

PONTIFÍCIA UNIVERSIDADE CATÓLICA DE MINAS GERAIS
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

Luis Henrique Santos

**ANÁLISE MECÂNICA DO ALUMÍNIO AERONÁUTICO 7075-T6 SUBMETIDO A
DESCARGAS ATMOSFÉRICAS SIMULADAS**

Belo Horizonte
2019

Luis Henrique Santos

**ANÁLISE MECÂNICA DO ALUMÍNIO AERONÁUTICO 7075-T6 SUBMETIDO A
DESCARGAS ATMOSFÉRICAS SIMULADAS**

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais, como requisito parcial para obtenção do título de Doutor em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Pedro Américo Almeida Magalhães Júnior

Coorientadora: Prof. Dra. Sara Silva Ferreira de Dafé

Área de concentração: Materiais, Tribologia e Processos de Fabricação

Belo Horizonte

2019

FICHA CATALOGRÁFICA

Elaborada pela Biblioteca da Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais

S237a Santos, Luis Henrique
Análise mecânica do alumínio aeronáutico 7075-T6 submetido a descargas atmosféricas simuladas/ Luis Henrique Santos. Belo Horizonte, 2019.
126 f.: il.

Orientador: Pedro Américo Almeida Magalhães Júnior
Coorientadora: Sara Silva Ferreira de Dafé

Tese (Doutorado) – Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais.
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

1. Aeronaves. 2. Chapas de alumínio. 3. Dureza. 4. Deformações e tensões. 5. Resistência de materiais. 6. Eletricidade atmosférica. 7. Descargas elétricas. 8. Métodos de simulação. I. Magalhães Júnior, Pedro Américo Almeida. II. Dafé, Sara Silva Ferreira de. III. Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. IV. Título.

SIB PUC MINAS

CDU: 629.7.018.4

Luis Henrique Santos

**ANÁLISE MECÂNICA DO ALUMÍNIO AERONÁUTICO 7075-T6 SUBMETIDO A
DESCARGAS ATMOSFÉRICAS SIMULADAS**

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais, como requisito parcial para obtenção do título de Doutor em Engenharia Mecânica.

Área de concentração: Materiais, Tribologia e Processos de Fabricação

Prof. Pedro Américo A. M. Júnior

Prof. Sara Silva Ferreira de Fé

Prof. Jánes Landre Júnior

Prof. Pedro Paiva Brito

Prof. Elaine Carballo Siqueira Corrêa

Prof. Ricardo Poley Martins Ferreira

Belo Horizonte, 04 de julho de 2019

AGRADECIMENTOS

Ao professor Pedro Américo pela orientação e ajuda na definição do tema e desenvolvimento deste trabalho.

À professora Sara Dafé pelos ensinamentos, orientação e incentivo à pesquisa no campo de materiais de construção aeronáuticos.

À professora Elaine Carballo Siqueira Corrêa, do Departamento de Engenharia de Materiais do CEFET-MG, pela grande ajuda e orientação nos ensaios e penetração instrumentada.

Ao professor Carlos Eduardo dos Santos do Departamento de Engenharia de Materiais do CEFET-MG, pelas análises de Difração de Raios X.

Ao Centro de Microscopia da Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG), Belo Horizonte – MG, que proporcionou suporte de equipamento, técnicas e procedimentos para os ensaios de EBSD.

Ao Departamento de Engenharia Metalúrgica e de Materiais da UFMG, em especial ao professor Dagoberto Brandão Santos, pelo tratamento de dados do EBSD.

À professora Daniella Gomes Rodrigues, pesquisadora da APERAM South America, pelo suporte nas análises de EBSD.

Ao doutorando Anderson Júnior e ao professor Marcelo Araújo Câmara do Departamento de Engenharia Mecânica da UFMG pela grande ajuda na execução do ensaio, assim como, tratamento dos dados perfilometria.

Ao mestrando Weslei Patrick Teodósio de Sousa pela ajuda nas simulações no MAUD e ajustes finais deste trabalho.

À Edilene Braga, do Laboratório de Microscopia Eletrônica de Varredura da PUC Minas, pela grande ajuda na aquisição das imagens por meio MEV.

A Azul Linhas Aéreas pela contribuição e discussão técnica de métodos e procedimentos adotados neste trabalho.

A Gol Linhas Aéreas pela doação de amostras de alumínio 7075-T6.

A FIEMG, em especial ao Ricardo Coelli Xavier, coordenador do setor de defesa da FIEMG, pelo apoio na execução dos ensaios de descargas atmosféricas.

À Companhia Energética de Minas Gerais - CEMIG, em especial à equipe do LEMAT, pelos ensaios de descargas atmosféricas.

À Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais (PUC Minas) pela bolsa concedida para o curso de doutorado.

A todos os profissionais, professores e funcionários do Departamento de Engenharia Mecânica e Mecatrônica da PUC Minas, que participaram de forma direta ou indireta na produção deste trabalho.

O desejo enquanto real não é da ordem da palavra e sim do ato.

Jacques Lacan

RESUMO

As interações entre as descargas atmosféricas e as aeronaves são conhecidas desde os primeiros dias da aviação. Contudo, os efeitos ocasionados pelos raios na estrutura metálica dos aviões ainda são pesquisados. A interação entre os raios e as aeronaves pode resultar em danos que podem afetar a segurança de voo. Por este motivo, importantes instituições da indústria aeronáutica estão em busca de meios para mitigar os riscos ocasionados pelas descargas atmosféricas. Assim, os projetos das aeronaves hoje fabricadas, devem atender a requisitos mínimos de segurança, estabelecidos por normas internacionais. Os danos causados por raios nas fuselagens são caracterizados por pequenas regiões queimadas, nas superfícies metálicas e não metálicas que revestem as estruturas das aeronaves. Estas regiões podem sofrer ou não perda de material, dependendo da intensidade da corrente elétrica e do tempo de duração do fenômeno. A perda de material pode afetar de forma crítica as dimensões de peças e componentes da aeronave, causando a fragilidade estrutural. Dentre os fenômenos mais conhecidos de interação entre o raio e a aeronave está o efeito *swept*. Ele ocorre nos casos em que o ponto de acoplamento do raio na fuselagem, é alterado em função do movimento relativo da aeronave durante o voo. Este movimento também causa a mudança nos pontos de saída da descarga para a atmosfera, ocasionando um efeito de varredura. Os resultados são múltiplos danos localizados ao longo de uma grande região da estrutura da aeronave. Apesar de haver reparos já estabelecidos para os danos causados pela interação entre o raio e a aeronave, ainda há uma escassez de informações a cerca dos efeitos da descarga elétrica na estrutura cristalina do alumínio aeronáutico. Assim, este trabalho busca avaliar os efeitos causados pelo efeito *swept* na estrutura cristalina do alumínio aeronáutico liga 7075-T6. Para isso, amostras do material foram expostas a descargas elétricas simuladas e os danos avaliados através de técnicas de caracterização aplicadas a este material. Os ensaios de ultrassom e perfilometria mostraram depressões de até 150 μ m de profundidade, além da existência de acúmulo de material nas imediações do dano. A existência destas saliências pode ocasionar distúrbios aerodinâmicos locais. Abaixo da superfície danificada pela descarga, foi identificada uma região que apresenta alterações metalúrgicas relevantes. Os ensaios de tração e penetração instrumentada apontaram redução no alongamento percentual e elevação da dureza. Eles são corroborados pelos resultados da difração de raios X que apontou elevação na densidade de discordância e microdeformação na região do dano. A microscopia ótica confirmou a existência de microtrincas na superfície normal e transversal ao dano e as técnicas de EDS e EBSD mostraram a formação de fases intermetálicas e precipitados com dimensões maiores do que 1 μ m. Os precipitados

foram formados à partir da elevada temperatura local seguido e rápido resfriamento no ponto de acoplamento da descarga e são responsáveis pela nucleação das microtrincas que se propagam ao longo dos contornos de grão do material.

Palavras-chave: Alumínio Aeronáutico. Efeito Swept. Ultrassom. Precipitados, Técnicas de Caracterização. Microtrincas.

ABSTRACT

Interactions between atmospheric discharges and aircraft have been known since the early days of aviation. However, the effects caused by lightning strikes on the metallic structure of aircraft are still being investigated. The interaction between lightning and aircraft can result in damage and can affect flight safety. For this reason, important institutions of the aeronautical industry are in search of means to mitigate the risks caused by the atmospheric discharges. Damage caused by lightning strikes on the fuselages is characterized by small burned points spread on the metallic and non-metallic aircraft structures. These points may present lose material, depending on the intensity of the electric current and the duration of the phenomenon. The loss of material causes critically affect at the dimensions of parts and components of the aircraft, causing structural frailty. Among the most known phenomena of interaction between lightning and aircraft is the swept effect. It occurs when the discharge coupling point in the fuselage is changed as a function of the relative movement of the aircraft during flight. This movement also causes the change in the exit points of the discharge to the atmosphere. The results are multiple damage located along a large region of the aircraft structure. Although there are repairs already established for the damages caused by the interaction between the beam and the aircraft, there is still a lack of information about the effects of the electric discharge on the crystalline structure of aeronautical aluminum. Thus, this work seeks to evaluate the effects caused by the swept effect on the crystalline structure of the aeronautical aluminum alloy 7075-T6. For this, samples of the material were exposed to simulated electric discharges and damages evaluated through characterization techniques applied to this material. Ultrasound and profilometry tests showed depressions up to 150 μm depth, in addition to the existence of material accumulation in the vicinity of the damage. The existence of these protrusions can cause local aerodynamic disturbances. Below the surface damaged by the discharge, a region with relevant metallurgical changes was identified. The tensile test and instrumented penetration test showed reduction in the percentage elongation and increase in hardness. They are corroborated by the results of the X-ray diffraction that indicated elevation in the density of discordance and microdeformation in the region of the damage. Optical microscopy confirmed the existence of microcracks on the normal and cross-section surface of the sheet damaged and the techniques of EDS and EBSD showed the formation of intermetallic and precipitated phases with dimensions greater than 1 μm . The precipitates were formed from the high local temperature and fast cooling and are

responsible for nucleation of the microcracks that propagate along the grain boundaries of the material.

Keywords: Aeronautical Aluminum. Swept effect. Characterization Techniques. Precipitates. Microcracks.

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1 - Fuselagem monocoque	48
FIGURA 2 - Fuselagem semimonocoque	49
FIGURA 3 - Etapas de montagem da fuselagem semimonocoque	50
FIGURA 4: Diagrama de interação do raio com a aeronave.....	51
FIGURA 5 - Acoplamento do raio em uma aeronave	52
FIGURA 6 - Aeronave atingida por um raio	52
FIGURA 7 - Regiões da aeronave com alto potencial de campo elétrico	53
FIGURA 8 - Principais zonas de incidência de raios em uma aeronave	54
FIGURA 9 - Dano de entrada em chapa de alumínio aeronáutico espessura 1mm	56
FIGURA 10 - Dano de saída em chapa de alumínio aeronáutico de espessura 1mm	57
FIGURA 11 - Relação entre intensidade de corrente, espessura de chapa, carga transferida e tempo	58
FIGURA 12 - Efeito <i>swept</i> na fuselagem de uma aeronave	59
FIGURA 13 - Danos causados pelo efeito <i>swept</i> na fuselagem de um Boeing 737NG.....	59
FIGURA 14 - União por cabo em superfície aeronáutica	60
FIGURA 15 - <i>Lightning diverters</i> instalados no <i>radome</i> de uma aeronave	61
FIGURA 16 - Esquema de um ensaio de ultrassom.....	62
FIGURA 17 - Parâmetros básicos para a medida de superfície	64
FIGURA 18 - Interpretação gráfica do contato entre o penetrador e a peça	65
FIGURA 19 - Curva característica Carga (P) versus Profundidade de Penetração (h).....	65
FIGURA 20 - Difratorômetro Shimadzu modelo XRD-6100	66
FIGURA 21 - Esquema de funcionamento de um difratômetro (a) e difratograma gerado pelo software (b).....	66
FIGURA 22 - Padrões de difração de raios-x de amostras de austenita e martensita	68
FIGURA 23 – MEV FEI modelo quanta 400 (a), MEV do fabricante JEOL (b)	71
FIGURA 24 - Difratograma gerado pelo software	72
FIGURA 25 - Esquemático da formação dos cones duplos de Kossel por difração do feixe de elétrons nos planos hkl	74
FIGURA 26 - Fluxograma das etapas de desenvolvimento do trabalho	75
FIGURA 27 - Distância entre os pontos de ancoragem da corrente elétrica.....	77
FIGURA 28 - Vista dos bancos de Capacitores do LEMAT	78
FIGURA 29 - Banco de diodo (a) e gaiola de ensaio do LEMAT (b)	79

FIGURA 30 - Painel de controle do gerador. a) painel para ajuste da forma de onda, b) paineldedisparo da descarga elétrica, c) painel que mostra os dados antes da descarga elétrica, d) osciloscópio e e) painel que mostra os dados coletados durante a descarga elétrica	79
FIGURA 31 - Vista da área de estes a partir da sala de controle	80
FIGURA 32 - Esquema elétrico do banco de provas	81
FIGURA 33 - Formas de onda conforme SAE 5412	82
FIGURA 34 - Montagem do corpo de provas no interior da gaiola de disparo (a), ajuste da distância do eletrodo de disparo (b) e a distância de 55mm foi estabelecida experimentalmente (c), após diversos disparos de corrente	82
FIGURA 35 - Perfilômetro modelo T8000	84
FIGURA 36 - Durômetro modelo DUH-21	85
FIGURA 37 - Forma do corpo de prova para ensaio de tração	86
FIGURA 38 - Máquina de tração e extensômetro utilizados no ensaio	88
FIGURA 39 - MEV utilizado na avaliação das amostras.....	90
FIGURA 40 - MEV FEI modelo Quanta 400	92
FIGURA 41 - Vista total dos danos de entrada (a) e Danos de saída da amostra número 2 (b)	93
FIGURA 42 - Danos na região de saída do raio (a) (b) e (c) e (d) dano causado pela entrada do raio	95
FIGURA 43 - Amostra utilizada na perfilometria (a), resultado da avaliação de espessura no perfilômetro (b).....	96
FIGURA 44 - Análise de perfil dos danos 1,2,4 e 6 da amostra 3	98
FIGURA 45 - Gráfico do ensaio de dureza instrumentada	101
FIGURA 46 - Ampliação de 1000x na região danificada do CP 1 (a), ampliação de 500x a região sem danos do CP4 (b).....	104
FIGURA 47 - Microtrincas no CP1 ampliação de 50x	105
FIGURA 48 - Microtrinca no CP1 ampliação de 500x	105
FIGURA 49 - Região abaixo do dano no CP2. Ampliação de 50x	106
FIGURA 50 - Análise de EDS (1000x) – Formação de precipitado $Al_{17}Cu_2Fe$	107
FIGURA 51 - Análise de EDS (1000x) – Formação de precipitado Mg_2Si	107
FIGURA 52 - Análise de EDS (1000x) – Formação de precipitado $Al_{13}Fe_4$	107
FIGURA 53 - Mapa de contorno de grãos da CP4.....	109
FIGURA 54 - Mapa de contorno de grãos da CP 1	109
FIGURA 55 - Mapa de contorno de grãos do CP4 (a) e do CP1 (b).....	110

FIGURA 56 - Imagens do EBSD – Mapa de contorno de grãos do CP 5 (a) e Mapa de contorno de grãos da seção transversal do CP 2 (b)	111
FIGURA 57 - Mapa de fases do CP 5	111
FIGURA 58 - Mapa de fases do CP 2	112
FIGURA 59 - Detalhe das microtrincas no CP2	112
FIGURA 60 - Mapa de fases do CP4	113
FIGURA 61 - Mapa de fases pelo EBSD da CP1	113

LISTA DE QUADROS

QUADRO 1 - Utilização das Amostras de Alumínio 7075-T6.....	83
QUADRO 2 - Descrição dos códigos dos Corpos de Prova	89

LISTA DE TABELAS

TABELA 1 - Propriedades químicas da liga 7075-T6	76
TABELA 2 - Dimensões do corpo de prova para ensaio de tração.....	86
TABELA 3 - Ajuste do difratômetro de raios X	91
TABELA 4 - IC e IQ para os corpos e prova durante as análises de EBSD	93
TABELA 5 - Temperatura estimada nas regiões danificadas da chapa	94
TABELA 6 - Medições da espessura da amostra nas regiões danificadas.....	95
TABELA 7 - Profundidades dos danos da amostra nas regiões danificadas.....	97
TABELA 8 - Área e volume removidos nas regiões danificadas.....	99
TABELA 9 - Comparação entre os valores encontrados no ensaio de tração.....	101
TABELA 10 - Resultados das simulações dos espectros de difração de raios X no MAUD	103
TABELA 11 - Cálculo do crescimento de grão	104

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ARP	Aerospace Recommended Practice
ASIP	Aircraft Structural Integrity Program
ASM	American Society for Metals
ASTM	American Society for Testing and Materials
CEFET MG	Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais
CEMIG	Companhia Energética de Minas Gerais
CP	Corpo de prova
D	Amostra danificada
DEMET	Departamento de Engenharia Metalúrgica
DL	Direção longitudinal de laminação
DN	Direção normal ao sentido de laminação
DRX	Difração de raios X
DT	Direção transversal ao sentido de laminação
EASA	European Aviation Safety Agency
CSAA	Civil Aviation Safety Authority Australia
EBSD	Electron Backscatter Diffraction
ED	Espessura nos danos
EDS	Energy dispersive X-ray spectroscopy
EF	Espessura final
EM	Espessura nominal
EUROCAE	European Organisation for Civil Aviation Equipment
FAA	Federal Aviation Administration
HAGBs	High Angle Boundaries
LAGBs	Low Angle Grain Boundaries
LEMAT	Laboratório de Ensaios de Materiais de Alta Tensão
LOV	Limits of Validity
MAUD	Material Analysis Using Diffraction
MEV	Microscopia Eletrônica de Varredura
MPL	Moment Pole Stress
NESEC	Northeast States Emergency Consortium
S	Amostra sem danos
SAE	Society of Automotive Engineers

UFMG	Universidade Federal de Minas Gerais
WD	Work Distance
WDS	Wavelength-dispersive X-ray spectroscopy
WFD	Widespread Fatigue Damage
XRD	X-ray Diffraction

LISTA DE SÍMBOLOS

T6	Tratado termicamente e envelhecida artificialmente a uma temperatura elevada
T3	Tratado, trabalhado a frio, em seguida, envelhecida naturalmente
T651	Tratado termicamente, tensões aliviadas por alongamento, e envelhecida artificialmente
T351	Tratado termicamente com tensões aliviadas pelo alongamento, em seguida envelhecida naturalmente
R	Resistência total
Θ	Resistividade do material
L	Comprimento
A	Área da seção transversal
V_{oc}	Efeitos magnéticos
Φ	Fluxo magnético total em Weber (W)
μ°	$4\pi \times 10^{-7}$
t	Tempo em segundos
J	Densidade de corrente elétrica
ρ	Densidade do material
c	Calor específico
k	Condutividade térmica
T	Temperatura
Q	Calor gerado
A	Constante adimensional igual a $(2\pi e)^{1/2}$
e	Logaritmo natural
h	Espessura da peça
i	Distância do ponto de acoplamento
T _f	Temperatura de fusão do material
T ₀	Temperatura inicial do material
T _p	Temperatura de pico
s	Fator de escala.
L_k	Fator de Lorentz-polarização.
F_k	Fator de estrutura.
$2\theta_k$	Posição central do pico K de Bragg.
A_k	Fator de assimetria.

T_k	Fator de transmissão.
P_k	Orientação preferencial da amostra.
τ	Função que descreve o perfil da reflexão.
$y_i(bkg)$	Linha base no i -ésimo ponto.
k	Índice de Miller.
H_k^2	Largura a meia altura do pico de difração
R_p	Fator de perfil
ρ	Densidade de discordâncias
$(\epsilon^2)^{1/2}$	Microdeformação
D	Tamanho do cristalito
b	Vetor de Burgers
a	Parâmetro de rede
E_f	Energia de um fóton
ν	Frequência eletromagnética
h	Constante de Planck
θ	Ondas emitidas
n	Direção do feixe difratado em que o menor valor corresponde a 1.
λ	Comprimento de onda do feixe de elétrons.
d	Distância interplanar.
S_{med}	Área média
L	Tamanho de grão
G	Número do tamanho de grão

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	41
1.1 Objetivo geral	43
<i>1.1.1 Objetivos Específicos</i>	<i>43</i>
1.2 Justificativa	43
1.3 Estado da Arte	44
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	47
2.1 Aplicação do Alumínio na Aviação	47
2.2 Interação entre o Raio e a Aeronave	51
<i>2.2.1 Danos causados por raios em aeronaves</i>	<i>54</i>
<i>2.2.2 O fenômeno ricochete ou efeito swept</i>	<i>58</i>
<i>2.2.3 Redução dos efeitos dos raios nas aeronaves</i>	<i>60</i>
<i>2.3.1 Técnica de ultrassom</i>	<i>62</i>
<i>2.3.2 Perfilometria</i>	<i>63</i>
<i>2.3.3 Penetração Instrumentada</i>	<i>64</i>
<i>2.3.4 Técnica de difração de raios-X</i>	<i>66</i>
<i>2.3.5 Simulação dos espectros de raios X pelo método de Rietveld</i>	<i>67</i>
<i>2.3.6 Microscopia eletrônica de varredura</i>	<i>70</i>
3 MATERIAIS E MÉTODOS	75
3.1 Preparação das amostras de alumínio para o ensaio de descargas atmosféricas	76
<i>3.1.1 Preparação dos corpos de prova</i>	<i>77</i>
3.2 Simulações de descarga atmosférica em laboratório	77
<i>3.2.1 Estrutura do laboratório de ensaios - LEMAT</i>	<i>78</i>
<i>3.2.2 Ensaio dos corpos de prova</i>	<i>81</i>
3.3 Teste de ultrassom	83
3.4 Perfilometria	84
3.5 Penetração Instrumentada	85
3.6 Ensaio de tração no alumínio 7075-T6	86
3.7 Metalografia	88
3.8 Difração de raios X	91
3.9 Ensaio de Difração por Elétrons Retroespalhados - EBSD	91
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES	93
4.1 Ensaio de Descargas Elétricas	93
4.2 Cálculo da Temperatura Local	94
4.3 Ensaio de Ultrassom	94
4.4 Ensaio de Perfilometria	95
4.5 Ensaio de Tração	99
4.6 Penetração Instrumentada	101
4.7 Difração de Raios X	102
4.8 Técnicas de Metalografia e EBSD	103
<i>4.8.1 Análise do tamanho de grão</i>	<i>103</i>
<i>4.8.2 Imagens obtidas pelo microscópio óptico</i>	<i>104</i>
<i>4.8.3 Análises pelo EDS</i>	<i>106</i>
<i>4.8.4 Análise de EBSD</i>	<i>108</i>
5 CONCLUSÃO	115

REFERÊNCIAS	117
--------------------------	------------

1 INTRODUÇÃO

As interações entre descargas atmosféricas e as aeronaves são conhecidas desde os primeiros dias da aviação e, ainda sim, são um assunto de intensa pesquisa mundial. Os danos causados por este fenômeno natural nas aeronaves já foram em grande parte identificados, o que acarreta preocupação quanto à segurança operacional de aviões e helicópteros. Dados estatísticos apontam que a cada 3.000 horas de voo uma aeronave comercial é atingida por um raio. Este intervalo não é considerado longo se levado em conta o número de aeronaves em operação no mundo (FAA, 2016; MITCHARD, 2016).

Tal fato torna o assunto relevante para os principais órgãos que regulam a aviação civil mundial. Como exemplo, pode-se citar o Federal Aviation Administration – FAA (2016), que regula a aviação civil norte americana e influencia as normas de outros países, como o Brasil. O FAA editou normas de segurança, para a mitigação de danos causados por descargas atmosféricas os quais são encontrados em documentos regulatórios como o CFR, números 25.581/25.981 e 25.1316. Assim, os projetos das aeronaves hoje fabricadas, devem atender a requisitos mínimos de segurança, estabelecidos por normas internacionais.

Segundo a Northeast States Emergency Consortium - NESEC (2018), cerca de 2 bilhões de dólares ao ano são perdidos em função de problemas relacionados aos efeitos de descargas atmosféricas na aviação. Dentre estes problemas estão os atrasos em pousos e decolagens causados pelo mau tempo, custos com manutenção de sistemas elétricos e eletrônicos e custos relacionados aos reparos de danos estruturais causados pelos raios que atingem a fuselagem das aeronaves.

Os danos causados por raios nas fuselagens são caracterizados por pequenas regiões queimadas, nas superfícies metálicas e não metálicas que revestem as estruturas das aeronaves. Estas regiões podem sofrer ou não perda de material, dependendo da intensidade da corrente elétrica e do tempo de duração do fenômeno. A perda de material pode afetar de forma crítica as dimensões de peças e componentes da aeronave, causando a fragilidade estrutural (RUPKE, 2002b). Dentre os fenômenos mais conhecidos de interação entre o raio e a aeronave está o efeito *swept*. Ele ocorre nos casos em que o ponto de acoplamento do raio na fuselagem, é alterado em função do movimento relativo da aeronave durante o voo. Este movimento também causa a mudança nos pontos de saída da descarga para a atmosfera, ocasionando um efeito de varredura. Os resultados são múltiplos danos localizados ao longo de uma grande região da estrutura da aeronave (BOEING, 2012).

A European Aviation Safety Agency (EASA, 2018), afirma que inspeções de

manutenção devem ser feitas nas aeronaves após cada voo. Durante estes procedimentos, os técnicos e engenheiros de manutenção também devem buscar por danos estruturais causados por raios. Quando encontrados, procedimentos de reparo localizados devem ser executados. A Civil Aviation Safety Authority Australia - CSAA (2000) ressalta que os danos por raios, nas regiões pressurizadas das aeronaves, são considerados mais sérios. Isso porque, estas áreas estão sujeitas ao diferencial de pressão, entre o interior da fuselagem e o ambiente externo, que pode chegar a 8 psi. A CSAA ainda afirma que os reparos em fuselagens metálicas devem seguir as instruções dos manuais dos fabricantes das aeronaves e podem ser feitos em dois níveis.

No primeiro nível, o reparo é feito por meio da execução de lixamento localizado para remoção superficial do dano, seguido de medição por meio de ultrassom. Busca-se verificar a espessura mínima da área afetada. Este tipo de reparo é conhecido como *blending*. Uma vez, confirmado que o valor de espessura está dentro dos valores de segurança, o reparo de segundo nível não é necessário. Vale ressaltar que nenhuma análise estrutural complementar, seja ela superficial ou microestrutural, é executada no reparo de primeiro nível. Este fato permite questionar se a integridade estrutural do material realmente, não sofreu alterações pelos efeitos do raio na região afetada.

O reparo de segundo nível consiste na remoção de toda a região afetada da chapa, seguido da instalação de novas seções de chapas metálicas devidamente ajustadas e rebitadas. Este reparo pode receber diversas denominações, dependendo da forma como é construído. Como exemplo pode-se citar o reparo tipo *flush*. A validação da segurança estrutural fica a cargo dos cálculos e ensaios numéricos executados durante o projeto da aeronave (AIRBUS, 2017; BOEING, 2018).

Apesar dos procedimentos citados serem considerados práticas comuns na indústria da aviação, informações que permitam um melhor entendimento sobre os efeitos dos raios no comportamento mecânico das ligas de alumínio aeronáutico, em especial a liga 7075, não são vastamente encontrados. Isso faz deste assunto um importante campo de estudo, que pode contribuir para a melhoria dos projetos e reparos estruturais de aeronaves elevando a segurança de voo.

1.1 Objetivo geral

Este trabalho tem como objetivo geral avaliar o comportamento mecânico da chapa fabricada da liga de alumínio 7075-T6, espessura de 1 mm, não revestida, quando submetida ao efeito *swept* simulado em laboratório.

1.1.1 Objetivos Específicos

Como objetivos específicos busca-se simular o efeito *swept* em laboratório por meio de uma descarga elétrica controlada. Os danos superficiais, causados pela descarga elétrica, serão mensurados pelo ultrassom e a perfilometria. As alterações nas características mecânicas do material, como limite de resistência, alongamento percentual e microdureza, serão avaliadas através dos ensaios de tração e penetração instrumentada. Análises na rede cristalina do material, em busca alterações na densidade de discordância e microdeformação serão feitas por meio da difração de raios X. E finalmente, a busca pela presença de novas fases intermetálicas e precipitados, será feita por meio das técnicas de metalografia utilizando microscopia óptica, MEV/EDS e EBSD.

1.2 Justificativa

A interação entre os raios e as aeronaves pode resultar em danos que podem afetar a segurança de voo. Por este motivo, importantes instituições da indústria aeronáutica estão em busca de meios para mitigar os riscos ocasionados pelas descargas atmosféricas. Estas ações têm início em pesquisas que visam ampliar o conhecimento sobre o assunto.

Durante as revisões na literatura, em busca da definição do tema desta pesquisa, foram encontrados estudos que tratam do comportamento mecânico do alumínio liga 2024-T3. Este material, que é muito utilizado na indústria aeronáutica, possui diversas publicações que tratam de seu comportamento mecânico em diversas situações. Pode-se observar que é a liga de alumínio aeronáutica mais estudada dentre as demais. Assim como a 2024, a liga 7075 também é amplamente usada na indústria aeronáutica. Sua aplicação consiste principalmente na produção de perfis estruturais para aviões e helicópteros assim como no revestimento das fuselagens na forma de chapas finas laminadas.

Ao contrário do alumínio 2024, verificou-se na literatura a existência de poucos estudos, sobre a liga 7075. Foi encontrado um número reduzido de publicações que tratam de ensaios

conduzidos nos campos fluido-termodinâmico e mecânico-estrutural. Não foram encontradas publicações detalhadas sobre o comportamento mecânico da liga 7075 quando exposto a descargas atmosféricas. Esta confirmação é preocupante, visto que o material é utilizado na construção de peças e componentes aeronáuticos e o risco de exposição ao impacto com raios pode existir.

Assim, busca-se com este trabalho, estudar o alumínio liga 7075 quando exposto a descargas elétricas simuladas em laboratório e com isso, levantar dados e informações que possam aprimorar o conhecimento sobre os danos e efeitos causados pelo fenômeno neste material. Desta forma, espera-se contribuir para a melhoria dos projetos e fabricação de aeronaves, assim como, os processos de manutenção, reduzindo os riscos de falhas catastróficas estruturais.

1.3 Estado da Arte

As novas tecnologias que têm proporcionado a construção de aeronaves mais leves e mais resistentes, tiveram início em pesquisas que estão conectadas a produção de novos materiais de baixa densidade e peso. Esta tecnologia tem sido dominada pelos avanços em processos de fabricação dos materiais classificados como não metálicos ou compósitos. Contudo, vale ressaltar, que as ligas de alumínio aeronáutico da classe 2000 e 7000, utilizadas desde a década de 30, ainda são importantes fontes de estudos.

Para este trabalho, foi feita uma avaliação cuidadosa da literatura, em busca de estudos e publicações recentes, que tratam dos efeitos de raios nas aeronaves. Verificou-se que atualmente os grandes fabricantes buscam entender os efeitos da interação do raio com os aviões e helicópteros. No campo dos materiais de construção aeronáuticos, os materiais não metálicos como a fibra de carbono lideram as pesquisas nas áreas da termo-fluidodinâmica e também da mecânica estrutural. Este fato pode ser explicado pela forte tendência mundial em se utilizar estes materiais na construção das aeronaves atuais.

Os estudos na classe dos materiais metálicos, são liderados pelo alumínio da classe 2000. Verificou-se trabalhos mais relacionados ao estudo dos efeitos de descargas atmosféricas na liga 2024, as alterações das características mecânicas da liga causadas pelo gradiente térmico e influência da temperatura na resistência mecânica destes materiais. Pesquisas relacionadas a liga 7075 também seguem a mesma linha adotada para a 2024, porém com menos intensidade.

A Boeing (2018) apresentou um estudo sobre a interação dos raios e a aeronave. Este

trabalho teve como objetivo identificar as principais áreas suscetíveis ao acoplamento com raios, assim como, mensurar os danos gerados por eles na fuselagem dos aviões. Os resultados foram levantados com base na série histórica de danos causados por descargas atmosféricas nas aeronaves da frota mundial. Foi concluído que os danos são caracterizados por uma região em que há perda de material no ponto de acoplamento e vários pequenos danos, também com perda de material, na saída da corrente elétrica para a atmosfera. Este fenômeno é conhecido como *Swept*.

