

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

Alexandre da Silva Alves

**ANÁLISE MICROESTRUTURAL E DO COMPORTAMENTO MECÂNICO
DA LIGA DE ALUMÍNIO 7475 – T761 EXPOSTO A DESCARGAS ATMOSFÉRICAS**

Belo Horizonte

2022

Alexandre da Silva Alves

**ANÁLISE MICROESTRUTURAL E DO COMPORTAMENTO MECÂNICO
DA LIGA DE ALUMÍNIO 7475 – T761 EXPOSTO A DESCARGAS ATMOSFÉRICAS**

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

Orientadora: Profa. Dra. Sara Silva Ferreira de Dafé

Área de concentração: Projeto e Fabricação

Belo Horizonte

2022

FICHA CATALOGRÁFICA

Elaborada pela Biblioteca da Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais

A474a Alves, Alexandre da Silva
Análise microestrutural e do comportamento mecânico da liga de alumínio 7475 – T761 exposto a descargas atmosféricas / Alexandre da Silva Alves. Belo Horizonte, 2022.
71 f. : il.

Orientadora: Sara Silva Ferreira de Dafé
Dissertação (Mestrado) – Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

1. Alumínio - Estruturas. 2. Ligas de alumínio. 3. Chapas de alumínio. 4. Estruturas de aviões - Manutenção e reparos. 5. Microestrutura. 6. Descargas elétricas. I. Dafé, Sara Silva Ferreira de. II. Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. III. Título.

SIB PUC MINAS

CDU: 669.71

Alexandre da Silva Alves

**ANÁLISE MICROESTRUTURAL E DO COMPORTAMENTO MECÂNICO
DA LIGA DE ALUMÍNIO 7475 – T761 EXPOSTO A DESCARGAS ATMOSFÉRICAS**

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

Área de concentração: Projeto e Fabricação

Prof. Dra. Sara Silva Ferreira de Dafé – PUC Minas (Orientadora)

Prof. Dr.-Ing. Pedro Paiva Brito – PUC Minas (Banca Examinadora)

Prof. Dr. Gilmar Cordeiro da Silva (PUC) (Banca Examinadora)

Prof. Dr. Geraldo Lúcio de Faria – UFOP (Banca Examinadora)

Belo Horizonte, 25 de fevereiro de 2022.

*A minha esposa pelo apoio incondicional e aos
meus filhos pela inocente inspiração e motivação.*

AGRADECIMENTOS

Primeiramente a Deus pela vida e pela oportunidade de a cada dia levantar e ter forças para lutar. Agradeço aos meus pais, Dimar e Lúcia, pelo apoio e o incentivo quanto a busca pelo conhecimento, vocês apesar de longe, sempre foram um exemplo.

Agradeço a minha esposa e parceira Cristina, por todo amor, paciência e apoio durante toda nossa vida juntos, em especial neste tempo de estudo em que onde meu humor e tempo sempre foram um enigma a ser desvendado e superado.

A meus filhos Helena e Heitor, por eles e para eles tenho sempre buscado evoluir. Agradeço a todos os integrantes da minha família. Não há outro lugar onde eu poderia buscar apoio.

Agradeço a minha orientadora Sara Dafé, pelo comprometimento e tempo doado ao meu trabalho. Pela confiança e apoio em todos os aspectos e momentos dessa jornada. A cada sugestão e a cada motivação que norteou essa pesquisa. Sua orientação, desde a graduação, foi de suma importância para as minhas realizações acadêmicas, e para o meu desenvolvimento como pesquisador.

Ao professor Luís Santos, pela brilhante pesquisa que fundamentou todo esse trabalho e pela ajuda com a documentação e esclarecimento de dúvidas. Sua ajuda foi crucial para realização e desenvolvimento desse tema.

Ao Bruno Silva, e a Empresa de transporte aéreo e manutenção brasileira pela doação da amostra de estudo, e por todo apoio e disposição quanto às dúvidas no decorrer do trabalho.

Aos técnicos dos laboratórios da PUC Minas pelo auxílio na realização dos experimentos, em especial Erberte Costa, Edilane Braga e Ítalo Santos.

Ao doutorando Anderson Júnior e ao professor Marcelo Araújo Câmara do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG) pela grande ajuda na execução dos ensaios, assim como, tratamento dos dados da perfilometria e da penetração instrumentada.

Ao Programa de Pós Graduação em Engenharia Mecânica da PUC Minas pela estrutura disponibilizada e pelo apoio na realização desse projeto. Aos professores da PUC Minas pelos ensinamentos durante as aulas e ajuda nesta pesquisa.

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES).

Por fim, o meu profundo e sentido agradecimento a todas as pessoas que contribuíram para a concretização desta dissertação, estimulando-me intelectual e emocionalmente.

RESUMO

A aviação se tornou um dos meios de locomoção mais utilizados na atualidade. A Agência Nacional de Aviação (ANAC) em seu relatório anual publicado em agosto de 2019, verificou um aumento de 2,8% nos voos regulares e não-regulares em relação a 2017. Isso automaticamente gera um aumento na demanda industrial quanto à manutenção e construção de aeronaves. Na aviação, as descargas atmosféricas são previstas desde a primeira decolagem e por isso tal assunto tem se tornado crítico e de intensa pesquisa, concentrada principalmente nos danos causados por esta interação. Um raio incidente na aeronave pode resultar em danos físicos à superfície, estrutura interna e interconexões metálicas, resultando em queima, fusão, vaporização e perfuração. Os efeitos e danos ocasionados pelos raios na estrutura metálica dos aviões podem afetar a segurança dos voos e 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. Neste sentido, este trabalho tem como objetivo avaliar a microestrutura da chapa metálica de alumínio 7475-T761 exposta ao efeito *Swept*. A presente análise visa verificar as alterações na dureza como também as alterações na microestrutura da amostra retirada da aeronave. A técnica de ultrassom estimou a profundidade dos danos gerados pela descarga elétrica, que teve como resultado 6mm de profundidade em um dos danos. A microscopia ótica confirmou a existência de microtrincas na superfície, algumas com dimensões que ultrapassam os 200 μm de comprimento, além da existência de acúmulo de material nas imediações do dano. A técnica de EDS (Espectroscopia por energia dispersiva) estimou a composição química e avaliou a possível presença de novos precipitados e fases intermetálica como $\text{Al}_7\text{Cu}_2\text{Fe}$ e Al_2Cu com dimensões iguais ou maiores do que 1 μm gerados após a descarga atmosférica. Os ensaios de perfilometria foram conduzidos para avaliar o perfil geométrico dos danos, as depressões da área e o volume de material perdido. O ensaio de penetração instrumentada permitiu investigar as alterações da dureza ao longo da superfície do dano, que podem estar associadas às alterações microestruturais.

Palavras-chave: Alumínio Aeronáutico; Descargas atmosféricas; Fuselagem; Microtrincas; Efeito *Swept*

ABSTRACT

Aviation has become one of the most used means of transportation today. The National Aviation Agency (ANAC) in its annual report published in August 2019, verified a 2.8% increase in scheduled and non-scheduled flights compared to 2017. This automatically generates an increase in industrial demand for maintenance and aircraft construction. In aviation, lightning strikes are predicted from the first takeoff and therefore this issue has become critical and intensive research, mainly focused on the damage caused by this interaction. Lightning incident on the aircraft can result in physical damage to the surface, internal structure and metallic interconnects, resulting in burning, melting, vaporization and puncture. The effects and damage caused by lightning on the metallic structure of aircraft can affect the safety of flights and are characterized by small burned regions on metallic and non-metallic surfaces that cover aircraft structures. These regions may or may not suffer material loss. In this sense, this work aims to evaluate the microstructure of aluminum sheet metal 7475-T761 exposed to the Swept effect. The present analysis aims to verify the changes in hardness as well as the changes in the microstructure of the sample taken from the aircraft. The ultrasound technique estimated the depth of damage generated by the electrical discharge, which resulted in a 6mm depth in one of the damages. Optical microscopy confirmed the existence of microtricas on the surface, some with dimensions that exceed 200 μm in length, in addition to the existence of accumulation of material in the vicinity of the damage. The EDS (Energy Dispersive Spectroscopy) technique estimated the chemical composition and evaluated the possible presence of new precipitates and intermetallic phases such as $\text{Al}_7\text{Cu}_2\text{Fe}$ and Al_2Cu with dimensions equal to or greater than $1\mu\text{m}$ generated after lightning. Profilometry tests were carried out to evaluate the geometric profile of the damage, the depressions in the area and the volume of lost material. The instrumented penetration test allowed the investigation of changes in hardness along the surface of the damage, which may be associated with microstructural changes.

Keywords: Aeronautical Aluminum; Atmospheric discharges; Fuselage; Microcracks; Swept effect

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Representação esquemática do mecanismo de precipitação homogênea: (a) solução sólida supersaturada, (b) precipitado coerente, (c) precipitado de transição semicoerente e (d) precipitado incoerente de equilíbrio.	21
Figura 2: Fuselagem Monocoque	25
Figura 3: Fuselagem seminocoque	25
Figura 4: Etapas de montagem da fuselagem semimonocoque.....	26
Figura 5: Esquema de interação raio aeronave	27
Figura 6: Acoplamento do raio em uma aeronave.....	27
Figura 7: Aeronave atingida por um raio em decolagem da base aérea de Kamatzu.....	28
Figura 8: Compressão de campo elétrico em torno de uma aeronave	29
Figura 9: Aeronave se aproximando do líder	29
Figura 10: Regiões da aeronave com alto potencial de campo elétrico.....	30
Figura 11: Efeito swept na fuselagem de uma aeronave	31
Figura 12: Danos causados pelo efeito swept na fuselagem de um Boeing 737NG	31
Figura 13: Áreas de efeitos diretos e indiretos.	33
Figura 14 - Dano de entrada em chapa de alumínio aeronáutico espessura 1mm.....	34
Figura 15 - Dano de saída em chapa de alumínio aeronáutico espessura 1mm	34
Figura 16 - Esquema de um ensaio de ultrassom	36
Figura 17 - Parâmetros básicos para avaliação do perfil superficial	38
Figura 18 – Indentador Vickers.....	39
Figura 19 – Contato entre o penetrador e a peça	39
Figura 20 – Curva característica Carga (P) versus Profundidade de Penetração(h).....	40
Figura 21 – Desenho esquemático para comparação entre microscópio óptico e microscópio eletrônico de varredura	41
Figura 22 – Danos causados pela descarga elétrica.....	43
Figura 23 – Localização (A) na aeronave dos danos causados pela descarga elétrica.....	44
Figura 24 – Perfilômetro modelo T8000	45
Figura 25 – Ultra-microdurômetro dinâmico Shimadzu DUH – 201S	48
Figura 26 – Marcações onde serão realizadas as endentações, (a) DDT1, (b) DDN2	49
Figura 27– Amostra utilizada na perfilometria e ponteira móvel do perfilômetro.....	51
Figura 28– Depressões e elevações gerados pela descarga atmosférica, 28(a) o perfil do dano 01, 28(b) perfil do dano 02, 28(c) perfil do dano 03 e 28(d) perfil da região sem danos.....	52

Figura 28 – (Continuação) Depressões e elevações gerados pela descarga atmosférica, 28(a) o perfil do dano 01, 28(b) perfil do dano 02, 28(c) perfil do dano 03 e 28(d) perfil da região sem danos.....	53
Figura 29– Microtricas e remoção de material na DDT1 ampliação 25	55
Figura 30 – Microtricas e remoção de material na DDN2 ampliação 50X	55
Figura 31 – Zona afetada pela descarga elétrica da DDT1 ampliação 50X	56
Figura 32 – Zona afetada pela descarga elétrica da DDN2 ampliação 50x.....	57
Figura 33 – Análise de EDS (1500x) – Formação de precipitado Al_7Cu_2Fe	58
Figura 34 – Análise de EDS (3000x) – Formação de precipitado Al_2Cu	58
Figura 35 – Análise de EDS (2000x) – Formação de precipitado Al_2CuMg	59
Figura 36 – Contornos de grãos da região do DDT1 ampliação 100x	60
Figura 37– Contornos de grãos do DTB ampliação 200 vezes	60
Figura 38 – Gráfico do ensaio da microdureza amostras DDT1 e DTB	61
Figura 39 – Gráfico do ensaio da microdureza amostras DDT1, DTB e DDN2.....	62

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Especificação química nominal da Liga 7475 – T761.....	22
Tabela 2 – Etapas dos tratamentos térmicos e resistências a tração nominal da liga 7475 – T761.	23
Tabela 3 – Propriedades da liga 7475 – T761.	24
Tabela 4 – Dimensão dos danos	50
Tabela 5 – Dimensão dos danos (remoção de material).....	53
Tabela 6 – Alterações superficiais geradas pela descarga elétrica em comparação com a área sem danos.	54
Tabela 7 – Resultado do Cálculo da dimensão de grão.....	59

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação
ASM	American Society for Metals
ASTM	American Society for Testing and Materials
CRF	Code of Federal Regulations
FAA	Federal Aviation Administration
NESEC	Northeast States Emergency Consortium
MEV	Microscópio Eletrônico de Varredura
MPA	Megapascal
SAE	Society of Automotive Engineers
MEV	Microscopia Eletrônica de Varredura
EDS	Energy dispersive X-ray spectroscopy
EBSD	Electron Backscatter Diffraction
UFMG	Universidade Federal de Minas Gerais
MO	Microscópio Óptico
MSN	Manufacture Serial Number
PSM	Perilômetro de ponteiro móvel

LISTA DE SÍMBOLOS

KV Quilovolt

T761 Tratamento Térmico Solubilização a 480° C, seguido de envelhecimento artificial sequencial à 120°C (3h), e à 165° C (10h)

MV Megavolt

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	Objetivo Geral	16
1.2	Objetivo Específico.....	16
1.3	Justificativa	16
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	18
2.1	Aplicação do Alumínio na Aviação.....	18
2.2.1	<i>Processos de Endurecimento por Precipitação nas Ligas de Alumínio</i>	<i>19</i>
2.2.1.1	<i>Precipitação homogênea.....</i>	<i>20</i>
2.2.1.2	<i>Precipitação heterogênea.....</i>	<i>21</i>
2.1.2	<i>A liga AA7475 – T761</i>	<i>22</i>
2.1.3	<i>Fuselagem Monocoque.....</i>	<i>24</i>
2.1.4	<i>Fuselagem Seminocoque</i>	<i>25</i>
2.2	Interação entre Raio e Aeronave	26
2.2.1	<i>O fenômeno ricochete e o efeito Swept</i>	<i>30</i>
2.2.2	<i>Danos causados por raios em aeronaves.....</i>	<i>32</i>
2.3	Técnicas de Caracterização Aplicadas ao Alumínio	35
2.3.1	<i>Técnica de Ultrassom.....</i>	<i>35</i>
2.3.2	<i>Técnica de Perfilometria</i>	<i>36</i>
2.3.3	<i>Penetração Instrumentada</i>	<i>38</i>
2.3.4	<i>Microscopia Óptica e Microscopia Eletrônica de Varredura</i>	<i>40</i>
3	MATERIAIS E MÉTODOS.....	43
3.1	Material	43
3.2	Ensaio de Ultrassom.....	44
3.3	Perfilometria	45
3.4	Análise Metalográfica	46
3.5	Penetração Instrumentada	48
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	50
4.1	Análise da superfície dos danos.....	50
4.1.1	<i>Ultrassom</i>	<i>50</i>
4.1.2	<i>Perfilometria</i>	<i>51</i>
4.2	Análise Microestrutural	54
4.2.1	<i>Análise das microtrintas e das zonas afetadas pela descarga elétrica.....</i>	<i>54</i>
4.1.2	<i>Análise química pelo EDS.....</i>	<i>57</i>
4.1.4	<i>Análise de tamanho de grão.....</i>	<i>59</i>
4.3	Análise de Dureza.....	61
5	CONCLUSÃO	64
	REFERÊNCIAS	66

1 INTRODUÇÃO

A Agência Nacional de Aviação (ANAC), em seu relatório anual publicado em agosto de 2020, relata que o número de passageiros transportados apresentou uma alta pelo terceiro ano consecutivo. O número de passageiros chegou a 119,4 milhões, nos voos domésticos e internacionais, ao longo do ano de 2019 (AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO, 2020).

Esses dados confirmam que a aviação vem se tornando um dos meios de transporte mais utilizados, tendo em vista sua praticidade, segurança e agilidade. Isso automaticamente gera um aumento na demanda industrial no que se refere à segurança, à manutenção e à construção de aeronaves.

A confiabilidade na indústria aeronáutica está relacionada à segurança nos transportes aéreos. O *Federal Aviation Administration* – FAA, órgão que regula a aviação civil norte americana e influencia as normas de outros países como o Brasil, atualiza constantemente suas diretrizes afim de reduzir os riscos e danos causados por descargas atmosféricas. As diretrizes são encontradas nos *Code of Federal Regulations* – CRF números 25.581/25.981 e 25.1316.

De acordo com a *Federal Aviation Administration* - FAA (2016), dados estatísticos mostram que a cada 3 mil horas de voo uma aeronave é atingida por uma descarga atmosférica, contudo esse é um longo lapso de tempo pela quantidade de aviões e helicópteros em operação no mundo.

