. **NDT and E International**, v.34, n.8, p.515-520. 2001

63. BNET. **Automated Tape Placement** Disponível em:

<[http://findarticles.com/p/articles/mi\\_hb5260/is\\_200707/?tag=content;col1](http://findarticles.com/p/articles/mi_hb5260/is_200707/?tag=content;col1)> acesso em: 31 Maç. 2009.



64 BATES, D.; SMITH, G.; LU, D.; HEWITT, J. Rapid thermal non-destructive testing of aircraft components. **Composites Part B: engineering**, v. 31, n. 3, p. 175-185, 2000.

65 MARSH, G. NDT - checking the quality of the quality checker. **Reinforced Plastics**, v. 51, n. 2, 2007

66 THERMAL-WAVE-IMAGING. **Leading the Way in Thermographic NDT**. Disponível em: <[www.thermalwave.com](http://www.thermalwave.com)> acesso em: 04 Fev. 2009.

67 FTD. **Aging aircraft fleets: Structural and other subsystem aspects**. Disponível em: <[http://ftp.rta.nato.int/public//PubFulltext/RTO/EN/RTO-EN-015//EN-015-\\$\\$TOC.pdf](http://ftp.rta.nato.int/public//PubFulltext/RTO/EN/RTO-EN-015//EN-015-$$TOC.pdf)> acesso em: 24 Maio 2008

68. NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Spaceflight**. Disponível em:<[http://spaceflight.nasa.gov/.../ground\\_inspaction\\_briefing\\_handout.ppt](http://spaceflight.nasa.gov/.../ground_inspaction_briefing_handout.ppt)> acesso em: 15 Jan. 2009

69. GUPTA, R.; TULI, S. Electrical approach to defect depth estimation by stepped infrared thermography. **IEE Proceedings: science, measurement and technology**, v. 151, n. 4, p. 298-304, 2004.

70. SHARLON, M.R., **Active thermography: an overview of methods and their applications in use today**. Conway, USA: Thermasearch, 2008.

71 SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS. **SAE-J417**: Hardness tests and hardness numbers conversions.[s.l.], [s.n.], 1983.

72 TENCATE. **Materials that make a difference**. Disponível em:  
<<http://www.tencate.com/>> acesso em: 08 Fev. 2009

73 AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS,  
**ASTM-D7136/D7136M-05**: standard test tethod for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event. DOI: 10.1520\D7136\_D7136-07.

# Livros Grátis

( <http://www.livrosgratis.com.br> )

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)  
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)  
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)  
[Baixar livros de Matemática](#)  
[Baixar livros de Medicina](#)  
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)  
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)  
[Baixar livros de Meteorologia](#)  
[Baixar Monografias e TCC](#)  
[Baixar livros Multidisciplinar](#)  
[Baixar livros de Música](#)  
[Baixar livros de Psicologia](#)  
[Baixar livros de Química](#)  
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)  
[Baixar livros de Serviço Social](#)  
[Baixar livros de Sociologia](#)  
[Baixar livros de Teologia](#)  
[Baixar livros de Trabalho](#)  
[Baixar livros de Turismo](#)