Segundo Boeing (2018), o efeito *swept* é o maior responsável pelos danos no alumínio aeronáutico e também nos materiais compósitos que fazem parte da fuselagem das aeronaves. Ele causa múltiplos danos que acarretam a parada das aeronaves para manutenção. O relatório não traz informações detalhadas sobre o efeito da corrente elétrica nas características mecânicas do material compósito, assim como, seus efeitos na matriz cristalina do alumínio aeronáutico.

Dong *et al* (2015) apresentam um estudo sobre a interação de raios com peças e componentes aeronáuticos fabricados em fibra de carbono. Os autores avaliaram a resposta, de peças aeronáuticas não metálicas, quando submetidas a descargas atmosféricas simuladas. Os testes contaram com o ensaio de descargas atmosféricas em laboratório seguido de medição e análise dos danos causados pela corrente elétrica. Seus resultados mostraram que há intensa transferência de calor na região atingida pelo raio, conhecida como ponto de acoplamento, causando a sublimação da resina que faz parte da estrutura do compósito. Há também a destruição das fibras de carbono pelo aparecimento de uma onda de choque que se propaga ao longo da estrutura do material.

Welch (2017) apresenta um relatório que mostra o resultado de uma série de testes que comparou componentes aeronáuticos quando submetidos as elevadas correntes elétricas dos raios. Eles são fabricados de materiais compósitos protegidos por uma malha metálica de alumínio e outros não. Descargas atmosféricas foram simuladas em laboratório e os danos foram avaliados segundo técnicas de caracterização e normas destinadas para este fim. O autor concluiu que os componentes protegidos pela malha apresentaram apenas danos superficiais enquanto os demais apresentaram danos estruturais consideráveis. Tal fato indica que a utilização de malhas metálicas na estrutura dos materiais compósitos reduz a intensidade dos danos causados pelos raios.

Ainda neste sentido o trabalho de Rajesh *et al* (2018), traz uma importante contribuição para o estudo da dissipação da corrente elétrica na fibra de carbono. O estudo buscou comparar a condutividade elétrica em peças e componentes fabricados deste material que possuíam uma fina camada de estanho e cobre, com outros que não possuíam este revestimento. A técnica de

penetração instrumentada foi utilizada para avaliar a dureza e o Módulo de Young do revestimento. Os testes foram realizados usando um indentador de base piramidal. A carga foi calibrada para um máximo de 1000 mN/min a uma taxa de 2000 mN /min. Ela foi mantida constante por 10 s antes de descarregar a uma taxa de 2000 mN / min. Ao todo foram 595 amostras e para cada uma delas, foram feitas 25 indentações. O espaçamento entre impressões foi de 0,5 mm. As medições de condutividade elétrica foram realizadas usando a medição de resistividade / condutividade pelo método de quatro pontos. As medições foram realizadas nas superfícies onde o revestimento foi aplicado. Para cada amostra, as medições foram feitas em três locais diferentes, e um valor médio foi obtido. O ensaio de descargas atmosféricas foi executado utilizando uma corrente de pico de até 200 kA, forma de onda C, seguido por um estágio contínuo, mantendo o mesmo valor de corrente.

Os resultados mostraram que a inserção das camadas, na estrutura do material compósito, facilita a dissipação da corrente elétrica da ordem de 200 kA. Eles também identificaram que a camada de cobre puro eleva em 49% a eficiência de condução elétrica do material enquanto o estanho proporciona um acréscimo de 73%. Eles concluíram que estas ações minimizam os danos causados por raios em peças fabricadas de fibras de carbono.

Rupke (2002) avalia os danos causados por descargas elétricas simuladas em laboratório em diversas chapas da liga de alumínio 2024. Ele considerou chapas de diversas espessuras, revestidas e não revestidas por camadas de epoxi. Nos ensaios a intensidade e as formas de onda da corrente elétrica também foram alterados. Seu estudo limitou-se em dimensionar e mensurar os danos, causados pela corrente elétrica, de forma superficial não havendo estudos sobre possíveis alterações microestruturais.

Vale ressaltar que Rupke trabalhou com o alumínio e também a fibra de carbono. Foram ensaiados diversos painéis. Durante o ensaios foram alterados a espessura das chapas metálicas e de fibra de carbono, a intensidade de corrente elétrica, o comprimento a largura e o revestimento. Ele apresenta resultados a respeito da relação entre a intensidade da corrente elétrica e a dimensão superficial dos danos, assim como, a relação entre a intensidade dos danos e o tipo de proteção aplicado na chapa. Em síntese, o relatório apresenta um panorama geral da interação do alumínio 2024 com elevadas correntes elétricas, sendo considerado referência importante para outros estudos nesta área.

Mitchard *et al.* (2016), apresenta um trabalho que trata do comportamento do alumínio 2024-T6 quando atingido por uma descarga elétrica simulada em laboratório. Neste ensaio, foram utilizadas a norma EUROCAE ED 84, similar as normas SAE utilizadas nesta pesquisa. Os testes consistiram na aplicação de uma descarga de corrente de 100kA e forma de onda D,

em chapas de alumínio da liga 2024-T6 de 0,782 mm de espessura. Os autores identificaram que as chapas sofreram deformações da ordem de 80 μ m, semelhantes a ondulações nas regiões próximas ao ponto de acoplamento. Eles também concluíram que o alumínio é afetado tanto pela elevação da temperatura local quanto pela pressão causada pela descarga da corrente elétrica na chapa. Danos caracterizados por perda de material na entrada e saída da corrente elétrica foram encontrados na superfície das chapas ensaiadas.

Chermatin *et al* (2012) apresentam um estudo sobre as características elétricas do raio e o gradiente de transferência de calor no material. Os autores executaram ensaios em chapas de alumínio 2024 de 1 mm de espessura. Ele também simularam o arco elétrico por meio de modelamento numérico. Durante os ensaios empíricos, a corrente de pico foi ajustada em 100 kA e a forma de onda utilizada foi a D. Os autores avaliaram o efeito da corrente elétrica no ponto de acoplamento em um painel revestido em epoxi e outro não. As simulações numéricas mostraram que em painéis metálicos sem revestimento a raiz do arco expande-se continuamente na direção radial. Esta expansão vem do fluxo de calor associado a explosão do arco no momento em que este toca o painel. O resultado é o aquecimento das zonas circundantes ao acoplamento. O modelamento matemático também mostrou que a temperatura aumenta e atinge mais de 34726,85 °C dentro dos primeiros microssegundos. Em seguida ela cai rapidamente devido a boa condução térmica do alumínio.

Os danos encontrados na superfície das chapas sem revestimento apresentaram uma leve depressão indicando perda de material. Também observou-se múltiplos danos nas proximidades da região de saída da descarga elétrica. Tal fato caracteriza o efeito *swept*. As chapas revestidas apresentaram danos menos intensos. Os resultados do modelamento numérico mostraram uma transferência de carga de até 100 coulomb e corrente de até 800 A. Os resultados do ensaios de descarga atmosférica em laboratório mostraram danos superficiais semelhantes aos encontrados por Rupke (2002) e Mitchard *et al.* (2016).

Beller *et al* (2013) fez testes de descargas atmosféricas simuladas em chapas de alumínio 7075-T6 de diversas espessuras, sem revestimento de epoxi. O autor variou a intensidade e a duração da corrente elétrica aplicada e a distância entre o eletrodo de descarga e a superfície das chapa. A intensidade de corrente utilizada foi de 200 a 500 A. Os corpos de prova possuíam as dimensões de 250mm x 250mm e 500mm x 500mm e espessura variando de 0,5 mm à 1,27mm. A forma de onda utilizada foi a C. Os corpos de prova foram colocados entre as correias de aterramento metálico da gaiola de ensaio e ao redor do perímetro foram instalados grampos metálicos com conexão direta ao gerador. Um eletrodo de alumínio foi posicionado no meio do corpo de provas. A distância entre o eletrodo e o corpo de provas foi mantida em

25 mm. Seus resultados mostraram que houve perda intensa de material no ponto de acoplamento e saída da corrente elétrica. Eles também concluíram que chapas de espessura abaixo de 1 mm têm como resultado orifícios (furos), no ponto de acoplamento, causados pela elevada temperatura local.

Singh *et al* (2018) trabalharam a variação do tempo de resfriamento do tratamento térmico da liga 7075 buscando avaliar as alterações em suas características mecânicas. O ensaio utilizado foi o de dureza e os corpos de prova foram chapas preparadas conforme norma. Os corpos de prova foram tratados e resfriados em solução de salmoura e óleo + TiO₂, respectivamente. A dureza das amostras tratadas foi avaliada usando um durômetro em escala Rockwell. A carga foi calibrada em 100 kgf e um indentador cilíndrico de 1/16 de polegada foi utilizado. O teste de impacto foi feito pelo método Charpy. Os resultados mostraram elevação da dureza do material com a redução do tempo de resfriamento. O corpo de prova resfriado em salmoura apresentou uma resistência ao impacto de 91 Joule, um aumento de 237%. A dureza foi de 89 HBR. A têmpera em óleo + TiO₂ demonstrou resistência ao impacto de 52 Joule, um aumento de 93%. A dureza atingida foi de 82 HBR. Os autores concluíram que as amostras resfriadas em salmoura apresentaram a maior resistência ao impacto superior (91 Joule), bem como dureza (89 HRB). Tal fato se deve ao resfriamento rápido da amostra devido a boa condução térmica desta solução.

Tash *et al* (2014) encontrou resultados semelhantes em corpos de provas de alumínio 7075 submetidos a tratamento térmico. Todas as amostras foram tratadas termicamente a 470°C por um período de 8 horas, seguido de têmpera a água quente a 65 ° C. O ensaio de tração foi realizado usando uma máquina de tração servo-hidráulica. O alongamento dos corpos de prova foi medido usando um extensômetro fixado à amostra durante o ensaio de tração. Para cada amostra testada, obteve-se uma curva tensão-deformação que ilustram o comportamento mecânico de cada corpo de prova sob a carga aplicada. O autor verificou que os corpos de prova que sofreram um rápido resfriamento apresentaram redução no alongamento. As análises de EDS mostraram a existência de precipitados e fases intermetálicas que são formadas à partir do resfriamento rápido da liga após o tratamento térmico.

Souza (2018) apresentou um estudo sobre a microestrutura do alumínio 7075-T6, utilizando a técnica de EDS e difração de raios X. O autor avaliou a composição química da liga após o tratamento térmico. Chamado de superevelhecimento, uma parte das amostras foram deixadas à temperatura de 300°C durante 5 horas e outra parte à 300°C durante 72 horas. O EDS mostrou a formação de precipitados formados à partir do Mg, Zn, Al e Cu existentes na matriz do material das amostras que permaneceram em envelhecimento. Foi observado também

que a elevação do tempo do tratamento eleva o grau de coalescimento dos precipitados. As amostras submetidas a solubilização (485°C durante 5 horas) não apresentaram precipitados, assim como, as que sofreram recozimento.

Isadare *et al* (2013) avaliaram que o rápido resfriamento da liga 7075 causa a precipitação de fases intermetálicas na matriz cristalina do material. Em seu estudo eles executaram o tratamento térmico no alumínio fundido, seguido de diversas formas de resfriamento. O material foi fabricado na forma de hastes cilíndricas redondas de 20 mm de diâmetro e 500 mm de comprimento. Algumas das barras fundidas foram rapidamente resfriadas à temperatura ambiente por 5 minutos após a fundição, enquanto as outras foram resfriadas gradualmente dentro do molde até a temperatura ambiente. Amostras circunferenciais foram usinadas para os ensaios de tração e testes de impacto. As amostras de teste de tração possuíam um comprimento de 30 mm e diâmetro de 5 mm. As amostras do teste de impacto foram entalhadas em V até uma profundidade de 2 mm. Também foram retiradas amostras para testes metalográficos e de dureza.

Dois tipos de tratamentos térmicos foram realizados, recozimento e endurecimento por precipitação. O recozimento foi realizado aquecendo as amostras a 470 ° C durante 3 horas com posterior resfriamento ao forno. O endurecimento por precipitação foi realizado a uma temperatura de 465 ° C por 2 horas seguido de rápido resfriamento em água fria. Estas amostras foram então submetidas ao processo de precipitação sendo aquecidas a 120 ° C durante 5 horas. O resfriamento foi a temperatura ambiente.

Feita a metalografia das amostras, foram identificados precipitados formados a partir Mg, Zn, Al e Cu existentes na matriz do material. O ensaio de tração mostrou redução no alongamento percentual. Eles também verificaram elevação da dureza e a redução na resiliência nas amostras que sofreram rápido resfriamento. Os autores concluem o estudo afirmando que a formação de precipitados alteram as características mecânicas da liga.

Li *et al* (2015) estudaram as alterações na rede cristalina do alumínio 6061-T6 causadas pelo tratamento térmico. Para a avaliação dos corpos de prova cilindricos eles utilizaram as técnicas de EDS e EBSD. À partir dos resultados, os autores verificaram que os corpos de prova que sofreram um rápido resfriamento apresentaram novos precipitados em sua matriz cristalina e que a existência destes precipitados ocasionaram alterações na dureza, resiliência e ductilidade do material. Eles também concluíram que o rápido resfriamento ocasiona microtrincas que se propagam ao longo dos contornos de grão. As microtrincas são causadas por campos de tensão gerados pelos precipitados formados durante o rápido resfriamento da liga.

Kamara e Dinesh (2014), discutem a influência do gradiente térmico no fenômeno de propagação de trincas no alumínio 2024 sob condições de fadiga. Foram comparadas amostras apenas recozidas e amostras que foram recozidas e posteriormente passaram por processo de resfriamento controlado. Todas foram submetidas ao crescimento de trincas por fadiga segundo ASTM-E 647. Os autores observaram que as amostras que passaram pelo processo de resfriamento controlado obtiveram maior resistência ao crescimento de trincas. Este processo foi incorporado como melhoria da qualidade final do material utilizado na construção de componentes e peças para aeronaves.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo serão apresentados conceitos e referências bibliográficas que tratam de temas importantes para esta pesquisa. Dentre elas estão, as características mecânicas do alumínio, em especial as ligas utilizadas na indústria aeronáutica e sua aplicação. Também serão discutidos os conceitos acerca do fenômeno da descarga atmosférica. Busca-se com isso, apresentar ao leitor informações relevantes ao entendimento sobre a geração e interação entre o raio e as aeronaves. Por fim, serão apresentadas as principais técnicas de caracterização aplicadas ao alumínio utilizadas neste trabalho.

2.1 Aplicação do Alumínio na Aviação

Descoberto no início do século XVIII, o alumínio é considerado um dos materiais mais utilizados na indústria contemporânea para a fabricação de bens de consumo. Suas características de baixa densidade, capacidade de suportar diversos tratamentos térmicos e resistência a corrosão, conferem a ele qualidades desejáveis a aplicações na construção civil, naval, automotivo e aeroespacial.

Segundo a The Aluminum Association (2018), o consumo deste material vem crescendo consideravelmente nos últimos anos. A organização aponta que em 2015 foram utilizados em torno de 4.55 bilhões de toneladas de alumínio para a produção de bens de consumo, contra 2,7 bilhões em 2009.

O período entre 1910 e 1940 foi marcado pelo início e desenvolvimento da construção de aeronaves em metal. Na década de 30, as fábricas começaram a investir em larga escala na tecnologia do alumínio, intensificando as pesquisas em processos para a obtenção de ligas leves. Atualmente, a indústria aeroespacial tem impulsionado o desenvolvimento de novos projetos que utilizam novos materiais, que são em sua maioria não metálicos. Busca-se com isso, garantir o nível máximo de eficiência e segurança aliado ao mínimo custo de produção. Contudo, ainda se verifica uma intensa aplicação do alumínio na construção dos modelos de aeronaves atuais.

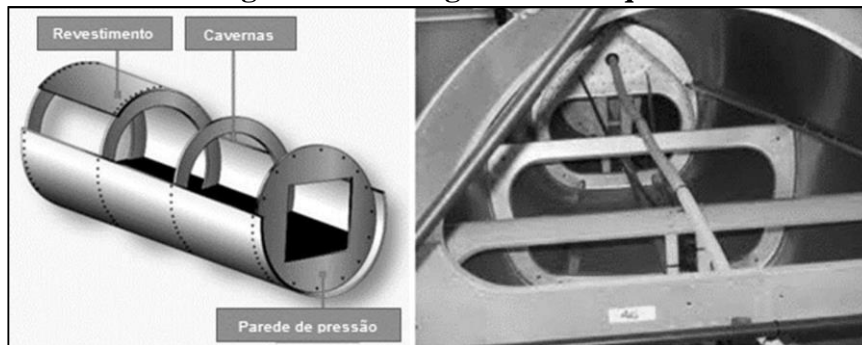
O alumínio aeronáutico, que é mais caracterizado pelas ligas 2024 e 7075, possui alto teor de cobre e zinco em sua composição química, e ainda são vastamente utilizados na construção das aeronaves hoje em operação. Por se tratar de um material versátil e que combina alta resistência mecânica e baixo peso, o alumínio é amplamente utilizado na fabricação de peças de conjuntos e subconjuntos para a montagem de veículos aeronáuticos e aeroespaciais.

Mas sua aplicação mais intensa é na construção das fuselagens de aeronaves metálicas. A *Federal Aviation Administration – FAA* (2016) define os tipos de fuselagens aeronáuticas fabricadas em alumínio, assim como, seus componentes estruturais. As fuselagens de aeronaves são classificadas em:

a. Fuselagem Monocoque

As fuselagens tipo monocoque são normalmente utilizadas em pequenas aeronaves devido a sua restrita capacidade de transportar cargas e passageiros. Esta restrição se dá principalmente pelo arranjo estrutural aplicado a ela. Como pode ser visualizada na Figura 1, a estrutura monocoque é formada por cavernas, cavernas de reforço e revestimento. Todo o conjunto é fixado por meio de arrebites e, em raros casos, são utilizadas soldas em áreas muito específicas.

Figura 1 - Fuselagem monocoque



Fonte: FAA (2016).

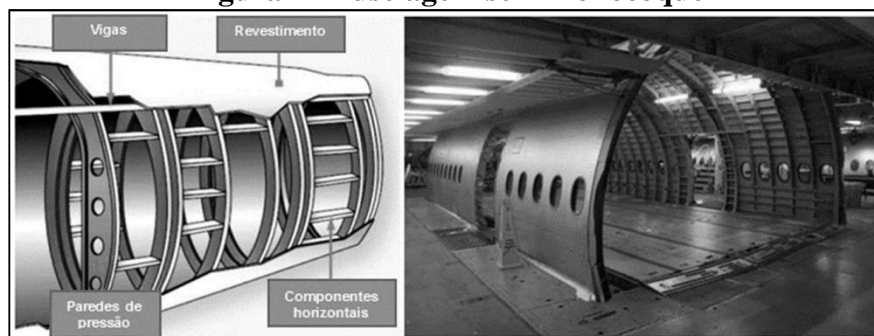
O material normalmente utilizado é o alumínio classe 6000, em especial a liga 6061. Esta liga proporciona adequada resistência mecânica para estes projetos, sendo mais baratas que as ligas da classe 2000 e 7000.

b. Fuselagem Semimonocoque

A classe semimonocoque foi desenvolvida para proporcionar alta resistência e baixo peso. É o tipo de fuselagem mais utilizado atualmente devido a sua capacidade em transportar grande quantidade de cargas e passageiros. Ela é composta de vigas, parede de pressão, componentes horizontais e o revestimento. Todo o conjunto é fixado por meio de parafusos e arrebites.

A Figura 2 mostra uma estrutura semimonocoque. Nota-se que o arranjo estrutural é mais complexo do que a monocoque. Tal arranjo permite uma melhor distribuição de forças durante as operações de voo e em solo da aeronave (MACINTOSH, 2003).

Figura 2 - Fuselagem semimonocoque



Fonte: FAA (2016).

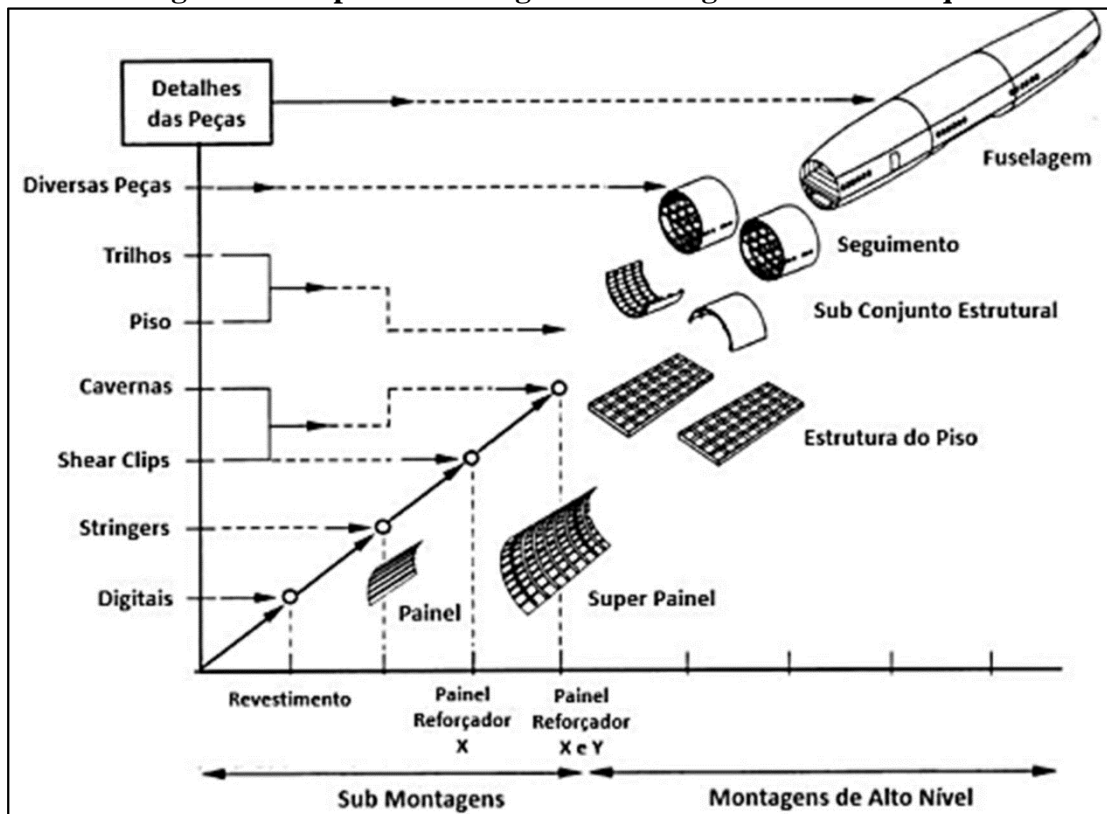
O principal material utilizado na estrutura semimonocoque é a liga de alumínio 7075. Os perfis e estruturas conformadas são utilizados em sua grande maioria na construção da estrutura primária que é formada pelas cavernas, vigas e longarinas. Isso porque a liga 7075 proporciona maior resiliência e resistência mecânica estrutural do que as demais (FAA, 2016).

O revestimento é fabricado, em sua grande maioria, de alumínio da classe 2000. Ressalta-se neste caso, a utilização da liga 2024 em chapas Alclad®. As chapas Alclad® são produzidas pela fabricante Kaiser Aluminum e são amplamente conhecidas na indústria aeronáutica. Sua estrutura consiste em uma chapa de alumínio liga 2024 revestida de alumínio da classe 1000 (KAISER ALUMINUM, 2018). O objetivo é elevar a resistência superficial à corrosão (MIL-HDBK-694A, 1966).

Os diversos processos de tratamentos térmicos aplicados ao alumínio são utilizados como forma de alterar as características mecânicas da liga 2024 e 7075 conforme aplicação e instalação nas diversas regiões da fuselagem. Há diversos casos em que chapas de alumínio 7075 também são utilizadas no revestimento, principalmente em regiões da fuselagem onde a intensidade das cargas mecânicas é elevada (FAA, 2016).

A Figura 3 mostra, de forma sintetizada, algumas etapas de montagem de uma aeronave metálica. A sequência inicia-se com a montagem dos subconjuntos como painéis, trilhos, revestimento e pisos. Em seguida os subconjuntos são utilizados para montar os seguimentos do conjunto e por fim, estes são unidos dando origem a fuselagem (RODRIGUES, 2013).

Figura 3 - Etapas de montagem da fuselagem semimonocoque



Fonte: Rodrigues (2013).

Outra importante aplicação das ligas 7075 e 2024 são na construção de peças híbridas que contêm materiais compósitos e materiais metálicos unidos entre si. Estes tipos de projetos são muito utilizados na fabricação de superfícies primárias e secundárias de voo como: ailerons, flapes, profundores e leme de direção. Neste caso, utiliza-se o alumínio como estrutura base para a peça. O revestimento é fabricado de materiais compósitos como a fibra de vidro, fibra de carbono ou aramida. Há também as estruturas conhecidas como *Honeycomb*, que possuem em seu interior colméias de alumínio (NIU, 2010).

No entanto, deve-se ressaltar que este material, assim como qualquer outro que é exposto às intempéries e esforços mecânicos, sofre com o fenômeno da fadiga estrutural, seja ela térmica ou mecânica. No âmbito da aviação, este é um fator preocupante, pois pode afetar a segurança de voo das aeronaves. Além do fator segurança, compromete também a viabilidade econômica de aviões e helicópteros, uma vez que a fadiga se converte em falhas, e estas falhas, quando frequentes, elevam o custo de operação da frota.

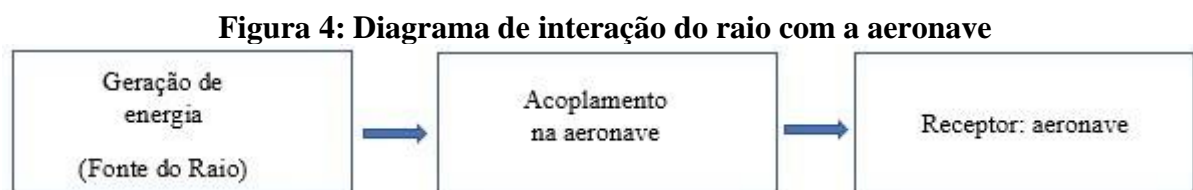
Estima-se que em torno de 90% das falhas na estrutura de fuselagens de aeronaves são causadas por fadiga mecânica (BOEING, 2012), fazendo deste fenômeno importante objeto de estudo. Em 2012, após a conclusão de pesquisas feitas por diversos fabricantes de aeronaves, surgiram na indústria aeronáutica os termos: *Widespread Fatigue Damage* (WFD) e *Limits of*

Validity (LOV), (FAA, 2009). O WFD indica tipos de danos causados por fadiga generalizada em estruturas de aeronaves e o LOV é usado para determinar o tempo de vida útil da fuselagem. Os métodos de estudo e acompanhamento destes dois parâmetros permitiram aos fabricantes estabelecer melhorias nos programas de manutenção e até mesmo estimar o fim de vida útil de uma aeronave.

Este fato contribuiu para elevar a frequência das paradas para manutenção após determinado número de horas de operação. Outra melhoria foi o aprimoramento dos métodos de inspeção quanto as falhas estruturais na fuselagem. Tong (2001) ressalta que os estudos do WFD e LOV permitiram a criação do Programa de Integridade Estrutural de Aeronaves, Aircraft Structural Integrity Program - ASIP (FAA 2009). O ASIP permite um acompanhamento cuidadoso do desgaste estrutural do avião a partir de rigorosas inspeções de manutenção. O resultado destas inspeções levanta dados importantes que podem auxiliar na previsão e acompanhamento do WFD.

2.2 Interação entre o Raio e a Aeronave

De forma a classificar os tipos de danos causados pelos raios nas aeronaves, torna-se necessário entender o mecanismo de interação entre eles. Fisher, Plumer e Perala (2004) aponta que esta interação segue o esquema mostrado na Figura 4. Nele, observa-se que o processo tem início na fonte do raio, seguido pelo acoplamento, acompanhado dos efeitos na aeronave.



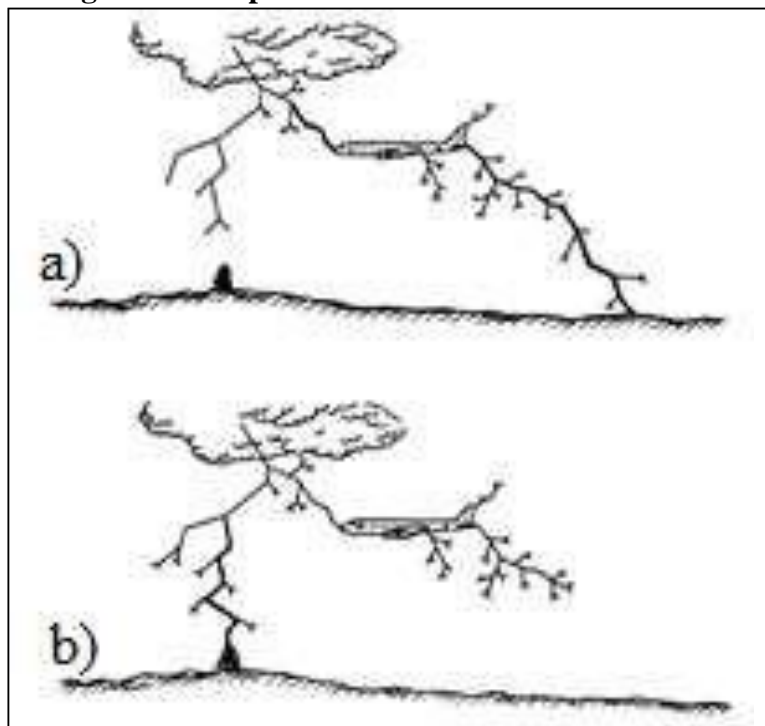
Fonte: Adaptado de Fisher, Plumer e Perala (2004).

A geração de energia ocorre no momento da formação do raio na atmosfera e o acoplamento acontece no quando a corrente elétrica atinge o receptor. Neste momento, a corrente elétrica percorre a aeronave como um condutor. A estrutura ou fuselagem de uma aeronave, fabricada de alumínio, segue o conceito da gaiola de Faraday. Desta forma, ao ser atingido por um raio, a corrente elétrica irá percorrer a fuselagem apenas pelo seu exterior, mantendo o interior livre de seus efeitos.

As Figuras 5 mostra a sequência de eventos que contemplam a fase de acoplamento do raio em uma aeronave. A primeira, apresentada na Figura 5 (a), mostra que a maior parte da

corrente elétrica passa pela aeronave seguindo para o solo. Na Figura 5 (b), a maior parte da corrente elétrica é dissipada no solo e uma parte, menos intensa, é conduzida pela estrutura da aeronave.

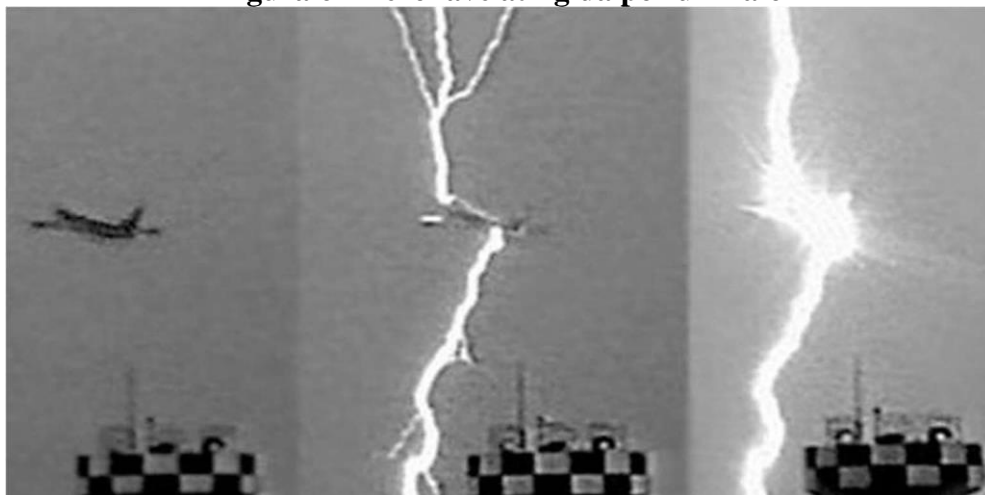
Figura 5 - Acoplamento do raio em uma aeronave



Fonte: Fisher, Plumer e Perala (1990).

A Figura 6 mostra uma foto que captura o momento em que a fuselagem da aeronave é atingida por um raio. Nota-se, que a entrada da corrente elétrica ocorre na seção dianteira da estrutura do avião, seguida de sua saída pela seção traseira.