No caso de aeronaves, um raio incidente pode resultar em danos físicos à superfície, estrutura interna e interconexões metálicas, resultando em queima, fusão, vaporização e perfuração (MITCHARD, 2016).

Contudo de acordo com BOEING (2012), as exposições às descargas atmosféricas nos aviões são relativamente comuns, mas raramente resultam em um impacto significativo na operação segura e contínua do avião. Sendo necessária proteção contra raios para aumentar a eficácia dos reparos contra os danos gerados pelas descargas atmosféricas.

Segundo a *Northeast States Emergency Consortium* - NESEC (2018 *apud* SANTOS, 2019, p. 41), “cerca de 2 bilhões de dólares ao ano são perdidos em função de problemas relacionados aos efeitos de descargas atmosféricas na aviação.” Este custo está relacionado aos atrasos em pousos e decolagens devido ao mau tempo e manutenções corretivas de sistemas elétricos e eletrônicos.

Entre os mais prováveis danos causados pelos raios, os mais comuns são caracterizados por pequenas regiões queimadas, nas superfícies metálicas e não metálicas que revestem as estruturas das aeronaves. A intensidade da descarga é que definirá se a área danificada terá ou

não perda de material. A perda de material pode afetar de forma crítica as dimensões de peças e componentes da aeronave, causando a perda do desempenho mecânico (RUPKE, 2002b).

O efeito *swept*, um dos fenômenos mais conhecidos gerados pelas descargas atmosféricas, tem como característica a alteração do ponto entrada do raio na aeronave, em função da movimentação da aeronave durante o voo. Isso acarretará, também, alterações nos pontos de saída da descarga, ocasionando múltiplos danos na estrutura da aeronave.

Quando os aviões comerciais são atingidos por raios, o resultado pode variar de nenhum dano a danos graves que requerem reparos extensivos que podem deixar o avião fora de serviço por um longo período de tempo (BOEING, 2012).

Após cada voo, as aeronaves devem passar por inspeções detalhadas seguindo critérios que atendam às normas vigentes, e se necessário, as manutenções devem seguir criteriosamente as instruções dos manuais dos fabricantes, e em muitos casos devem ser executadas em duas etapas (EMBRAER 2019).

Na primeira etapa, 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 (EMBRAER 2019).

De acordo com Santos (2020), “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.”

Já o reparo da segunda etapa, resume na retirada 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. A validação da segurança estrutural fica a cargo dos cálculos e ensaios numéricos executados durante o projeto da aeronave (AIRBUS, 2017; BOEING, 2018).

Apesar desses procedimentos serem eficientes na manutenção das aeronaves, e usualmente utilizados na indústria aeronáutica, não existem diversificados estudos no nível microestrutural sobre ligas de alumínio, após a descarga atmosférica. O mesmo acontece com a liga de alumínio 7475 – T761, não existem estudos aprofundados do comportamento mecânico e da microestrutura após a interação.

Neste sentido, este trabalho tem como objetivo avaliar a microestrutura e o comportamento mecânico da chapa metálica da liga do alumínio 7475-T761 retirada da aeronave Embraer MSN (Manufacture Serial Number) 19000260 exposta à descarga atmosférica durante um voo no mês de junho de 2019. A análise visa verificar as alterações de dureza como também as alterações na microestrutura da peça após a remoção da aeronave, levando em consideração a influência da descarga na dureza e na nucleação de novas fases intermetálicas. Este estudo visa contribuir positivamente nos projetos e materiais que são utilizados na construção e manutenção das aeronaves.

1.1 Objetivo Geral

O objetivo geral, deste trabalho, é avaliar o efeito das alterações microestruturais no comportamento mecânico da chapa fabricada da liga de alumínio 7475-T761, espessura de 3,5 mm, exposta ao efeito *swept*, extraída diretamente de uma aeronave modelo Embraer MSN (Manufacture Serial Number) 19000260 após um voo doméstico executado em junho de 2019.

1.2 Objetivo Específico

O objetivo específico desse trabalho buscou analisar os danos causados pela descarga elétrica na fuselagem de uma aeronave. O teste de ultrassom foi utilizado para detectar a presença de microtrincas e a profundidade dos danos superficiais, a perfilometria foi usada com objetivo de verificar o perfil dos danos gerados pela descarga elétrica com foco na perda de material. O teste de penetração instrumentada foi utilizado para verificar as alterações nas características da microdureza da amostra. E finalmente, a busca pela presença de novas fases intermetálicas e precipitados, foi feita por meio da técnica de metalografia utilizando microscopia óptica, MEV/EDS.

1.3 Justificativa

Os impactos econômicos e o risco a segurança ocasionados pela interação entre as descargas atmosféricas e as aeronaves são preocupantes para as grandes indústrias da aviação. Com o intuito de reduzir os impactos, empresas investem cada dia mais em pesquisas que possam revelar algum novo conceito ou método, que auxiliem na atenuação desses impactos ocasionados por essa interação.

A liga de alumínio 7475 – T761, utilizada para construção de peças e componentes aeronáuticos, não é uma das ligas mais estudadas quanto aos impactos relacionados as descargas atmosféricas. Na literatura quase não se localiza estudos detalhados e testes dessa liga com respeito a sua condição e estrutura após essa interação. Dentre as ligas utilizadas no ramo da aviação a mais estudada é a 2024, sendo que mesmo assim, não existem estudos e testes relacionados as descargas atmosféricas.

Com isso, pretendeu-se com este trabalho, estudar a liga de alumínio 7475 – T761 retirado de uma aeronave exposta a descargas elétricas durante um voo doméstico. O levantamento de dados e as informações obtidas após os testes visam melhorar o conhecimento sobre os danos e os efeitos causados por esta interação, tendo como foco as alterações na dureza e na microestrutura deste material. Sendo assim, anseia-se contribuir para a melhoria dos projetos e fabricação de aeronaves, assim como, os processos de manutenção e reduzindo os riscos de falhas estruturais catastróficas.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Será apresentada, neste capítulo, uma revisão da bibliografia relacionada ao tema proposto pela pesquisa. Terá como foco a liga de alumínio 7475-T761, suas características e utilização na indústria aeronáutica. Alguns conceitos relacionados às descargas elétricas, e suas interações com as aeronaves, e também conceitos das técnicas que serão utilizadas para os testes na liga proposta.

2.1 Aplicação do Alumínio na Aviação

Com a crescente expansão comercial e tecnológica, a descoberta de novos métodos e procedimentos para lidar com os materiais já conhecidos é foco de grande estudo, tanto nas empresas, quanto nas Universidades.

De acordo com Ashkenazi (2019), a descoberta de novos materiais e o desenvolvimento de novas tecnologias mudou de forma inalterável as culturas da humanidade e influenciou o nosso ambiente. O alumínio é um dos metais mais abundantes da terra sendo amplamente utilizado na indústria moderna para fabricação de diversos produtos. Este metal foi descoberto no início do século XVIII, mas sua comercialização independente se tornou viável na França e nos EUA por Heroult e Hall em meados de 1866.

Com base no crescente crescimento da produção e consumo de alumínio, esforços adicionais de pesquisa e desenvolvimento são necessários para minimizar os impactos ambientais negativos (ASHKENAZI, 2019).

Na aeronáutica, a crescente utilização do alumínio deu-se a partir de 1910, com a construção das aeronaves em metal. Durante um longo tempo esse metal era o mais usual e comercial para esse meio, por ser uma liga relativamente leve e resistente. Já na atualidade, a indústria tem incentivado o uso e a pesquisa em materiais não metálicos que forneçam as mesmas ou melhores características do que as ligas metálicas (ASHKENAZI 2019).

As classificações usuais das ligas de alumínio são denominadas pela *Aluminum Association*, esse sistema é utilizado e reconhecido no Brasil, EUA e no restante do mundo. Para a aeronáutica as ligas mais usuais são as das famílias 2xxx e 7xxx. Sendo que:

2xxx: Ligas nas quais o cobre é o principal elemento ligante, mas também podem ter outros elementos como magnésio.

7xxx: Ligas nas quais o zinco é o principal elemento ligante, mas há também a presença de outros elementos como cobre, magnésio, cromo e zircônio.

De acordo com Zangrandi (1998), as ligas do grupo 7xxx representam um avanço em relação as ligas do grupo 2xxx, e a liga 7475 representa não apenas um avanço em relação a liga 7075, mas o maior avanço já conseguido em termos de ligas de alumínio de alta resistência.

2.2.1 Processos de Endurecimento por Precipitação nas Ligas de Alumínio

As propriedades do alumínio podem ser modificadas por meio de alterações químicas ou de processos mecânicos e/ou termomecânicos durante o processo de fabricação. As deformações alteram a ductilidade causando diretamente endurecimento por deformação, ou indiretamente causando endurecimento por precipitação.

Um dos métodos para aumentar a resistência mecânica do alumínio tratável termicamente é através de endurecimento por precipitação ou envelhecimento. O processo de precipitação numa solução sólida envolve a nucleação, o crescimento e a coalescência dos precipitados (ZANGRANDI,1998).

O processo de envelhecimento envolve diretamente a interação entre as discordâncias da liga de alumínio e o precipitado, podendo ser natural ou artificial. De acordo com Zangrandi (2006) o envelhecimento natural não é um tratamento geralmente usado, pois a difusão em baixas temperaturas sendo muito lenta exige tempos de tratamento muito longos e, por outro lado, na maioria dos casos, as ligas nunca atingem uma condição de completa estabilidade, o que inviabiliza suas aplicações nessas condições.

Segundo Hunsicker (1990), as propriedades mecânicas da liga AA 2024 se estabilizam após quatro dias de envelhecimento natural, enquanto que a liga AA 7075 e outras ligas da série 7xxx, continuam envelhecendo indefinidamente na temperatura ambiente, razão pela qual não são utilizadas nessa condição.

Há ainda nas ligas da série 7xxx, um intervalo de tempo de permanência na temperatura ambiente, antes do início do tratamento de precipitação, com objetivo de evitar uma redução brusca da tensão de escoamento e da resistência à tração da liga. Contudo, este fenômeno pode ser eliminado utilizando-se o tratamento de precipitação/envelhecimento em duas etapas.

Práticas comerciais de tratamentos térmicos de envelhecimento em dois estágios de ligas de alumínio AA 7475 (de alta resistência) utilizam geralmente, para o primeiro estágio de envelhecimento, temperaturas na faixa de 100 a 120 °C com tempo de 3 horas, e para o segundo estágio, temperaturas entre 160 a 175 °C com tempo que pode variar de 1 a 24 horas (ZANDRANDI, 2006). O tempo adequado para atingir a dureza desejada será aquele que permitirá a formação de precipitados coerentes com a matriz.

A precipitação ou envelhecimento pode ocorrer de duas formas homogênea e heterogênea.

2.2.1.1 Precipitação homogênea

A precipitação homogênea, de acordo com Hunsicker (1990), envolve uma série de eventos após a solubilização na qual os átomos do soluto são distribuídos na solução sólida supersaturada por difusão. Esses átomos são separados em vários pontos na matriz para formar zonas nas quais a concentração é maior do que a concentração média da solução sólida, e o crescimento desses aglomerados gerarão as zonas G-P (*Guinier-Preston*).

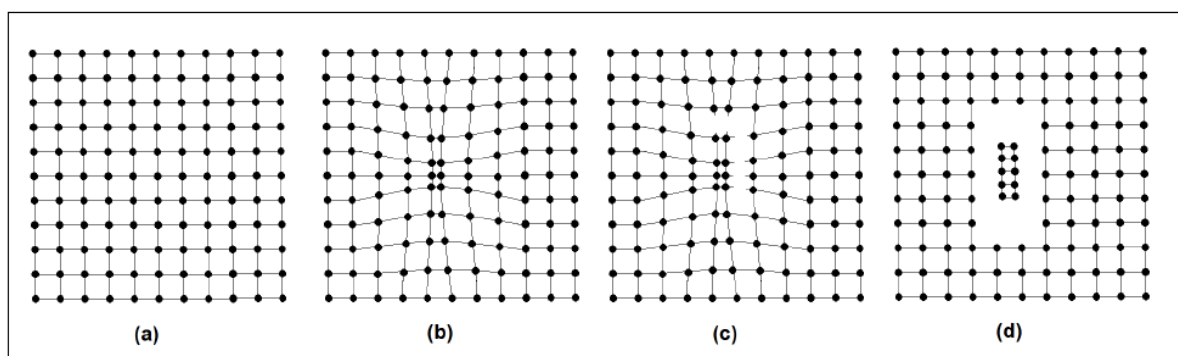
A zona G-P é um aglomerado com alta concentração de soluto, que pode manter a coerência com a matriz. Esses aglomerados atuam como barreiras à passagem das discordâncias. A zona G-P é mais resistente como barreira do que um único átomo de soluto na solução sólida, mesmo que seu diâmetro seja quase igual ao dos átomos do solvente.

Após o surgimento de zonas de G-P, o processo de precipitação isotérmica prossegue ao longo do tempo e as zonas de G-P se transformam nos precipitados coerentes, semicoerentes e por fim, nos precipitados incoerentes, que são estáveis. A fase posterior ao envelhecimento é caracterizada pelo coalescimento dos precipitados incoerentes e é denominada superenvelhecimento (ZANGRANDI, 2008).

A Figura 1 ilustra esquematicamente a sequência do mecanismo de transformação de uma solução supersaturada em zona de G-P e nos precipitados semicoerente e incoerente. Sendo:

- (a) solução sólida supersaturada;
- (b) precipitado coerente
- (c) precipitado de transição semicoerente;
- (d) precipitado incoerente de equilíbrio.

Figura 1: Representação esquemática do mecanismo de precipitação homogênea: (a) solução sólida supersaturada, (b) precipitado coerente, (c) precipitado de transição semicoerente e (d) precipitado incoerente de equilíbrio.



Fonte: Adaptado de (ZAHGRANDI, 2006).

2.2.1.2 Precipitação heterogênea

As precipitações heterogêneas ocorrem durante o resfriamento na solubilização ou durante o processo de envelhecimento. São caracterizadas por precipitados de transição semicoerentes que nucleiam e crescem diretamente nos contornos de subgrão e discordâncias, enquanto precipitados de equilíbrio incoerentes nucleiam e crescem diretamente nos contornos de grão (ZANGRANDI, 2008).

As precipitações heterogêneas não influenciam no aumento da resistência mecânica da liga. Ao haver precipitação heterogênea há uma redução da quantidade de soluto disponível para precipitação homogênea no interior do grão, gerando uma redução dos obstáculos a movimentação de discordâncias.

Algumas alternativas são usadas afim de diminuir a quantidade de precipitação heterogênea no processo, como por exemplo:

- Aumentar a concentração de espaços vazios aplicando durante a solubilização, maiores taxas de resfriamento;
- Realizar o envelhecimento em temperaturas mais baixas, para casos de resfriamento lento na solubilização;
- Realizar o envelhecimento em dois estágios, que vem sendo a alternativa mais utilizada e eficaz.

2.1.2 A liga AA7475 – T761

A liga de alumínio 7475 tem a tenacidade desenvolvida para aplicações de chapas que requerem uma combinação de alta resistência mecânica, superior tenacidade à fratura e alta resistência a propagação de trinca.

Os valores típicos de tenacidade à fratura para a placa da liga 7475 são de aproximadamente quarenta por cento maior do que a liga 7075 nas mesmas condições de fabricação. A resistência à corrosão e o desempenho à fadiga da liga 7475 é em alguns casos melhores do que muitas das ligas aeroespaciais de alta resistência atuais, tais como 7075, 7050 e 2024 (ALCOA, 2021).

A liga de alumínio 7475 – T761 é uma liga quaternária do sistema Al-Zn-Mg-Cu pertencente à família 7XXX, cujo principal elemento de liga é o zinco, que permite que as ligas sejam tratadas termicamente por solubilização e envelhecimento (WANHILL, 1979).

De acordo com Alcoa (2021) a liga 7475 na forma de placa e folha é produzida para componentes de aeronaves com alto desempenho que podem sofrer esforços críticos e aplicações, onde a alta tenacidade à fratura é uma consideração importante para o projeto.

A liga 7475 – T761, foco de estudo, tem a especificação química nominal como pode ser visto na tabela 1.

Tabela 1 –Especificação química nominal da Liga 7475 – T761.

Composição limite(%)	Zn	Mg	Cu	Cr	Fe	Mn	Ti	Si	Outro (cada)	Al
Min	5,2	1,9	1,2	0,18	-	-	-	-	-	
Max	6,2	2,6	1,9	0,25	0,12	0,06	0,06	0,10	0,15	bal.

Fonte: ASM (1990, P. 437).

As características e propriedades mecânicas dos materiais, em especial o alumínio, são modificadas pelos processos de tratamento térmicos. A têmpera é um processo no qual o material adquire um certo estado pela ação das deformações plásticas a frio ou a quente, por tratamentos térmicos ou pela combinação de ambos, que dão aos produtos estruturas e propriedades características (ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS, 2000).