Figura 6 - Aeronave atingida por um raio

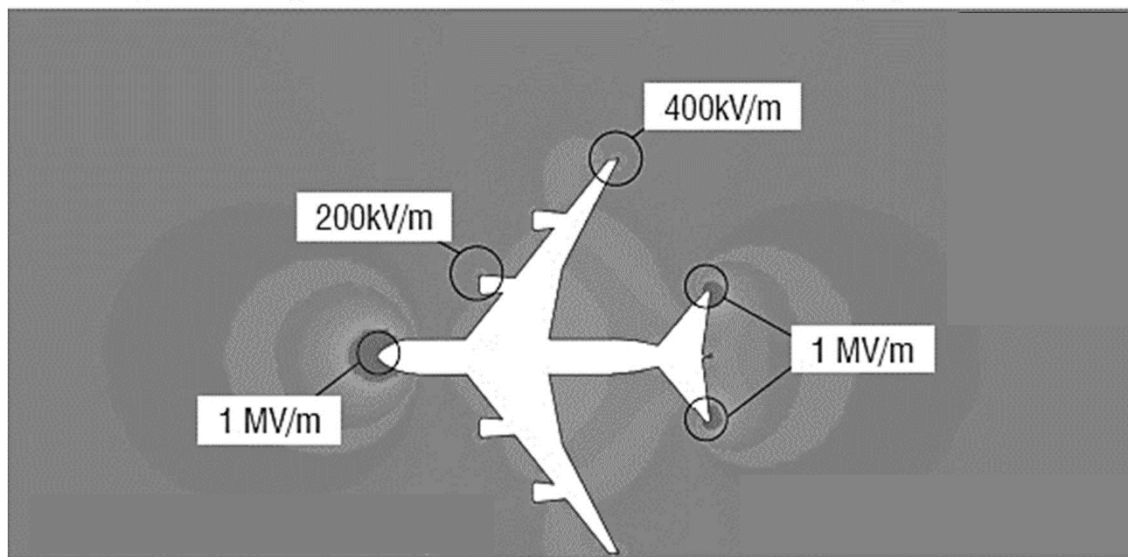


Fonte: Sikorsky Aircraft (2003).

Ao se deslocar, a aeronave assume o potencial elétrico da região em que se encontra na atmosfera. Assim, ela desvia e comprime as linhas de campo equipotenciais adjacentes elevando o valor do campo elétrico em suas extremidades como nas pontas das asas, nariz e pontas da cauda. Isso cria um canal ionizado entre a aeronave e as regiões carregadas e polarizadas da atmosfera. Este fenômeno provoca o aparecimento de líderes que dão origem ao raio.

A norma SAE ARP 5416 ressalta que as regiões mais ionizadas de uma aeronave são suas extremidades. Motivo pelo qual são regiões de maior incidência do acoplamento com raios. A Figura 7 mostra os resultados do estudo de Morgan, Hardwick e Meakins (2012). Nela, observa-se a formação de ambientes de campo com magnitudes que abrangem de 200 kV/m até 1 MV/m, todas localizadas em extremidades da aeronave.

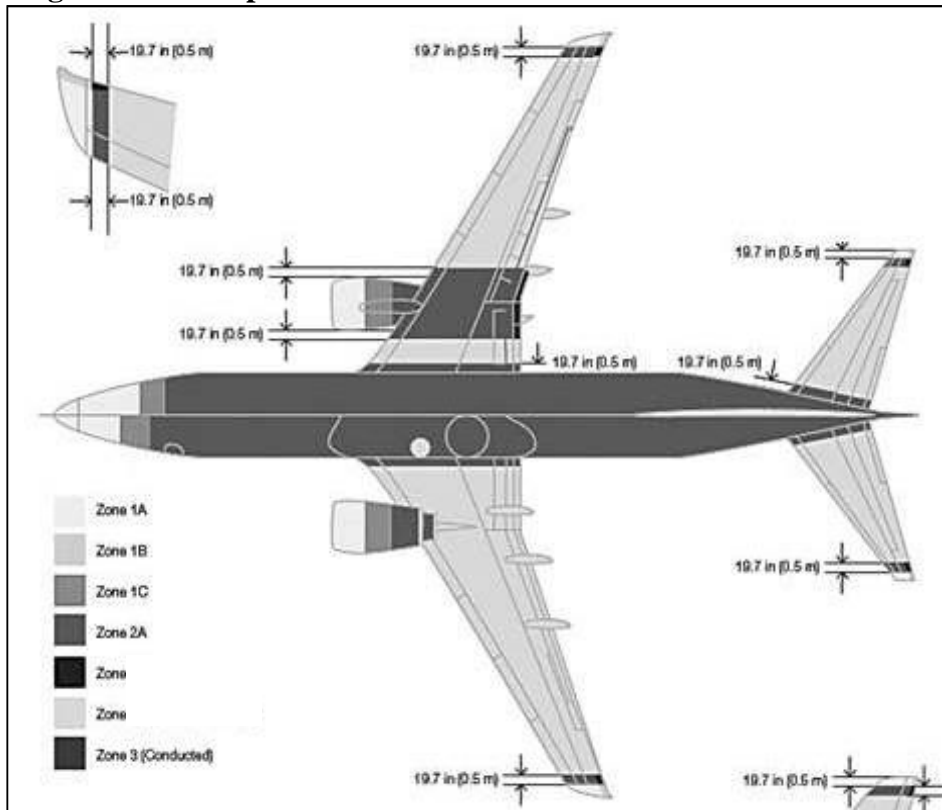
Figura 7 - Regiões da aeronave com alto potencial de campo elétrico



Fonte: Adaptado de Morgan, Hardwick e Meakins (2012).

A Figura 8 é uma adaptação da Boeing (2012) para a norma SAE ARP 5412, que também é referência para ensaios de descargas atmosféricas em laboratório. Ela mostra que as regiões de maior incidência de acoplamento com raios são as zonas 1A, 1B e 1C. Todas elas localizadas nas extremidades da aeronave, o que corrobora Morgan, Hardwick e Meakins (2012).

Figura 8 - Principais zonas de incidência de raios em uma aeronave



Fonte: Adaptação da norma ARP 5414 (Boeing, 2012).

2.2.1 Danos causados por raios em aeronaves

A norma SAE 5416 afirma que efeitos como os resistivos e magnéticos, já foram detectados em laboratório, durante ensaios elétricos no alumínio aeronáutico. Estes efeitos são divididos em diretos e indiretos.

Como efeitos diretos têm-se:

- Efeitos térmicos causados pelo campo magnético do arco elétrico.
- Efeitos térmicos causados pela resistividade do material (efeito Joule).
- Formação de pontos quentes (*hot spots*).
- Centelhas elétricas em frestas entre componentes da estrutura da aeronave.

Os efeitos indiretos podem ser destacados como:

- a) Aparecimento de pequenos fluxos de corrente elétrica na estrutura afetada resultando em campos elétricos internos no material. Este fenômeno é mais evidente em material de alta resistividade. Não é intenso no alumínio.
- b) Danos em antenas e chicotes elétricos causados por falha no isolamento e proteção elétrica.
- c) Danos nos sistemas de rádio e navegação das aeronaves causados por falhas no isolamento elétrico e magnético.

O efeito resistivo sofre influência da resistividade do material na qual a aeronave é fabricada. Ele segue a Equação 1, (LIBRANTZ, 2006).

$$R = \theta L/A \quad (1)$$

Onde,

R, é a resistência total do caminho percorrido pelo raio na fuselagem.

θ , a resistividade do material em que a fuselagem é construída.

L, o comprimento da fuselagem.

A, a área da seção transversal da cabine.

Fisher, Plumer e Perala (1990), afirma que em aeronaves de médio porte como o Boeing 737, a diferença de potencial gerada na fuselagem, levando em conta sua resistividade e uma corrente de raio de 200 kA, pode chegar em média a 12 quilo-volts (kV). Tal valor ocasiona o aparecimento de campos magnéticos que podem acarretar danos aos chicotes elétricos, assim como, aos componentes eletrônicos de rádio e navegação. Os efeitos magnéticos seguem a Equação 2, (LIBRANTZ, 2006).

$$V_{oc} = d\Phi/ dt = \mu^\circ A dH/dt \quad (2)$$

Onde,

H e a intensidade de campo magnético em Tesla (T).

Φ , o fluxo magnético total em Webers (W), passando através da seção transversal de área A;

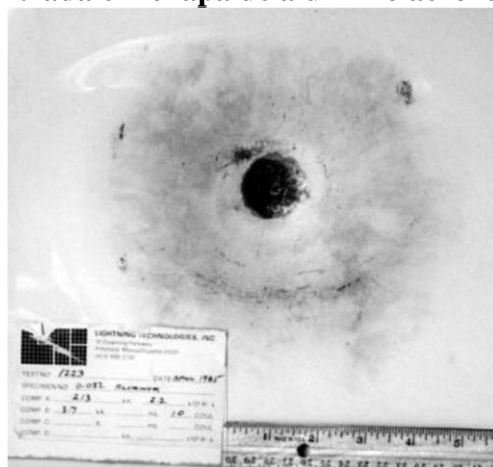
$\mu^\circ = 4\pi \times 10^{-7}$;

t = tempo em segundos.

Morgan, Hardwick e Meakins (2012), afirma que em alguns casos a densidade de corrente na estrutura de uma aeronave, atingida por um raio, pode ser suficiente para causar danos físicos entre os pontos de entrada e saída da corrente elétrica. Os danos de entrada são normalmente caracterizados como uma pequena região queimada na superfície do alumínio. Em alguns casos pequenas erosões no material podem ocorrer.

A Figura 9 apresenta um dano característico de entrada do raio em uma chapa de alumínio aeronáutico liga 2024-T3 de 1 mm de espessura, revestida por uma camada de epoxi. A corrente utilizada no teste compreendeu a forma de onda D com intensidade de 100 kA. O relatório do teste apontou que a região danificada possui de 9,302 mm de raio e se encontra queimada, apresentando apenas pequenas erosões e elevada aspereza. Não houve perda considerável de material.

Figura 9 - Dano de entrada em chapa de alumínio aeronáutico espessura 1mm

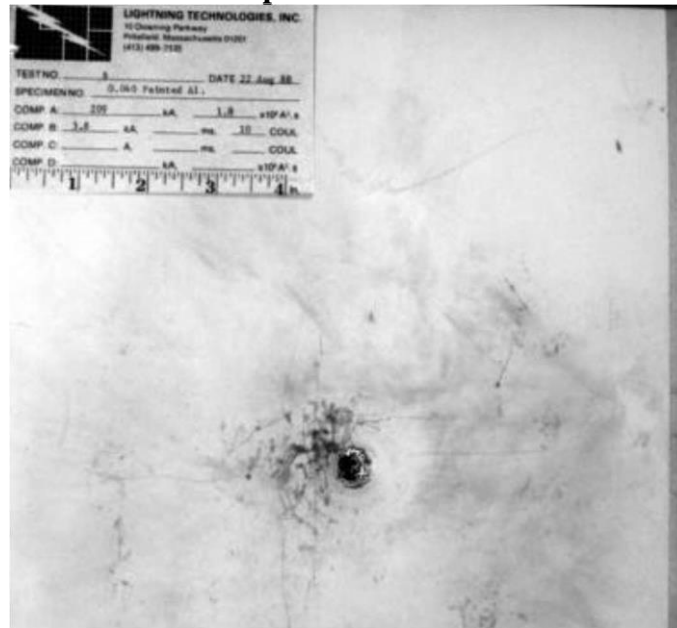


Fonte: Fisher, Plumer e Peralá (1990).

Os danos de saída são caracterizados na maioria das vezes por pequenas regiões que perderam material em função da alta temperatura local. A Figura 10 mostra um dano de saída em uma chapa de alumínio liga 2024-T3 de 1 mm de espessura, também revestida com epoxi. O teste seguiu as mesmas recomendações da Figura 9.

Observa-se um dano de 1 mm de raio em que ocorreu perda de material. Chemartin *et al.* (2012), afirma que a temperatura local pode atingir até 29.726,74 graus Celsius em um intervalo de tempo muito curto. Este valor ocasiona a sublimação de parte do material no local. O autor ainda ressalta que o resfriamento local é muito rápido devido a boa condutividade térmica do alumínio.

Figura 10 - Dano de saída em chapa de alumínio aeronáutico de espessura 1mm



Fonte: Fisher, Plumer e Peralá (1990).

A temperatura local varia com a densidade de corrente elétrica (J), a quantidade de carga transferida em coulombs (C), o tempo de duração do fenômeno em segundos. Observações a partir de testes em laboratório apontam que a temperatura no ponto de saída do raio é muito elevada e o tempo de duração do fenômeno é muito baixo (RUPKE, 2002b). O balanço de energia local segue a Equação 3 (CHEMARTIN *et al.*, 2012).

$$\rho \frac{6}{6t} (cT) = \nabla(k \cdot \nabla T) + Q \quad (3)$$

Onde,

ρ é a densidade do material.

c é o calor específico.

k é a condutividade térmica.

Q é o calor gerado.

A temperatura máxima local depende do calor gerado, propriedades geométricas da peça e da distância entre o ponto quente e o ponto de acoplamento. Ela é dada pela Equação 4 adaptada (BRICK, 1968).

$$\frac{1}{T_p - T_0} = \frac{A_p c h y}{Q} + \frac{1}{T_f - T_0} \quad (4)$$

Onde,

A é uma constante adimensional igual a $(2\pi\epsilon)^{1/2}$ ($= 4,133$)

c é o calor específico do material;

h é a espessura da peça;

y é a distância do ponto de acoplamento à região fundida;

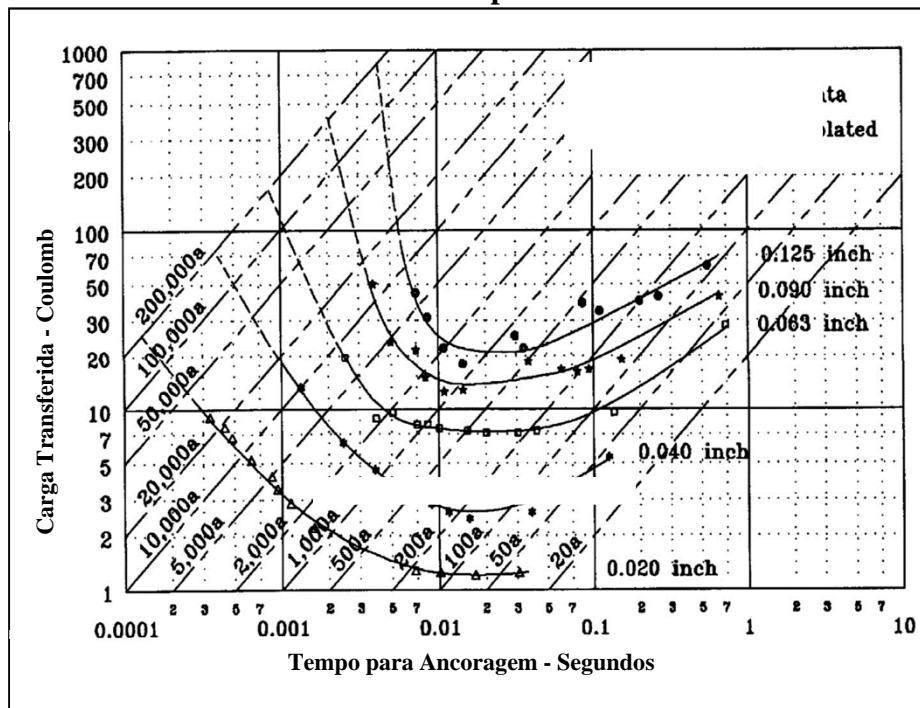
T_f é a temperatura de fusão do material;

T_0 é a temperatura inicial do material

T_p é a temperatura de pico no ponto considerado.

A Figura 11 apresenta um gráfico criado a partir de ensaios feitos nos laboratórios da Lightning Technologies Inc., que mostra o tempo mínimo necessário para que ocorra a fusão, de chapas de alumínio 2024-T3, de diversas espessuras comercialmente conhecidas. O gráfico também leva em consideração a intensidade de corrente e a carga de corrente transferida. Ele pode ser utilizado como auxílio para as montagens de ensaios e testes.

Figura 11 - Relação entre intensidade de corrente, espessura de chapa, carga transferida e tempo



Fonte: Adaptado de Fisher, Plumer e Perala (1990).

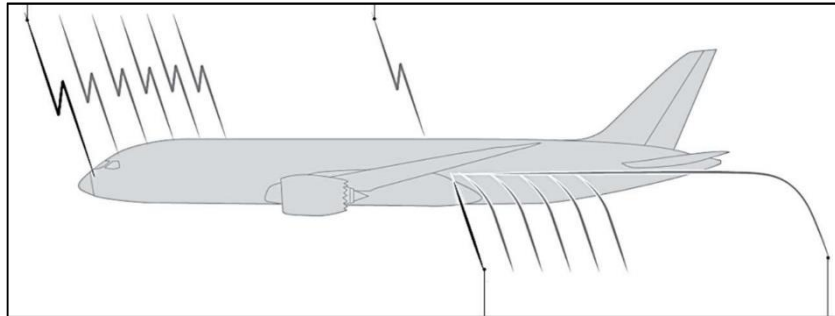
2.2.2 O fenômeno ricochete ou efeito swept

O efeito *swept* ocorre nos casos em que o ponto de acoplamento do raio na fuselagem, é alterado em função do movimento relativo da aeronave durante o voo. Este movimento

também causa a mudança nos pontos de saída da descarga para a atmosfera, ocasionando um efeito danoso de varredura na fuselagem.

A Figura 12 mostra de forma mais clara este fenômeno. Pode-se verificar que o efeito do raio ao longo da fuselagem, levando em consideração o movimento relativo da aeronave durante o voo, causa diversos danos ao longo da estrutura do avião, caracterizando assim o efeito de varredura.

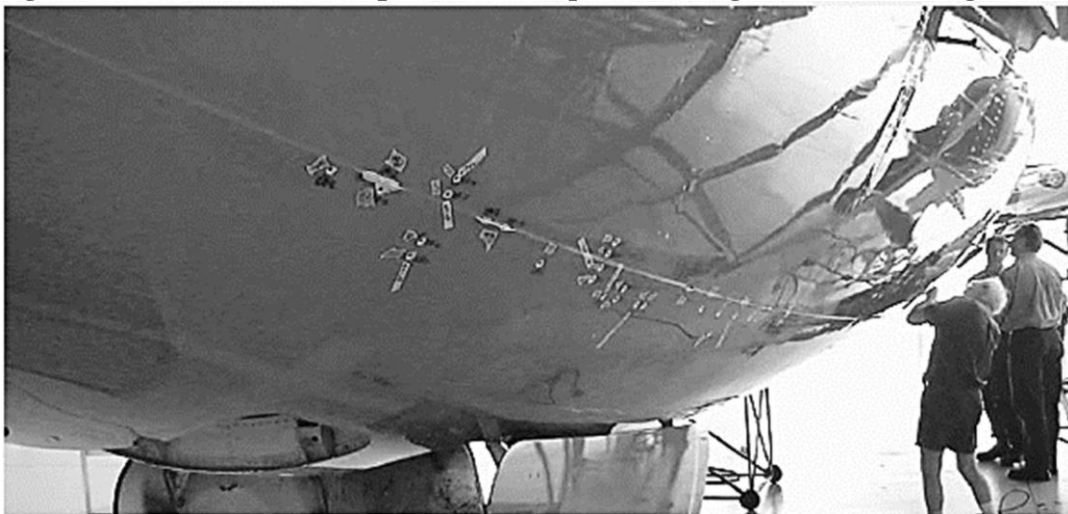
Figura 12 - Efeito *swept* na fuselagem de uma aeronave



Fonte: Boeing (2012).

O efeito *swept* é extremamente danoso para a estrutura das aeronaves, sendo responsável pela maioria dos danos estruturais ocasionados pelo impacto com raios. Ele também é conhecido como “fenômeno ricochete” devido ao arco elétrico, gerado pelo raio, ricochetear ao longo da fuselagem da aeronave (BOEING, 2012). A Figura 13 mostra a lateral inferior da fuselagem de um Boeing modelo 737 *Next Generation* que sofreu o efeito *swept* durante o voo. Ressalta-se que as fitas brancas coladas na fuselagem, indicam os pontos em que a chapa de alumínio sofreu danos causados pelo ricochete do raio.

Figura 13 - Danos causados pelo efeito *swept* na fuselagem de um Boeing 737NG



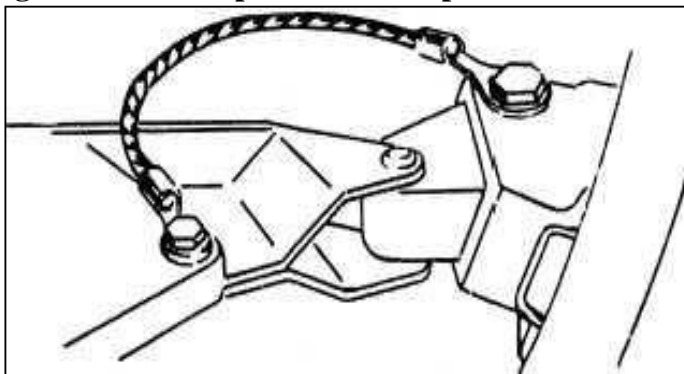
Fonte: Boeing (2012).

2.2.3 Redução dos efeitos dos raios nas aeronaves

A evolução dos estudos sobre os efeitos do raio na fuselagem das aeronaves tem permitido aos fabricantes aprimorar as formas de mitigar os danos causados por este fenômeno. Estas ações, que são encontradas em documentos como as normas SAE 5412, 5414 e 5416, dividem os métodos em duas categorias: métodos aplicados à materiais metálicos e métodos aplicados à materiais não metálicos. O método amplamente aplicado à materiais metálicos é a equalização de potencial elétrico entre as partes móveis da fuselagem.

A equalização do potencial elétrico se dá pela ligação mecânica entre partes móveis como comandos de voo, comportas dos trens de pouso e portas da cabine, por meio de pequenos cabos de aço. A instalação destes cabos faz com que uma ligação metálica entre as superfícies seja estabelecida evitando centelhas e arcos elétricos entre elas (RUPKE, 2002b). A Figura 14 mostra a união por cabo metálico de duas superfícies, uma superfície móvel e a outra fixa.

Figura 14 - União por cabo em superfície aeronáutica



Fonte: Integrated Publishing (2018).

Hall (2005), afirma que no caso dos materiais não metálicos, as ações são diversas. Dentre as principais têm-se: a metalização, a utilização do *lightning diverter* e a pintura de alta condução de eletricidade. A ideia neste caso é reduzir a resistência ao avanço da corrente elétrica, elevando a condutividade do material. A metalização, por exemplo, consiste em aplicar uma malha ou revestimentos metalizados nas superfícies de baixa condutividade da fuselagem. Sua fixação é feita por meio de resina especial.

Os *lightning diverters* são componentes semelhantes a fitas metálicas instaladas em regiões da fuselagem, como por exemplo, os *radomes*. O *radome* faz parte do nariz da aeronave e não pode receber metalização ou pintura metalizada. O motivo é a instalação da antena do radar meteorológico em seu interior. Esta antena emite ondas eletromagnéticas o que danificariam o equipamento de radar devido a reflexão destas ondas nas superfícies que foram metalizadas ou pintadas. A Figura 15 mostra um *radome* que possui *lightning diverters*

instalados. Sua função é desviar e conduzir a corrente elétrica ao longo da fuselagem da aeronave.

Figura 15 - *Lightning diverters* instalados no radome de uma aeronave



Fonte: Quora (2018).

As utilizações de pinturas que contêm componentes metálicos como o cromo, alumínio, cobre e zinco também fazem parte dos métodos para mitigar os efeitos dos raios em fuselagens. Estas tintas são conhecidas no meio aeronáutico como *primers*. O *primer* pode ser aplicado nas regiões metálicas da fuselagem assim como nas regiões fabricadas de material compósito. Nas regiões metálicas, sua composição tem a função de redução dos níveis de corrosão. Já no material compósito é utilizado para a proteção contra as elevadas correntes elétricas dos raios (FAA, 2012).

2.3 Técnicas de Caracterização Aplicadas ao Alumínio

Neste tópico serão apresentadas as principais técnicas de caracterização utilizadas neste trabalho. Serão detalhados os métodos e as técnicas utilizadas em suas aplicações. Dentre eles estão: a técnica de ultrassom, a perfilometria e penetração instrumentada, assim como a difração de raios X, o método de análise de Rietveld e, finalmente, a microscopia eletrônica de varredura – MEV.

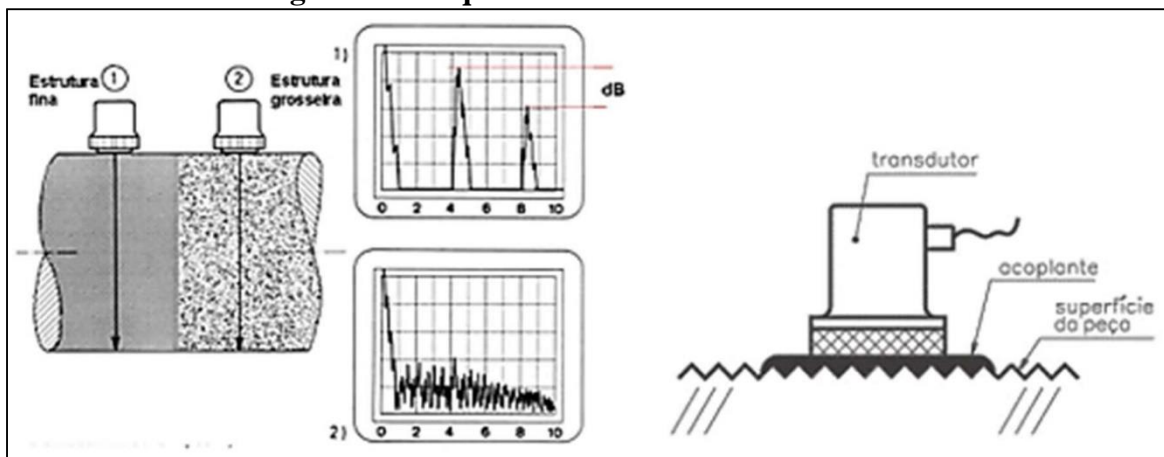
2.3.1 Técnica de ultrassom

Segundo Andreucci (2008), o teste de ultrassom caracteriza-se por um evento não destrutivo que tem por objetivo detectar discontinuidades ou defeitos internos do material. Estes defeitos, podem ser ocasionados durante o processo de fabricação, durante a ação de cargas mecânicas ou térmicas. Assim, a utilização do exame ultrassônico visa reduzir o grau de incerteza na inspeção de materiais ou peças de responsabilidade.

O equipamento de ultrassom consiste em uma fonte geradora de sinais, um transdutor e uma tela para visualização dos dados coletados. O sinal ultrassônico é gerado por cristais piezoelétricos que vibram a certa frequência. A vibração é produzida no momento em que corrente alternada, proveniente do gerador de sinais, é aplicada ao cristal localizado no transdutor do equipamento. Desta forma, ondas ultrassônicas são geradas. Estas ondas, por sua vez, se propagam ao longo da microestrutura do material sofrendo os fenômenos de dispersão e absorção. Estes dois efeitos, quando somados, resultam na atenuação sônica, que pode ser observada pela tela do equipamento.

A Figura 16 mostra um esquema de um ensaio de ultrassom. Pode-se observar que há uma relação entre o tipo de estrutura e a qualidade do sinal mostrado na tela do equipamento. O sinal torna-se mais instável ao ser inspecionado uma estrutura mais grosseira. Um esquema do transdutor também é mostrado. Pode-se observar a necessidade de um acoplante entre o equipamento e a superfície da peça. Normalmente é utilizado gel especial para este fim.

Figura 16 - Esquema de um ensaio de ultrassom



Fonte: Andreucci (2008).

2.3.2 Perfilometria

A ASM 1992 afirma que o termo textura de superfície refere-se as finas irregularidades (picos e vales) produzidas em uma superfície durante o processo de fabricação. A textura compreende duas componentes importantes: a rugosidade e a ondulação. A avaliação da textura pode ser feita por meio do contato físico ou não. No caso de haver contato físico, utiliza-se o perfilômetro ou rugosímetro. Para as análises em que não ocorrem o contato entre o instrumento e a amostra é utilizada a microscopia eletrônica de varredura (MEDEIROS, 2002).

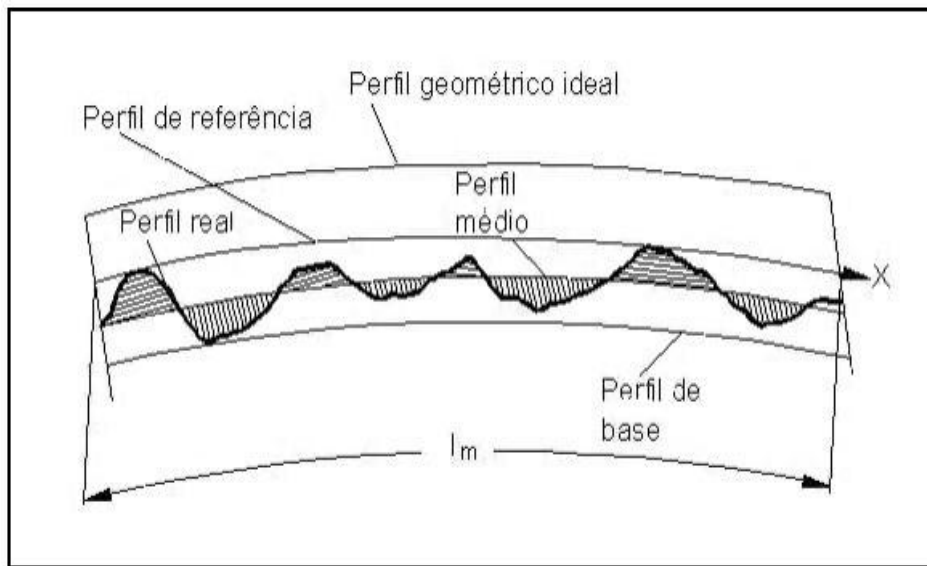
Perfilometria é uma técnica utilizada para avaliar o grau de irregularidade de uma determinada superfície. Busca-se com ela identificar as alterações macrogeométricas (erros de forma), assim como, microgeométricas (rugosidade) existentes na superfície do material. Os defeitos superficiais podem ser gerados por várias fontes, dentre elas, a escamação e a inclusão de impurezas durante a laminação. Outro fator são as características microestruturais do material (OLIVEIRA, 2010). Danos causados pelo impacto, atrito ou gradiente térmico, também podem contribuir para alterações na textura superficial (JIN; ZHOU, 2004).

Existem dois tipos de perfilômetro: o perfilômetro de ponteira fixa e substrato móvel e o perfilômetro de ponteira móvel e substrato fixo. O primeiro é muito utilizado em grandes varreduras sendo útil para determinar a rugosidade e o encurvamento do substrato. O segundo, que também é conhecido como PSM, é utilizado em pequenas varreduras sendo muito aplicado para a medição da altura de degraus e dimensões críticas (FACCIO, 2002).

Para a aplicação da técnica de perfilometria, torna-se importante conhecer os parâmetros de textura da superfície que serão medidos. O perfil de uma superfície pode ser definido como a linha produzida pela apalpação de uma agulha sobre ela (COSTA, 2013). A avaliação de textura de uma superfície é baseada em um comprimento de referência especificado e pode ser descrito em 3 parâmetros básicos:

- a) Perfil P: perfil primário;
- b) Perfil W: perfil de ondulação;
- c) Perfil R: perfil de rugosidade superficial.

A Figura 17 mostra os parâmetros básicos para a medição de superficial.

Figura 17 - Parâmetros básicos para a medida de superfície

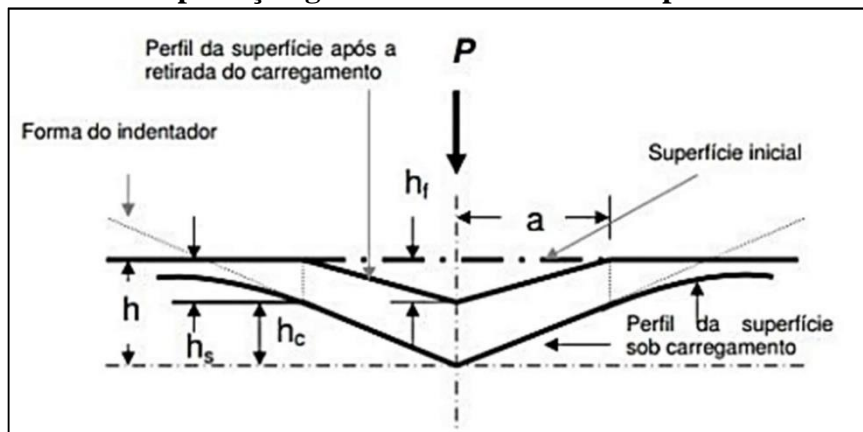
Fonte: Costa (2013).

2.3.3 Penetração Instrumentada

Segundo Cripps (2004), a penetração instrumentada ou ultramicrodureza é uma técnica versátil que permite determinar além da dureza, o módulo de elasticidade do material, a resistência à fratura e o estresse residual. O método consiste em penetrar na superfície do material um indentador de ponta de diamante, controlando e registrando a profundidade e a carga de penetração. Os dados obtidos são utilizados para gerar uma curva de carga *versus* descarga.

A Figura 18 mostra um esquema de penetração pelo indentador em uma determinada peça. Nota-se que a ponta de diamante aplica uma força P na superfície do material. Tal ação resulta em uma profundidade de indentação o que ocasiona deformações locais plásticas e elásticas. Após retirada a força P , a deformação plástica permanece. Por meio dela será feita a medida da dureza do material (MICHÉL, 2005; DAR; CHEN, 2015).

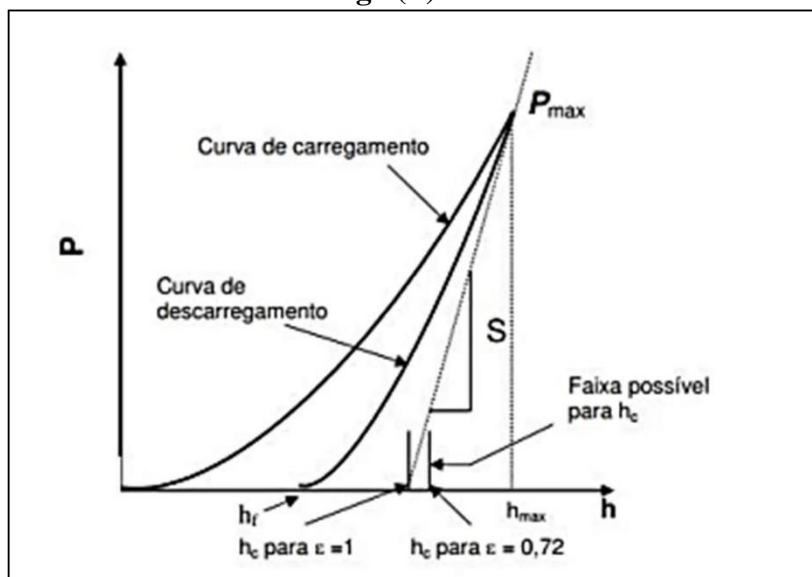
Figura 18 - Interpretação gráfica do contato entre o penetrador e a peça



Fonte: Michél (2005).

A Figura 19 mostra a curva característica de um único ciclo de carregamento e descarregamento. Pode-se verificar que durante a fase de carregamento a força é elevada até P_{max} e a profundidade de indentação é máxima neste ponto. Na medida em que a carga é reduzida, observa-se também a redução do valor de indentação (deformação elástica). Contudo, ela não retorna ao seu ponto de origem quando cessada a carga P , registrando o valor final h_f (MICHÉL, 2005; DAR; CHEN 2015; CRIPPS, 2006). Para os cálculos recomenda-se seguir a norma ASTM E2546, pois será necessário avaliar qual tipo de indentador será utilizado. Para cada indentador há uma equação e procedimento específico.

Figura 19 - Curva característica Carga (P) versus Profundidade de Penetração (h)



Fonte: Michél (2005).

2.3.4 Técnica de difração de raios-X

Kestenbach (1994), afirma que a difração de raios-X é um processo que consiste em bombardear uma determinada região microscópica de uma amostra, utilizando feixes de elétrons. O feixe interage com o material em análise, ocasionando emissão de raios-X característico que pode ser capturado por sensores do próprio equipamento

O equipamento utilizado para este ensaio é o difratômetro de raios-X. Ele consiste basicamente de um emissor de feixe de elétrons, sensores de detecção de raios-X e base para apoio da amostra. A Figura 20 traz um difratômetro da marca Shimadzu modelo XRD-6100. O conjunto é formado pelo equipamento de difração, gabinete de proteção e software para processamento e tratamento dos dados.

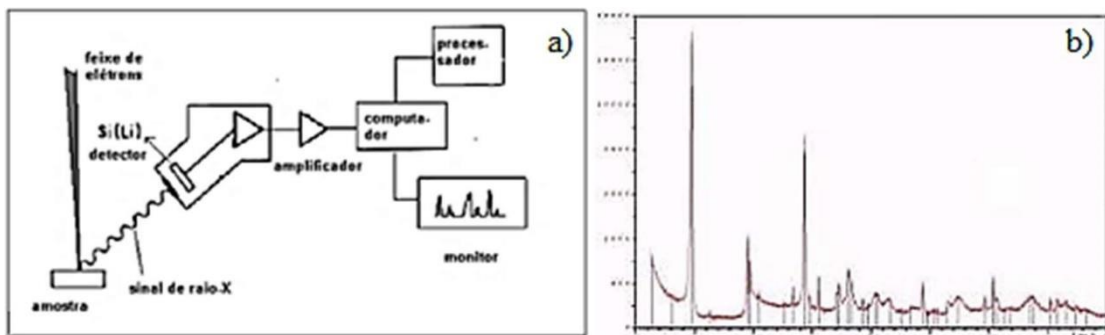
Figura 20 - Difratômetro Shimadzu modelo XRD-6100



Fonte: Shimadzu (2018).

A Figura 21 (a) mostra um esquema de funcionamento do difratômetro. O software processa estas informações comparando o sinal coletado com seu banco de dados. Os dados são apresentados na forma de um difratograma como apresentado na Figura 21 (b).

Figura 21 - Esquema de funcionamento de um difratômetro (a) e difratograma gerado pelo software (b)



Fonte: Kestenbach (1994).

Alguns dos parâmetros avaliados no ensaio de difração são a densidade das discordâncias, a microdeformação do material, o tamanho do cristalito e o Vetor de Burgers. Humphrey (2004), afirma que as discordâncias têm um importante efeito na propriedade dos materiais contribuindo de forma direta na deformação plástica dos cristais.

Para Cullity (2001), alterações dimensionais do cristalito, em um material que possua uma rede cristalina uniforme, pode ocasionar tensões internas na rede. Em outras palavras, este parâmetro pode apontar se houve recristalização do material. Alterações no vetor de Burgers poderão ser forte indicativo do aparecimento de novas discordância, o que confirma a existência de microdeformações. Assim, técnicas como, a difração de raios-X e a microscopia eletrônica de varredura, têm sido utilizadas como importantes ferramentas para as análises destes parâmetros.

2.3.5 Simulação dos espectros de raios X pelo método de Rietveld

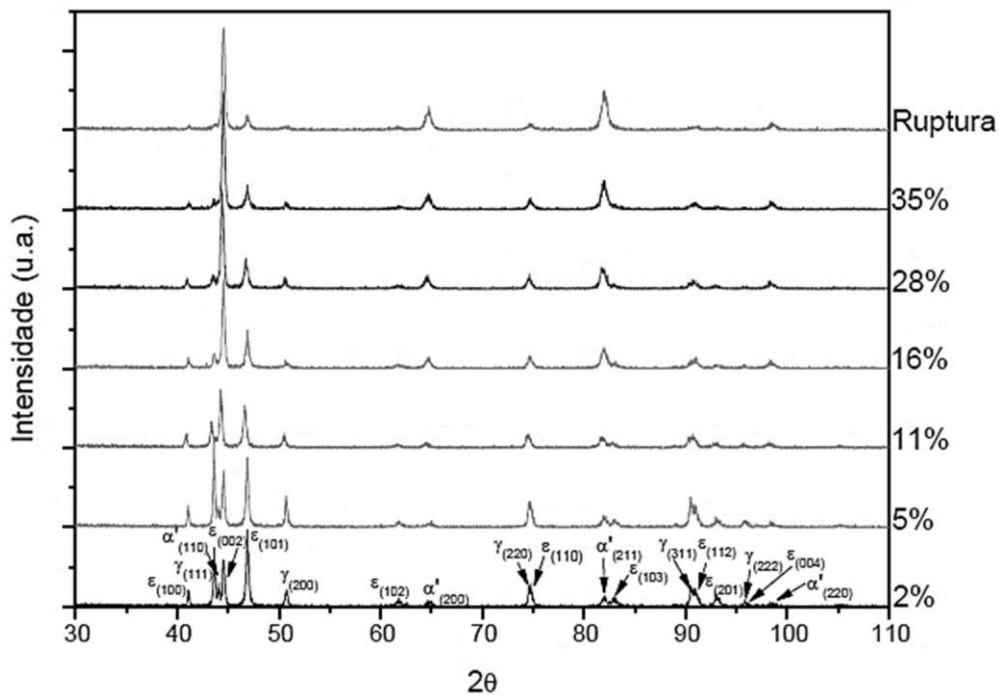
As simulações dos espectros de raios X consistem em ajustar matematicamente os dados coletados a um padrão que é considerado uma referência. Normalmente, esta tarefa é feita por meio de métodos matemáticos e o auxílio de softwares que tornam o trabalho mais dinâmico e preciso. Um dos softwares disponíveis para simulações é o MAUD (*Material Analysis Using Diffraction*) versão 2.80 (LUTTEROTTI, 2017), que utiliza o método Rietveld (1969) para o refinamento dos dados. Por meio destas ferramentas, parâmetros como porcentagem das fases, micro e macrotensões residuais falhas de empilhamento em cada estágio de deformação podem ser identificadas (BARTON; BENSON; BECKER, 2005; LUTERROTI, 2006; SUDOK; WARD, 2007; DAFÉ *et al.*, 2013).

O Método Rietveld consiste em ajustar uma curva teórica as apresentadas no difratograma experimental. Ele também permite o ajuste dos pontos médios pelo método dos mínimos quadrados. Existem duas categorias de ajuste: o refinamento estrutural e o ajuste de posições dos picos difratados. A primeira considera toda a estrutura cristalina do material estudado. Neste caso torna-se necessário o uso de uma referência parecida com a estrutura real, de forma que o padrão seja gerado com base neste modelo.

A segunda categoria de ajustes, que também é conhecida como Indexação das Deflexões de Bragg, utiliza o parâmetro de rede e o grupo espacial para a indexação dos picos. Por meio do Método Rietveld é possível o refinamento do parâmetro de rede, posições atômicas, fatores de vibração térmica, identificação de impurezas e micro tensões residuais no material (LUTTEROTTI, 2017).

O MAUD converte os arquivos extraídos do difratômetro de raios-X em difratogramas. A partir da comparação dos coletados com um padrão previamente inserido, o software realiza diversos refinamentos matemáticos de forma a apresentar um resultado que possua uma baixa margem de erro. Na Figura 22 pode-se verificar o resultado do refinamento de espectros de raios-X pelo MAUD. O software avalia as variáveis como a intensidade da linha do difratograma, a altura e largura dos picos formados.

Figura 22 - Padrões de difração de raios-x de amostras de austenita e martensita



Fonte: Sousa, Brandão e Dafé (2016).

Segundo Song *et al.* (2013), a forma e a intensidade da linha presentes no difratograma, que também é chamada de perfil do pico difratado, pode ser influenciado por fatores atômicos ou instrumentais. As formas utilizadas para ajustes podem ser a gaussiana, que apresenta bons resultados em picos difratados por nêutrons, e para raios-X a função pseudo-voigt. Esta função é a combinação das funções gaussianas e lorentzianas. A intensidade da linha pode ser calculada pela Equação 5.

$$y_i(\text{calc}) = s \sum k [L_k |F_k|^2 \tau (2\theta_i - 2\theta_k) A_k T_k P_k] + y_i(\text{bkg}) \quad (5)$$

Onde,

s é o fator de escala.

L_k é fator de Lorentz-polarização.

F_k é o fator de estrutura.
 $2\theta_k$ é a posição central do pico K de Bragg.
 A_k fator de assimetria.
 T_k fator de transmissão.
 P_k orientação preferencial da amostra.
 τ é a função que descreve o perfil da reflexão.
 $y_i(bkg)$ é a linha base no i -ésimo ponto.
 k índice de Miller.

A largura da linha sofre influência do comprimento de onda e pode ser calculada pela Equação 6.

$$H_k^2 = U \cdot \tan^2\theta + V \tan\theta + W \quad (6)$$

Onde,

U, V e W, são parâmetros de largura a meia altura.

Os fatores de qualidade são utilizados para a avaliação do refinamento realizado. Existem dois tipos básicos de fatores de qualidade de ajuste: aqueles que consideram a correção da linha de base e aqueles que não. Dentre eles, o mais utilizado é o fator de perfil (R_p), que considera a correção da linha de base. Ele está expresso na Equação 7.

$$R_p = 100 \frac{\sum i |y_i(obs) - y_i(calc)|}{\sum i |y_i(obs)|} \quad (7)$$

Onde,

$y_i(obs) - y_i(calc)$, são as intensidades calculadas no ponto $2\theta_i$, respectivamente.

Segundo Reid (1973), Barton, Benson e Becker (2005) e Sudok e Ward (2007), os parâmetros como porcentagem das fases, micro e macrotensões residuais, probabilidade de formação de falhas de empilhamento em cada estágio de deformação, assim como, os espectros resultantes das análises de difração de raios X, podem ser simulados pelo do método de Rietveld (Rietveld, 1969). Para isso, foi utilizado o software gratuito MAUD (Materials Analysis Using Diffraction) (LUTTEROTTI, 2017; LUTTEROTTI, 2006).

O modelo de Popa (Popa, 1998), foi utilizado nas análises quanto a deformação e ao tamanho (size-strain) através dos parâmetros de tamanho do cristalito (crystallite size) e microdeformação (microstrain). As constantes elásticas utilizadas no modelo de microdeformação de microtensão foram: $c_{11}=11.63$, $c_{12}=6.48$, and $c_{44}=3.09$ em unidades de 10^{10} N/m², a constante elástica de cisalhamento foi obtida com base na expressão $(c_{11} - c_{12})^{1/2}$ (Vallin *et al.* 2004). O *Moment Pole Stress* (MPL) foi inserido no MAUD conforme indicado por Matthies, Priesmeyera e Daymond (2001). Para o cálculo da densidade de discordâncias utilizou-se os resultados de microdeformação e tamanho de cristalito através da Equação 8 (WILLIAMSON; SMALLMAN, 1956).

$$\rho = \frac{3\sqrt{2\pi}(\epsilon^2)^{1/2}}{Db} \quad (8)$$

Onde,

$(\epsilon^2)^{1/2}$, é a microdeformação.

D é o tamanho de cristalito.

b é o vetor de Burgers, que pode ser expresso pela Equação 9.

$$b = \frac{a}{2} \sqrt{h^2 + k^2 + l^2} \quad (9)$$

2.3.6 Microscopia eletrônica de varredura

A microscopia tem por objetivo permitir a avaliação quantitativa e qualitativa da microestrutura do material. Ela pode ser feita por meio do microscópio eletrônico de varredura (MEV). O MEV é um dos mais versáteis instrumentos disponíveis para a observação e análise de características microestruturais de objetos sólidos (NAGATANI *et al.* 1987).

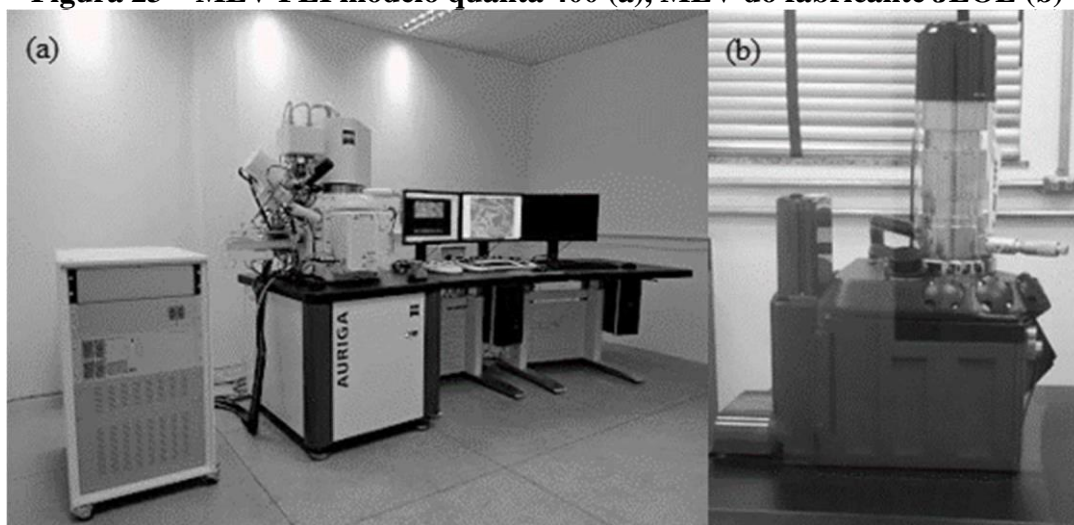
O funcionamento do MEV consiste em utilizar um feixe de elétrons de pequeno diâmetro para explorar a superfície da amostra, ponto a ponto, por linhas sucessivas e transmitir o sinal do detector a uma tela catódica cuja varredura está perfeitamente sincronizada com aquela do feixe incidente. Por um sistema de bobinas de deflexão, o feixe pode ser guiado de modo a varrer a superfície da amostra segundo uma malha retangular. O sinal de imagem resulta da interação do feixe incidente com a superfície da amostra. O sinal recolhido pelo detector é utilizado para modular o brilho do monitor, permitindo a observação (DEDAVID, 2007, p.11).

Dentre os detectores de raios-X estão o EDS - Espectropia por Energia Dispersiva, o WDS – Espectropia por Dispersão do Comprimento de Onda e o EBSD – Espectropia por

Difração de Elétrons Retroespalhados. Em síntese, o princípio de funcionamento do EDS consiste na medição de energia do fóton de elétrons removidos do material. O EBSD avalia a energia do elétron que ricocheteou na rede cristalina do material. EDS é muito utilizado como técnica de análise química dos materiais que se apresentam em estado sólido. O EBSD permite a avaliação de características da estrutura do material, tais como a sua textura e desorientação da rede cristalina (DEDAVID, 2007).

A Figura 23 (a) mostra um MEV modelo quanta 400 e a Figura 23 (b) um MEV da marca JEOL. Ambos muito utilizados atualmente. A identificação avaliação da amostra analisada no MEV é realizada a partir da medição de raios-X característicos, emitidos de uma região microscópica da amostra, que foi bombardeada pelo feixe de elétrons. Como as linhas de raios-X característicos são específicas do número atômico de cada elemento químico, o seu comprimento de onda ou os picos de energia obtidos no espectro de raios-X podem ser utilizados para identificar o elemento que está emitindo a radiação.

Figura 23 – MEV FEI modelo quanta 400 (a), MEV do fabricante JEOL (b)

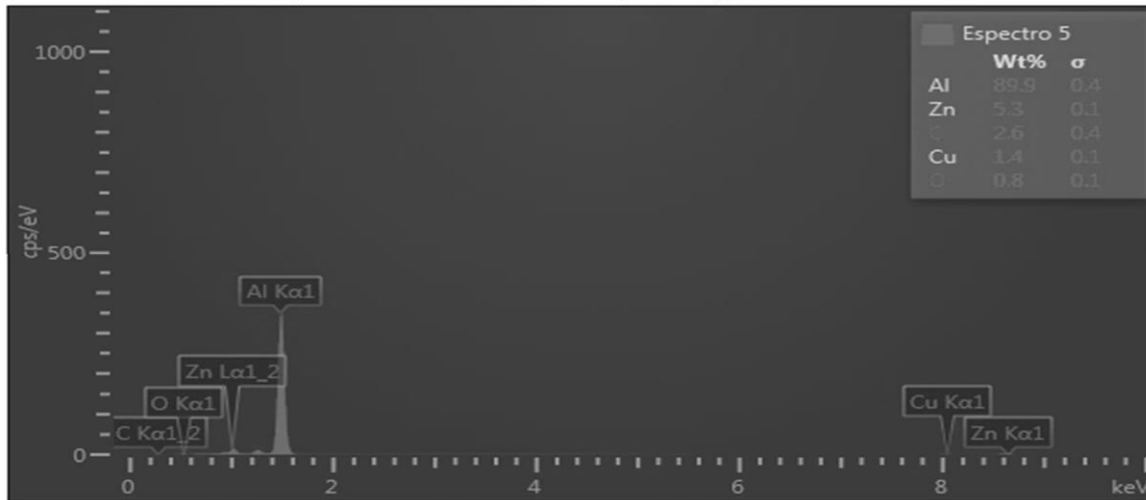


Fontes: (a) CENABIO III (2018) e (b) Autor (2017).

O processamento de imagens é feito por meio de softwares que permitem a geração e ajuste de imagens detalhadas da microestrutura do material. Isso proporciona também a criação de histogramas que relacionam a energia do fóton em quilo elétron volt (keV) na abscissa e a contagem de fótons recebidos na ordenada.

A Figura 24 mostra um histograma característico e seus picos de energia. Os histogramas são de grande importância na análise dos resultados, pois permitem a verificação de importantes variáveis acerca da composição química e estrutura cristalina do material.

Figura 24 - Difratoograma gerado pelo software



Fonte: Elaborado pelo autor.

As técnicas utilizadas no MEV são correlacionadas aos detectores utilizados para medições específicas. Desta forma, têm-se técnica de EDS e a técnica de EBSD. Os espectros de raios-X podem ser obtidos para qualquer elemento da tabela periódica, com exceção do hidrogênio. Desta forma, é possível identificar diferentes materiais na amostra (DEDAVID, 2007).

O EDS permite a captura dos espectros gerado pela amostra caracterizando os materiais nela presente. A técnica EDS considera que a energia de um fóton (E_f) está relacionada com a frequência eletromagnética (ν) pela Equação 10, onde h é a constante de Planck (KESTENBACH, 1994).

$$E_f = h \cdot \nu \quad (10)$$

A lei de Bragg fornece a relação entre o comprimento de onda de raios-X e o ângulo crítico θ de incidência do feixe. As ondas emitidas (θ) e refletidas (2θ) são analisadas quanto a alterações de fase. A fase é verificada com base na comparação entre a amplitude da onda emitida e a onda recebida. Assim, segundo Cullity (2001), a intensidade do feixe de elétrons difratado pode ser mensurada e o comprimento de onda calculado pela lei de Bragg, expressa pela Equação 11. Valores de comprimentos de onda podem ser tabelados para diversos ângulos incidência θ .

$$n\lambda = 2d\sin\theta \quad (11)$$

Onde,

n , a direção do feixe difratado em que o menor valor corresponde a 1.

λ , comprimento de onda do feixe de elétrons.

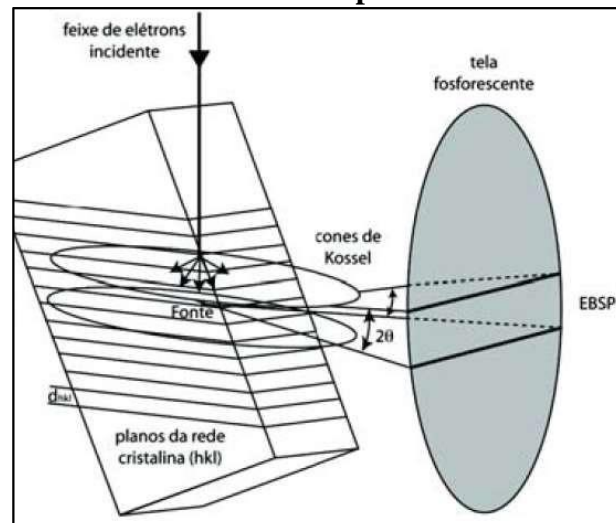
d , o espaçamento entre os planos cristalinos (distância interplanar).

Para Goldstein *et al.* (1992), os elétrons retroespalhados apresentam energia que varia entre 50 eV e o valor da energia do elétron primário. Assim, considera-se que aqueles que se encontram em um estado de energia próximo ao elétron primário sofreram espalhamento elástico. Estes elétrons formam a maior parte do sinal capturado pelo detector de EBSD. Vale ressaltar que dependendo do nível de energia do elétron é possível distinguir a topologia das regiões da amostra. Neste caso os elétrons retroespalhados de maior energia são provenientes das camadas mais superficiais. Ajustes no feixe de elétrons que bombardeia a amostra permitem definir a profundidade de penetração do feixe.

A técnica de EBSD permite a análise cristalina do material de forma que se torna possível avaliar sua orientação cristalina pontual ou de uma determinada região. O ângulo utilizado para varredura pelo feixe de elétrons pode variar entre 70° a 80°. Variações no ângulo de varredura ocasionam alterações no percurso dos elétrons retroespalhados aumentando ou diminuindo a fração de elétrons absorvidos. Os picos do histograma gerados indicam a intensidade de energia do elétron, a largura das bandas formadas indica a distância interplanar (d) e os ângulos entre as bandas correspondem aos ângulos entre os planos cristalinos (PINTO; LOPES, 2001).

A Figura 25 mostra um conjunto de planos hkl. Os elétrons emitidos pela fonte do equipamento e que estiverem em ângulos entre 70° a 80°, irão difratar nestes planos e produzir os Kossel. A interseção dos cones com a tela fosforescente irá gerar uma banda de Kikuchi. Assim, como os elétrons se propagam em todas as direções, todos os planos contribuem para a formação das linhas de Kikuchi e conseqüentemente para os padrões de difrações de elétrons retroespalhados (EBSD), (MORALES *et al.* 2007).

Figura 25 - Esquemático da formação dos cones duplos de Kossel por difração do feixe de elétrons nos planos hkl



Fonte: Modificado de Randle (2003).

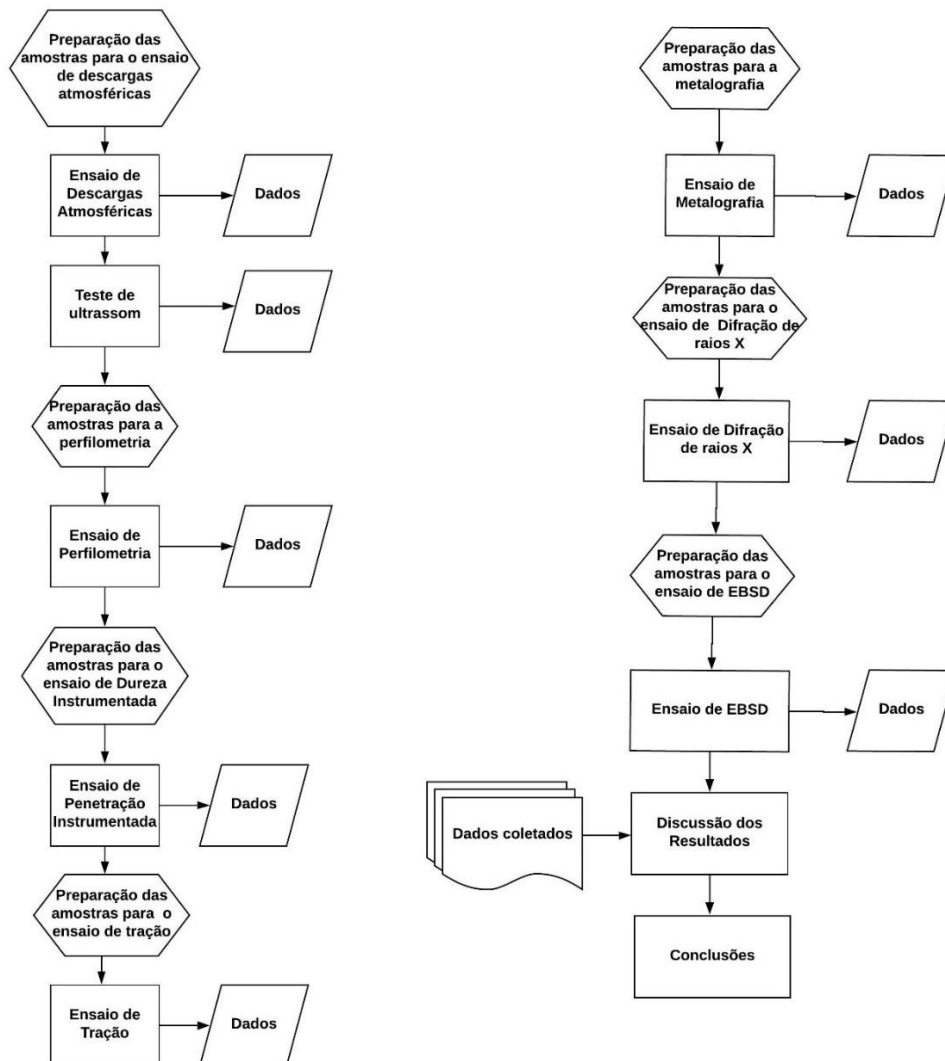
Os padrões emitidos pelos elétrons retroespalhados (EBSP) são identificados pelo software através das larguras das linhas de Kikuchi e dos ângulos formados entre as linhas. A identificação dos eixos, que são formados pelo cruzamento das linhas de Kikuchi, é feita por sua simetria e posição relativa a outros eixos. É preciso apresentar ao software de identificação o padrão de difração esperado. Esta ação normalmente é feita por meio de sua biblioteca, mas também é possível inserir novos padrões no banco de dados (RANDLE, 1992).

Segundo Randle e Engler (2000), as maiores fontes de erro, durante a obtenção dos dados pela técnica de EBSD, reside no ajuste do sinal que pode influenciar na coerência ondulatória dos elétrons retroespalhados. Este padrão é indispensável para o fenômeno de difração. Este problema é potencializado por uma superfície rica em defeitos, provenientes de uma preparação mecânico-química pobre. Desta forma, é de extrema importância que a preparação da amostra seja feita de forma criteriosa possibilitando assim uma boa aquisição dos dados.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

Neste capítulo serão descritos os procedimentos utilizados para avaliar as respostas de amostras de alumínio 7075-T6 às solicitações impostas a ele. Os eventos são apresentados em forma sequencial no fluxograma da Figura 26. Importante ressaltar que as amostras # 1 e # 2 foram utilizadas no ensaio de tração, a amostra # 3 no ultrassom e perfilometria, a amostra # 4 na difração de raios X e penetração instrumentada e a amostra # 5 na metalografia, microscopia óptica, MEV/EDS e EBSD.

Figura 26 - Fluxograma das etapas de desenvolvimento do trabalho



Fonte: O próprio autor.

Nota-se que as etapas de ensaios e testes do trabalho tem início com o ensaio de descargas atmosféricas seguido pelas avaliações das dimensões e perfil dos danos, através das

técnicas de ultrassom e perfilometria. Posteriormente, o ensaio de penetração instrumentada e o ensaio de tração tiveram como objetivo avaliar possíveis alterações na microdureza, limite de resistência e alongamento percentual do material. As microtensões e microdeformações, na rede cristalina, foram avaliadas pelos ensaios de DRX e método de Rietveld. As técnicas de microscopia óptica e Microscopia Eletrônica de Varredura - MEV, permitiram avaliar a microestrutura, a composição química e a formação de novos precipitados intermetálicos na matriz do alumínio 7075-T6. Os dados provenientes de cada ensaio/teste foram armazenados e tratados utilizando as ferramentas indicadas em normas e documentos reconhecidos na literatura.

3.1 Preparação das amostras de alumínio para o ensaio de descargas atmosféricas

A liga escolhida para os ensaios foi o alumínio aeronáutico 7075 com tratamento térmico T6, solubilizada e envelhecida artificialmente. O tratamento T6 confere à liga alta resistência a fadiga. O material foi adquirido na forma de chapa laminada, conforme solicitada pela norma SAE 5416. A chapa foi fabricada pela Kaiser Aluminum S/A, no lote de número 589836A6. Ressalta-se ainda que, a escolha deste material se deve principalmente pela sua intensa utilização na construção de aeronaves e escassez de estudos relativos aos efeitos dos raios nesta liga.

A chapa possui 1440 milímetros de comprimento, 400 milímetros de largura e 1 mm de espessura. A espessura foi definida com base em Rupke (2002a). O autor afirma que chapas de alumínio com espessura acima de 1 mm não sofrem com os efeitos de perda de material por fusão ou sublimação. Assim sendo, essas são mais resistentes às interações com os raios.

A seguir, a Tabela 1 apresenta informações fornecidas pela fabricante Kaiser Aluminum que mostra as características químicas, físicas e mecânicas da chapa em questão. Nota-se o elevado teor de cobre, zinco e magnésio na liga, o que confere ao material elevada resistência mecânica e a corrosão.