No caso da liga de alumínio AA 7475 – T761, a têmpera utilizada foi a “T7” que significa que o alumínio foi tratado termicamente, solubilizado e sobreenvelhado e nesses casos se aplica aos produtos que sofrerão tratamento térmico com ou sem deformação plástica complementar e que produz propriedades físicas estáveis.

Após o tratamento térmico T761 o alumínio passará pela solubilização que é o aquecimento dos produtos fundidos ou dúcteis a uma temperatura apropriada, mantendo-os a essa temperatura por um período suficiente para permitir que os constituintes entrem em solução sólida e esfriando-os a uma velocidade suficiente para manter os constituintes em solução (ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS, 2000).

De acordo com Fan *et al.* (2006) podem ser observados alguns precipitados durante rápido resfriamento das ligas 7000 durante o tratamento térmico, como por exemplo: MgZn₂, Al₇Cu₂Fe, Al₁₃Fe₄, Mg₂Si e Cu₂Fe.

Em seguida será sobreenvelhido, aplica-se aos produtos que são estabilizados, depois do tratamento térmico de solubilização, continuando o processo de envelhecimento além do ponto de maior resistência mecânica, a fim de se controlar alguma característica especial, como a estabilidade dimensional ou a resistência à corrosão sob tensão. (ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS, 2000).

Dígitos adicionais podem ser estabelecidos, arbitrariamente, para uma liga e um produto, a fim de indicar uma variação das têmperas.

A tabela 2 apresenta as etapas de tratamento térmico nas quais a Liga 7475 – T761 foi submetida.

Tabela 2 – Etapas dos tratamentos térmicos e resistências a tração nominal da liga 7475 – T761.

Liga	Tratamento Térmico	Resistência à tração (MPa)
7475 – T761	Solubilização a 480° C, seguido de envelhecimento artificial sequencial à 120°C (3h) e à 165° C (10h)	490

Fonte: CHANDLER (1996, p.241 *apud* FERRARI, 2011, p. 61).

Essa liga é usada na aeronáutica principalmente na construção de conjuntos e subconjuntos das aeronaves, sendo sua aplicação mais eficaz na fuselagem e deve ser considerada para peles da fuselagem, peles da asa, longarinas das asas e de anteparos.

Várias são as propriedades que devem ser analisadas para utilização da liga de alumínio 7475 – T761, como por exemplo: densidade, dureza, resistência elétrica e ponto de fusão, como pode ser visto na tabela 3.

Tabela 3 – Propriedades da liga 7475 – T761.

Propriedades	Métrica	Inglês
Alongamento na ruptura	12%	12%
Capacidade Específica de Calor	0,88 J / g- ° C	0,21 BTU / lb- ° F
Condutividade térmica	147 W / mK	1020 BTU-in / hr-ft ² - ° F
Densidade	2,81 g / cc	0,102 lb / in ³
Dureza, Brinell	140	140
Dureza, Knoop	177	177
Dureza, Rockwell A	51,6	51,6
Dureza, Rockwell B	84	84
Dureza, Vickers	162	162
Força de cisalhamento	310 MPa	45000 psi
Módulo de cisalhamento	27 GPa	3920 ksi
Módulos de elasticidade	70,3 GPa	10200 ksi
Ponto de fusão	477 - 635 ° C	890 - 1175 ° F
Razão de Poisson	0,33	0,33
Resistividade elétrica	4.32e-006 ohm-cm	4.32e-006 ohm-cm
Temperatura de recozimento	413 ° C	775 ° F

Fonte: Adaptado de ASM (1990).

2.1.3 Fuselagem Monocoque

A Federal Aviation Administration – FAA (2016) define os tipos de fuselagens aeronáuticas fabricadas em alumínio, assim como, seus componentes estruturais, tais como a Fuselagem Monocoque e a Fuselagem Seminocoque.

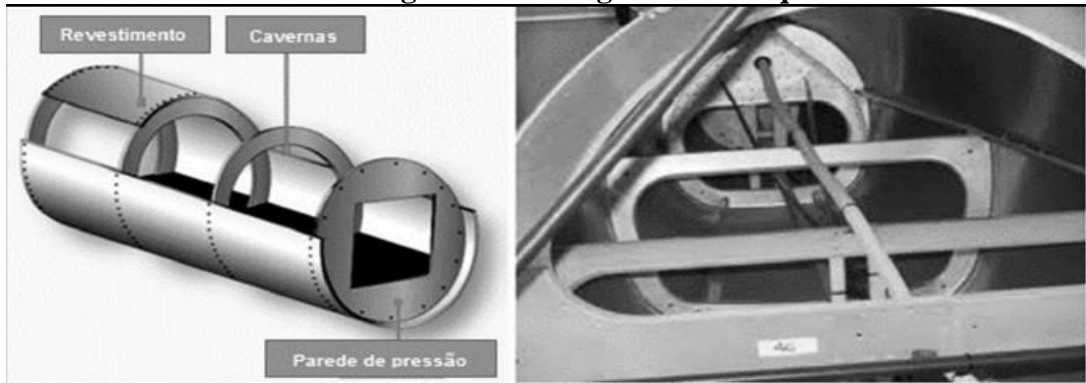
As fuselagens monocoque têm como principal característica a estrutura mais leve e com um potencial volume interno aumentado. Isso se dá pela forma de construção que pode ser comparada a uma lata de bebida, sendo formada por cavernas, cavernas de reforço e revestimento como pode ser visto na Figura 2. Esta estrutura suporta cargas relativamente altas desde que sejam aplicadas em suas extremidades.

De acordo com FAA(2016), como a maioria das tensões de torção e flexão é realizada pela pele externa, e não por uma estrutura aberta, a necessidade para suporte interno foi eliminado ou reduzido, economizando peso e maximizando o espaço.

Uma das desvantagens da fuselagem monocoque é a fragilidade em relação a danos na pele externa da aeronave, uma vez que essa é responsável por suportar as tensões impostas.

Toda a pele é fixada por meio de arrebites e, em poucos casos, são utilizadas soldas em áreas muito específicas. Essa estrutura normalmente é aplicada em pequenas aeronaves pela sua restrição quanto à quantidade de passageiros e carga.

Figura 2- Fuselagem Monocoque



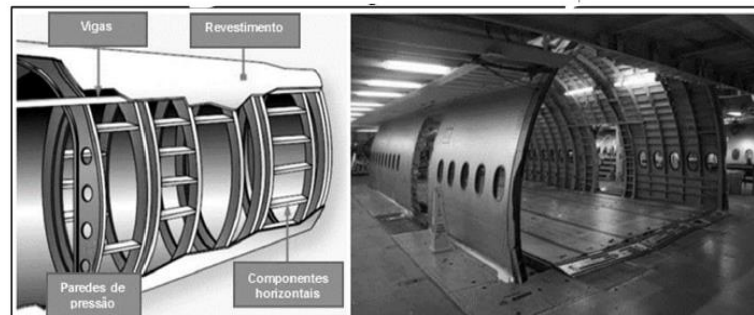
Fonte: FAA(2016).

2.1.4 Fuselagem Seminocoque

A fuselagem seminocoque é utilizada para transporte de uma grande quantidade de passageiros e de carga. Devido a sua estrutura ser composta de vigas, parede de pressão, componentes horizontais e o revestimento ela oferece alta resistência e peso relativamente baixo, o ideal para este tipo de aeronave. A fixação do conjunto é feita por meio de parafusos e arrebites.

O arranjo estrutural da fuselagem seminocoque 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). Como pode ser visto na figura 3.

Figura 3 - Fuselagem seminocoque

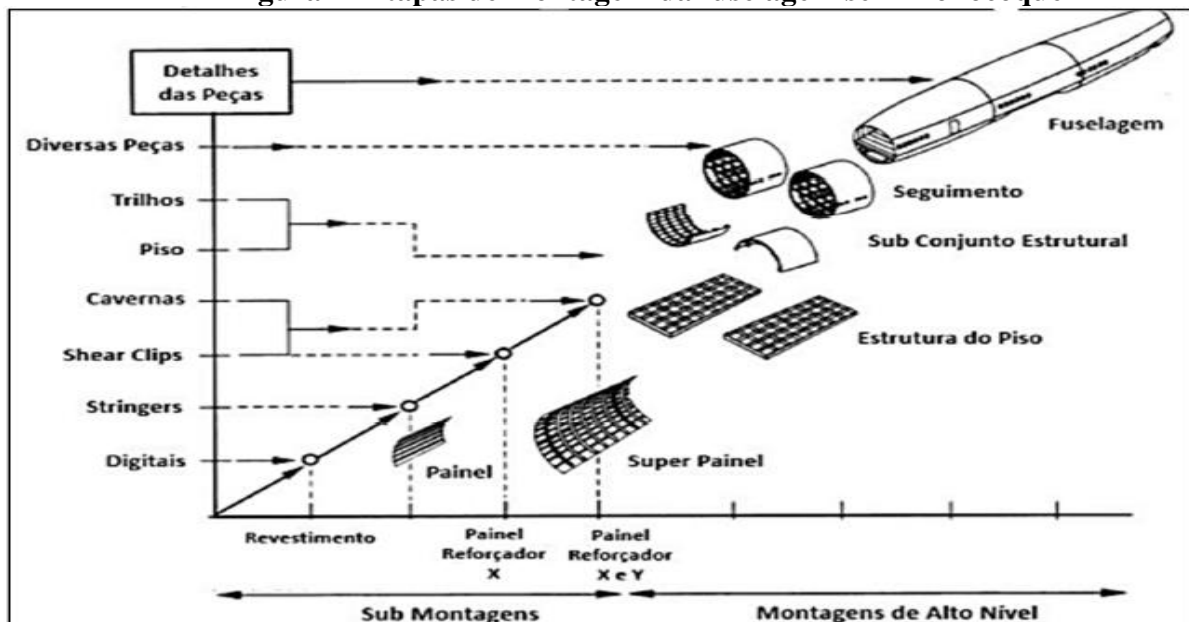


Fonte: FAA(2016).

A fabricação do revestimento consiste na maioria das vezes das ligas de alumínio da classe 2000. A utilização da liga 2024 em chapas Alclad® são as mais utilizadas nesse processo. Essas chapas são produzidas pelo fabricante Kaiser Aluminum e são de grande utilização e de reconhecimento 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).

As etapas de montagem da fuselagem podem ser vistas na Figura 4 de forma sintetizada. A sequência inicia-se com a montagem dos subconjuntos como painéis, trilhos, revestimento e pisos. Em seguida os subconjuntos são utilizados para montar os segmentos do conjunto e por fim, esses são unidos dando origem a fuselagem (RODRIGUES, 2013).

Figura 4- Etapas de montagem da fuselagem semimonocoque

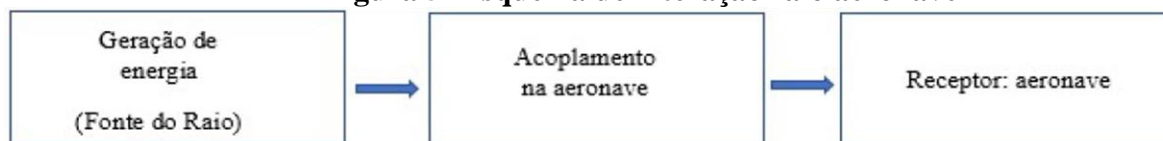


Fonte: Rodrigues (2013).

2.2 Interação entre Raio e Aeronave

Antes de avaliar os danos causados nas estruturas das aeronaves pelas descargas atmosféricas é necessário compreender o mecanismo de interação entre eles. De acordo com Fisher, Plumer e Perala (1989) a interação inicia-se na fonte do raio, seguido pelo acoplamento, acompanhado dos efeitos na aeronave como pode ser visto na figura 5.

Figura 5- Esquema de interação raio aeronave

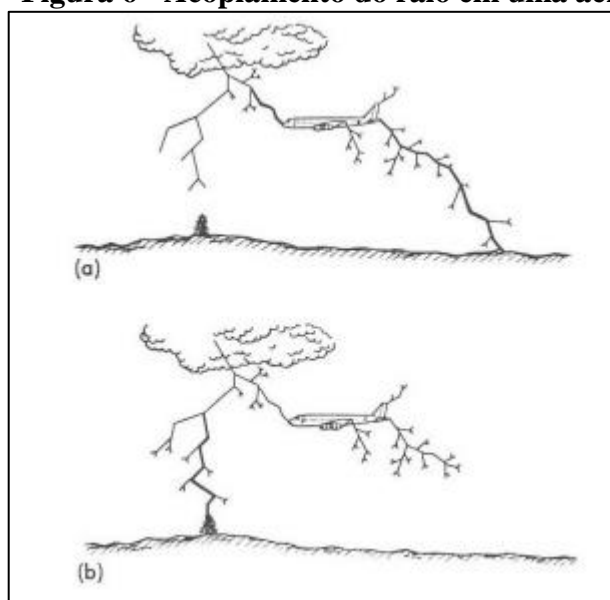


Fonte: Adaptado de Fisher, Plumer e Perala (2004).

A formação do raio na atmosfera é a fonte e responsável pela geração da energia que atingirá a aeronave, gerando o acoplamento e a partir deste momento a eletricidade percorre toda a estrutura da fuselagem da aeronave. A estrutura fabricada de ligas de alumínio, como por exemplo o 7475-T761, age como uma gaiola de Faraday que ocasiona um campo elétrico nulo em seu interior pois as cargas se distribuem de forma homogênea na parte condutora externa.

Na figura 6 são demonstrados os possíveis acoplamentos dos raios nas aeronaves na figura 6(a) a maior carga elétrica é acoplada na aeronave e conduzida para o solo para aterramento, ocasionando danos significativos. Na figura 6(b) a carga dissipada pela aeronave é de menor intensidade, pois a maior parte encontra aterramento primeiramente no solo, nesse caso nenhuma corrente significativa fluirá através da aeronave e os danos serão leves.

Figura 6 - Acoplamento do raio em uma aeronave

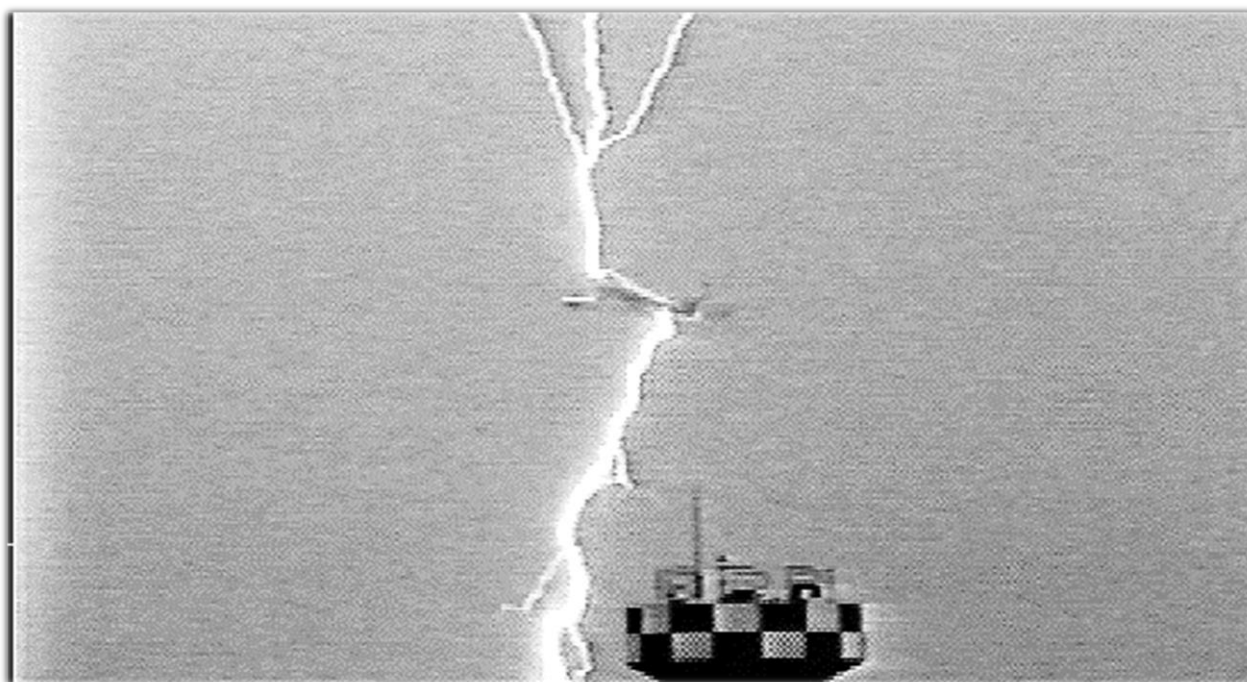


Fonte: Fisher, Plumer e Perala (1989).

De acordo Fisher, Plumer e Perala (1989) o relâmpago inicialmente se atribui ou entra, na aeronave em um ponto e sai de outro. Usualmente esses são as extremidades da aeronave,

como o nariz ou ponta de asa. Por conveniência, são chamados entrada inicial e pontos de saída iniciais. Durante o evento, a corrente flui de um ponto para o outro. O ponto de "entrada" pode ser um ânodo ou cátodo isto é, um ponto no qual os elétrons estão entrando ou saindo da aeronave. Na figura 07 podem ser vistas a entrada e a saída de um raio em uma aeronave em decolagem da Base Aérea de Kamatzu, na costa do Mar do Japão durante o inverno.

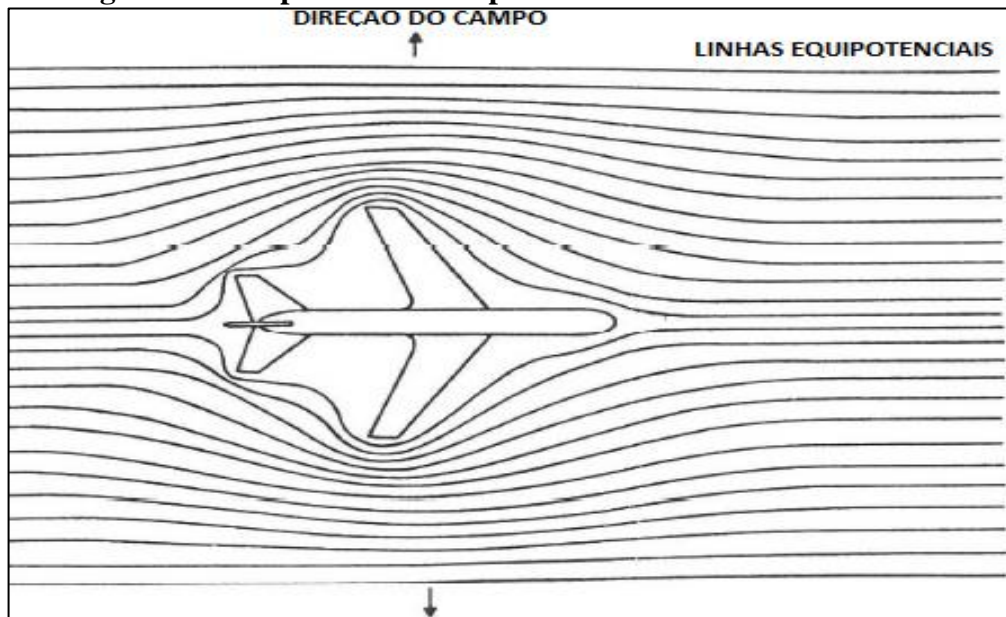
Figura 7- Aeronave atingida por um raio em decolagem da base aérea de Kamatzu



Fonte: M.A. Uman, V.A. Rakov (2003).

Durante o voo, as aeronaves adotam o potencial elétrico da região que estão sobrevoando, comprimindo assim as linhas de campos equipotenciais, aumentando o campo elétrico em suas extremidades. De acordo com Fisher, Plumer e Perala (1989), os campos elétricos mais altos da aeronave ocorrem em torno das extremidades, onde as linhas equipotenciais são comprimidas o mais próximo possível, como mostrado na figura 08.

Figura 8 - Compressão de campo elétrico em torno de uma aeronave

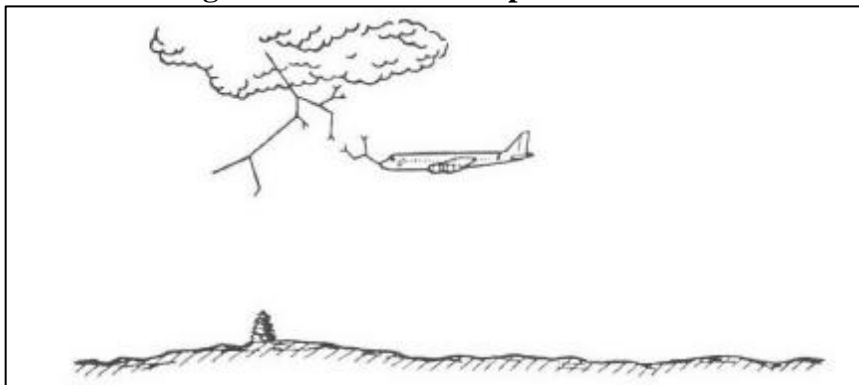


Fonte: Fisher, Plumer e Perala (1989).

Normalmente os pontos de ancoragem do raio, são o nariz, a asa e a empenagem, e também saliências menores, como antenas ou sondas pitot.

Quando a descarga avança a uma extremidade da aeronave no ponto onde há um campo adjacente esse é aumentado a cerca de 30 kV /cm (na pressão ao nível do mar), o ar se ionizará e faíscas elétricas se formarão nas extremidades da aeronave, como pode ser visto na figura 09.

Figura 9 - Aeronave se aproximando do líder

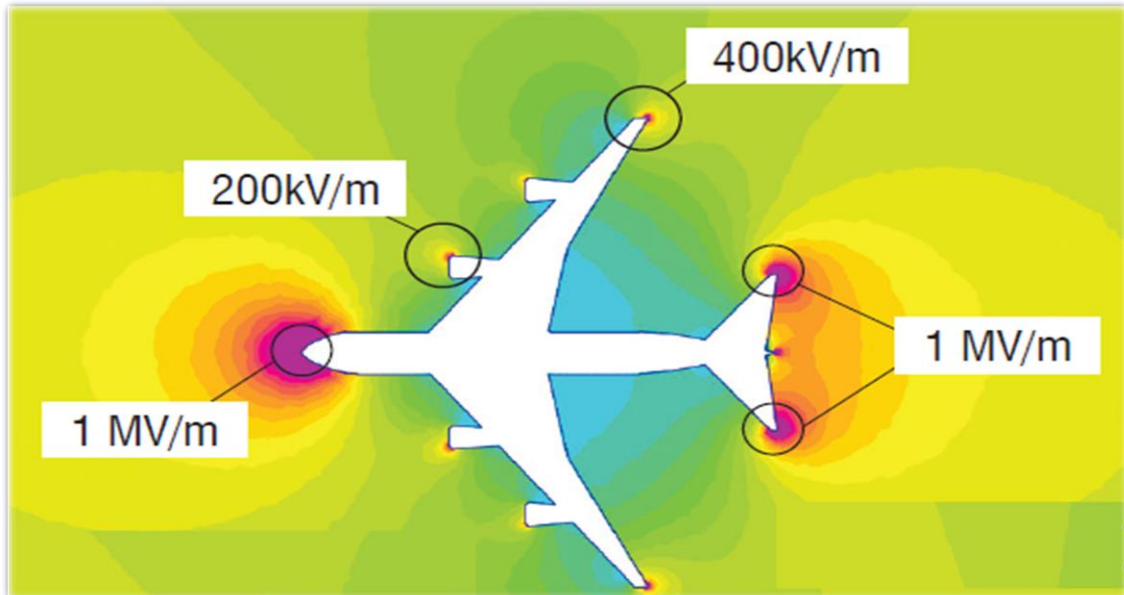


Fonte: Fisher, Plumer e Perala (1989).

O mesmo diz a norma SAE ARP 5416 que as regiões mais ionizadas de uma aeronave são suas extremidades. Motivo pelo qual são regiões de maior incidência do acoplamento com raios. De acordo com Morgan, Hardwick e Meakins (2012) 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, como pode ser visto na figura 10.

Figura 10 - Regiões da aeronave com alto potencial de campo elétrico



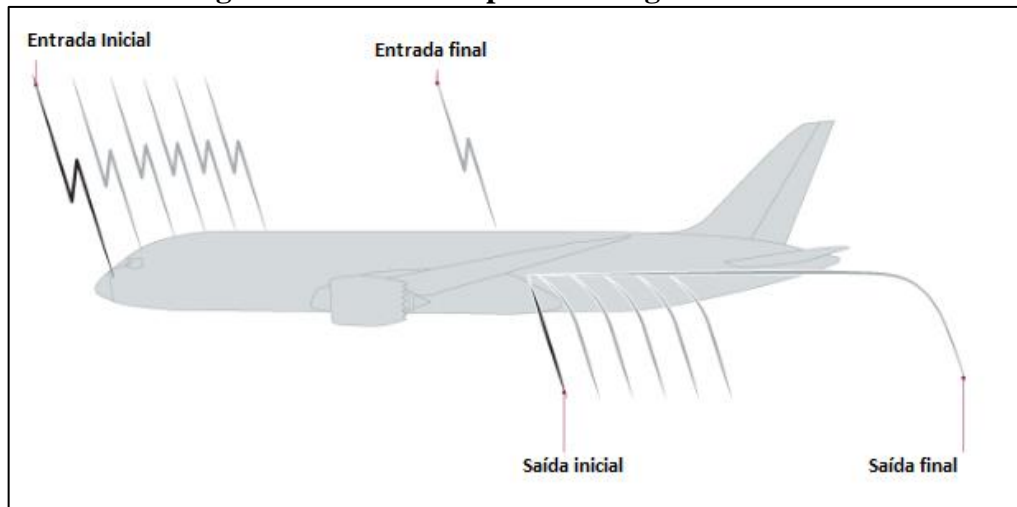
Fonte: Adaptado de Morgan, Hardwick e Meakins (2012).

2.2.1 O fenômeno ricochete e o efeito *Swept*

O fenômeno ricochete ou efeito *Swept* são gerados quando o ponto de acoplamento da descarga elétrica na aeronave é alterado pelo movimento relativo durante o voo. O mesmo acontece como ponto de saída da descarga elétrica, que é equivalente aos pontos de entrada.

O efeito *Swept* ocasiona uma varredura superficial pela descarga atmosférica, que gera vários pontos de entrada e de saída do raio, como pode ser visto na figura 11.

Figura 11 - Efeito swept na fuselagem de uma aeronave



Fonte: Boeing (2012).

De acordo com Boeing(2012), o efeito *swept* é extremamente danoso para a estrutura das aeronaves, sendo responsável pela maioria dos danos estruturais ocasionados pela interação com os raios. Ele também é conhecido como “fenômeno ricochete” devido ao arco elétrico, gerado pelo raio, ricochetear ao longo da fuselagem da aeronave.

Este efeito pode gerar várias entradas e várias saídas da descarga elétrica na aeronave. Os danos ocasionados pelo *swept* são prejudiciais para a estrutura, tendo em vista que os danos geram desgastes e perdas de material nos pontos de acoplagem.

A Figura 12 mostra a lateral inferior da fuselagem de um Boeing modelo 737 *Next Generation* que sofreu o efeito *swept* durante o voo. Os pontos demarcados na fuselagem pelas fitas brancas, indicam onde a chapa de alumínio sofreu danos causados pelo ricochete do raio.

Figura 12 - Danos causados pelo efeito swept na fuselagem de um Boeing 737NG



Fonte: Boeing (2012).

2.2.2 Danos causados por raios em aeronaves

Os efeitos ocasionados pela exposição das aeronaves as descargas atmosféricas, podem gerar danos significativos na estrutura e em seus sistemas. De acordo com a norma SAE 5416(2013) os efeitos podem ser divididos em diretos e efeitos indiretos.

Como efeitos diretos pode-se destacar os seguintes:

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

Já como efeitos indiretos destacam-se:

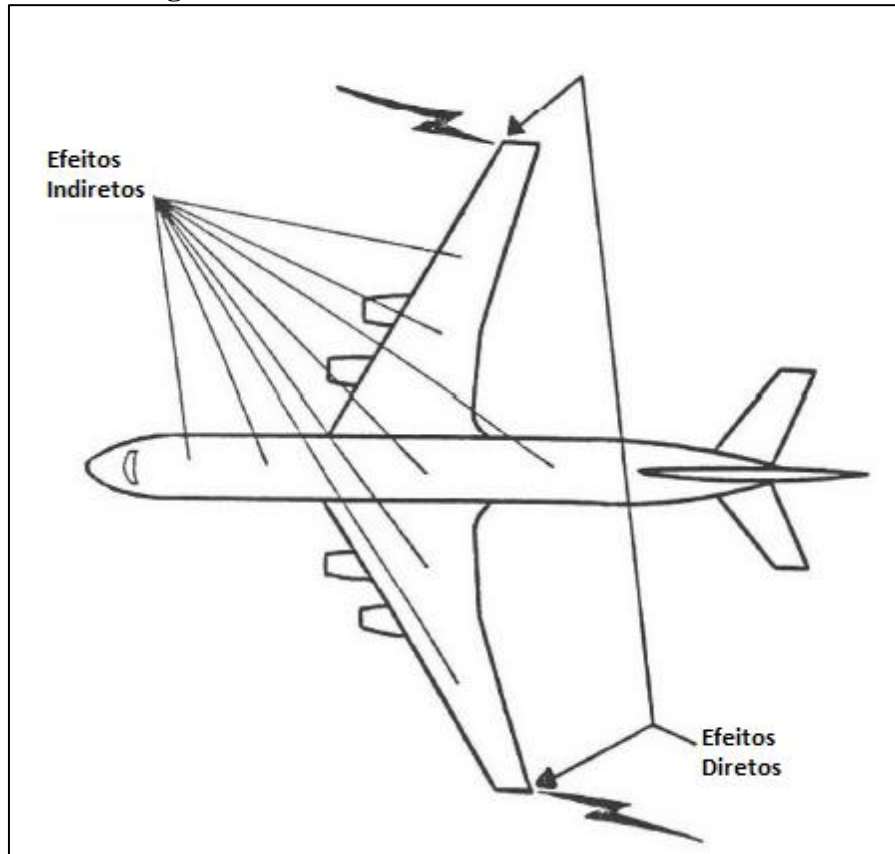
- Defeitos em chicotes elétricos e antenas gerados por falha no isolamento e proteção elétrica.
- Início de pequenos fluxos de corrente elétrica na estrutura afetada, gerando campos elétricos internos no material. No alumínio a intensidade deste efeito é baixa, pois ele não tem alta resistividade.
- Prejuízos nos sistemas de rádio e navegação das aeronaves causados por falhas no isolamento elétrico e magnético.

Em alguns casos, os efeitos diretos e indiretos podem ocorrer no mesmo componente da aeronave. Um exemplo seria um relâmpago em uma antena que danifica fisicamente a antena e também envia tensões prejudiciais resultantes da energia eletromagnética (EM) para o transmissor ou receptor conectado a essa antena. Neste caso, o dano físico para a antena será tratado como um efeito direto, enquanto as tensões e /ou correntes que o acoplamento da antena ao equipamento de rádio/radar será tratado como um efeito indireto. (SAE5416 2013)

De acordo Fisher, Plumer e Perala (1989) uma vez que os efeitos indiretos têm predominância na parte elétrica, suas consequências podem aparecer em qualquer lugar dentro da aeronave, como por exemplo nos locais de equipamentos remoto dos anexos de relâmpago. Os efeitos diretos, por outro lado, ocorrem com mais frequência perto dos pontos de entrada do

raio ou dentro das estruturas ou tanques de combustível que ficam no caminho da corrente elétrica entre os pontos de entrada ou saída dos raios. Isto pode ser visto na figura 13.

Figura 13 - Áreas de efeitos diretos e indiretos.

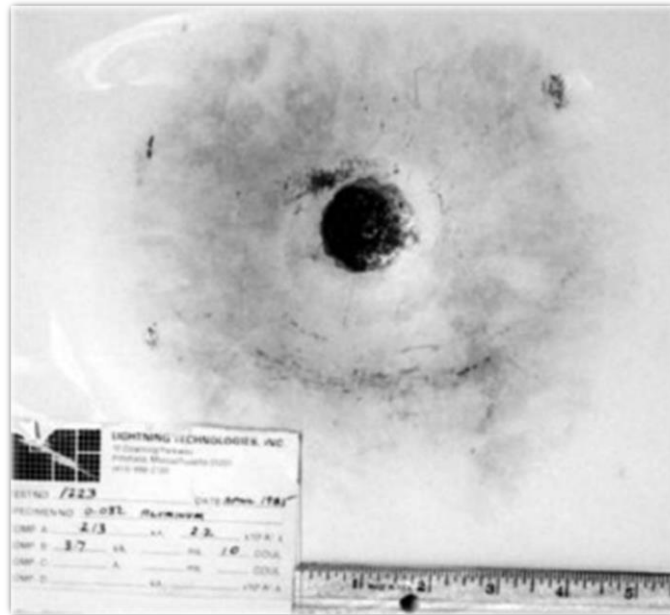


Fonte: Fisher, Plumer e Perala (1989).

Morgan, Hardwick e Meakins (2012), afirmam 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.

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 epóxi é apresentado na figura 14.