Tabela 1 - Propriedades químicas da liga 7075-T6

Composição Química %								
Mg	Fe	Cu	Mn	Al	Cr	Zn	Ti	Outros
2,10 - 2,90	0,5	1,20 - 2,0	0,3	87,10 - 91,40	0,18 - 0,28	5,10 - 6,10	0,20	0,05 - 0,15
Propriedades Físicas								
Densidade				2,81 g/Cm ³				
Módulo de Elasticidade				73.000 Mpa				
Ponto de fusão				475 - 640 °C				

Propriedades Mecânicas	
Limite de Resistência	559 MPa
Limite de Escoamento	495 MPa
Dureza	163 HV
Alongamento	9 a 10%

Fonte: Kaiser Aluminum (2017).

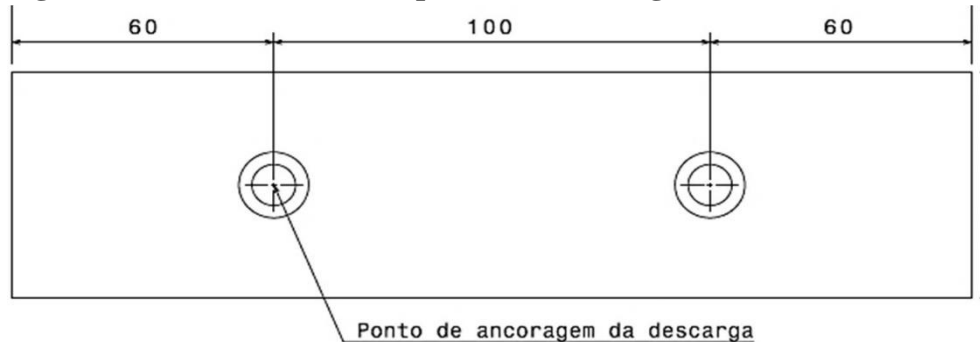
3.1.1 Preparação dos corpos de prova

Segundo a norma SAE 5416 os corpos de prova, para o ensaio *swept*, devem possuir no mínimo 250 mm de comprimento. A norma não especifica a largura e espessuras mínimas. Desta forma, foram removidas 5 seções da chapa que foi adquirida para os testes. Estas seções possuem as dimensões de 220 mm x 55 mm x 1 mm.

O corte foi feito utilizando uma guilhotina e tesoura para chapas. As rebarbas foram removidas utilizando uma escova de aço comercial e o acabamento foi feito aplicando gradativamente lixas para metais nas granulações # 600, # 800, # 1200 e # 2000. Obteve-se ao final do processo uma superfície polida e livre de imperfeições.

Após o corte dos 5 corpos de prova, todos foram limpos com álcool isopropílico e marcados utilizando caneta apropriada. As marcas, na superfície das chapas, indicaram os pontos de acoplamento da corrente elétrica durante a descarga. Definiu-se dois pontos por corpo de prova. A norma 5416 não padroniza o número de acoplamentos por peça. A distância entre os pontos foi estabelecida pelo autor com base nas dimensões máximas das amostras. Não foram aplicados revestimentos ou pintura nas chapas. A Figura 27 mostra a distância entre as marcações.

Figura 27 - Distância entre os pontos de ancoragem da corrente elétrica



Fonte: O próprio autor.

3.2 Simulações de descarga atmosférica em laboratório

A necessidade em avançar nos estudos sobre a interação entre os raios e as aeronaves, fez com que fabricantes e pesquisadores criassem diversos procedimentos para diferentes tipos de ensaios. Eles são padronizados pela SAE, segundo as normas 5412, 5414 e 5416. Estas normas tratam respectivamente das formas dos sinais elétricos que possibilitam a simulação de um raio em laboratório, das áreas da aeronave a serem testadas e o método para a execução de cada teste. Nesta pesquisa, optou-se por simular o fenômeno *swept* devido a sua elevada capacidade em ocasionar danos múltiplos nas fuselagens das aeronaves.

3.2.1 Estrutura do laboratório de ensaios - LEMAT

Os ensaios foram conduzidos no Laboratório de Ensaios de Materiais de Alta Tensão - LEMAT da Companhia Energética de Minas Gerais – CEMIG. O LEMAT é um laboratório de ensaios elétricos de alta tensão, pertencente a Gerência de Qualidade de Materiais e Fornecedores da CEMIG.

O laboratório está capacitado para ensaiar e validar projetos de equipamentos e materiais para sistemas elétricos de potência. Dentre os diversos ensaios possíveis no LEMAT estão: os ensaios de ciclo de operação em para-raios que variam de 5 a 12 kV; ensaios em estanqueidade de para-raios e ensaios de descargas parciais. Suas instalações permitem a simulação de raios com intensidade de corrente nominal de até 130 kA, conforme exigido pela norma SAE 5416, para a simulação do fenômeno *swept*. A Figura 28 mostra a vista parcial do LEMAT. Pode se ver o banco de capacitores que geram a diferença de potencial necessária para a descarga elétrica.

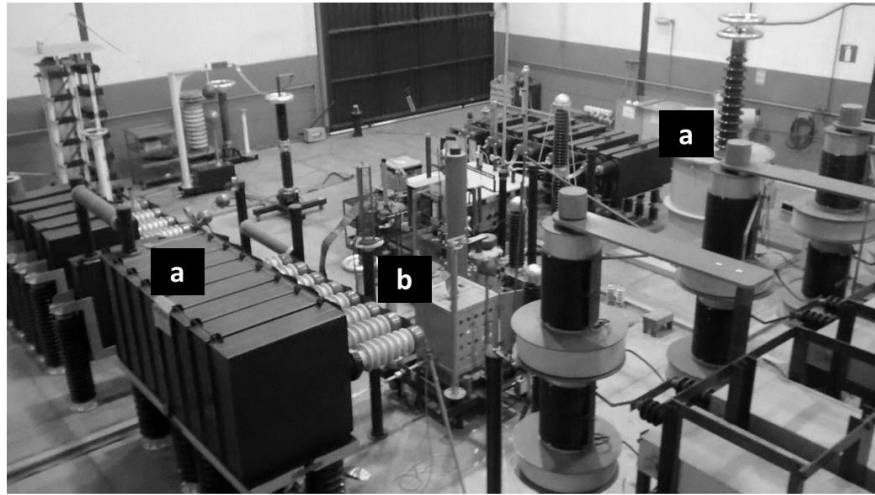
Figura 28 - Vista dos bancos de Capacitores do LEMAT



Fonte: O próprio autor.

A Figura 29 (a) mostra as pontes de diodo dos retificadores de sinal e Figura 29 (b) a gaiola de ensaio, onde ocorre a descarga elétrica.

Figura 29 - Banco de diodo (a) e gaiola de ensaio do LEMAT (b)

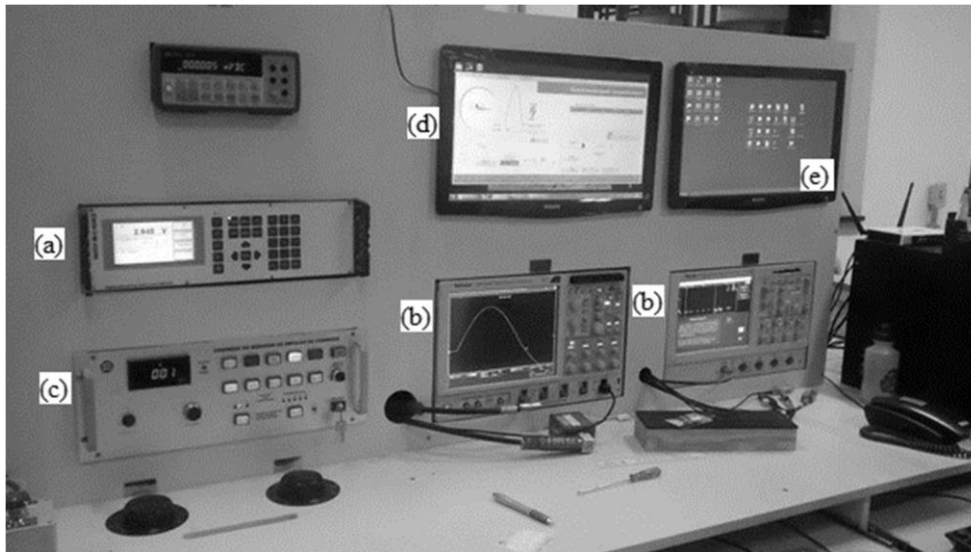


Fonte: O próprio autor.

A Figura 30 mostra os diversos painéis de controle do gerador de corrente elétrica. Na Figura 30 (a) pode-se visualizar o painel que ajusta a forma de onda para o ensaio. Na Figura 30 (b) o painel que permite o disparo da descarga elétrica dentro da gaiola de ensaios. A Figura 30 (c) mostra o painel de leitura dos dados que foram ajustados antes do disparo da descarga. Dentre eles o padrão do sinal da corrente elétrica e o valor da corrente em amperes. Na Figura 30 (d) pode-se ver um osciloscópio para leitura dos dados de corrente durante o disparo e finalmente na Figura 30 (e) tem-se o painel que mostra os dados coletados durante a descarga elétrica. Todo o arranjo satisfaz as normas SAE 5412 e 5416.

Figura 30 - Painel de controle do gerador. a) painel para ajuste da forma de onda, b) painel de disparo da descarga elétrica, c) painel que mostra os dados antes da descarga elétrica, d) osciloscópio e e) painel que mostra os dados coletados durante a descarga

elétrica



Fonte: Próprio autor.

A área de testes é separada da sala de controle sendo protegida por uma malha de aterramento que a transforma em uma gaiola de Faraday. Desta forma, todo o equipamento eletrônico e os ocupantes da sala de controle ficam protegidos dos elevados campos magnéticos e elétricos gerados no momento dos testes. A Figura 31 mostra uma visão da área de testes a partir da sala de controle antes de um disparo de corrente.

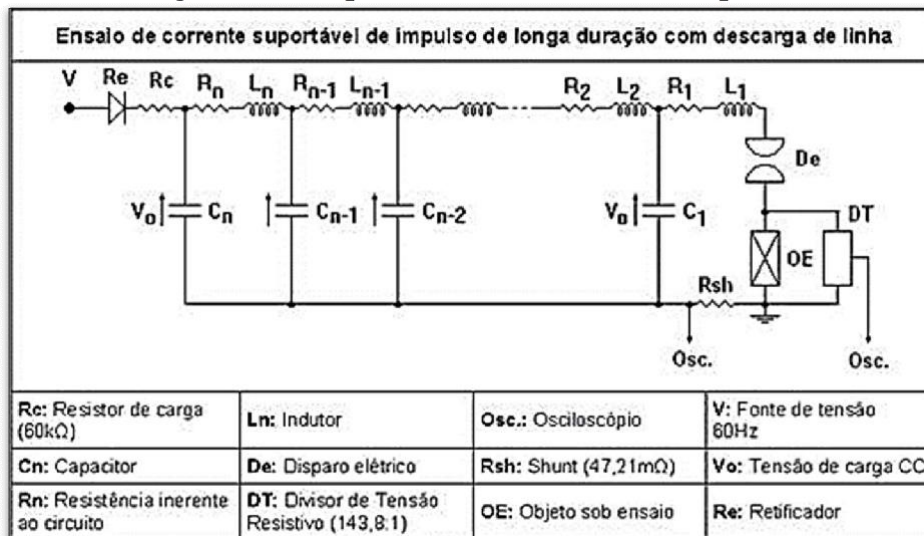
Figura 31 - Vista da área de testes a partir da sala de controle



Fonte: O próprio autor.

A Figura 32 mostra o esquema elétrico do banco de provas. Segundo o manual de operações da CEMIG (2010), o funcionamento do gerador baseia-se na retificação da corrente alternada em contínua e o seu armazenamento em bancos de capacitores.

Figura 32 - Esquema elétrico do banco de provas



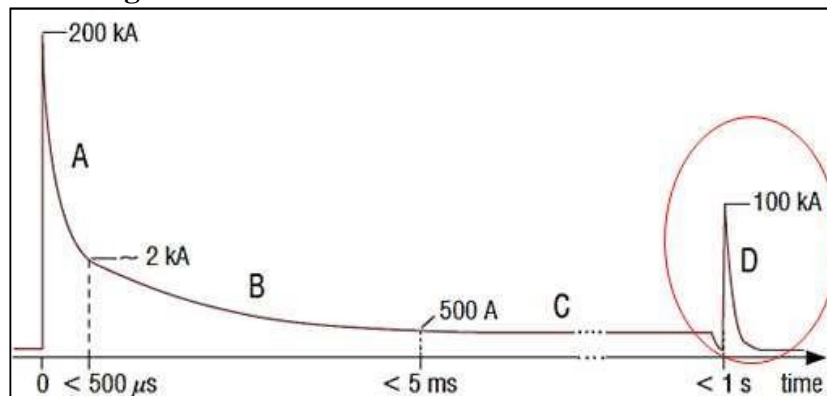
Fonte: CEMIG (2010).

Segundo o esquema elétrico, observa-se que o sinal de corrente alternada é tomado no ponto V e de lá segue para o retificador de ondas, formado por pontes de diodos (Re). Uma vez retificada a corrente segue ao banco de capacitores (Cn). Todos os capacitores encontram-se em paralelo, de forma que haja a soma das tensões de cada um.

O disparo ocorre quando a diferença de potencial entre as semiesferas (De) atinge o valor de rompimento do dielétrico do ar. Vale ressaltar que a distância entre as esferas foi ajustada em função da temperatura e pressão ambiente, conforme padronizado na norma SAE 5416. Após o disparo, a corrente elétrica segue para a gaiola de ensaio, sendo descarregada no corpo de prova por meio de um eletrodo.

3.2.2 Ensaio dos corpos de prova

Os ensaios foram conduzidos sob a temperatura de 26°C, pressão atmosférica de 1.018 milibares e umidade em 52%. A forma de corrente utilizada foi a D, conforme mostrado na Figura 33, que foi adaptada da norma SAE 5412. A escolha desta forma de onda se deve pela sua capacidade em causar danos nas estruturas das aeronaves (BOEING, 2012) e em função da limitação do gerador em gerar apenas 130 kA de corrente elétrica.

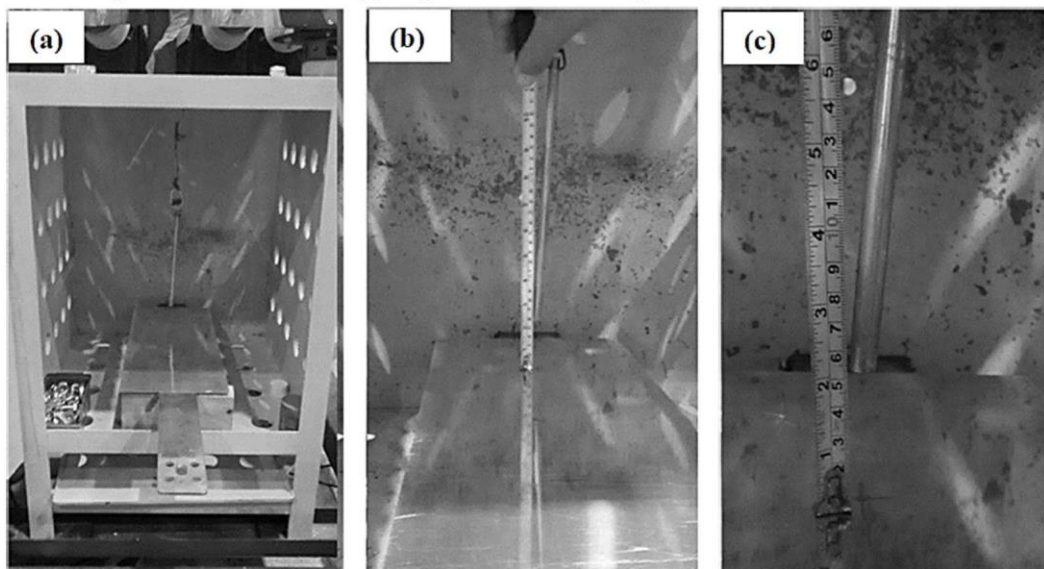
Figura 33 - Formas de onda conforme SAE 5412

Fonte: Adaptado de SAE 5412.

Conforme a SAE 5416, o gerador deve ser ajustado para um disparo de 126 kV e uma corrente elétrica de 100 kA. O tempo do disparo deve ser menor do que 1 s. Os valores de intensidade de corrente e o tempo de disparo também são apresentados na SAE 5412.

A Figura 34 mostra a montagem do corpo de prova dentro da gaiola de disparo. Ele foi montado sobre a base interna da gaiola, para que ambos possuam o mesmo potencial elétrico. Um eletrodo de aço inoxidável foi ajustado à distância de 55 mm da chapa a ser ensaiada. As normas que padronizam o teste não estabelecem a distância a ser utilizada. Desta forma, ela foi estabelecida experimentalmente, após diversos disparos de corrente. O aterramento do conjunto foi feito por meio de um cabo conectado na própria gaiola.

Figura 34 - Montagem do corpo de provas no interior da gaiola de disparo (a), ajuste da distância do eletrodo de disparo (b) e a distância de 55mm foi estabelecida experimentalmente (c), após diversos disparos de corrente.



Fonte: O próprio autor.

Quando a diferença de potencial de 126,1 kV é gerada entre o eletrodo e o corpo de prova ocorre o disparo de corrente com intensidade de 100 kA. A corrente elétrica percorre o corpo de prova e ao fazer isso ioniza o ar ao seu redor. Em determinado momento, a corrente elétrica é transferida para a base aterrada da gaiola de ensaio por meio de um arco elétrico criado em função da diferença de potencial entre as duas superfícies. Ao todo foram efetuados dez disparos, atingindo dois pontos diferentes de cinco corpos de prova distintos. O Quadro 1 mostra a utilização das amostras ao longo do trabalho.

Quadro 1 - Utilização das Amostras de Alumínio 7075-T6

Amostra	Técnica de Caracterização
1	Ensaio de Tração
2	Ensaio de Tração
3	Ultrassom e Perfilometria
4	DRX e Penetração Instrumentada
5	Metalografia, Microscopia Óptica, MEV e EBSD

Fonte: O próprio autor.

3.3 Teste de ultrassom

Nesta pesquisa, o ultrassom foi utilizado para mensurar os danos causados pela descarga de corrente elétrica, nos corpos de prova. Isso porque, após os ensaios de descarga elétrica, visualmente percebeu-se que uma pequena quantidade de material havia sido removida da superfície das chapas de alumínio. Este fenômeno foi observado nas regiões de entrada e saída da corrente elétrica.

O procedimento seguiu a norma ASTM E797, que padroniza as medições de espessuras em chapas. O experimento foi iniciado com a limpeza, utilizando álcool, nas regiões a serem medidas. A limpeza visa eliminar gordura e sujeira que possa interferir nas medições. A calibração do equipamento foi feita tomando como referência a média aritmética de 10 regiões distintas de uma seção da chapa que possuía sua integridade estrutural intacta. Foi utilizado gel característico B2 como acoplante entre o transdutor e a chapa. Este gel, a base de glicerina, é fabricado pela Olympus ® sendo utilizado em superfícies metálicas de baixa aspereza.

Uma vez calibrado o equipamento, passou-se a medição das regiões danificadas pela descarga elétrica da amostra 3. Os dados foram registrados em uma tabela. As medições foram feitas no departamento de ensaios não destrutivos de uma empresa de manutenção de aeronaves e fotos do procedimento não foram autorizadas a serem exibidas. O equipamento utilizado no

trabalho foi um ultrassom da marca Sonatest modelo Sonatest III.

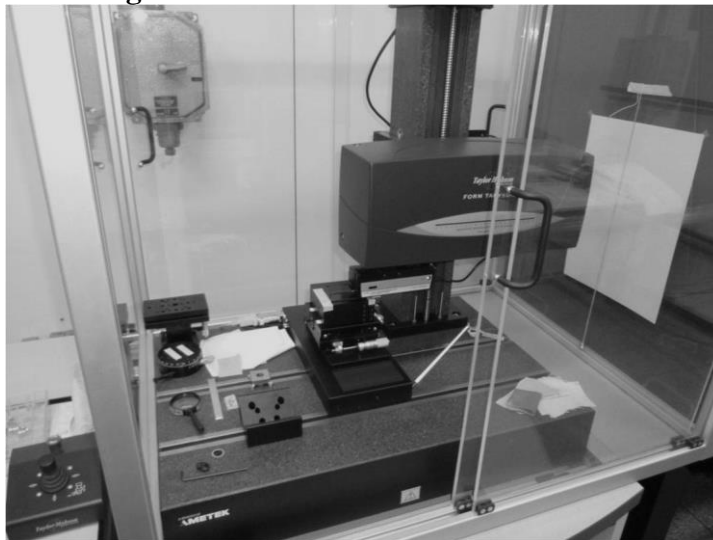
3.4 Perfilometria

Para uma caracterização do perfil dos danos causados pelas descargas elétricas, foi utilizado o método de análise de perfilometria digital 3D. Os ensaios foram conduzidos nas dependências do Laboratório de Dureza Instrumentada e Perfilometria da Universidade Federal de Minas Gerais. O ensaio de perfilometria 3D foi executado em uma região retirada da amostra 3.

A escolha da região para análise levou em conta o critério de proximidade do ponto de acoplamento. A diferença é que foram analisados apenas danos causados pela saída do raio. Neste caso, optou-se por avaliar os danos mais relevantes da amostra, uma vez que os de entrada são menos intensos.

O equipamento utilizado foi o perfilômetro de contato do tipo ponteira móvel e substrato fixo como mostrado na Figura 35. O equipamento modelo T8000 é fabricado pela Hommelwerk acoplado a um apalpador modelo TKU 300 que possui uma ponta da marca stylus n°231289 5/90. O ângulo de ponta é 90° e raio de ponta 5µm.

Figura 35 - Perfilômetro modelo T8000



Fonte: DEMET UFMG.

O software Turbo Wave versão 2.0 foi utilizado para ajuste dos padrões de varredura e controle dos componentes mecânicos do equipamento. As topografias do corpo de prova foram geradas pelo software Hommelmap Expert versão 6.2. O equipamento foi ajustado para um passo lateral de varredura no valor de 10 µm, espaçamento entre pontos de medição de 1 µm e

velocidade de varredura de 0,50 mm/s.

Os corpos de provas foram retirados da amostra 3, por meio do corte de precisão utilizando uma máquina de corte à disco, possuindo uma seção de 450 mm x 450 mm. Foi escolhida uma região em que havia 3 danos causados pela saída da corrente elétrica. O acabamento do corpo de prova consistiu em remoção das rebarbas por meio de lixas 180 e 320 mesh, polimento da superfície a ser analisada, seguido de limpeza com álcool absoluto (ASM HANDBOOK, 1996).

3.5 Penetração Instrumentada

O ensaio de penetração instrumentada foi conduzido no Laboratório de Metalografia do Departamento de Engenharia de Materiais do Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais – CEFET MG. O equipamento utilizado foi o modelo Shimadzu DUH – 211S, com penetrador Vickers como o modelo mostrado na Figura 36. A preparação do corpo de provas foi feita no Laboratório de Materiais de Construção Mecânica da PUC Minas e contou com uma embutidora e politriz da marca Arotec®.

Figura 36 - Durômetro modelo DUH-21



Fonte: CEFET MG.

Para o ensaio foi utilizado um corpo de prova preparado a partir de uma seção danificada pela corrente elétrica. Ela foi fixada, na posição transversal em relação a direção de laminação da chapa, em uma base de baquelite devidamente moldada nas dimensões do porta amostras do durômetro. As mostras foram lixadas até 1200 mesh e polidas até $\frac{1}{4}$ de micron.

Durante o ensaio, a carga aplicada foi de 50 mN, definida com base na literatura e ajustes experimentais (MARTINS, 2015). O tempo de carregamento e de descarregamento foi de 5 s cada.

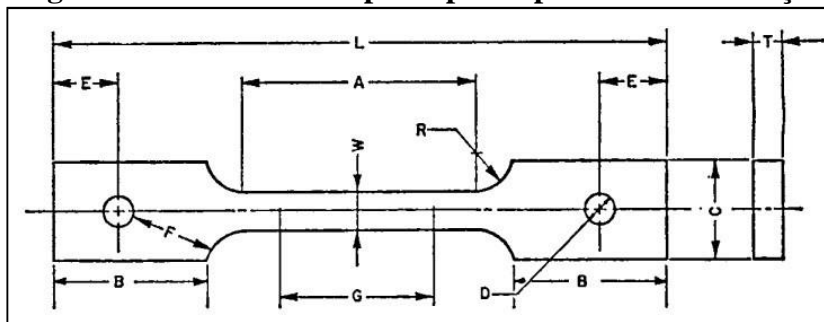
As medidas foram tomadas em duas linhas distintas: L1 e L2, que contemplam uma linha reta, onde foram feitas as indentações. Elas tiveram início na superfície danificada do corpo de provas até sua base. Busca-se com isso verificar a variação da dureza ao longo da seção transversal da chapa. Após cada indentação, realizou-se a medida dos valores de dureza por meio de do software DUH-21. Uma vez coletados os dados executaram-se o cálculo dos valores de dureza média e desvio padrão.

3.6 Ensaio de tração no alumínio 7075-T6

Após os ensaios de descargas atmosféricas, os corpos de prova foram preparados para o ensaio de tração a partir das amostras 1 e 2. O principal objetivo deste ensaio foi comparar a resistência mecânica entre as amostras que sofreram danos pela descarga elétrica e as amostras que não foram expostas a este ensaio.

Assim, foram preparados 6 corpos de prova, 3 corpos de prova por amostra, conforme norma ASTM E8. Dentre eles, 3 que passaram pelo ensaio de descargas e os demais não. A Figura 37 mostra a forma do corpo de provas para ensaio de tração em chapas finas.

Figura 37 - Forma do corpo de prova para ensaio de tração



Fonte: ASTM E8 (2010).

A Tabela 2 mostra as dimensões do corpo de prova utilizado para os ensaios.

Tabela 2 - Dimensões do corpo de prova para ensaio de tração

DIMENSÕES, mm [in.]	
G – Comprimento de referência (L_0)	50,0 ± 0,1 [2,000 ± 0,005]
W - Largura	12,5 ± 0,2 [0,500 ± 0,010]
T – Espessura, máxima	16 [0,625]
R- Raio do filete, mínimo	13 [0,5]

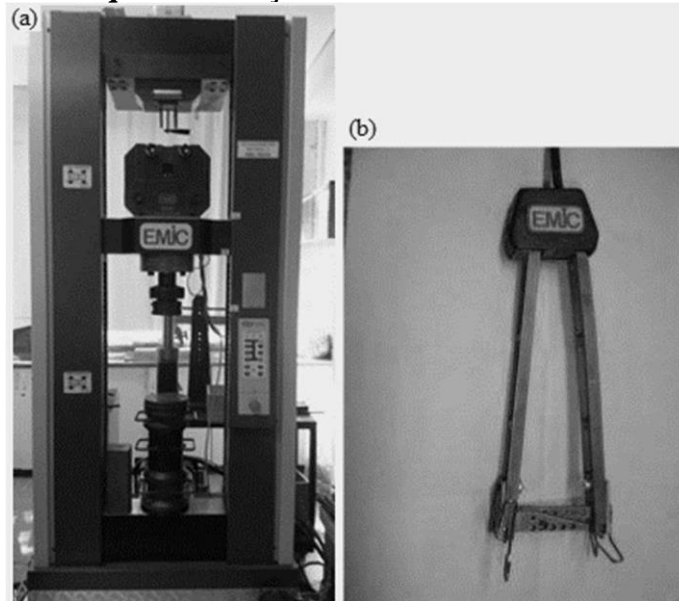
L – Comprimento total, mínimo	200 [8]
A – Comprimento da seção reduzida, mínimo	57 [2,25]
B – Comprimento da seção para fixação do corpo de prova	50 [2]
C – Largura de seção para fixação do corpo de prova	50 [2]
D – Diâmetro do furo do pino, mínimo	13 [0,5]
E - Distância do pino à borda	40 [1,5]
F – Distância entre o furo e o filete, mínimo	13 [0,5]

Fonte: Adaptado de ASTM E8 (2010).

Os corpos de prova foram preparados nos Laboratórios de Processos de Fabricação Mecânica do Departamento de Engenharia Mecânica da PUC Minas. Foram utilizados os processos de corte, furação e acabamento para a obtenção da forma mostrada na Figura 38. No momento da preparação, os danos gerados pela descarga elétrica foram mantidos dentro do comprimento de referência (G), região onde ocorre a estrição. O objetivo é avaliar se houve alteração no limite de escoamento, no limite de resistência e na ductilidade do material. A velocidade dos ensaios foi mantida em 12,5 mm/min de forma a evitar o aumento da temperatura na zona de estrição (LEMOS *et al.* 2013).

Os ensaios de tração foram realizados no Laboratório de Resistência dos Materiais do Departamento de Engenharia Civil da PUC Minas. Foi utilizada a Máquina de Ensaio de Tração e Compressão modelo EMIC® GR048, conforme mostrado na Figura 38 (a). Este equipamento possui uma capacidade máxima de 200 quilo-Newtons (kN) e utiliza extensômetros tipo *clip gage*, conforme Figura 38 (b). A temperatura ambiente se encontrava em 25°C.

Figura 38 - Máquina de tração e extensômetro utilizados no ensaio



Fonte: O próprio autor.

Antes de iniciar a aplicação da carga, o comprimento de referência e a espessura da chapa foram medidos utilizando um paquímetro digital DIGEMESS LR44 1,5V - resolução de 0,01 mm.

3.7 Metalografia

A preparação das amostras de alumínio 7075-T6, assim como, os ensaios de microscopia foram executados nos Laboratórios de Materiais de Construção Mecânica da PUC Minas. Novamente, seguindo a lógica de análise desta pesquisa, foram analisadas as microestruturas das amostras que sofreram danos no ensaio de descargas atmosféricas e aquelas que não. Os corpos de provas danificados foram removidos da amostra 5.

Os corpos de prova passaram pelo processo de embutimento a quente com baquelite. A embutidora Arotec ® PRE40 Automática foi utilizada no processo. Ao todo, foram embutidos 6 corpos de prova, sendo 4 danificadas e 4 que não sofreram danos. Para uma melhor compreensão e organização dos dados coletados decidiu-se dotar a seguinte nomenclatura para o embutimento:

D – amostra danificada no ensaio de descargas elétricas.

N – amostra sem danos.

DN – amostra embutida-superfície exposta normal ao sentido de laminação da chapa.

DT – amostra embutida-superfície exposta transversal ao sentido de laminação da chapa.

DL – amostra embutida-superfície exposta longitudinal ao sentido de laminação da chapa.

Assim, ao final do embutimento obtiveram-se as os corpos de prova (CP) codificados conforme o Quadro 2.

Quadro 2 - Descrição dos códigos dos Corpos de Prova

Código	Descrição	Corpo de Prova (CP)
DDN	Danificado – Direção normal	1
DDT	Danificado – Direção transversal	2
DDL	Danificado – Direção longitudinal	3
NDN	Sem danos – Direção normal	4
NDT	Sem danos – Direção transversal	5
NDL	Sem danos – Direção longitudinal	6

Fonte: Próprio autor.

O lixamento foi feito utilizando as lixas de 180, 320, 400, 500, 600, 1200 mesh. Vale ressaltar que as amostras foram limpas e descontaminadas com água, sabão e álcool absoluto a cada intervalo entre lixas. Para o polimento, foi utilizado pastas de diamante Arotec® de 3 µm e 1 µm (substância abrasiva).

A confirmação da qualidade do polimento foi feita avaliando o estado superficial das amostras no microscópio óptico equipado com o software Axio Scope A1® utilizando ampliação de 200 e 500 vezes. O processo foi dado como concluído a partir do momento em que não foi possível encontrar riscos na superfície a ser analisada.

O ataque químico foi feito com solução de Keller conforme indicado por Mannheimer (2002) e Davis (1993) durante o tempo de 10 a 20 segundos. O Keller é uma solução que contém os seguintes elementos: HNO₃ (2,5 mL) + HCl (1,5 mL) + H₂F₂ (1 mL) + H₂O (95 mL). Após o ataque, as amostras foram lavadas com água, álcool absoluto e secadas com ar quente.

Os corpos de provas lixados e polidos tiveram a sua microestrutura analisada no Laboratório de Microscopia Eletrônica da PUC Minas. Foi utilizado um MEV da marca JEOL®, modelo JSM 6510LV. Durante as análises foram utilizadas as ampliações de 100x, 500x e 2000x para a obtenção das micrografias e obtenção das análises químicas dos elementos constituintes da liga 7075-T6. A Figura 39 mostra o Microscópio Eletrônico de Varredura - MEV utilizado na avaliação das amostras de alumínio.

Figura 39 - MEV utilizado na avaliação das amostras

Fonte: O próprio autor.

A determinação do tamanho de grão é padronizada pela norma ASTM E112-96. Ela consistiu na aquisição de 10 imagens da microestrutura do corpo de prova 4 (DDN) e outras 10 imagens de uma do corpo de provas 1 (NDN). As imagens foram obtidas no Laboratório de Microscopia Óptica da PUC Minas. Para a realização das imagens foi utilizado o Microscópio Óptico Axio® Scope A1, com ampliação de 100x e o *software* AXIO® Vision versão 4.8.2.

A partir das imagens realizadas, fez-se a medição da área de cada grão. Para isso, escolheu-se 20 grãos aleatórios em cada uma das imagens e com o auxílio do software contornou-se cada um desses grãos, seguindo minuciosamente o seu formato. Ao todo, foram medidas as áreas de 400 grãos, sendo 200 grãos referentes ao corpo de prova 4 e 200 grãos provenientes do corpo de prova 1.

Após a medição da área (S) de cada grão, calculou-se a área média (S_{med}) dos 200 grãos de cada amostra em micrometros quadrados (μm^2), a medida do Tamanho de Grão (L) em mm e o número do tamanho de grão (G) foram calculados, respectivamente, por meio das Equações 12, 13 e 14.

$$S_{med} = \frac{\sum_{i=1}^{200} S_i}{200} \quad (12)$$

$$L = \frac{\sqrt{S_{med}}}{1000} \quad (13)$$

$$G = -3,2877 - [6,6439 \times \log(L)] \quad (14)$$

3.8 Difração de raios X

Nesta fase foram analisados o CP1 (danificado) e o CP4 (não danificado). O objetivo foi avaliar a existência de microtensões e microdeformações na matriz do material. Para isso, buscou-se encontrar alterações na densidade das discordâncias e no crescimento de cristalinos. As amostras para o ensaio de difração também foram preparadas no Laboratório de Materiais de Construção Mecânica da PUC Minas. O procedimento seguiu a norma ASTM E311, conforme executado para o ensaio de micrografia. Porém, neste caso, não houve a necessidade do ataque químico.

O ensaio de difração foi conduzido nas dependências do Laboratório de Caracterização do Departamento de Engenharia de Materiais do Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais – CEFET MG. No momento do ensaio, a temperatura ambiente encontrava-se em 25°C. O difratômetro utilizado foi o modelo XDR-77000, fabricado pela Shimadzu. A Tabela 3 mostra os dados de configuração do equipamento no momento do ensaio. A simulação pelo Método de Rietveld seguiu o procedimento descrito na seção 2.3.5.

Tabela 3 - Ajuste do difratômetro de raios X

Tubo de Raio-X	
Filamento	Cobre
Tensão	40 kV
Corrente	30 mA
Escaneamento	
Eixo	2θ
Ângulo de varredura	15° - 100°
Tipo de varredura	Contínua
Velocidade de varredura	2° /min

Fonte: O próprio autor.

3.9 Ensaio de Difração por Elétrons Retroespalhados - EBSD

Os ensaios de difração de elétrons retroespalhados foram conduzidos nas dependências do Centro de Microscopia da Universidade Federal de Minas Gerais. Foram analisados os corpos de prova: CP 1(DDN), CP2 (DDT), CP4 (NDN) e CP5 (NDT). Eles foram preparados

nos laboratórios do próprio Centro de Microscopia. Os corpos de prova foram lixados e polidos de forma convencional. Uma avaliação, quanto ao estado superficial, foi feita por meio de microscópio óptico a cada etapa de lixamento e polimento. Esta ação buscou garantir que a superfície a ser analisada estivesse livre de imperfeições como arranhões e riscos. Por fim, elas foram polidas com uma solução contendo sílica coloidal durante 4 horas.

Após o polimento com sílica, um breve ataque foi feito utilizando o Keller. A metalização, com filme de cobre aplicado na base do CP, teve como objetivo uma melhor condutividade durante o ensaio. O equipamento utilizado foi o MEV FEI Quanta 400, com detector EBSD fabricado pela BRUCKER, modelo E-Flash. O software utilizado foi o Quanta Sprit e hardware o DELL Precision T5610. Para as amostras DN, o equipamento foi ajustado com step size: 0,82 μm , distância de trabalho (WD): 13,1mm, tensão: 30 kVolts, ampliação: 150x, qualidade de imagem de 1200 pixels. O ajuste para as amostras DT seguiu os seguintes parâmetros: step size: 0,70 μm , distância de trabalho (WD): 16,8 mm, tensão: 30 kVolts, ampliação: 300x, qualidade de imagem de 1200 pixels. A Figura 40 mostra um equipamento modelo Quanta 400 utilizado nos ensaios.

Figura 40 - MEV FEI modelo Quanta 400



Fonte: Centro de Microscopia da UFMG (2018).

O tratamento dos dados de EBSD foram feitos no Departamento de Engenharia Metalúrgica da UFMG - DEMET. As amostras foram avaliadas quanto ao mapa de fases, *misorientation* (grau de desorientação) e contornos de grão. A função *Clean Up* do software OIM, que desconsidera grãos menores que um valor pré-determinado, não foi utilizada em função da fragmentação dos grãos. O índice de confiança (IC) e a qualidade da imagem (IQ)

dos corpos de prova que foram analisados pela técnica de EBSD são apresentados na Tabela 4.

Tabela 4 - IC e IQ para os corpos e prova durante as análises de EBSD

Corpo Prova (CP)	Índice de Confiança (IC)	Qualidade da Imagem (IQ)
CP1	0,75	131,30
CP2	0,69	126,75
CP4	0,65	98,98
CP5	0,72	129,12

Fonte: O próprio autor.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

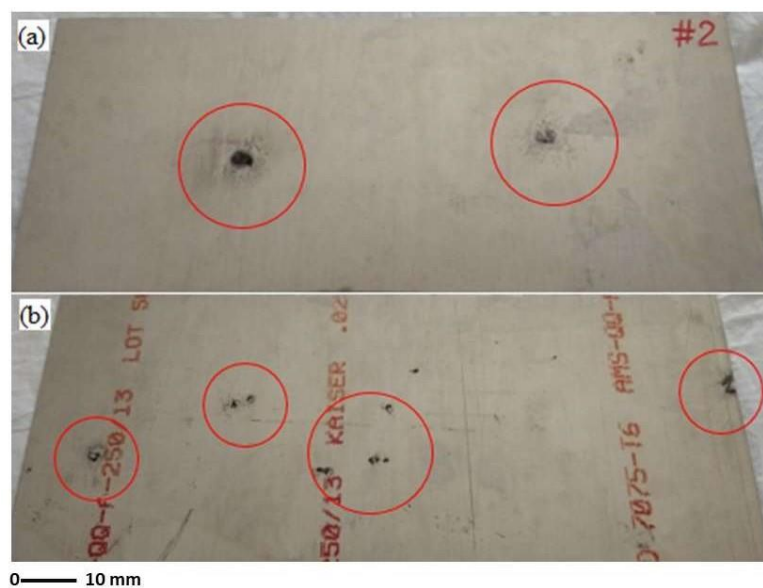
Neste capítulo serão apresentados e discutidos os resultados encontrados nos ensaios/testes feitos no alumínio 7075-T6.

4.1 Ensaio de Descargas Elétricas

Durante a inspeção visual na amostra de número 2, encontrou-se danos superficiais na região de entrada e saída do raio. Todos eles causados pela descarga de corrente elétrica. Verificou-se que os dois danos causados pelo acoplamento da descarga na chapa são muito semelhantes entre si, caracterizados por regiões maiores e bem definidas. Foram identificados sete danos na saída da corrente elétrica. Eles constituíram múltiplos pontos espalhados pela face oposta da chapa. Observou-se que quatro deles ocorreram no entorno dos pontos de acoplamento da descarga. Os demais, nas bordas da chapa.

Verificou-se também a existência de depressões na região dos danos de entrada e saída, indicando perda localizada de material. Vale ressaltar que as depressões foram mais acentuadas nos danos de saída. A Figura 41 (a) mostra os danos causados pela entrada do raio e a Figura 41 (b) mostra os múltiplos danos na saída da corrente elétrica.

Figura 41 - Vista total dos danos de entrada (a) e Danos de saída da amostra número 2 (b)



Fonte: Próprio autor.

4.2 Cálculo da Temperatura Local

Devido à falta de equipamento específico para medição da temperatura no local do acoplamento da descarga, este parâmetro foi estimado por meio da Equação 4. Os valores são apresentados na Tabela 5. Observa-se que a menor temperatura ocorre no ponto de acoplamento da descarga, dano (d), e as maiores temperaturas nas regiões de saída mais próximas a (d), danos (a) e (c). Este fato corrobora Brick (1968), Rupke (2002) e Chemartin *et al.* (2012). Foi encontrada uma temperatura média igual a 30.917,27°C. A temperatura máxima calculada foi no ponto (a) que corresponde ao valor de 32.654,98°C.

Tabela 5 - Temperatura estimada nas regiões danificadas da chapa

Estimativa da Temperatura Local		
Dano	Distância do ponto de acoplamento (mm)	Temperatura Estimada (°C)
a	20	32 x 10^t
b	28	30 x 10 ³
c	25	31 x 10^t
d	0	28 x 10 ³
Temperatura Média	-	30 x 10 ³
Erro Padrão	-	0,1178

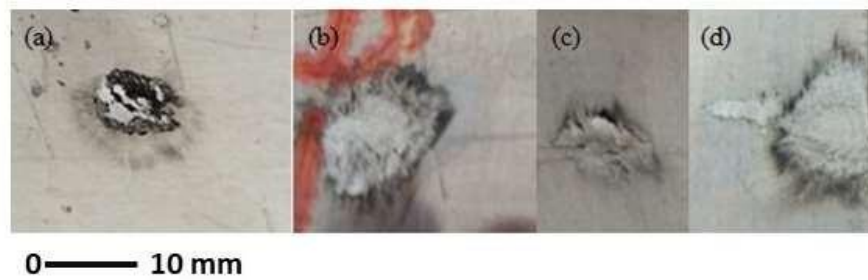
Fonte: Elaborada pelo autor.

4.3 Ensaio de Ultrassom

A profundidade dos danos causados pela descarga foi avaliada pela técnica de ultrassom. Tal procedimento está em conformidade com os padrões recomendados pelos manuais de manutenção dos fabricantes de aeronaves para análise de reparo do tipo *blending* (BOEING 2018; AIRBUS, 2018). Estes padrões são os mesmos utilizados pelas equipes no dia a dia da manutenção de aeronaves. Por meio delas, buscou-se mensurar a redução de espessura da amostra nas regiões danificadas.

Foram analisados 4 danos, sendo 3 gerados pela saída do raio e 1 dano causado pela entrada da corrente elétrica. O critério de escolha para a análise de quais seriam os danos de saída e o dano de entrada a serem analisados, foi a proximidade entre si. Novamente, leva-se em consideração o fato de quanto mais próximo do ponto de acoplamento for a saída da corrente elétrica, maior será a temperatura local (BRICK, 1968; CHEMARTIN *et al.* 2012). A Figura 42 (a), (b) e (c) mostram os danos de saída que foram analisados. A Figura 42 (d) mostra o dano de entrada que foi analisado.

Figura 42 - Danos na região de saída do raio (a) (b) e (c) e (d) dano causado pela entrada do raio



Fonte: O próprio autor.

Os resultados das medições por ultrassom são apresentados na Tabela 6. Nela, pode-se encontrar os valores da Espessura Nominal da amostra (EN), a Espessura nos Danos (ED) e a Espessura Final (EF). Verificou-se que os danos mais profundos foram os danos (a) e (c). Estas regiões também apresentaram as temperaturas mais elevadas.

Tabela 6 - Medições da espessura da amostra nas regiões danificadas

EN (mm)	1,008		
Danos	Área (mm ²)	ED (mm)	Profundidade Máxima EF (mm)
A	6,8760	0,9848	0,232
B	6,6770	0,9934	0,146
C	6,5433	0,9822	0,258
D	7,0020	0,9899	0,181
Desvio Padrão	0,2041	0,0050	0,050
Erro Padrão	0,1021	0,0025	0,025

*Profundidade Máxima (EF) = EN-ED

Fonte: Próprio autor.

4.4 Ensaio de Perfilometria

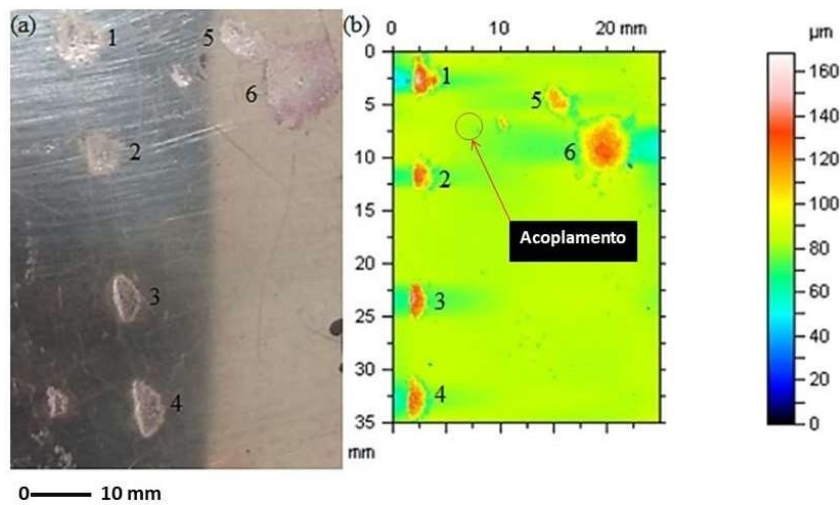
O perfil dos danos foi mensurado pela técnica de perfilometria. O corpo de prova compreendeu uma seção de 450mm x 450mm retirado da amostra de número 3 como pode ser visualizado na Figura 43 (a). O resultado da perfilometria para a análise de profundidade dos danos pode ser visualizado na Figura 43 (b). No gradiente de cores, a cor verde indica uma variação de perfil de 90 μ m. Esse valor é considerado o nominal para o acabamento superficial da chapa, proveniente do processo de laminação. Desta forma, considera-se normal encontrarlo em grande parte da superfície da chapa estudada.

Nesta análise, o gradiente em azul corresponde a um perfil superficial que varia entre 40 e 70 μ m, portanto acima do nível da chapa. Estas alterações geométricas, que foram

encontradas nas proximidades dos danos, podem ser interpretadas como saliências causadas pela deformação da chapa no momento da saída da corrente elétrica. Chemartin *et al.* (2012) afirma que podem ser geradas pressões de até 50 bar quando a corrente elétrica deixa a chapa. Em outras palavras, pode se afirmar que a saída da corrente elétrica gerou forças capazes de deformar (ondular) a chapa naquelas regiões.

As depressões ou locais onde houve perda de material, são mostradas no gradiente em amarelo e vermelho. Elas podem ser interpretadas como regiões que sofreram arrancamento de material no momento da saída da corrente elétrica. Tal fenômeno pode ter sido causado pela fusão ou até mesmo sublimação devido a elevada temperatura local (SAE ARP 5412). Segundo a escala mostrada na Figura 43 (b), a profundidade nestas regiões pode variar entre 100 a 150 μm . Como referência, o ponto de acoplamento da descarga elétrica é indicado ao centro da amostra. Observa-se que os danos mais próximos desta região são o 1, 2, 5 e 6.

Figura 43 - Amostra utilizada na perfilometria (a), resultado da avaliação de espessura no perfilômetro (b)



Fonte: Elaborada pelo autor.

A Tabela 7 mostra as profundidades máximas encontradas nas regiões dos danos após a avaliação com o perfilômetro. Observa-se que as maiores profundidades foram encontradas nos danos 1, 2, 3 e 6. Todos eles estão localizados próximos ao ponto de acoplamento da descarga. O dano 5 pode ser considerado uma extensão do dano 6, motivo pelo qual não apresentou uma perda de material elevada.

Tabela 7 - Profundidades dos danos da amostra nas regiões danificadas

Dano	Profundidade Máxima (mm)
1	0,223
2	0,264
3	0,198
4	0,176
5	0,121
6	0,272

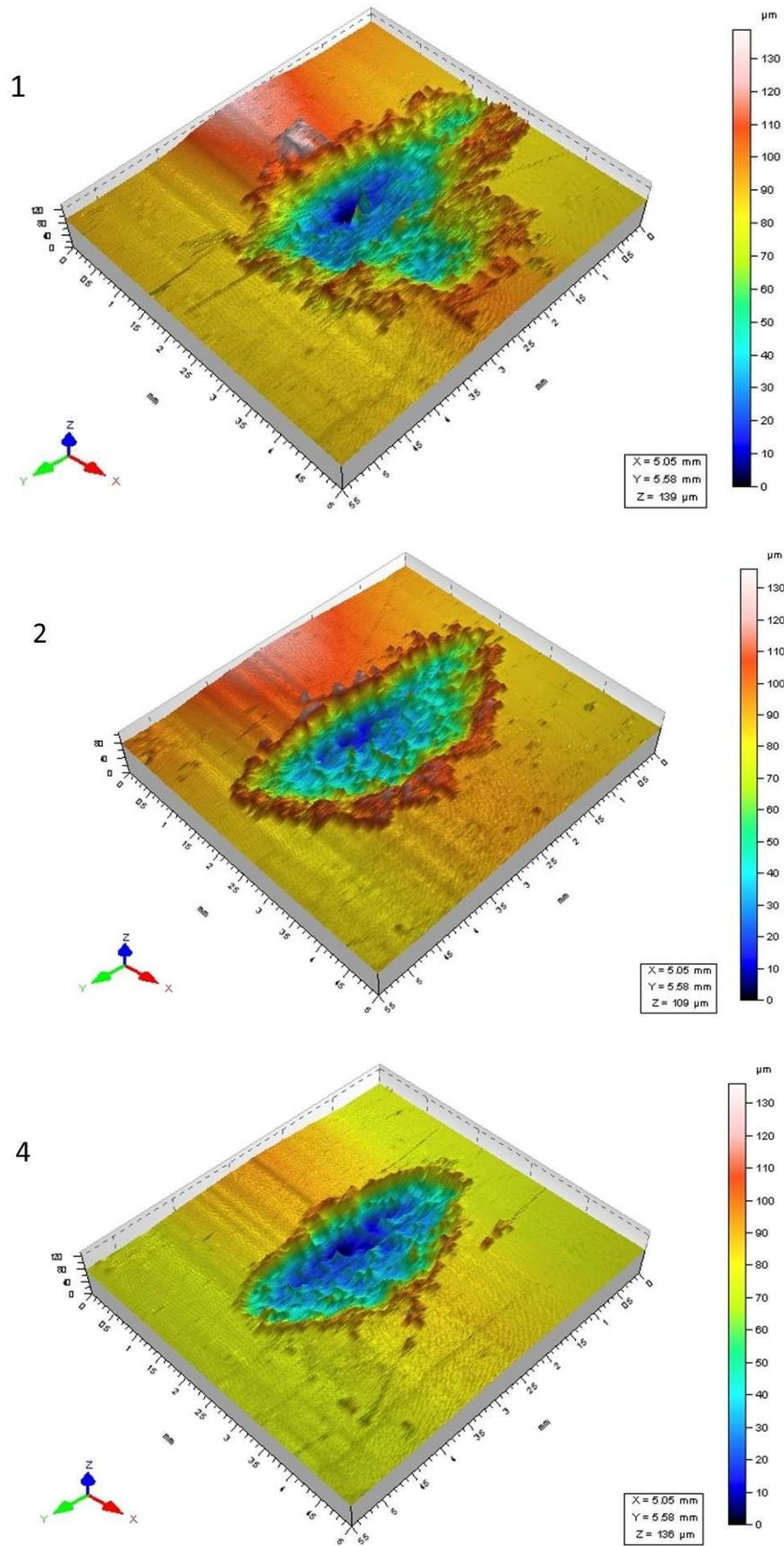
Fonte: Próprio autor.

A Figura 44 apresenta os resultados da análise de perfil para os danos 1, 2, 4 e 6. As imagens foram mostradas sob uma ampliação de 5 vezes. Busca-se com estas imagens mostrar em detalhes o perfil do dano causado pela saída da corrente elétrica na chapa em regiões próximas e afastadas do ponto de acoplamento da descarga.

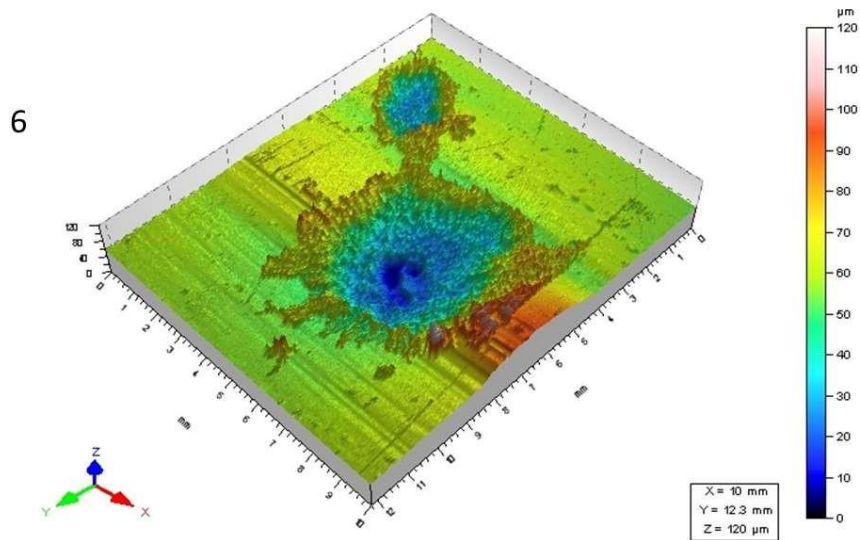
Pode-se observar que os danos 1, 2 e 6, que estão mais próximos ao ponto de acoplamento da descarga, e, portanto, atingiram maior temperatura, apresentam mais acúmulo de material em suas imediações se comparado ao dano 4. Nesta análise, o software do perfilômetro interpreta as depressões em azul e a saliências em vermelho. Pode-se observar que o material lançado no momento da saída da corrente elétrica forma saliências no entorno das depressões.

A existência de áreas irregulares como as encontradas durante a avaliação com o perfilômetro aponta regiões de fluxo aerodinâmico instável que pode ocasionar perturbações aerodinâmicas pontuais. Além disso, a localização de danos de tal natureza nas proximidades de sensores como as tomadas de pressão estáticas pode causar perturbação da camada limite de ar, gerando alterações consideráveis nas informações de velocidade e altimetria da aeronave (BOEING, 2018; AIRBUS, 2018).

As imagens extraídas do perfilômetro corroboram a execução de procedimentos já adotados pelos fabricantes como o *blending*. Como já foi citado, este procedimento tem por objetivo eliminar da superfície o excesso de material localizado nas redondezas do dano, deixando-o mais suave e aerodinâmico possível.

Figura 44 - Análise de perfil dos danos 1,2,4 e 6 da amostra 3

Fonte: Próprio autor.

Figura 44 – (Continuação) - Análise de perfil dos danos 1,2,4 e 6 da amostra 3

Fonte: Próprio autor.

A Tabela 8 apresenta a área e o volume de material removido na região de cada dano. Nota-se que os danos **1**, **2** e **6** apresentam as maiores reduções de volume. Isso reforça os dados mostrados na Tabela 7. Nela, os mesmos danos apresentaram maior redução de espessura local.

Tabela 8 - Área e volume removidos nas regiões danificadas

Dano	Área (mm ²)	Volume (mm ³)
1	3,39	18,00 E-6
2	2,50	16,40 E-6
3	2,73	5,92 E-6
4	2,55	7,88 E-6
5	1,87	4,56 E-6
6	23,7	48,50 E-6

Fonte: O próprio autor.

4.5 Ensaio de Tração

Com o ensaio de tração buscou-se avaliar se a resistência mecânica do alumínio foi afetada pela descarga elétrica. Os resultados obtidos podem ser vistos na Tabela 9. Nota-se a redução da tensão de escoamento, do limite de resistência e do alongamento nos corpos de provas que sofreram danos pela descarga elétrica. O valor da tensão de escoamento média sofreu um decréscimo de 4,3% e o valor do limite de resistência médio reduziu 6%, se

comparado às amostras que não sofreram danos. A característica mais afetada foi o alongamento percentual que sofreu uma redução de 48,77%, o que sugere uma queda na ductilidade do material.

Isadare *et al.* (2012) e Kaçar e Guleryuz (2015) afirmam que o alumínio 7075, apresentam elevação nos valores do limite de resistência, na tensão de escoamento e dureza, após sofrerem rápido resfriamento durante o tratamento térmico acima de 140°C. Contudo, o alongamento percentual apresenta valores menores caracterizando perda de ductilidade da liga. Os autores ainda afirmam que o envelhecimento à temperatura de 140°C, por períodos de no mínimo 12 horas causa redução nos valores do limite de resistência, tensão de escoamento e dureza, elevando o valor do alongamento percentual. Tal fenômeno se deve ao mecanismo de difusão assistida que ocorre na liga, a formação de precipitados, de fases intermetálicas, o deslocamento de impurezas e partículas presentes na matriz durante o resfriamento do material (RAFIQ; ABDULAH, 2000, CRISTOFFER *et al.* 2009).

Além disso, precipitados com dimensões iguais ou maiores do que 1µm, na matriz do alumínio 7075, causa efeitos negativos em suas propriedades mecânicas. Dentre eles, alterações na dureza, a redução da resiliência, do limite de resistência e da vida em fadiga do material (JOSEPH *et al.* 1971; ROBSON, 2004; FAN *et al.* 2006; ISADARE *et al.* 2012). Esta afirmação corrobora os resultados encontrados no ensaio de tração. Ela também permite sugerir que o alongamento dos corpos de prova danificados foi afetado devido a alterações metalúrgicas causadas pela elevação da temperatura local. O rápido resfriamento da região atingida pela descarga elétrica, ocasionou a redução do alongamento com elevação da tensão de escoamento e do limite de resistência. Possíveis alterações na dureza serão verificadas a seguir por meio do ensaio de penetração instrumentada.

Tabela 9 - Comparação entre os valores encontrados no ensaio de tração

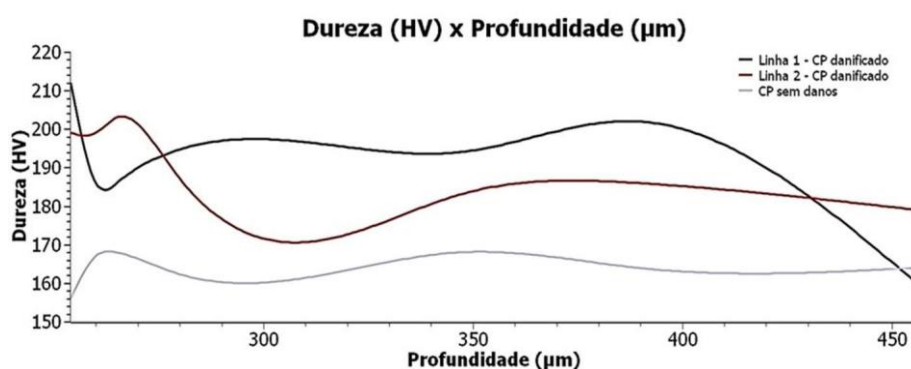
Alumínio 7075-T6	Com danos				Sem danos			
	CP 7	CP 8	CP 9	Valor Médio	CP 10	CP 12	CP 13	Valor Médio
Espeçura: 1,00mm								
Tensão de escoamento (MPa)	525,25	565,64	498,60	529,83	498,54	504,72	517,91	507,06
Limite de resistência (MPa)	576,59	535,54	421,80	511,31	552,65	505,15	435,62	497,80
Alongamento (%)	7,07	7,70	8,52	7,76	15,46	14,98	15,02	15,15

Fonte: Elaborada pelo autor

4.6 Penetração Instrumentada

O ensaio de penetração instrumentada foi feito ao longo da seção transversal do CP2 e no CP5 para efeito de comparação entre um corpo de prova danificado e outro não. No caso do CP2, considera-se como superfície da chapa o local atingido pela descarga elétrica. Ao todo foram feitas trinta indentações distribuídas em linha na região central da seção transversal do corpo de provas, seguindo a direção e sentido da superfície para a base. Dentre as trinta indentações, vinte foram feitas na CP2 e dez na CP5.

A Figura 45 mostra o gráfico criado a partir dos dados coletados durante o ensaio. A região que compreende a profundidade entre 250 μ m e 460 μ m foi estabelecida para as medições devido a possibilidade de menor influência das bordas da chapa.

Figura 45 - Gráfico do ensaio de dureza instrumentada

Fonte: O próprio autor.

As curvas mostraram que a dureza na CP2 é maior do que na CP5. Ainda na CP2, é possível observar que a dureza se torna maior em regiões mais próximas à superfície da chapa. A variação brusca nas curvas pode ser interpretada pelas indentações feitas nos contornos de grão ou sobre precipitados. Estas regiões possuem valores de dureza que destoam, para menos (contornos de grão) ou para mais (precipitados), dos valores encontrados na maior parte da matriz do material. Comparando o valor, da dureza nominal da chapa apresentado na Tabela 1, com os valores médio obtidos no ensaio, verifica-se que a chapa foi fornecida com dureza média de 160 HV e apresentou dureza média de 192 HV na região danificada. Houve, portanto, um acréscimo de 17% na dureza do material nesta região.

Estes resultados são corroborados por Isadare *et al.* (2012) e Kaçar e Guleryuz (2015) que afirmam que há elevação da dureza no alumínio 7075 ao sofrer um rápido resfriamento após aquecimento acima de 140°C. A constatação de alterações nas características mecânicas na região danificada, verificadas pelo ensaio de tração e pelo ensaio de penetração instrumentada, também sugere o aparecimento de microtensões e microdeformações na matriz do material. A verificação de possíveis alterações na rede cristalina do material foi feita através da difração de raios X. Os resultados das análises serão mostrados na seção 4.7.

4.7 Difração de Raios X

A difração de raios X foi feita na CP1 e teve como objetivo avaliar possíveis alterações na densidade de discordância da rede cristalina, assim como a microdeformação por meio da análise do tamanho do cristalito. Como mostrado na Tabela 10, os resultados indicam que houve elevação nos valores da densidade de discordância, tamanho de cristalito e microdeformação.

Para Robson, Tunner e Truman (2012), o rápido resfriamento durante o tratamento térmico das ligas 7075 pode gerar o microdeformações plásticas causada por um estado triaxial de tensões na parte interna da rede cristalina do material. Este fenômeno pode ser seguido de um estado biaxial de compressão em sua superfície. Silva *et al.* (2010), afirma que o crescimento do cristalito causa uma expansão da rede cristalina do material o que eleva a microdeformação. Para Humprays e Hatherly (2004), variações na densidade de discordância da rede cristalina ocasiona alterações nas características mecânicas do material como a redução da ductilidade.

Tabela 10 - Resultados das simulações dos espectros de difração de raios X no MAUD

Amostras	Densidade de discordâncias (ρ)			
Direções cristalinas	111	200	220	311
CP1	2,33E+12	2,69E+12	7,21E+12	3,79E+11
CP4	1,02E+13	2,56E+12	1,11E+12	3,75E+12
Amostras	Microdeformação (%)			
Direções cristalinas	111	200	220	311
CP1	3,23E-04	4,14E-04	4,65E-04	3,74E-04
CP4	5,42E-04	1,30E-04	3,70E-04	3,60E-04
Amostras	Tamanho do cristalito (nm)			
Direções cristalinas	111	200	220	311
CP1	2969,157	3202,359	3777,2	4776,867
CP4	1136,207	939,278	856,915	1060,474

Fonte: O próprio autor.

O aumento na densidade de discordâncias da rede contribuiu para os resultados obtidos no ensaio de tração, uma vez que se verificou a redução do alongamento percentual, o que indica queda na ductilidade dos corpos de prova danificados pela descarga elétrica.

4.8 Técnicas de Metalografia e EBSD

Neste tópico serão apresentados os resultados encontrados durante as análises dos dados obtidos pela avaliação das amostras das técnicas de metalografia e EBSD.

4.8.1 Análise do tamanho de grão

Os resultados das análises do tamanho de grão via microscopia óptica mostraram que a descarga elétrica não ocasionou alteração nas dimensões dos grãos do material. Tal fato pode ser evidenciado por meio dos cálculos que se encontram na Tabela 11. Nela, são comparados os valores calculados para o CP1 e CP4. Não foi observada diferença considerável entre o tamanho de grão de ambos os corpos de prova. Isso mostra que a elevada temperatura local não ocasionou crescimento de grãos no material.