Figura 14 - Dano de entrada em chapa de alumínio aeronáutico espessura 1mm

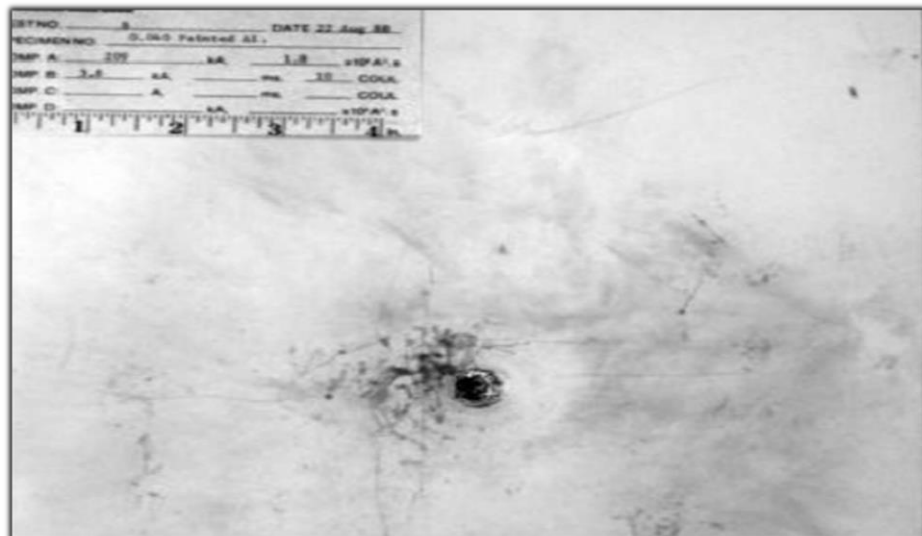


Fonte: Fisher, Plumer e Peralá (1989).

A corrente utilizada no teste compreendeu a forma de onda D com intensidade de 100 kA. A região danificada está queimada e possui 9,302 mm de raio, apresenta erosões e aspereza leve. O relatório do teste apontou ainda que não houve perda substancial de material.

Já na figura 15 é representado o dano de saída do raio da mesma chapa de alumínio aeronáutico liga 2024-T3 de 1 mm de espessura, também revestida por uma camada de epóxi.

Figura 15 - Dano de saída em chapa de alumínio aeronáutico espessura 1mm



Fonte: Fisher, Plumer e Peralá (1990).

Com a saída da descarga elétrica, 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. Chemartin et al. (2012) ainda destaca que o resfriamento local é muito rápido devido a boa condutividade térmica do alumínio.

De acordo com Rupke (2002b) 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.

2.3 Técnicas de Caracterização Aplicadas ao Alumínio

Neste item são apresentadas algumas técnicas de caracterização do alumínio, em especial da liga 7475 – T761. Serão descritas detalhadamente as estratégias, os objetivos e as aplicações dos métodos de caracterização da liga 7475 – T761 utilizadas neste trabalho. Dentre elas temos: a técnica de ultrassom, a técnica de perfilometria, penetração instrumentada, e a microscopia eletrônica de varredura– MEV.

2.3.1 Técnica de Ultrassom

Para detectar algumas falhas, métodos especiais de inspeção são necessários para uma boa execução e resultados confiáveis sem a destruição do corpo de prova. Assim, o Ensaio Não Destrutivo (END), definido como um método de avaliação de materiais, peças, equipamentos que detecta a falha sem causar danos ao elemento inspecionado. Existem diferentes formas de END, como: Corrente Parasita, Partícula Magnética, Raio-X, Raio Gama e Ultrassom (LE MAGGI *et al*, 2011).

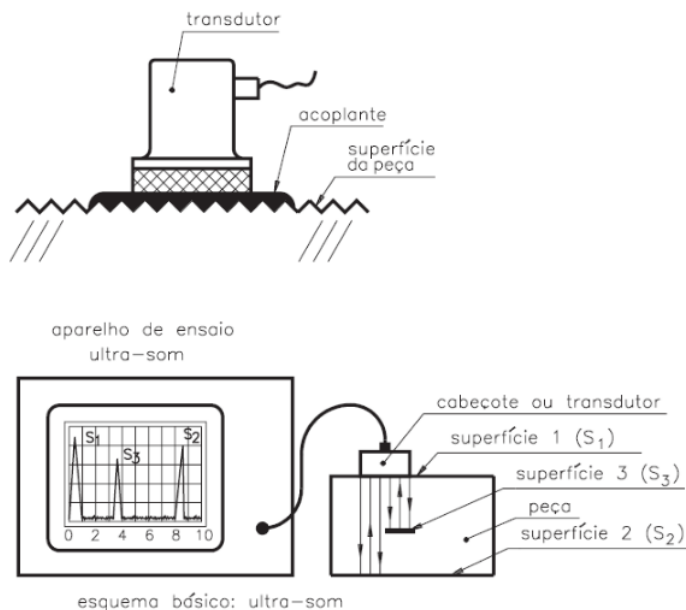
Segundo Andreucci (2008), o ultrassom caracteriza-se por um evento não destrutivo que tem por objetivo detectar discontinuidades ou defeitos internos do material. Estes defeitos podem ser ocasionados durante o processo de fabricação, durante a ação de cargas mecânicas ou térmicas. Assim, a utilização 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 de sinal, um transdutor e uma tela para visualização dos dados coletados. Sinais ultrassônicos são gerados por cristais piezoelétricos que vibram em uma determinada frequência. Quando a corrente alternada de um gerador de sinal é aplicada ao cristal localizado no transdutor do dispositivo, ele irá vibrar. Desta forma, ondas ultrassônicas são geradas. Essas ondas então se propagam ao longo da

microestrutura do material, sujeitas a fenômenos de dispersão e absorção. A combinação desses dois efeitos causará atenuação do som, que pode ser observada na tela do dispositivo.

A Figura 16 mostra o perfil medido por ultrassom. Há uma relação entre o tipo de estrutura exibida na tela do dispositivo e a qualidade do sinal. Com estruturas mais espessas e/ou grosseiras, o sinal se torna mais instável. Normalmente, géis especiais são usados para este propósito.

Figura 16 - Esquema de um ensaio de ultrassom



Fonte: Focus (2018).

2.3.2 Técnica de Perfilometria

A perfilometria é uma técnica utilizada com o intuito de avaliar a irregularidade de uma dada superfície. Com essa técnica é possível avaliar a forma da superfície (alterações macrogeométricas), como também avaliar a rugosidade (alterações microgeométricas).

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).

De acordo com Oliveira (2010), 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.

Já Jin; Zhou (2004), diz que danos causados pelo impacto, atrito ou gradiente térmico, também podem contribuir para alterações na textura superficial.

Bet (1999) em seu trabalho diz que para se ter uma análise eficiente de rugosidade, utilizando as técnicas existentes como a da perfilometria é necessário a solução das quatro questões básicas:

- 1) Com qual equipamento medir?
- 2) Quais parâmetros utilizar?
- 3) Em qual direção medir?
- 4) Em quantos pontos?

Para se obter o resultado esperado na técnica de perfilometria é necessário o uso dos perfilômetros, sendo que eles são divididos em duas categorias: o perfilômetro de ponteira fixa e substrato móvel e o perfilômetro de ponteira móvel e substrato fixo.

De acordo com Faccio (2002) o perfilômetro de ponteira fixa e substrato móvel é muito utilizado em grandes varreduras sendo útil para determinar a rugosidade e o encurvamento do substrato. O perfilômetro de ponteira móvel e substrato fixo, que também é conhecido como PSM, é utilizado em pequenas varreduras, sendo muito aplicado para a medição da altura de degraus e dimensões críticas.

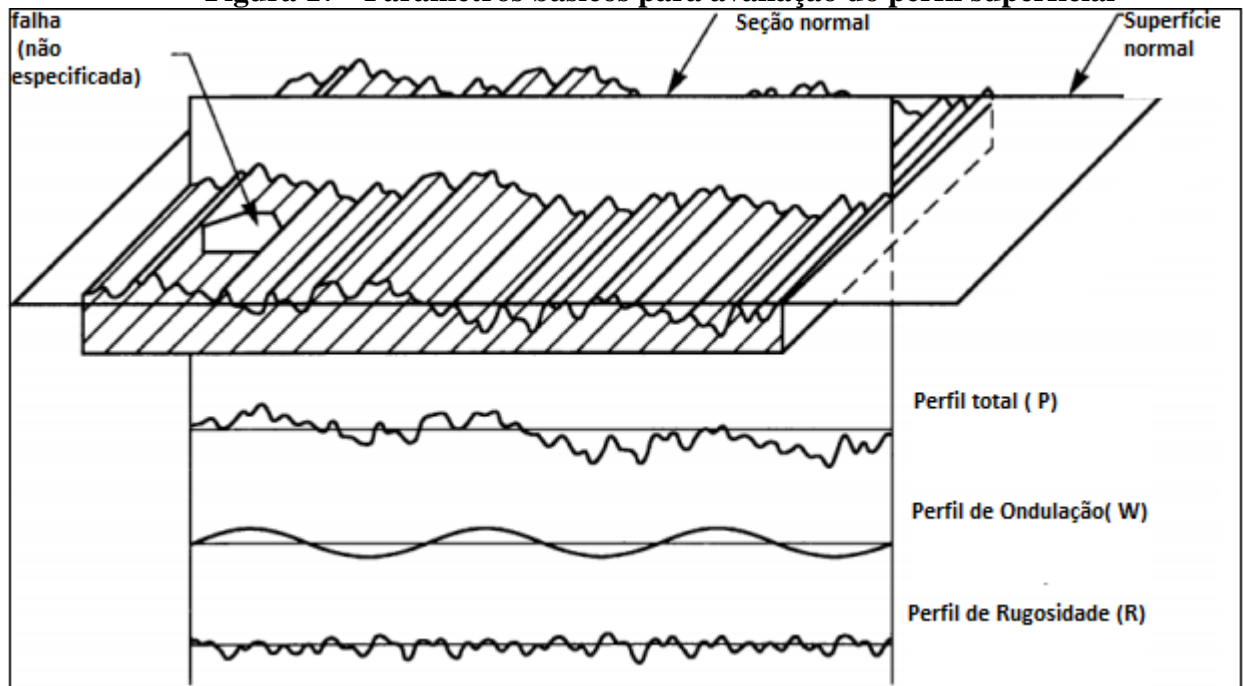
Uma vez escolhido o equipamento e conhecido os parâmetros de textura superficial o teste poderá ser iniciado com o objetivo de se ter um perfil superficial da amostra testada.

De acordo com Costa (2013) o perfil de uma superfície pode ser definido como a linha produzida pela apalpação de uma agulha sobre ela, e a avaliação de textura de uma superfície é baseada em um comprimento de referência especificado e pode ser descrito por três parâmetros básicos:

- Perfil P: perfil primário, um perfil geral;
- Perfil W: perfil de ondulação;
- Perfil R: perfil de rugosidade superficial. Este perfil é calculado usando um filtro de corte para remover as ondulações do perfil P.

A figura 17 demonstra os três parâmetros básicos para avaliação do perfil superficial.

Figura 17 - Parâmetros básicos para avaliação do perfil superficial



Fonte: Adaptado de Muralikrishnan e Raja (2009).

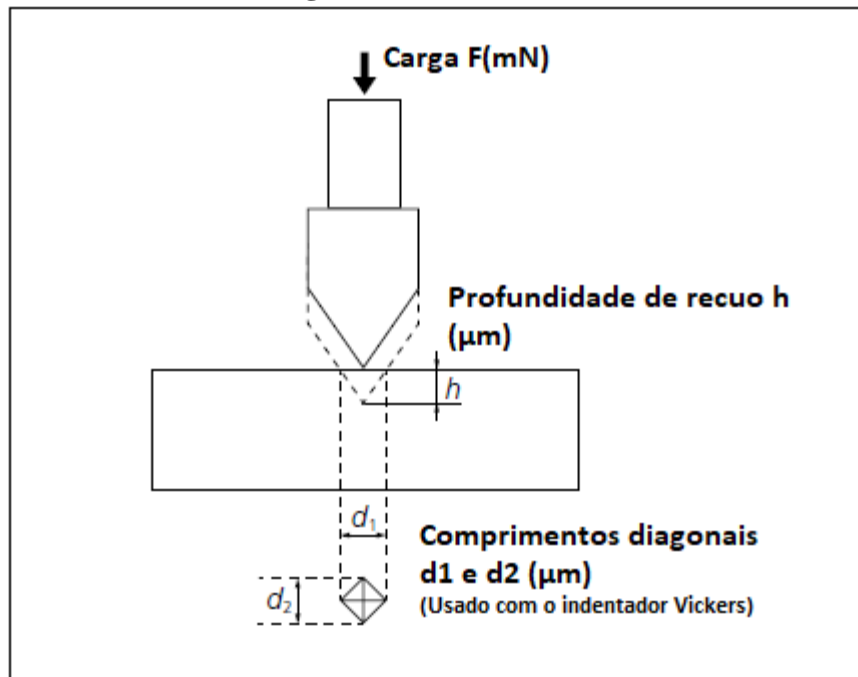
2.3.3 Penetração Instrumentada

Segundo Muniz, Teles e Santos (2018), os ensaios de dureza mais utilizadas são os Brinell, Rockwell, Vickers e Knoop. As principais escalas de dureza dependem do tipo de ensaio e estão em função de medições ou conversões de unidades de força pela área de superfície de contato. De acordo com Smith e Hashemi (2012) o valor da dureza para cada um destes tipos de ensaio depende da forma do indentedor e da carga aplicada.

Cripps (2004), diz que 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 envolve a penetração de um indentedor, como pode ser visto na figura 18, de ponta de diamante na superfície do material, controlando e registrando a profundidade e a carga de penetração. Os dados obtidos são usados para gerar a curva de carga versus descarga.

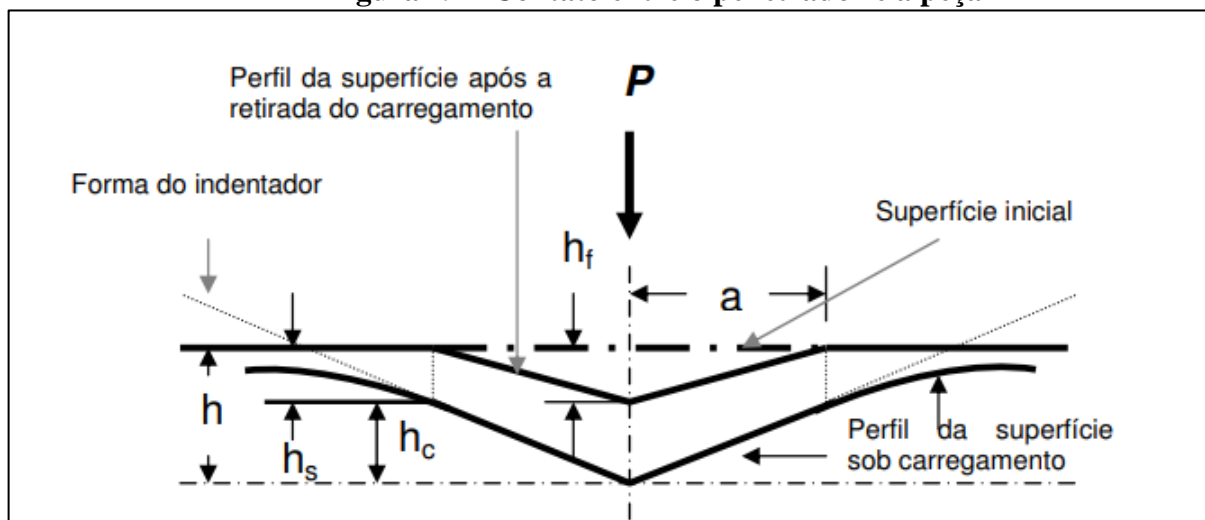
Figura 18 – Indentador Vickers



Fonte: Shimadzu (2016).

De acordo com Michél (2005) após retirada a força P , a deformação plástica permanece e por meio dela será feita a medida da dureza do material. A figura 19 demonstra um esquema da interpretação gráfica do contato entre o penetrador e a peça.

Figura 19 – Contato entre o penetrador e a peça

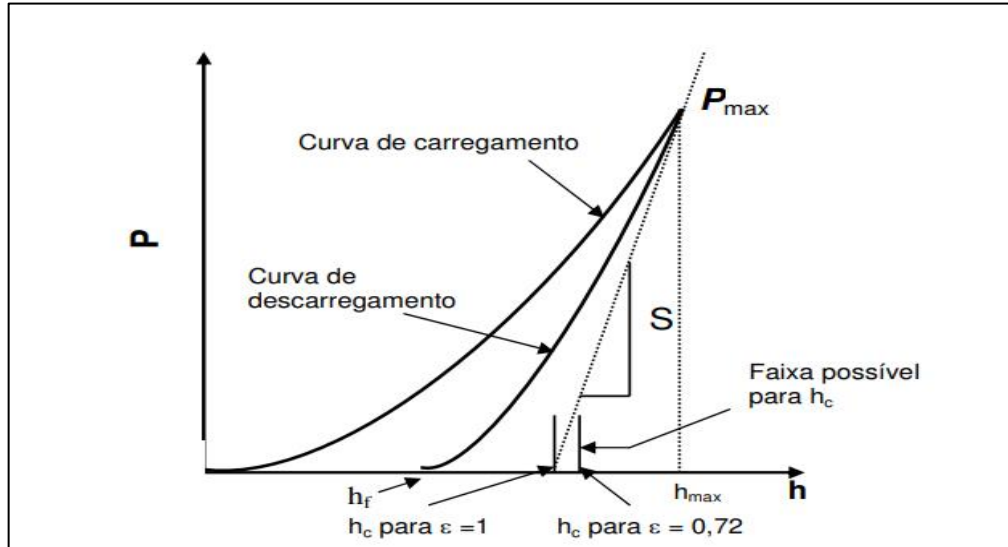


Fonte: Michél (2005).