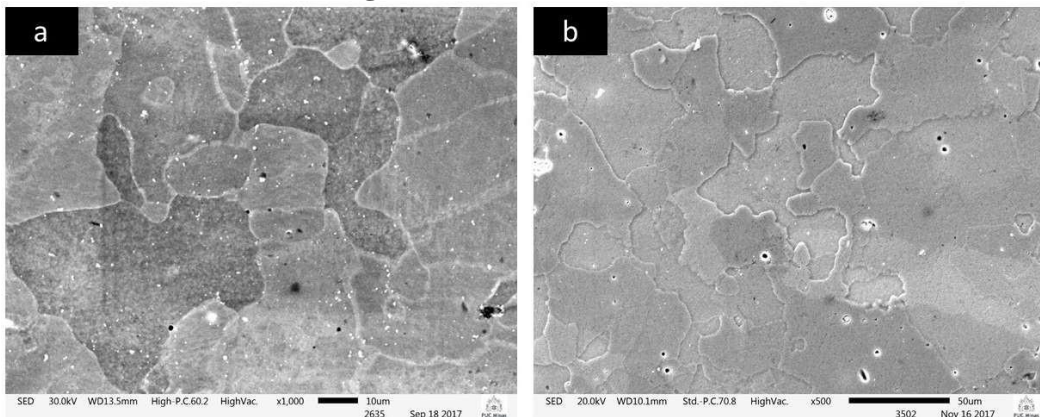
Tabela 11 - Cálculo do crescimento de grão

Variáveis	CP1	CP 4
Medida do Tamanho de grão (μm)	39,740	33,860
N° Tamanho de grão (G) ASTM	6,018	6,480
Desvio Padrão	0,039	0,034

Fonte: Elaborada pelo autor.

Na Figura 46 (a) pode-se ver os contornos de grãos da região do CP1 em ampliação de 1000x. Vale ressaltar que a amostra sofreu ataque com Keller. Na Figura 46 (b) os contornos de grãos do CP 4 em ampliação de 500 vezes.

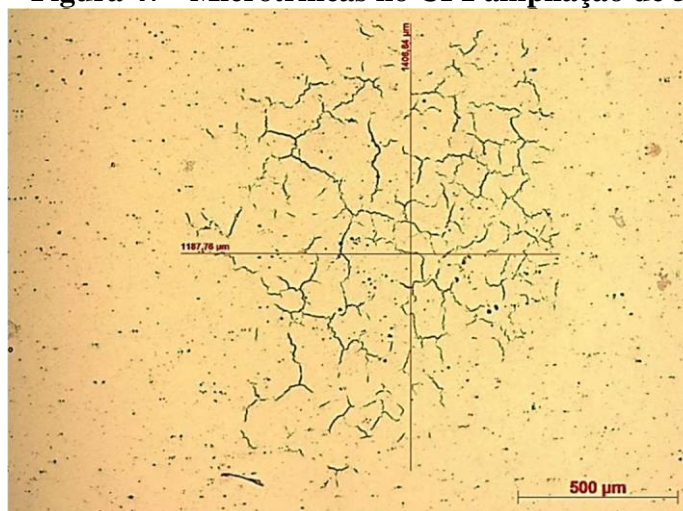
Figura 46 - Ampliação de 1000x na região danificada do CP 1 (a), ampliação de 500x a região sem danos do CP4 (b)



Fonte: O próprio autor.

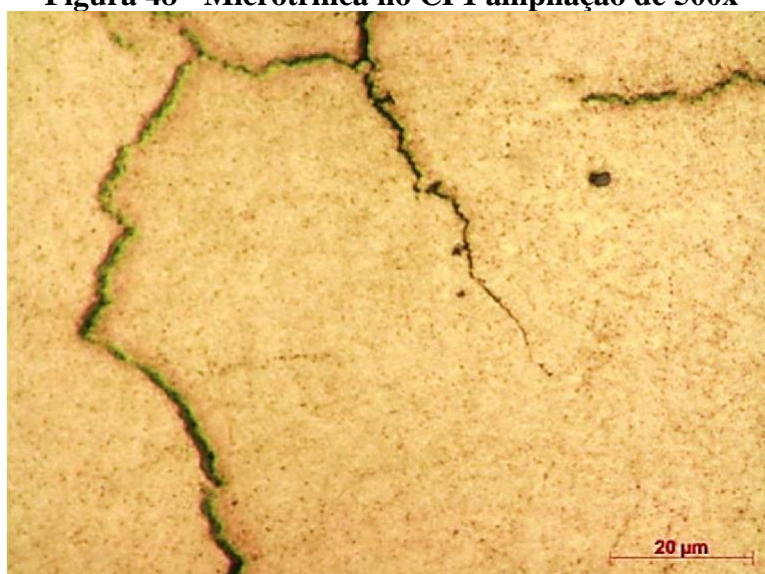
4.8.2 *Imagens obtidas pelo microscópio óptico*

A avaliação por meio do microscópio óptico nas ampliações 50x e 500x mostraram a existência de microtrincas na superfície da CP1. Elas não foram detectadas pelo teste de ultrassom. Tal evidência pode ser visualizada na Figura 47. Deve-se ressaltar que o corpo de provas foi apenas polido e não sofreu ataque químico.

Figura 47 - Microtrincas no CP1 ampliação de 50x

Fonte: O próprio autor.

A Figura 48 mostra em ampliação de 500x uma das seções das trincas encontradas na CP 1. Segundo a escala, elas ultrapassam 20 µm de comprimento. Ming, Hung e Lui (2018) afirmam que fases intermetálicas e precipitados de dimensões maiores do que 1µm ocasionam a nucleação de microtrincas ao seu redor. A nucleação das microtrincas pode ser influenciado pela combinação entre as cargas mecânicas, as variações térmicas e pelos precipitados formados durante o resfriamento repentino do material (BANNANTINE; COMER; HANDROCK, 1990; FISSOLO, 2002). A redução da ductilidade contribui para o crescimento de microtrincas na matriz do material (LEE, 2005).

Figura 48 - Microtrinca no CP1 ampliação de 500x

Fonte: O próprio autor.

A Figura 49 apresenta uma vista da seção transversal do CP2, abaixo da superfície atingida pela descarga elétrica. Nela, é possível visualizar duas áreas distintas: a Região 1 e a Região 2. A primeira apresenta uma tonalidade mais escura na microestrutura do material, o que chama a atenção, principalmente por estar imediatamente abaixo da região atingida pela descarga elétrica.

Esta área possui uma profundidade média da ordem de 206,32 μm a partir da superfície da chapa e dureza média de 210 HV. Portanto, 24% maior do que a dureza média da chapa que é de 160 HV. Com base nas discussões feitas até o momento, sugere-se que a Região 1 possui um maior número de fases intermetálicas e precipitados, e conseqüentemente, microtrincas do que a Região 2.

Figura 49 - Região abaixo do dano no CP2. Ampliação de 50x



Fonte: O próprio autor.

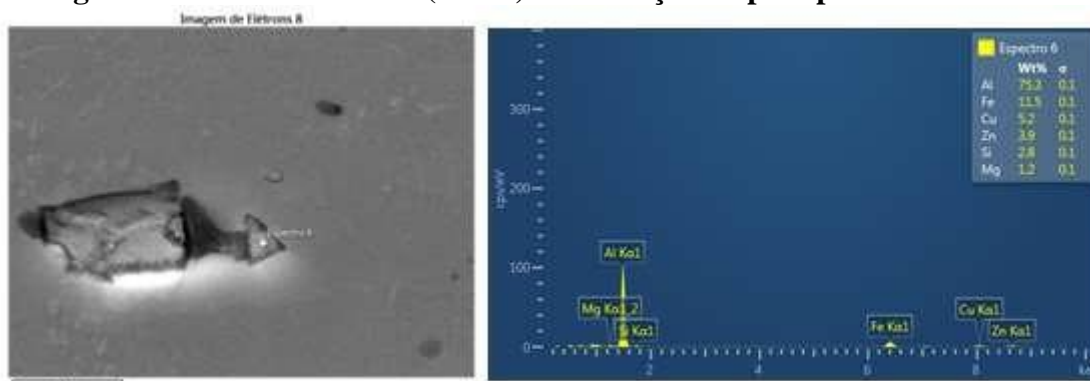
4.8.3 Análises pelo EDS

A técnica de EDS foi utilizada para avaliar a seção transversal da CP2. Os resultados mostraram a nucleação de fases intermetálicas na Região 1 e Região 2, formando precipitados de dimensões maiores do que 1 μm . A região analisada pelo EDS, compreende a seção entre 100 μm e 450 μm abaixo da superfície danificada.

Os resultados indicam a nucleação das fases intermetálicas $\text{Al}_{13}\text{Fe}_4$ e Mg_2Si além de ser encontrada a fase $\text{Al}_{17}\text{Cu}_2\text{Fe}$ gerando precipitados com dimensões acima de 1 μm . As

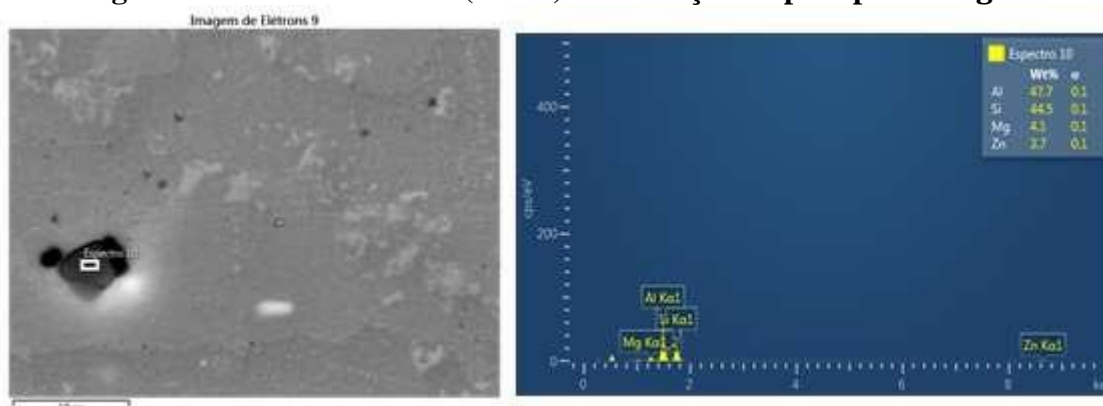
Figuras 50, 51 e 52 mostram os precipitados sob a ampliação de 1000 vezes.

Figura 50 - Análise de EDS (1000x) – Formação de precipitado $Al_{17}Cu_2Fe$



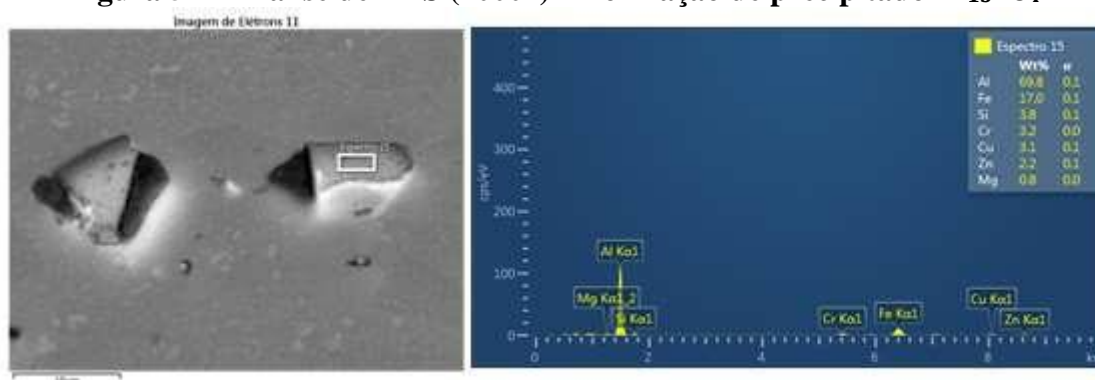
Fonte: O próprio autor.

Figura 51 - Análise de EDS (1000x) – Formação de precipitado Mg_2Si



Fonte: O próprio autor.

Figura 52 - Análise de EDS (1000x) – Formação de precipitado $Al_{13}Fe_4$



Fonte: O próprio autor.

Isadore *et al.* (2012) conduziu um estudo sobre a nucleação de fases intermetálicas durante o tratamento térmico em ligas de alumínio 7075 e verificou que, após o resfriamento lento durante o processo de recozimento, os elementos químicos como Mg, Cu e Fe tendem a tomar formas laminares ao longo da microestrutura deste material. Contudo, se ocorrer o

resfriamento repentino, estes elementos aglomeram-se formando precipitados intermetálicos ou ‘fases intermetálicas grosseiras’, como chama o autor, que podem atingir dimensões maiores do que $1\mu\text{m}$.

Segundo Li *et al.* (2015), as ligas da família 7000 são ricas em Mn, Si, Fe e Cu de forma que durante o processo de resfriamento do tratamento térmico, podem ocorrer a formação de fases intermetálicas na matriz do material. A formação destas fases dependerá, segundo os autores, do tempo de resfriamento após a fase de aquecimento. Um resfriamento lento permitirá uma distribuição homogênea dos elementos na matriz, enquanto um resfriamento brusco causará a precipitação.

O autor ainda afirma que precipitados grosseiros com dimensões entre $\geq 1\mu\text{m}$ e $\leq 10\mu\text{m}$, causam zonas de concentração de tensão ao seu redor que podem ocasionar a ruptura dos contornos de grão. Este fenômeno dá início a nucleação de microtrincas. A quantidade de microtrincas é proporcional ao campo de tensão existente, e tem influência direta na redução da capacidade de resistência à fadiga do material (LI *et al.* 2015).

Fan *et al.* (2006) afirma que a formação de precipitados MgZn_2 , por exemplo, ocorre durante o rápido resfriamento do alumínio liga 7075, quando este é exposto ao processo de envelhecimento acompanhado de um rápido resfriamento. Tal fenômeno se deve ao fato de não haver tempo suficiente para a redistribuição homogênea do magnésio e do zinco na matriz do alumínio.

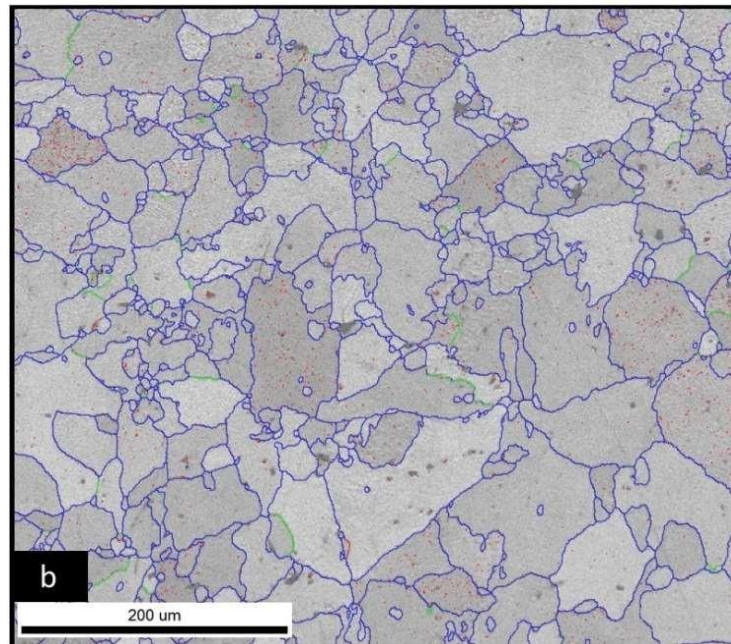
O autor ressalta que além do MgZn_2 , outros precipitados como $\text{Al}_{17}\text{Cu}_2\text{Fe}$, $\text{Al}_{13}\text{Fe}_4$, Mg_2Si e Cu_2Fe , podem ser formados durante rápido resfriamento das ligas 7000 durante o tratamento térmico. O principal motivo para este fenômeno é o intervalo curto de tempo para a distribuição homogênea dos elementos químicos na matriz do alumínio. O EDS feito na superfície normal da CP1 e na Região 1 e 2 da CP 2 mostraram a formação de $\text{Al}_{17}\text{Cu}_2\text{Fe}$, $\text{Al}_{13}\text{Fe}_4$ e Mg_2Si . Estes resultados são corroborados pelos trabalhos citados e por Chemartin *et al.* (2012) que confirma o rápido resfriamento no local de acoplamento e saída da descarga atmosférica na fuselagem das aeronaves.

4.8.4 Análise de EBSD

As Figura 53 e 54 mostram os mapas de contorno de grãos da CP4 e CP1, respectivamente. A cor azul indica os contornos de grão, que são regiões de elevado grau de discordância na rede cristalina do material. Na Figura 54 é possível visualizar as microtrincas ao longo da superfície do CP1. As regiões destacadas em vermelho mostram danos causados

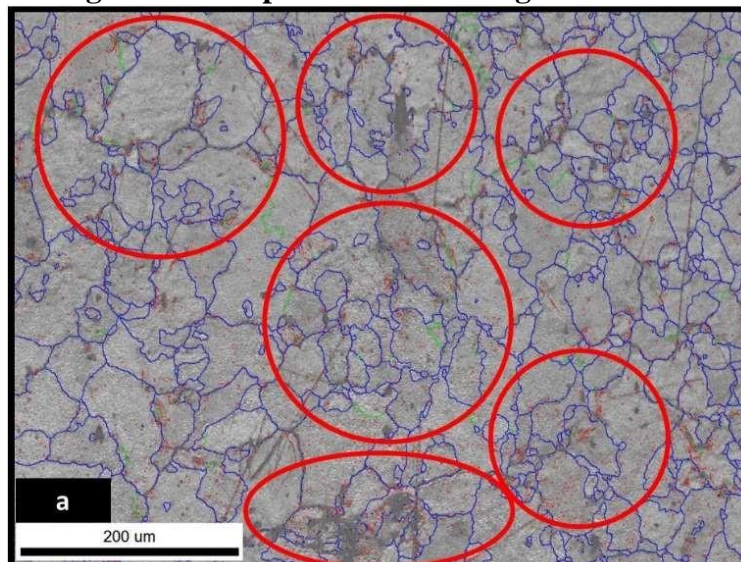
na matriz de alumínio pela ação da progressão das microtrincas. Nota-se que elas seguem ao longo dos contornos de grãos, pois a alta densidade de discordância, existente nestas regiões, facilita sua progressão. Estes danos, não são visíveis na superfície do CP4, corpo de prova que não sofreu os efeitos da descarga elétrica.

Figura 53 - Mapa de contorno de grãos da CP4



Fonte: O próprio autor.

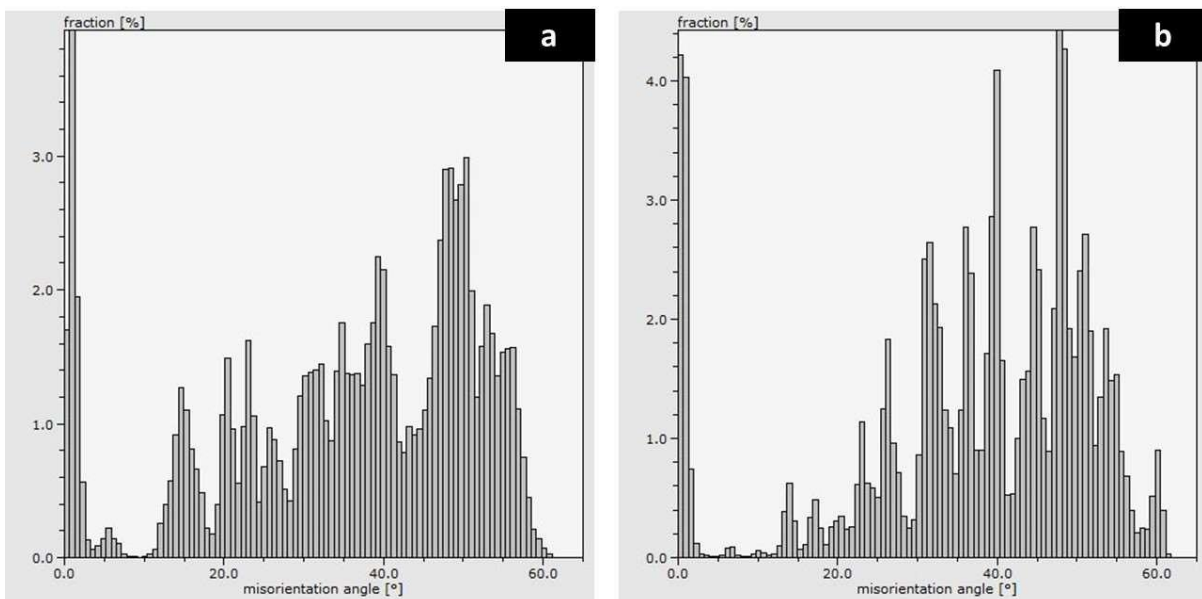
Figura 54 - Mapa de contorno de grãos da CP 1



Fonte: O próprio autor.

A Figura 55 (a) e (b) mostram, respectivamente, os mapas de diferença de orientação cristalográfica entre regiões da rede cristalina do CP4 e CP1. As diferenças de orientações entre 2° e 15° indicam contornos de grãos de baixo ângulo (*Low Angle Grain Boundaries - LAGBs*) e entre 15° e 57.5° indicam contornos de grãos de alto ângulo (*High Angle Boundaries - HAGBs*) (Brandon, 1966). Os contornos de alto ângulo indicam alta densidade de discordância na rede cristalina e os contornos de baixo ângulo apontam redução na densidade de discordância do material. Comparando os mapas, pode-se observar que o número de contornos de grão de baixo ângulo é maior no CP4 se comparado ao CP1, indicando que o corpo de provas danificado possui uma densidade de discordâncias maior do que o sem danos. Tal fato corrobora os resultados encontrados na difração de raios X que também apontou uma elevação na densidade de discordâncias do CP1.

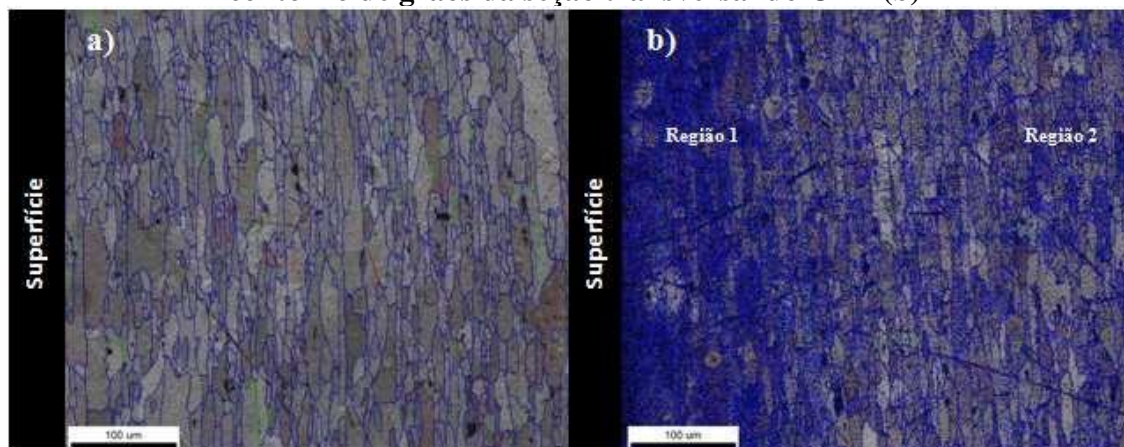
Figura 55 - Mapa de contorno de grãos do CP4 (a) e do CP1 (b).



Fonte: O próprio autor.

A Figura 56 mostra o resultado da análise do mapa de contornos de grão na CP 5 e CP 2. No CP2 a Região 1 apresenta maior número de discordâncias se comparado à Região 2. Esta imagem indica que regiões mais próximas à superfície da chapa estão mais danificadas do que as regiões mais próximas à sua base.

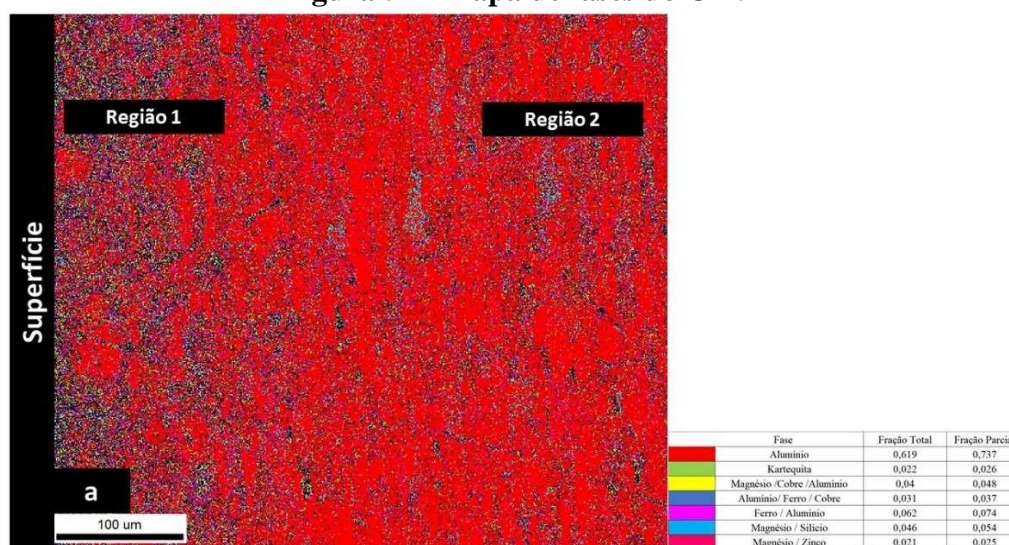
Figura 56 - Imagens do EBSD – Mapa de contorno de grãos do CP 5 (a) e Mapa de contorno de grãos da seção transversal do CP 2 (b)



Fonte: O próprio autor.

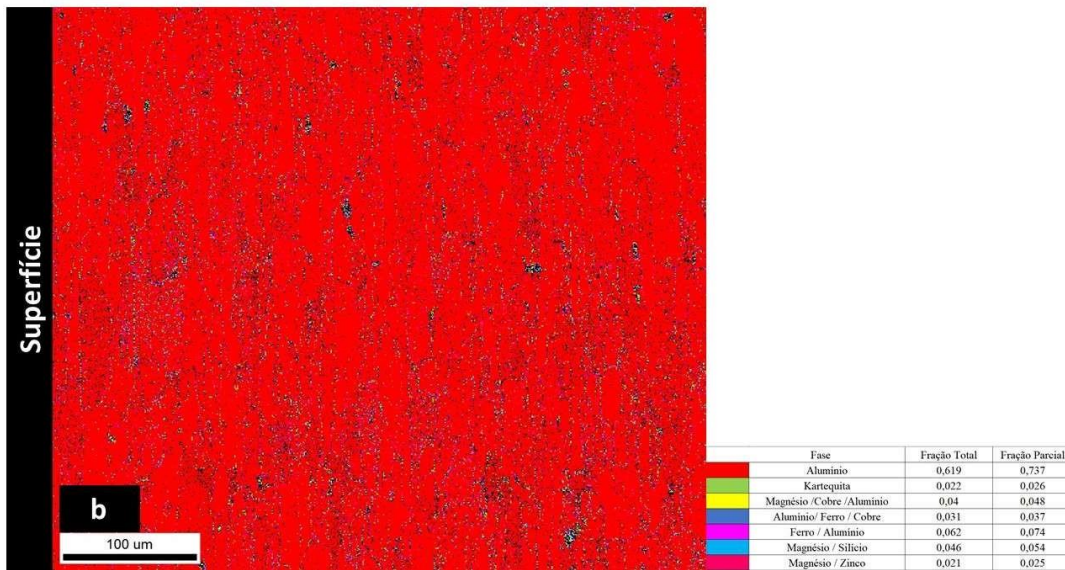
Segundo o ensaio de penetração instrumentada, a Região 1 apresentou dureza média mais elevada do que a Região 2, tal fato sugere uma maior quantidade de fases intermetálicas e precipitados nessa área. Esta afirmação é suportada pelas imagens apresentadas na Figura 57, que mostra a distribuição das fases no CP5. Pode-se observar uma distribuição homogênea dos precipitados, muitos deles formados durante o tratamento T6 (ISADARE *et al.* 2012). A Figura 58 apresenta a distribuição das fases no CP2. Observa-se que a maior concentração de precipitados pode ser constatada na Região 1, onde, conforme Figura 55(b), há maior densidade de discordâncias.

Figura 57 - Mapa de fases do CP 5



Fonte: O próprio autor.

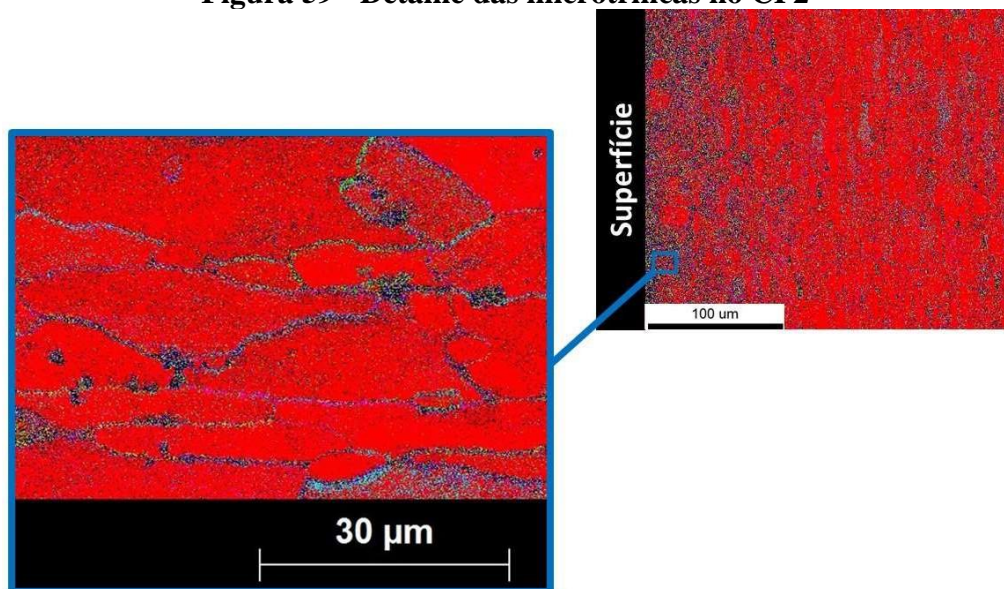
Figura 58 - Mapa de fases do CP 2



Fonte: O próprio autor.

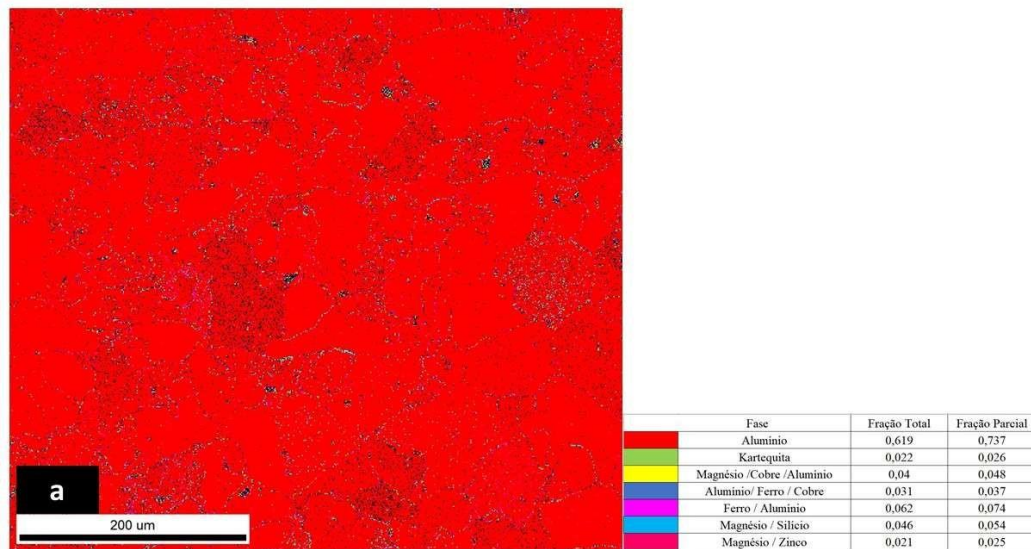
A Figura 59 mostra uma análise mais detalhada por EBSD, feita na Região 1, próximo a superfície da chapa. Pode-se constatar que a precipitação ocorreu preferencialmente nos contornos de grão, local onde é possível observar a propagação das microtrincas.