A norma ASTM E2546 deve ser usada para fins de definições quanto a qual tipo de indentador deve ser usado, tendo em vista que para cada indentador há procedimentos e equações distintas.

Os resultados esperados deste teste são expressos também em gráficos, como pode ser visto na figura 20, uma curva característica de um único ciclo de carregamento e descarregamento.

Figura 20 – Curva característica Carga (P) versus Profundidade de Penetração(h)



Fonte: Michél (2005).

Verifica-se que na fase de carregamento a força P é aumentada gradativamente até seu ponto máximo previsto e é neste ponto que temos a maior deformação. 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). A grandeza S é a rigidez do material.

2.3.4 Microscopia Óptica e Microscopia Eletrônica de Varredura

O objetivo da microscopia é a obtenção de imagens ampliadas de um objeto, que nos permitam distinguir detalhes não revelados a olho nu. A imagem microscópica é caracterizada por três parâmetros: aumento, resolução e contraste (MANNHEIMER, 2002). Essas imagens podem ser feitas através de Microscópio Óptico (MO) e Microscópio Eletrônico de Varredura (MEV).

As imagens geradas por microscópios ópticos convencionais ficam limitados a um aumento máximo de 2000 vezes, pois acima deste valor alguns detalhes menores são imperceptíveis. Sendo que de acordo com Kesrenbach (1994) a profundidade de campo é

inversamente proporcional aos aumentos, sendo necessário, então, um polimento perfeito da superfície a ser observada, o que às vezes é incompatível com a observação desejada.

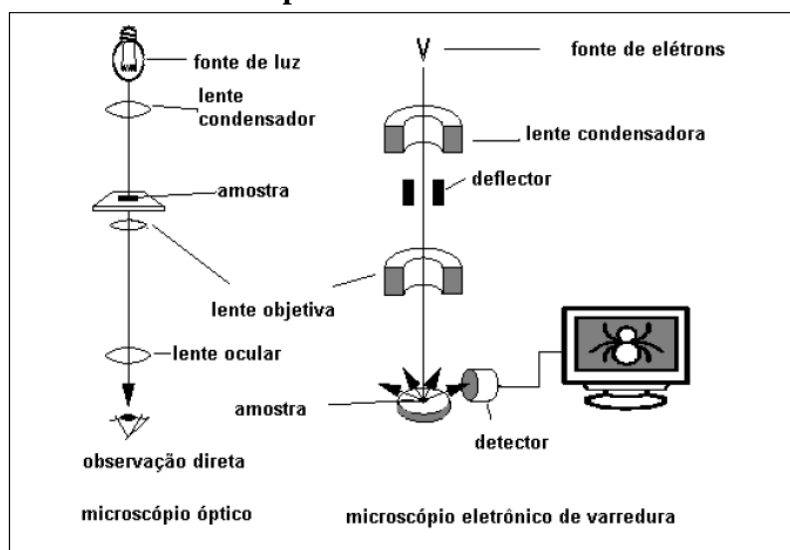
O MEV é um dos mais versáteis instrumentos disponíveis para a observação e análise de características microestruturais de objetos sólidos (NAGATANI *et al.*, 1987). De acordo com Calmon (2014) o MEV permite observações diretas das estruturas, sendo a principal vantagem o método simples de preparação, na maioria dos casos.

Utilizando múltiplos efeitos da interação entre elétrons e a matéria, o MEV permite a aquisição de muitas informações, como orientação cristalina, diferenciação entre elementos, potencial elétrico e campos magnéticos localizados.

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; SANTOS, 2020).

A figura 21 demonstra um desenho esquemático para comparação entre microscópio óptico e microscópio eletrônico de varredura.

Figura 21 – Desenho esquemático para comparação entre microscópio óptico e microscópio eletrônico de varredura



Fonte: Dedavid, Gomes, Machado (2007).

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.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

A seguir serão apresentados o material, os procedimentos e as técnicas que foram utilizadas para a realização deste trabalho.

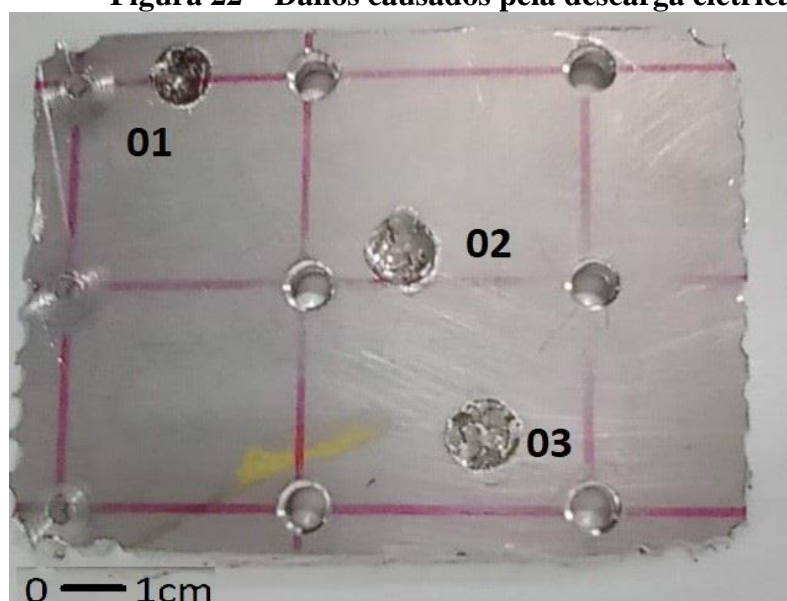
3.1 Material

A liga de alumínio escolhida para os estudos foi AA 7475- T761 doado por uma empresa de transporte aéreo e manutenção brasileira que opera aeronaves Airbus, ATR, Boeing, Embraer, retirada durante a manutenção executada em 18/06/2019 da aeronave Embraer MSN (Manufacture Serial Number) 19000260.

A características químicas, físicas e mecânicas desta liga estão disponíveis nas tabelas 1 e 3. O tratamento T761 consiste em: solubilização a 480° C, seguido de envelhecimento artificial sequencial à 120°C (3h), e à 165° C (10h) e confere a essa liga alta resistência a fadiga.

Durante as inspeções de manutenção realizadas nos dias 09 e 17/06/2019 foram localizados danos na estrutura da fuselagem desta aeronave ocasionados pela interação com descargas atmosféricas. A chapa tem a espessura de 3,5mm e tem três danos evidentes, como pode ser visto na figura 22.

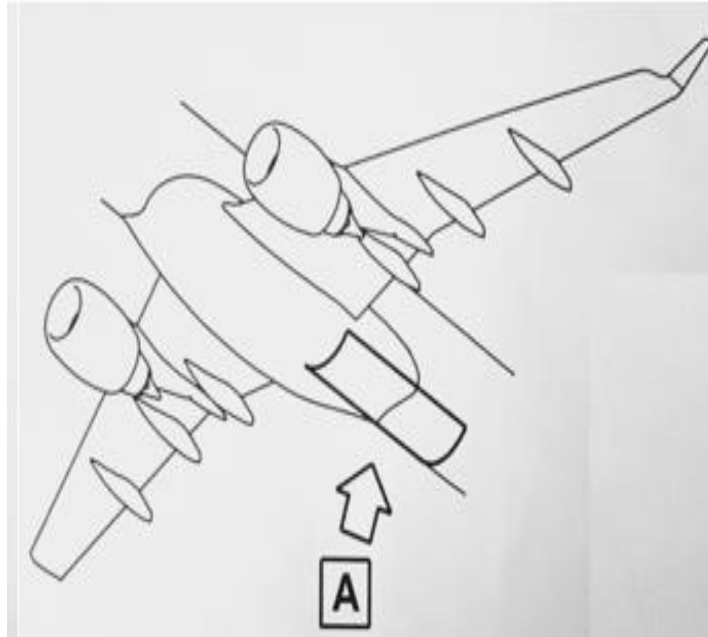
Figura 22 – Danos causados pela descarga elétrica



Fonte: Elaborado pelo autor.

A peça retirada estava localizada entre as armações FR71(*Frame 71*) até a FR73 e entre as vigas S27RH (*Stringer 27*) até a S29RH, como pode ser visto na figura 23.

Figura 23 – Localização (A) na aeronave dos danos causados pela descarga elétrica



Fonte: Adaptado de EMBRAER (2019).

3.2 Ensaio de Ultrassom

O teste de ultrassom foi utilizado neste trabalho afim de avaliar as características dos danos, a espessura da chapa e a profundidade dos danos gerada pela descarga elétrica. O teste foi executado nas dependências de uma empresa de manutenção de aeronaves. A realização de teste e as fotos do ensaio não tiveram autorização para exibição.

O teste seguiu as recomendações da norma ASTM E797 que padroniza as medições de espessuras em chapas e está em conformidade com os padrões recomendados pelos manuais de manutenção dos fabricantes de aeronaves para análise de reparo do tipo *blending*.

Após a calibração do equipamento, passou-se a medição das regiões danificadas pela descarga elétrica, analisando os 03(três) danos aparentes. Os dados das medições foram registrados em tabela. O equipamento usado foi Olympus 45MG.

3.3 Perfilometria

Antes do teste da perfilometria foi feita uma limpeza por ultrassom na amostra. O procedimento de limpeza se dá por meio da cavitação, processo que consiste em bolhas microscópicas geradas pelo contato entre o fluído e a peça. O meio de limpeza por ultrassom atinge poros e áreas da superfície de difícil acesso, proporcionando eficiência e rapidez na eliminação da sujeira. Foi usado álcool etílico absoluto 99,8% PA durante 20(vinte) minutos. O aparelho utilizado para a limpeza foi a cuba ultrassônica de 110V, 1 Litro da marca KITEST.

O perfil dos danos causados pela descarga elétrica foi caracterizado pelo método de análise de perfilometria digital 3D. Os ensaios foram realizados no Laboratório de Dureza Instrumentada e Perfilometria da Universidade Federal de Minas Gerais. O ensaio da perfilometria 3D foi executado nas regiões dos 03(três) danos da peça e em uma região sem dano da amostra.

O equipamento utilizado foi o perfilômetro de contato do tipo ponteira móvel e substrato fixo como mostrado na figura 24. O equipamento modelo T8000 é fabricado pela Hommelwerk acoplado a um apalpador modelo TKU 300/600 que possui uma ponta da marca stylus n°231289 5/90. O ângulo de ponta é 90° e raio de ponta 5µm.

Figura 24 –Perfilômetro modelo T8000



Fonte: Elaborado pelo autor.

A escolha da região para análise levou em consideração o limite de profundidade de análise do perfilômetro que é 650 µm. Os danos de estudo estão relacionados a saída da descarga elétrica, levando em consideração o local que a peça foi retirada da aeronave, como também a

dimensão e profundidade. Os danos de saída são mais intensos gerando uma maior profundidade e extensão.

Neste sentido, optou-se por avaliar a região central de todos os 03(três) danos e 01(uma) área da região de base. O comprimento de leitura foi de no máximo 4,00mm, sendo a largura de varredura de no máximo 2,50mm e uma profundidade de até 650 μm . Essa decisão foi embasada no teste de ultrassom que já demonstrou uma profundidade de aproximadamente 650 μm .

Para ajuste dos padrões de varredura e controle mecânico do equipamento, foi utilizado o software Turbo Wave versão 2.0. 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.

3.4 Análise Metalográfica

Os corpos de prova foram preparados nos Laboratórios de Processos de Fabricação Mecânica do Departamento de Engenharia Mecânica da PUC Minas, e foram utilizados os processos de corte e de embutimento a quente com baquelite. A embutidora Arotec ® PRE40 Automática foi utilizada no processo. Ao todo, foram embutidos três corpos de prova, sendo duas danificadas e uma que não sofreu danos.

Para uma melhor compreensão e organização dos dados coletados adotou-se as seguintes nomenclaturas para o embutimento:

D – amostra danificada pela descarga elétrica.

B – amostra sem danos (metal base).

DN – Direção normal da chapa.

DT – Direção transversal da chapa.

1 – Dano 01.

2 – Dano 02.

3 – Dano 03.

Após definições as peças embutidas foram nomeadas da seguinte forma:

DDT1 – Amostra com dano 01 embutida na direção transversal da chapa.

DDN2 – Amostra com dano 02 embutida na direção normal da chapa.

DTB – Amostra sem danos embutida na direção transversal da chapa.

O lixamento foi feito utilizando as lixas de 220, 400, 600, 1200 e 2000 mesh. 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.

A qualidade do polimento foi avaliada pelo estado superficial das amostras, através do microscópio óptico equipado com o software Axio Scope A1® utilizando ampliação de 200 e 500 vezes. O processo foi concluído a partir do momento em que não foi possível encontrar riscos na superfície das peças polidas. Após finalização do polimento as amostras foram avaliadas com objetivo de verificar a presença de microtrincas e avaliar as possíveis regiões com precipitação através da técnica de MEV/EDS.

Os ataques químicos nas superfícies polidas para revelação da microestrutura foram feitos em duas etapas, usando os seguintes reagentes:

- a) Solução de Keller conforme indicado por Santos (2020), Mannheimer (2002) e Davis (1993) e o tempo foi estipulado experimentalmente durante a realização do trabalho, com marco em 35 segundos por imersão. O Keller é uma solução que contém a seguinte composição: HNO₃ (2,5 mL) + HCl (1,5 mL) + H₂F₂ (1 mL) + H₂O (95 mL). Este ataque foi usado para delinear contornos de grãos e visualização das microtrincas. Após o ataque, as amostras foram lavadas com água, álcool absoluto e secadas com ar quente.
- b) Solução HF - conforme indicado por Zandrani(1998), o tempo foi estipulado experimentalmente durante a realização do trabalho com marco em 45 segundos por imersão. O HF é uma solução que contém a seguinte composição: HF(48%) (1mL) + H₂O (200 mL), usado para identificação do tamanho e distribuição de partículas em geral. 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/EDS 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 semi-quantitativa da composição química dos elementos constituintes da liga 7475-T761.

A determinação do tamanho de grão é padronizada pela norma ASTM E112-96. O processo consistiu na aquisição de 10 imagens da microestrutura do corpo de prova DTB e outras 10 imagens do corpo de provas DDT1, para se medir o tamanho de grão na direção transversal das amostras. 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. Sendo assim, foram medidas as áreas de 400 grãos, sendo 200 grãos referentes ao corpo de prova DTB e 200 grãos provenientes do corpo de prova DDT1.

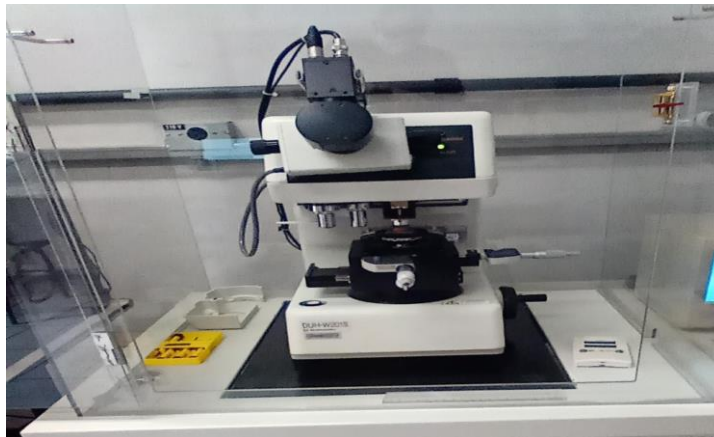
De acordo com a norma, após a medição da área (S) de cada grão, calculou-se a área média (S_{med}) dos 200 grãos de cada amostra em micrometros quadrados (μm^2), a medida do tamanho de grão (L) em mm e o número do tamanho de grão (G) foram calculados de acordo com o previsto na norma.

3.5 Penetração Instrumentada

O ensaio de penetração instrumentada foi executado no Laboratório de Dureza Instrumentada e Perfilometria da Universidade Federal de Minas Gerais. O equipamento utilizado foi o modelo Shimadzu DUH – 201S, com penetrador *Bercovich* pirâmide triangular com ângulo de 115° , como o modelo mostrado na Figura 25.

A preparação dos corpos de provas foi feita no Laboratório de Materiais de Construção Mecânica da PUC Minas e contou com uma embutidora e politriz da marca Arotec® e ajustes no diâmetro e espessura da peça embutida pelo processo de torneamento, uma vez que o embutimento não estava dentro do diâmetro e espessura máximos permitidos pelo aparelho ultra-microdurômetro dinâmico.

Figura 25 – Ultra-microdurômetro dinâmico Shimadzu DUH – 201S

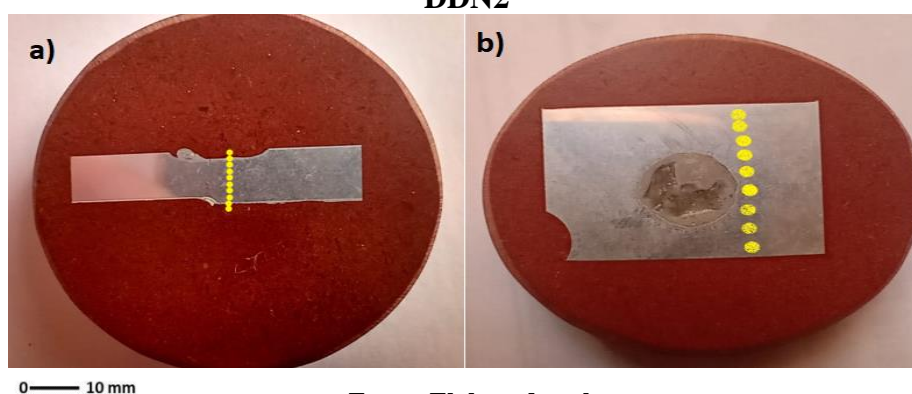


Fonte: Elaborado pelo autor.

Os testes foram executados nas três amostras, sendo: DTB (direção transversal amostra sem danos), DDT1(direção transversal amostra danificada, dano 01) e DDN2(direção normal amostra danificada, dano 02).

A direção de teste escolhida foi em linha reta com início na superfície danificada do corpo de provas até sua base, como pode ser visto na figura 26(a). Este processo buscou verificar a variação da dureza ao longo da seção transversal da chapa afetada pela descarga elétrica em comparação com o metal base. Já na direção normal as indentações foram feitas mais próximo possível da borda do dano, com distância entre 300 μm a 540,25 μm da borda do dano, como pode ser visto na figura 26(b). Os testes foram executados a uma temperatura de 21° C e a umidade em 61%.

Figura 26 – Marcações onde foram realizadas as endentações, (a) DDT1, (b) DDN2



Fonte: Elaborado pelo autor.

Os parâmetros de carga foram embasados no trabalho de Santos (2019), que utilizou a carga de 50mN. Os testes foram executados nas cargas de 50mN e 100mN. A carga escolhida, por gerar melhor qualidade e menos ruído foi a de 100mN.

Com a carga de 100mN, a velocidade de penetração usada foi constante de 08 mN/sec e tempo de carregamento e descarregamento de 5s cada, de acordo com os manuais do aparelho. Após cada indentação, foi realizada a medida dos valores de dureza por meio do software DUH-21.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

A seguir, neste capítulo, serão expostos e discutidos os resultados obtidos nos ensaios executados nas amostras da liga de alumínio AA7475 – T761.

4.1 Análise da superfície dos danos

4.1.1 Ultrassom

A técnica de ultrassom foi usada para avaliar a profundidade dos danos e a avaliação das trincas causadas pela interação da descarga elétrica. O procedimento seguiu a norma ASTM E797 que padroniza as medições de espessuras em chapas, e 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). Os testes de ultrassom foram executados nas dependências de uma empresa de transporte aéreo e manutenção brasileira que opera aeronaves Airbus, ATR, Boeing, Embraer e os resultados podem ser vistos na tabela 04.

Tabela 4 – Dimensão dos danos

Dano	circunferência(mm)	Profundidade(mm)
01	6,3	0,6
02	8,8	0,6
03	7,7	0,1

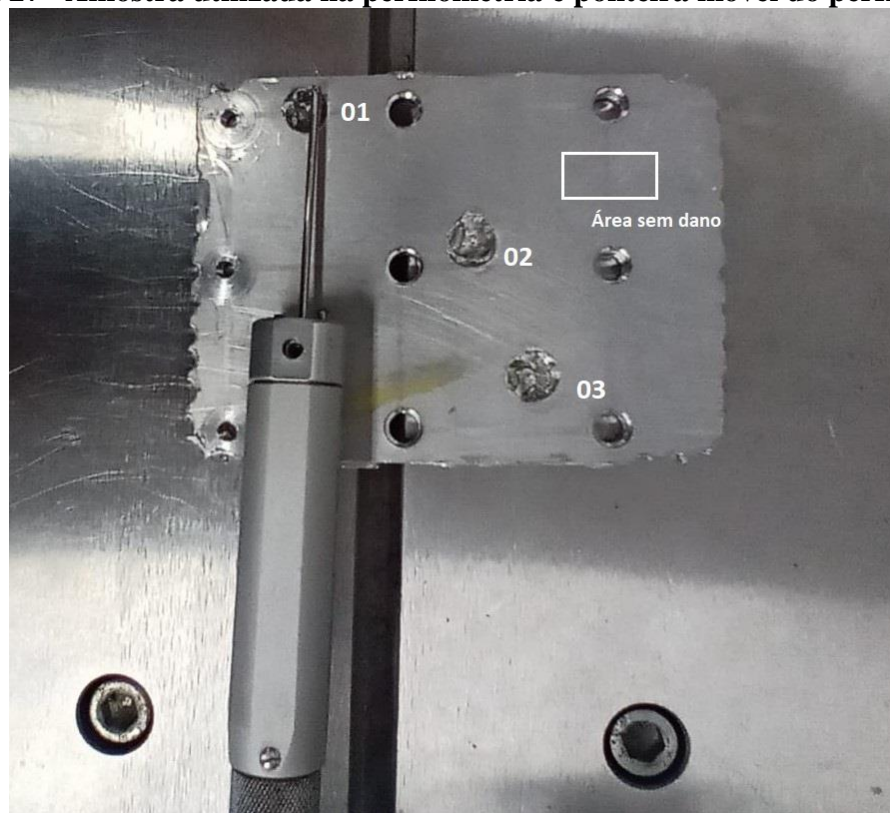
Fonte: Elaborado pelo autor.

Esse resultado corrobora a necessidade de extração da amostra da aeronave. De acordo com Escola de Aviação Civil (AERO TD, 2020), há necessidade de substituição quando uma parte complexa foi extensivamente danificada. Ainda de acordo com Air Transport Association of America (ATA, 2021) e conforme Empresa Brasileira de Aeronáutica (EMBRAER, 2019), a redução máxima permitida, para liberação após realização do teste de ultrassom, é de 10% da espessura em relação à faixa nominal. Pela técnica de ultrassom não foi possível mensurar as microtrincas do material.

4.1.2 Perfilometria

O perfil dos danos foi mensurado pela técnica de perfilometria. O teste foi feito nos três danos da amostra e em uma parte da amostra sem danos, para fins de comparação, como pode ser visto na figura 27.

Figura 27– Amostra utilizada na perfilometria e ponteira móvel do perfilômetro



Fonte: Elaborado pelo autor.

O resultado do perfil dos danos pode ser visualizado na Figura 28 em duas dimensões e três dimensões. Na figura 28(a) o perfil do dano 01, na figura 28(b) perfil do dano 02, na figura 28(c) perfil do dano 03 e na figura 28(d) perfil da região sem danos. O software do perfilômetro interpreta as depressões em azul e as elevações em vermelho.

Figura 28 – Depressões e elevações gerados pela descarga atmosférica, 28(a) o perfil do dano 01, 28(b) perfil do dano 02, 28(c) perfil do dano 03 e 28(d) perfil da região sem danos

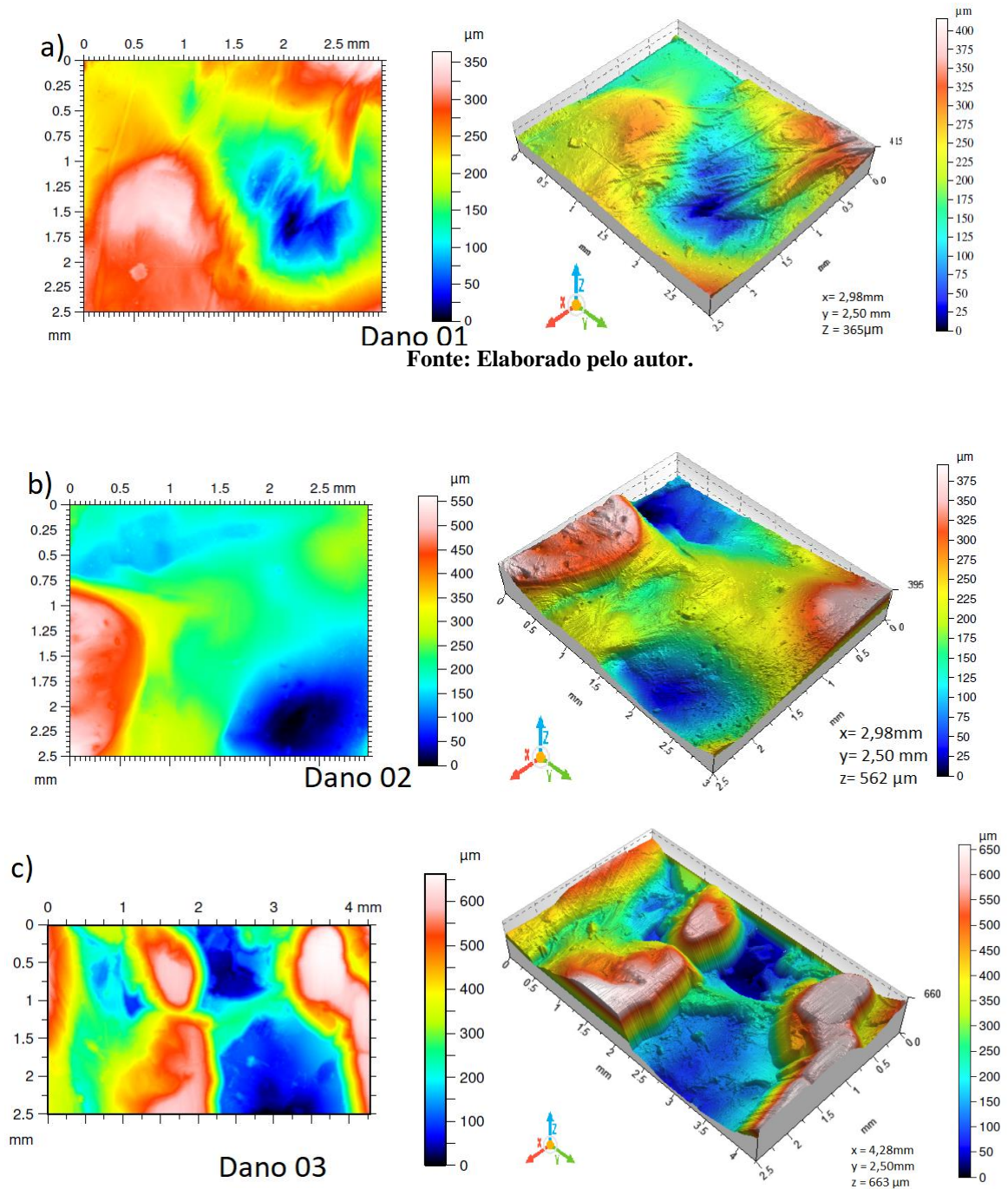
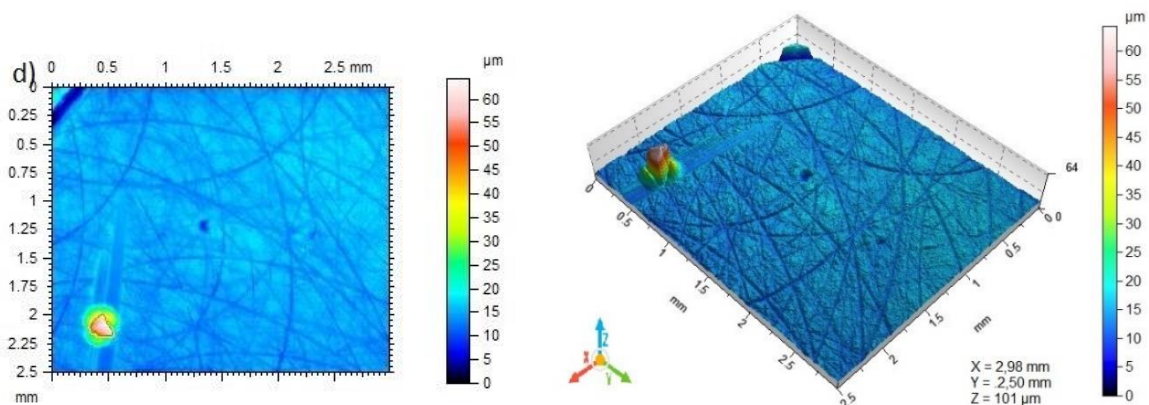


Figura 28 – (Continuação) Depressões e elevações gerados pela descarga atmosférica, 28(a) o perfil do dano 01, 28(b) perfil do dano 02, 28(c) perfil do dano 03 e 28(d) perfil da região sem danos



Fonte: Elaborado pelo autor.

A técnica de perfilometria é capaz de estimar o volume do material removido em uma determinada área da região dos vales e picos dos danos. O resultado da perfilometria, quanto à remoção de material, pode ser visto na tabela 05.

Tabela 5 – Dimensão dos danos (remoção de material)

Dano	Volume(mm ³)		Área(mm ²)	
	Vale	Pico	Vale	Pico
01	0,243	0,110	4,81	2,45
02	2,22	0,011	8,43	0,782
03	2,22	0,146	8,53	1,88

Fonte: Elaborado pelo autor.

Segundo Boeing (2018) e Airbus (2018) a remoção de material gera elevações e depressões acarretando uma redução da espessura da chapa, que por sua vez, ocasiona regiões de fluxo aerodinâmico instável que podem causar perturbações aerodinâmicas pontuais. A tabela 06 demonstra as alterações superficiais geradas pela descarga elétrica na superfície da amostra na região dos danos, em comparação com a região da amostra sem danos.

Tabela 6 – Alterações superficiais geradas pela descarga elétrica em comparação com a área sem danos.

Parâmetros de altura	Dano 01	Dano 02	Dano 03	Sem danos
Altura média aritmética(Sa)	62.9 µm	86,2 µm	155 µm	16,7 µm
Altura máxima (Sz)	365 µm	562 µm	663 µm	101 µm
Altura máxima do poço (Sv)	219 µm	223 µm	327 µm	49,6 µm
Altura máxima do pico (Sp)	145 µm	338 µm	336 µm	51,8 µm
Altura quadrada média da raiz (Sq)	76.2 µm	117 µm	179 µm	20,2 µm

Fonte: Elaborado pelo autor.

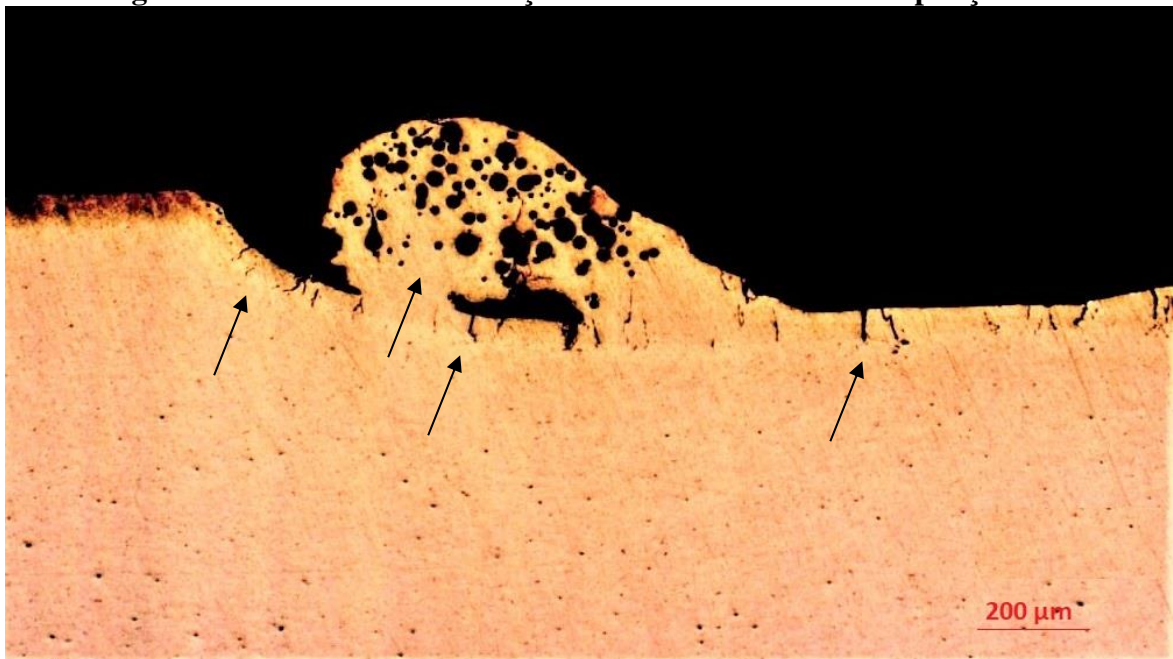
A localização de danos de tal natureza nas proximidades de sensores como as tomadas de pressões estáticas pode causar perturbação da camada limite de ar, gerando alterações consideráveis nas informações de velocidade e altimetria da aeronave (BOEING, 2018).

4.2 Análise Microestrutural

4.2.1 Análise das microtrincas e das zonas afetadas pela descarga elétrica

Na avaliação por meio do microscópio óptico, já nas ampliações 25x e 50x é possível evidenciar a existência de microtrincas, vazios e remoções de material nas superfícies das peças danificadas. Tal evidência pode ser visualizada na Figura 29, uma ampliação de 25x da DDT1. Deve-se ressaltar que as amostras foram apenas polidas e não sofreram ataque químico.