Figura 59 - Detalhe das microtrincas no CP2



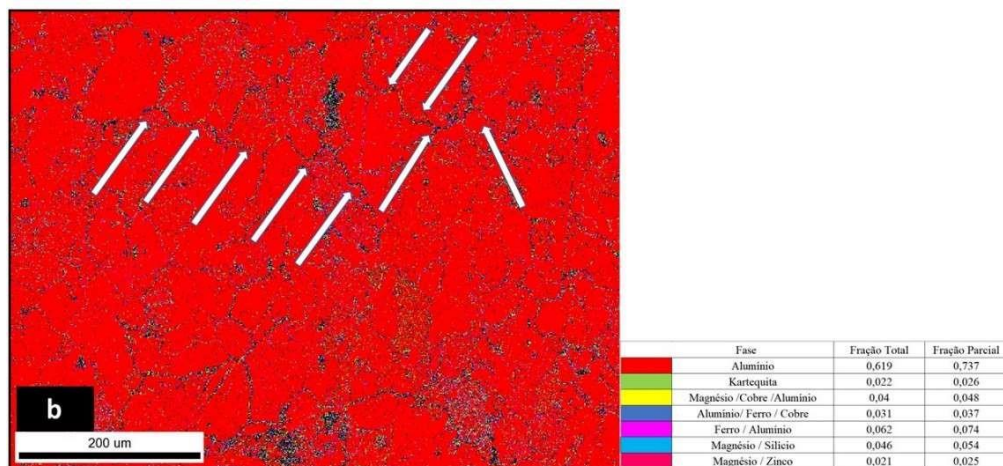
Fonte: O próprio autor.

A Figura 59 (a) mostra que, assim como, na Figura 56 (a), os precipitados que aparecem na matriz de alumínio estão distribuídos de forma homogênea. Alguns deles são provenientes do processo de tratamento térmico T6.

Figura 60 - Mapa de fases do CP4

Fonte: O próprio autor.

Na Figura 61 observa-se que os precipitados se formaram nos contornos de grão do material, assim como mostrado na Figura 58. Nota-se também que as microtrincas, indicadas por setas, se propagam ao longo dos contornos de grão, regiões de alta densidade de discordâncias.

Figura 61 - Mapa de fases pelo EBSD da CP1

Fonte: O próprio autor

5 CONCLUSÃO

Com base nos resultados obtidos e respeitando as condições de contorno impostas aos testes/ensaios, pode-se concluir que para uma chapa de alumínio, não revestida, da liga 7075-T6 de 1 mm de espessura:

- a. O efeito *swept* ocasiona danos pontuais e caracterizados por depressões na entrada da descarga elétrica. Sua profundidade pode atingir até 0,181 mm. A saída da descarga também é caracterizada por múltiplas pequenas depressões de profundidade máxima equivalente à 0,258 mm.
- b. A temperatura máxima no local do dano pode atingir 32.654,98 °C. Os danos ocasionados pela saída da descarga apresentam temperaturas mais elevadas do que os danos de entrada.
- c. Os danos mais próximos do ponto de acoplamento da descarga apresentam maior valor de temperatura e conseqüentemente maior profundidade devido a perda de material por sublimação.
- d. A saída da corrente elétrica deforma a chapa além de projetar material nas redondezas do dano. Este fenômeno cria picos que variam entre 40µm a 90µm ao redor do dano. Procedimentos como o *blending* são aplicados nas correções geométricas da região danificada reduzindo impacto no perfil aerodinâmico local.
- e. A elevada temperatura local e o rápido resfriamento, em função da boa condutividade térmica, causam alterações metalúrgicas a matriz do material que afetam a estrutura cristalina do alumínio 7075-T6. Como resultado há o aparecimento de microtrincas na superfície e na seção transversal da região danificada. Elas são provenientes dos campos de tensão formados a partir da nucleação de precipitados como $Al_{17}Cu_2Fe$, $Al_{13}Fe_4$ e Mg_2Si .
- f. A formação de precipitados também altera as características mecânicas do material na superfície danificada e abaixo dela. Verificou-se o aparecimento de uma região de profundidade média 206 µm, abaixo da região danificada pela saída da descarga elétrica, que sofre alterações metalúrgicas, e, portanto, apresenta características mecânicas como: densidade de discordância da rede cristalina, microdeformação e dureza diferentes das regiões não danificadas. O alongamento sofre queda considerável e a dureza tem seu valor elevado.

- g. A formação de precipitados intermetálicos na matriz de alumínio pode explicar o aparecimento das microtrincas. Além disso, precipitados com dimensões iguais ou maiores do que $1\mu\text{m}$, na matriz do alumínio 7075, causa efeitos negativos em suas propriedades mecânicas. Dentre eles, alterações na dureza, do limite de resistência do material.
- h. Uma vez formadas, as trincas se propagam ao longo dos contornos de grão, criando regiões de elevado grau de discordância. Os precipitados concentram-se ao longo das trincas por se tratar de regiões de alta energia.
- i. As microtrincas são visíveis ao microscópio óptico, mas não são identificadas pelo ultrassom quando utilizado o ajuste padrão para avaliação de danos para o reparo tipo *blending*. Sugere-se estudos em busca de novos ajustes para o equipamento ou novos procedimentos para detectá-las.
- j. Sugere-se que reparos estruturais do tipo *blending*, confeccionados em chapas de 1 mm de espessura, atingidos por descargas atmosféricas, contemplem remoção de material até $206\mu\text{m}$. Este procedimento tem como objetivo eliminar a região que possui maior concentração de fases intermetálicas e precipitados que ocasionam a nucleação das microtrincas.

Sugere-se como estudos futuros a reprodução dos ensaios e testes executados neste trabalho em chapas revestidas em *primer* e pintadas com tintas à base de epóxi. Ambos os materiais são utilizados na indústria da aviação para proteção do revestimento estrutural. Além disso, considera-se importante avaliar a vida em fadiga do material danificado pela corrente elétrica. As conclusões provenientes de tais estudos serão importantes para a indústria aeronáutica contribuindo para um melhor entendimento sobre a resposta da chapa danificada em serviço.

REFERÊNCIAS

- AIRBUS, **Aviation Data and Statistics**. 2017. Disponível em: <https://www.airbus/data_research/aviation_data_statistics>. Acesso em: 03 mar. 2018.
- AIRBUS, Structure Repair Manual – A319/A320. Training Course Practice Manual. **Lightning Strike Repair**. 2018.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E112-96**: Standard test methods for determining average grain size, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2004.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E1150-87**: Standard definition terms of fatigue, astm international, West Conshohocken, PA, 1987.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E797/ E797M - 15**: Standard Practice for Measuring Thickness by Manual Ultrasonic Pulse-Echo Contact Method, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2015.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E311**: Recommended Practice for Sampling and Sample Preparation Techniques in Spectrochemical Analysis (Withdrawn 1982), 1975.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E8**: Standard test methods for tension testing of metallic materials, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2010.
- ANDREUCCI, R. **Ensaio por Ultrassom**. [S.l.]: ABENDE, 2008.
- ASM HANDBOOK, **Fatigue and Fracture**, [S. l.]: ASM International, 2012.
- ASM HANDBOOK; **Mechanical Testing and Evaluation**, 2nd ed. Ohio: ASM International. v.8, pp. 676-2235, 1996.
- ASM INTERNATIONAL, **Advanced Materials & Processes**, v. 166, i. 5, 2008.
- ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **ABNT. NBR 5462: 1994**. Confiabilidade e Manutenibilidade. Rio de Janeiro: ABNT, 1994.
- BANNANTINE, J.A.; COMER, J.J.; HANDROCK, J.L. **Fundamentals of Metal Fatigue Analysis**, 2nd ed. New Jersey: Prentice Hall, USA, 1990.
- BARTON, N.R; BENSON, D.J; BECKER, R. Crystal level continuum modelling of phase transformations: the $\alpha' \leftrightarrow \epsilon$ transformation in iron, **Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering**, v.13, p.707-731, 2005.
- BOEING. **Aircraft Structural Repair**. Training Course Descriptions. USA, [2018]. Disponível em: <http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/commercial/services/flight-operations-solutions/training-and-resourcing/maintenance-training/assets/pdf/Boeing_Structures_Training_Courses.pdf>. Acesso em: 27 mar. 2018.

- BOEING. **Aviation Data and Statistics**. 2017. Disponível em: <https://www.boeing/data_research/aviation_data_statistics>. Acesso em: 15 abr. 2018
- BOEING. **Lightning Strikes: Protection, Inspection, and Repair**. Aeromagazine. AERO, 2012. Disponível em: <https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2012_q4/4/>. Acesso em: 20 mar. 2018.
- BRANDON, D. G. The structure of high-angle grain boundaries, **Acta Metallurgica**, v.14, n. 11, p. 1479-1484, 1966.
- BRICK R. O, A. Method for Establishing Lightning Resistance and Skin Thickness Requirements for Aircraft, **AFAL-TR-68-290**, part II, 1968.
- CENABIO III – Centro Nacional de Bioimagem. **Microscopia eletrônica: Microscopia de Transmissão e Microanálise**. [S.l.], 2018. Disponível em: <<https://sites.google.com/site/cenabioiii/home/microscopia-eletronica>>. Acesso em: 02 dez. 2018.
- CIVIL AVIATION SAFETY AUTHORITY AUSTRALIA – CSAA, **Aircraft damage and repair report**, 2000.
- CHEMARTIN, L. *et al.* Direct Effects on the Aircraft Structure: Analysis of Thermal, Electrical and Mechanical Constrains. **Journal Aerospace Lab**, i. 5, 2012.
- CRIPPS, A, A, F., A simple phenomenological approach to nanoindentation. **Materials Science and Engineering**, v.8385, p74-84, 2004.
- CRIPPS, A, A, F., Critical review of analysis and interpretation of nanoindentation test, **Surface & Coatings Technology**, v200, 2006, p.4253 - 4165.
- CRISTOFFER, Fransson. **Accelerated Aging of Aluminum Alloys**. Degree Project of 30 credit points. Master of Science in Engineering, Mechanical Engineering, Kalrstad University, Karlstad, 2009. Disponível em: <<http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:284078/FULLTEXT02>>. Acesso em: 05 mar. 2018.
- CULLITY, B.D. **Elements of X-Ray Diffraction**. 3rd ed. United States: Adson Wesley Publish Company, 2001. Disponível em: <https://www.researchgate.net/profile/Ahmed_Hassanien/post/What_is_the_main_purpose_of_XRD_analysis_of_materials_How_it_is_different_from_EDS_analysis/attachment/59d64b9279197b80779a5988/AS%3A480622478139392%401491600736594/download/B.+D.+CULLITY-Elements+of+X-RAY+DIFFRACTION-SECOND+EDITION.pdf>. Acesso em: 05 abr. 2018.
- COSTA, Christiano José Menezes da. **Análise topológica experimental por perfilometria cíclica indutiva de superfícies de paredes estruturais**. 2013. 80f. Dissertação (Mestrado) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2013.
- DAFÉ, Sara Silva Ferreira de. Efeito da deformação a frio e recozimento sobre a

microestrutura, textura e propriedades mecânicas de um aço baixo C contendo 17%Mn. 2013. 123 f. Tese (Doutorado) - Universidade Federal de Minas Gerais, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Metalúrgica, Materiais e de Minas, Belo Horizonte, 2013.

DAR, R.; CHEN.; Y., Nanoindentation studies of small-scale martensitic transformations and ductile precipitate effects in dual-phase polycrystalline shape memory alloys, **Acta Materialia**, v.91, 2015, v.112–127.

DAVIS, Joseph R. (Ed.). **Metals handbook**. 2nd ed. ASM International, 1993.

DEDAVID, Berenice Anina; GOMES, Carmen Isse; MACHADO, Giovanna. **Microscopia eletrônica de varredura: aplicações e preparação de amostras: materiais poliméricos, metálicos e semicondutores** - Porto Alegre:EDIPUCRS, 2007.

DONG Q., GUO Y., JIA Y., Coupled electrical-thermal-pyrolytic analysis of carbon fiber/epoxy composites subjected to lightning strike. Elsevier 2015.

EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY- EASA. **Aviation Data and Statistics**, 2018. Disponível em: <https://www.easa/data_research/aviation_data_statistics> Acesso em: 03 abr. 2018.

FACCIO, Ian. **Investigações sobre o acabamento superficial de usinagens com altíssima velocidade de corte**. 2002. Dissertação (Mestrado) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Escola Politécnica - Universidade de São Paulo, São Paulo, 2003. Disponível em: <doi:10.11606/D.3.2003.tde-23072003-135507>. Acesso em: 05 mar. 2018.

FAN, Xi-gang et al. Evolution of eutectic structures in Al-Zn-Mg-Cu alloys during heat treatment. **Transactions of Nonferrous Metals Society of China**, [S.l.], v. 16, n. 3, p.577-581, jun. 2006. Elsevier BV. [http://dx.doi.org/10.1016/s1003-6326\(06\)60101-5](http://dx.doi.org/10.1016/s1003-6326(06)60101-5).

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION -FAA, **Aviation Data and Statistics**, 2016. Disponível em: <https://www.faa.gov/data_research/aviation_data_statistics>. Acesso em: 10 abr. 2018.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION -FAA, **Aviation Data and Statistics**, 2012, acesso em 10/04/2018 <<https://www.faa.gov>>

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION -FAA, Widespread Fatigue Damage, **Federal Register**, v. 64, 2009.

FISHER, F. A.; PLUMER, J. A.; PERALA, R. A. **Lightning Protection of aircraft**. 1. ed. Pittsfield: Lightning Technologies, 1990.

FISHER, F. A.; PLUMER, J. A.; PERALA, R. A. **Lightning Protection of Aircraft**. 2nd ed. Lightning Technologies Inc., 2004.

FISSOLO, A.; ROBERTSON, C.; MAILLOT, V.; Prediction of Crack Initiation and Growth under Thermal Fatigue; **Thermomechanical Fatigue & Fracture**, p. 67-105.USA: Computational Mechanics Inc., 2002. Disponível em: ISBN 1-85312-549-0. Acesso em: 15 abr. 2018.

GOLDSTEIN J.I.; NEWBURY D. E.; ECHIL P; JOY D.C.; ROMIG JR. A.D; LYMAN C.E.; FIORI C.; LIFSHIN E. **Scanning electron microscopy and X-ray microanalysis**. New York: Plenum Press; 1992.

GUPTA, Saurabh Kumar; PANDEY, KN; KUMAR, Rajneesh. Multi-objective optimization of friction stir welding process parameters for joining of dissimilar AA5083/AA6063 aluminum alloys using hybrid approach. **Journal of Materials: Design and Applications**, v. 232, i. 4, p. 343-353, 2018. Disponível em: <<https://doi.org/10.1177%2F1464420715627294>>. Acesso em: 17 jun. 2018.

HALL A. Thunderstorm Protection of Aircraft Radomes. **International Conference on Lightning and Static Electricity**, Seattle, 19-23 sep. 2005.

HUMPRAYS, J.F., HATHERLY, M. **Recrystallization and Related Annealing Phenomena**. 2nd ed. Elsevier, 2004.

INTEGRATED PUBLISHING. **Airman – Aviation theories and other practice**. [S.l.], 2018. Disponível em: <<http://navyaviation.tpub.com/14014/css/Bonding-114.htm>>. Acesso em: 14 mar. 2018.

ISADARE, Adeyemi Dayo *et al.* Effect of heat treatment on some mechanical properties of 7075 aluminium alloy. **Materials Research**, São Carlos, v. 16, n. 1, p.190-194, 4 dez. 2012. FapUNIFESP (SciELO). Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1590/s1516-14392012005000167>>. Acesso em: 24 jun. 2018.

JIN, Nong; ZHOU, Shyi. Identification of impacting factors of surface defects in hot rolling process using multi-level regression analysis. **Transactions of NAMRI/SME**, v.32, p. 557-564, 2004. Disponível em: <<http://homepages.cae.wisc.edu/~zhous/papers/N-044.pdf>>. Acesso em: 14 mar. 2018.

JONES, Catherine E.; NORMAN, Patrick J.; SZTYKIEL, Michal. Electrical and thermal effects of fault currents in aircraft electrical power systems with composite aero-structures. **IEE Transactions on Transportation Electrification**, v.4, i.3, p.660-670, 2018. Disponível em: <<https://doi.org/10.1109/TTE.2018.2833838>>. Acesso em: 15 jun. 2018.

JOSEPH H M, HYMAN R. Influence of nonequilibrium second-phase formed during solidification upon the mechanical behavior of an aluminium alloy [J]. **Metall Trans**, 1971, 2(2): 427– 432.

KAÇAR, Ramazan; GULERYUZ, Kemal. Effect of Quenching Rate and Pre-strain on the Strain Ageing Behaviors of 7075 Aluminum Alloys. **Materials Research**, São Carlos, v. 18, n. 2, p. 328-333, 2015.

KAISER ALUMINUM. **Our Company**. Kaiser Aluminum, 2018. Disponível em: <<https://www.kaiseraluminum.com/about-us/our-company/>>. Acesso em: 27 jul. 2018.

KAISER ALUMINUM. **Product Information**: Flat Rolled Products – 7075 Technical Data, 2017. Disponível em: <<https://www.kaiseraluminum.com/customer-portal/product-information/>>. Acesso em: 27 jul. 2018.

KAMARA P. C., DINESH P. Study of Fatigue Crack Growth in Heat Treated Aluminium 2024. **International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology**. 2014.

KESTENBAC, H.J.; BOTA FILHO W.J. **Microscopia eletrônica transmissão e varredura**. São Paulo: ABM, 1994.

KRUCKENBERG, Teresa M., PUJAR, Vijay V. **Lightning Strike Protection for Composites Components** (Chula Vista, CA). US Patent Number 20180065758, Nov. 3 2017, Mar. 8 2018. Disponível em: <<https://patents.justia.com/patent/20180065758>>. Acesso em: 15 jun. 2018.

KUMAR, H. *et al.* Effect of tool rotation speed on microstructure and tensile properties of FSW joints of 2024-T351 and 7075-T651 reinforced with SiC nano particle: The role of FWS single pass. **AIP Conference Proceedings**, v. 1943, i.1, 2018. Disponível em: <<https://doi.org/10.1063/1.5029632>>. Acesso em: 15 jun. 2018.

LEE, Yung-Li *et al.* **Fatigue Testing and Analysis: Theory and Practice**. 1st ed. Michigan: Butterworth-Heinemann, 2005.

LEMOS, Guilherme Vieira Braga *et al.* Estudo dos dados obtidos em ensaio de tração acompanhados de termografia. In: 68^o CONGRESSO ANUAL DA ABM, 7., 2013, Belo Horizonte. **Anais eletrônicos...** Belo Horizonte: ABM, 2013. Disponível em: <<https://lume.ufrgs.br/bitstream/handle/10183/78860/000900303.pdf?sequence=1&isAllowed=y>>. Acesso em: 14 mar. 2018.

LI, Ling *et al.* Effects of heat treatment and strain rate on the microstructure and mechanical properties of 6061 Al alloy. **International Journal of Damage Mechanics**, [S.l.], v. 25, n. 1, p.26-41, 23 jan. 2015. SAGE Publications. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1177/1056789515569088>>. Acesso em: 15 jun. 2018.

LIBRANTZ, H.; LIBRANTZ, A. F. L. Descargas eletricas atmosfericas e suas interacoes com aeronaves. **Exacta**, Sao Paulo, v. 4, n. 2, p. 247-258, 2006.

LUTTEROTTI, Luca. **MAUD Program**, versão 2.79, 2017. Disponível em: <<http://maud.radiographema.eu/>>. Acesso em: 21 dez. 2017.

LUTTEROTTI, Luca. **MAUD tutorial**– Instrumental broadening determination, Dipartimento di Ingegneria dei Materiali, Università di Trento, Italy, 2006. 18 slides: color. Disponível em: <<http://www.ing.unitn.it/~maud/tutorial/InstrumentalBroadening.pdf>>. Acesso em: 21 dez. 2017.

MACINTOSH, H., D. **Case Study of Aircraft Wing Manufacture**, 2003. Disponível em: <https://global.oup.com/us/companion.websites/fdscontent/uscompanion/us/static/companion.websites/9780195157826/Chapter_19.pdf>. Acesso em: 12 abr. 2018.

MATTHIES, S.; PRIESMEYERA, H. G.; DAYMOND, M. R. On the diffractive determination of single-crystal elastic constants using polycrystalline samples, **Journal of Applied Crystallography**, v. 34, p. 585-601, 2001.

MICHÉL, D. M. **Propriedades Mecânicas e Fraturas Induzidas por Nanoindentação em Filmes de Carbono Amorfo Hidrogenado**. 2005. 129 f. Tese (Doutorado) - Curso de Pós-Graduação em Física da Universidade federal do Paraná, Curitiba, 2005.

MEDEIROS, J.T.N, **Fadiga de Contato de Discos Metálicos não Submetidos a Ensaio a Seco de Rolamento Cíclico**. 2002. Tese (Doutorado) - Escola Politécnica de São Paulo, Universidade de São Paulo, 2002.

MIL-HDBK-694. **Aluminum and Aluminum Alloys**. Washington: Department of Defense of United States, 1966. Disponível em: <<https://pt.scribd.com/doc/118262053/MIL-HDBK-694-Aluminum-Properties>>. Acesso em: 21 dez. 2017.

MILLAN, M. Rodrigues; GONZALEZ, D. García; RUSINEK, A.; ARIAS, A. Perforation mechanics of 2024 aluminum protective plates subjected to impact by different nose shapes of projectiles. **Thin-Walled Structures**, v.123, p. 1-10, 2018. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.tws.2017.11.004>>. Acesso em: 12 jul. 2018.

MING H.K.; HUNG F.Y.; LUI T.S. **Enhanced Formability and Accelerated Precipitation Behavior of 7075 Al Alloy Extruded Rod by High Temperature Aging**. **Metal**, vol.8, 2018.

MITCHARD, D. *et al.* **Experimental and theoretical evaluation of aluminum deflection due to lightning strikes**. In: International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference. 5., 2016. Portugal. **Anais...** Portugal: ESARS-ITEC, Sep. 2016.

MOLENT *et al.* Damage tolerance demonstration testing for the Australian F/A-18. **International Journal of Fatigue**, v. 31, p. 1031-1038, 2009.

MORALES, L.F.G.; HIRINCHS, R.; FERNANDES, L.A. A técnica de difração de elétrons retroespalhados em MEV e a sua aplicação no estudo de rochas deformadas. **Revista de Pesquisa em Geociências**. Porto Alegre. 2007.

MORGAN, D.; HARDWICK, C.J.; MEAKINS, A. J. The Interaction of Lightning with Aircraft and the Challenges of Lightning Testing, **Journal Aerospace Lab**, i.5, p. 1-9, 2012. Disponível em: <http://www.aerospacelab-journal.org/sites/www.aerospacelab-journal.org/files/AL05-11_0.pdf>. Acesso em: 21 dez. 2017.

NAGATANI, T.; SAITO S, SATO, M.; YAMADA, M. Development of an ultra-high-resolution scanning electron microscope by means of a field emission source and in-lens system. **Scanning Microscopy**, v.11, 901-909, 1987.

NIRGUDE, S. K.; CHOUDHARI, Chandrashekhar; KALPANDE, S. D. A Review on Pre/Post Treatments Used in Friction Stir Welding. **International Conference on Advances in Thermal Systems, Materials and Design Engineering**, 2017. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.2139/ssrn.3101621>>. Acesso em: 15 jun. 2018.

NIU, M. C. Y. **Composite Airframe Structures: Practical Design Information and Data**. 3rd ed. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd., 2010.

NORTHEAST STATE EMERGENCY CONSORTIUM - NESEC. Disponível em: <<http://nsec.org/>>. Acesso em: 04 abr. 2018.

OLIVEIRA, Claudinei José. Interação dinâmica entre irregularidades dimensionais em **componentes mecânicos que trabalham em movimento de rotação**. 2010. 169f. Tese (Doutorado) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2010. Disponível em: <http://www.biblioteca.pucminas.br/teses/EngMecanica_OliveiraCJO_1.pdf>. Acesso em: 15 mar. 2018.

PINTO, A. L., LOPES, A. M. **A utilização da técnica de EBSD em estudos de microtextura e mesotextura**. In: TSCHIPTSCHIN *et al.* Textura e Relações de Orientação: deformação plástica, recristalização e crescimento de grão. São Paulo, p. 297-311, 2001.

POPA, N. C. The (hkl) dependence of diffraction-line broadening caused by strain and size for all laue groups in Rietveld refinement, **Journal of Applied Crystallography**, v. 31, p. 176-180, 1998.

RAFIQ, A.S.; ABDULAH, H.A. Influence of Aging Parameters on the Mechanical Properties of 6063 Aluminum Alloy. **Jornal of Materials and Processing Technology**, v.102, i. 1-3, p. 234-240, 2000.

RAHIM, Erween A.; SASAHARA, Hiroyuki. High performance machining of carbon fiber-reinforced plastics. **Sustainable Composites For Aerospace Applications**, [S.l.], p.211-226, 2018. Elsevier. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/B978-0-08-102131-6.00010-4>>. Acesso em: 27 jul. 2018.

RAJESH P.S.M., GAGNÉ M., SAPIEHA K., **Metallization of Carbon Fiber Reinforced Polymers for Lightning Strike Protection**. ASM International, 2015.

RANDLE, Valerie. **Microtexture Determinations and Its Application**. 2nd ed. London: The Institute of Materials. 2003.

RANDLE V.; ENGLER O. **Introduction to Texture Analysis: Macrotecture, Microtexture and Orientation Mapping**. CRC, London, 2003.

REID, C. N., 1973. **Deformation geometry for materials scientists**. Pergamon Press; 1st edition, 211 p.

RIETVELD, H. M. A profile refinement method for nuclear and magnetic structures, **Journal of Applied Crystallography**, v. 2, p. 65-71, 1969.

RODRIGUES, Mônica Costa. **Estudo de casos de seleção dos materiais e processos para a fabricação de fuselagens**. 2013. 51f. Monografia (Graduação) - Universidade Estadual Paulista – UNESP, Guaratinguetá. 2013. Disponível em: <<https://repositorio.unesp.br/bitstream/handle/11449/120836/000736617.pdf?sequence=1&is>>

Allowed=y>. Acesso em: 21 mar. 2018.

ROBSON, J. D. Microstructural evolution in aluminium alloy 7050 during processing [J]. **Materials Science and Engineering A**, v.382, p.112–121, 2004.

ROBSON, J.S., TUNNER, D.A.; TRUMAN, C.E. The influence of quench sensitivity on residual stresses in the aluminium alloys 7010 and 7075. **Materials Characterization**, v.65, p. 73-85, 2012. Elsevier. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.matchar.2012.01.005>>. Acesso em: 21 mar. 2018.

RUPKE, E. J. **What happens when lightning strikes an airplane**, Scientific American, 2002a. Disponível em: < <http://www.scientificamerican.com/article/what-happens-when-lightning> >. Acesso em: 27 jul. 2018.

RUPKE, E. J.(Ed.). **Lightning Direct Effects Handbook**. Pittsfield: Lightning Technologies Inc., 2002b. Disponível em: < <https://www.niar.wichita.edu/agate/Documents/Lightning/WP3.1-031027-043.pdf>>. Acesso em: 15 mar. 2018.

SCHWALBE K.H. Introduction to session nine: Thin sheet fracture mechanics. **Fracture and Fatigue**, p. 267-276, 2018. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/B978-0-08-026161-4.50181-3>>. Acesso em: 27 jul.2018.

SEDMAK, Aleksandar; KOZAK, Dražan. Fatigue crack growth in friction stir welded AA 2024 T joint. In: **Mini-Symposium Stochastic Vibrations and Fatigue: Theory and Applications**. 2017.

SERRANO, A. C. **Estudo da Fadiga na liga de alumínio 7475 – T761**: pesquisa no campo de ligas para uso em aeronaves e os possíveis danos estruturais devido à fadiga em tais ligas. 2013. 98f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2014.

SHIMADZU. **XRD-6100: Difratorômetro de Raios X**. [S.l]: Difratorômetros, 2018. Disponível em: <<http://www.shimadzu.com.br/analitica/produtos/difratometros/xrd-6100.shtml>>. Acesso em: 5 set. 2018.

SIKORSKY AIRCRAFT. **Overview – Lightning Protection of Aircraft and Avionics**. Stratford, Connecticut, 14 oct. 2003. Disponível em: <<https://pt.scribd.com/document/212548902/Lightning-Protection-Aircraft-Avionics>>. Acesso em: 25 jun. 2018.

SILVA S.T., NUNES M.A.M, OLIVEIRA M.V., SILVA G.G., Análise do Tamanho de Cristalito e Microdeformação da Rede Cristalina do Carbetto de Tungstênio Moído de Alta Energia. In: CONGRESSO BRASILEIRO DE ENGENHARIA E CIÊNCIA DOS MATERIAIS, 19., 2010, Campos do Jordão. **Anais eletrônicos...** Campos do Jordão-SP: CBECimat, 2010.

SINGH G., BHUI S.A., BAINS S.P., EFFECT OF HEAT TREATMENT ON MECHANICAL PROPERTIES OF AL 7075 ALLOY. Ministry of Science and High Education of the Russian Federation Perm National Research Polytechnic University. 2018

SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS. **SAE ARP 5412/ 1999-08**: Aircraft Lightning, 1999.

SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS. **SAE ARP 5414B/ 2018-12**: Aircraft Lightning Zone, 2012.

SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS. **SAE ARP 5416 /2005-03**: Aircraft Lightning Test Methods, 2005.

SONG, X. *et al.* Residual stresses in Linear Friction Welding of aluminium alloys. **Materials & Design**, [S.l.], v. 50, p.360-369, set. 2013. Elsevier BV. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1016/j.matdes.2013.03.051>>. Acesso em: 20 jun. 2018.

SOUSA, Weslei Patrick Teodósio; SANTOS, Dagoberto Brandão; DAFÉ, Sara Silva Ferreira de. Estudo dos mecanismos de deformação em um aço TRIP/TWIP com 17% de Mn e baixo C submetido a esforços de tração. In: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA, 10., 2016. Fortaleza-CE. **Anais eletrônicos...** Fortaleza-CE: CONEM, 2016.

SOUZA H.S., Cinética de Amolecimento da Liga de Alumínio AA7075 Durante Recozimento Após a Laminação a Frio. Dissertação de Mestrado. Escola Politécnica de São Paulo. 2018

SUDOK, A. K; WARD, L. J. Elastic constants and internal friction of martensite steel, ferritic-pearlitic steel, and α' -iron, **Material Science and Engineering A**, v.452-453, p. 633-639, 2007.

STILLE, S., BECK, T. **Very high cycle fatigue (VHCF) behavior of structured Al 2024 thin sheets**. 13th International Conference on Fracture June 16–21, 2013, Beijing, China

SUBRAMANIAN, Krishna Kumar. **Are static wicks used on the radome of an aircraft?** Quora, 2018. Disponível em: <<https://www.quora.com/Are-static-wicks-used-on-the-radome-of-an-aircraft>>. Acesso em: 15 set. 2018.

TASH M. *et al.* **Aging and Mechanical Behavior of Be-Treated 7075 Aluminum Alloys**. World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Materials and Metallurgical Engineering Vol:8, No:3, 2014

THE ALUMINUM ASSOCIATION. **Domestic Aluminum Extrusion Consumption Grows 7.6 Percent in 2014**, 2015. Disponível em: <<http://www.aluminum.org/news/domestic-aluminum-extrusion-consumption-grows-76-percent-2014#sthash.RnSsjqCG.dpuf>>. Acesso em: 09 ago. 2016.

TONG, Yu Chee. **Literature review on aircraft structural risk and reliability analysis**. Melbourne: DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory, 2001. Disponível em: <<http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.545.8888&rep=rep1&type=pdf>>. Acesso em: 15 mar. 2018.

VALLIN, J.; MONGY, M.; SALAMA, K.; BECKMAN, O. Elastic Constants of Aluminum.

Journal of Applied Physics. 2004.

WANG, F. **Temperature effects in end milling carbon fiber reinforced polymer composites**. John-Wiley & Sons, 2018. Disponível em: <<https://doi.org/10.1002/pc.23954>>. Acesso em: 27 jul. 2018.

WANG, Yue *et al.* Influence of temperature on the impact behavior of woven-ply carbon fiber reinforced thermoplastic composites. **Composites Structures**, v. 185, p. 435-445, 2018. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.11.056>>. Acesso em: 18 maio 2018.

WELCH, M. J. Repair, Design, Tests, Considerations for Lightning Strike. **CACRC Conference**. Amsterdam. 2017.

WILLIAMSON, G. K., SMALLMAN R. E. Dislocation densities in some annealed and cold-worked metals from measurements on the X-ray Debye-Scherrer spectrum, **Philosophical Magazine**, v. 1, i. 1, 1956.