Figura 29– Microtrincas e remoção de material na DDT1 ampliação 25X



Fonte: Elaborado pelo autor.

Na amostra DDT1 é possível ver que a interação causou remoção de material e vazios gerados pela alta tensão da descarga elétrica.

O material depositado na amostra DDT1 foi removido pela sublimação gerada pelas altas temperaturas da descarga elétrica, que de acordo com Chemartin *et al.* (2012), podem chegar a atingir até 29.726,74 graus Celsius em um intervalo de tempo muito curto.

O mesmo ocorre na amostra DDN2, na qual é possível ver a situação dos danos ao longo da direção normal, conforme Figura 30.

Figura 30 – Microtrincas e remoção de material na DDN2 ampliação 50X



Fonte: Elaborado pelo autor.

Na Figura 31 da amostra DDT1 (amostra com dano 01 embutida na direção transversal da chapa) é possível ver o tamanho das microtrincas geradas pela descarga atmosférica, em que algumas ultrapassam os 200 μm de comprimento; e também é possível visualizar a profundidade da “zona mais afetada pela descarga”. Há nesta zona evidências de uma maior presença de precipitados, pela diferença de tonalidade no óptico. A dimensão da zona afetada possui uma profundidade média da ordem de 198,70 μm .

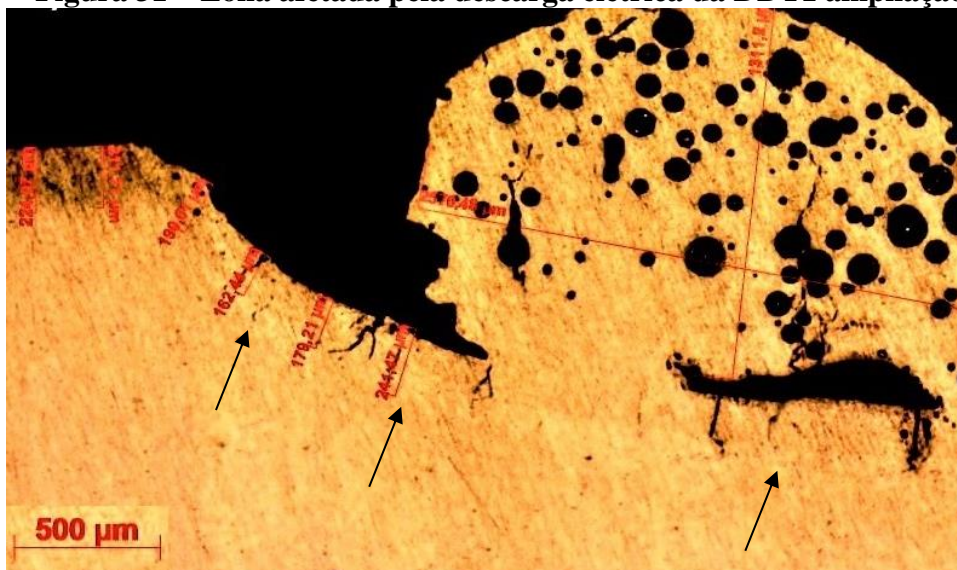
De acordo com Bannantine, Comer e Handrock (1990) nucleação das microtrincas pode ser influenciada pela combinação entre as cargas mecânicas, as variações térmicas e pelos precipitados formados durante o resfriamento repentino do material.

Ming, Hung e Lui (2018), em seu estudo da liga 7075 que é antecedente a liga 7475, afirmam que fases intermetálicas e precipitados de dimensões maiores do que 1 μm , gerados por envelhecimento em baixas temperaturas, ocasionam a nucleação de microtrincas ao seu redor.

Os precipitados de segunda fase (dimensões maiores do que 1 μm), como por Al_2Cu e Al_2CuMg , avaliados no estudo Ming, Hung e Lui (2018) e responsáveis pela nucleação de microtrincas, também podem ser encontrados na liga 7475-T761.

O mesmo diz Zangrandi (1988) em seu estudo de fadiga da liga 7475 – T761, o qual constatou que em materiais de alta resistência mecânica os mecanismos de nucleação de trincas não necessariamente ocorrem através de bandas de deslizamentos, podendo ser geradas em uma descontinuidade do tipo partícula de segunda fase.

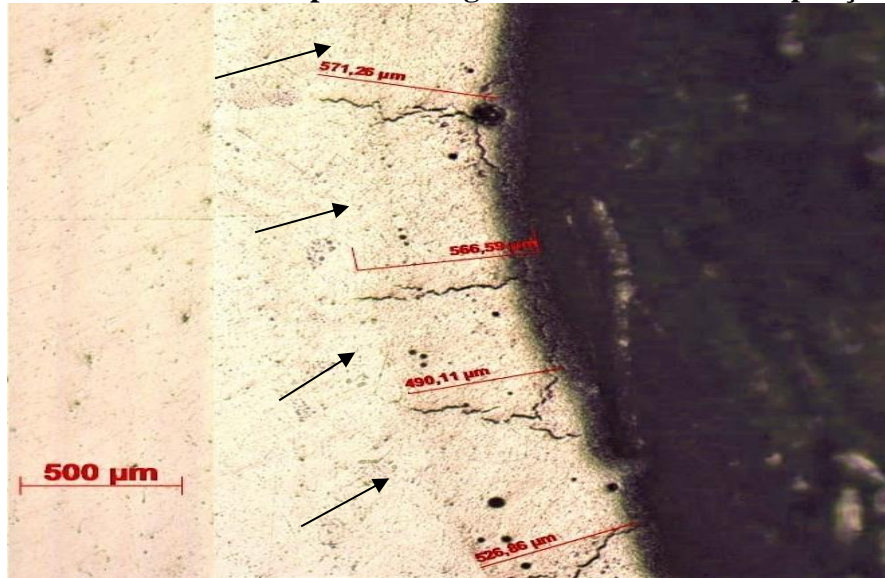
Figura 31 – Zona afetada pela descarga elétrica da DDT1 ampliação 50X



Fonte: Elaborado pelo autor.

O mesmo ocorre na amostra DDN2(amostra com dano 02 embutida na direção normal da chapa), na qual é possível ver o tamanho das microtrincas e a extensão da zona mais afetada. É possível observa na Figura 32 a dimensão da zona afetada que possui uma profundidade média da ordem de 540,25 μm .

Figura 32 – Zona afetada pela descarga elétrica da DDN2 ampliação 50x



Fonte: Elaborado pelo autor.

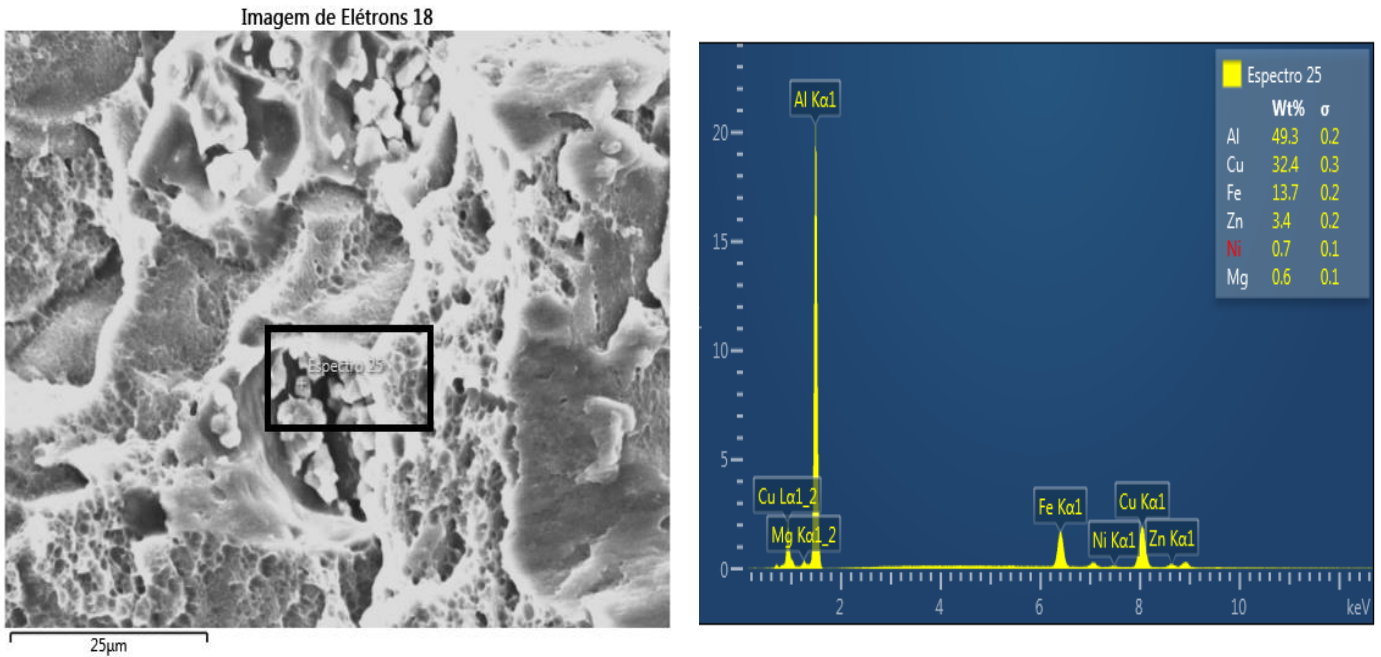
Com base nas discussões feitas até o momento, infere-se que as zonas mais afetadas pela descarga elétrica possuem um maior número de fases intermetálicas e precipitados de segunda fase (dimensões maiores do que $1\mu\text{m}$), o que explica a maior quantidade de microtrincas do que as demais regiões das amostras analisadas.

4.2.2 Análise química pelo EDS

Por meio da técnica de EDS foi possível analisar as amostras expostas pela descarga atmosférica. Através das análises das imagens e dos resultados quantitativos acerca da composição química obtidas pelo MEV/EDS foi possível verificar a presença de fases intermetálicas na região do dano na amostra DDT1.

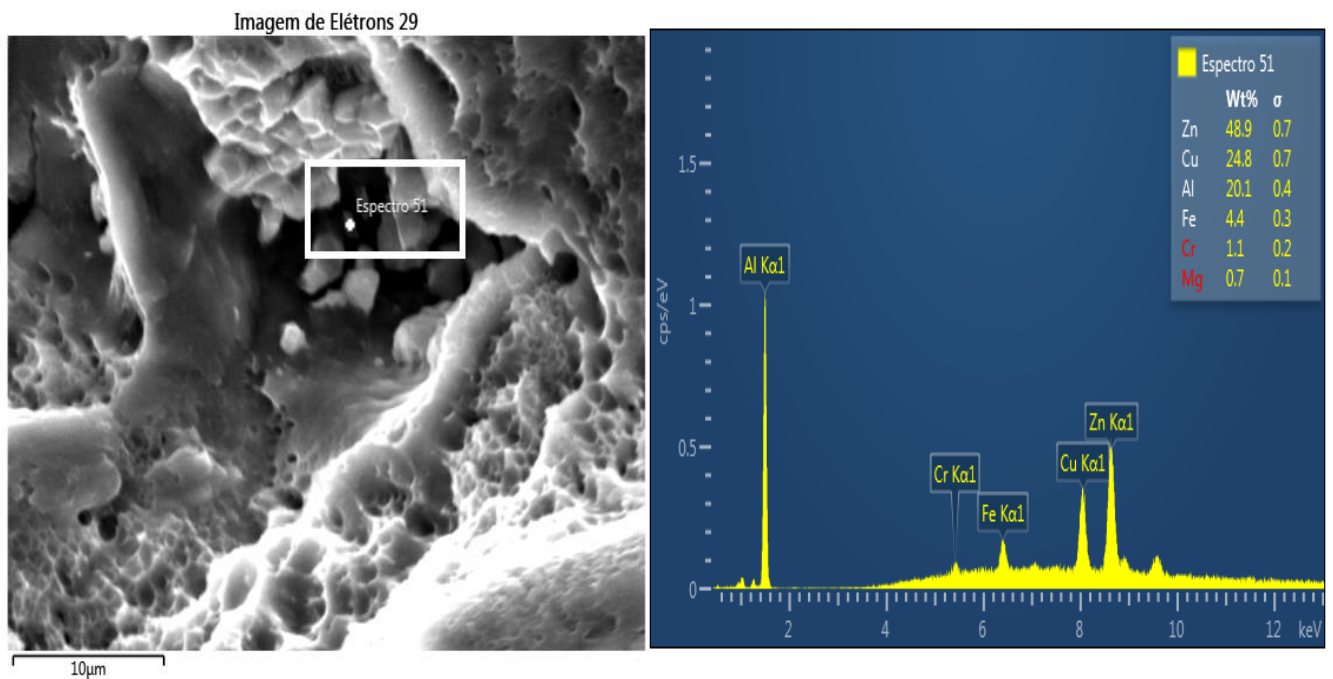
Os resultados indicam a nucleação das fases intermetálica $\text{Al}_7\text{Cu}_2\text{Fe}$ e Al_2Cu , gerando precipitados com dimensões acima de $1\mu\text{m}$ que são consideradas partículas grosseiras. As figuras 33 e 34 mostram os precipitados com ampliações de 1500 e 3000 mil vezes, respectivamente.

Figura 33 – Análise de EDS (1500x) – Formação de precipitado Al_7Cu_2Fe



Fonte: Elaborado pelo autor.

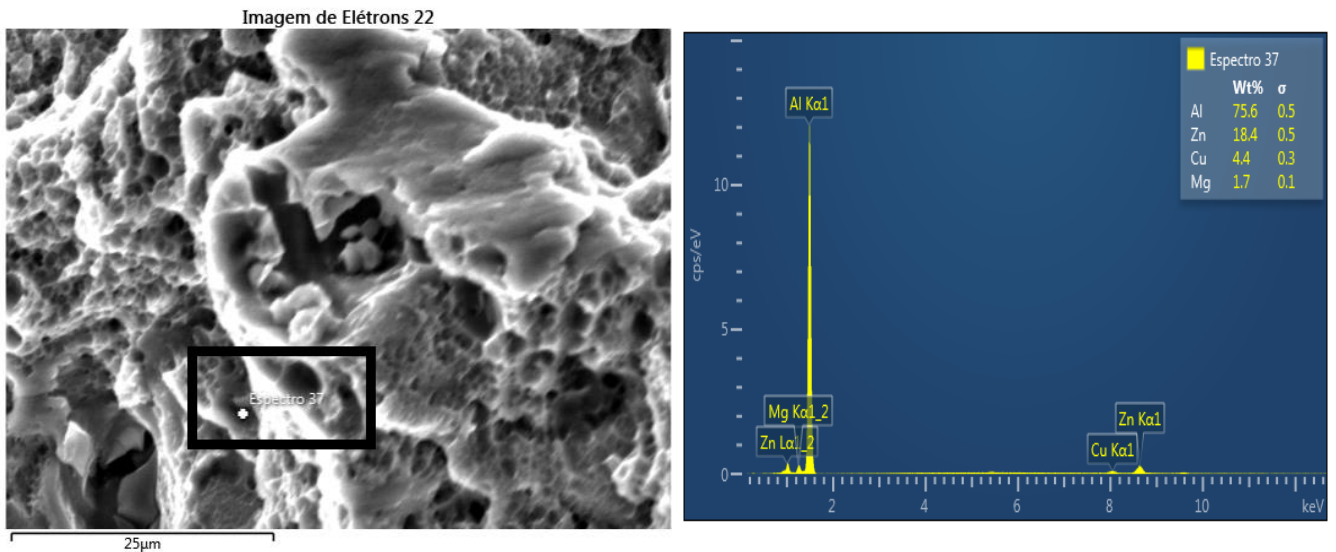
Figura 34 – Análise de EDS (3000x) – Formação de precipitado Al_2Cu



Fonte: Elaborado pelo autor.

Foi verificado ainda a nucleação da fase intermetálica Al_2CuMg gerando precipitados também de dimensões superiores $1\ \mu m$. De acordo com Zangrandi (2006), esse precipitado é gerado na homogeneização da liga 7475, cuja nucleação ocorre na interface entre $MgZn_2$ (fase grosseira) e a matriz. A figura 35 mostra o precipitado com ampliação de 2000 mil vezes.

Figura 35 – Análise de EDS (2000x) – Formação de precipitado Al_2CuMg



Fonte: Elaborado pelo autor.

Com base na análise do EDS é possível identificar que as zonas mais afetadas pela descarga elétrica possuem fases intermetálicas e precipitados de segunda fase, o que explica a maior quantidade de microtrincas do que nas demais regiões das amostras analisadas.

4.2.3 Análise de tamanho de grão

Os resultados das análises do tamanho de grão via microscopia óptica mostraram que a descarga elétrica ocasionou alteração nas dimensões dos grãos do material. Tal fato pode ser evidenciado por meio dos cálculos que se encontram na Tabela 07. Nela, são comparados os valores calculados para o DTB e DDT1.

Foi observado a redução considerável entre o tamanho de grão da amostra DDTI para DTB, ambas da direção transversal da chapa.

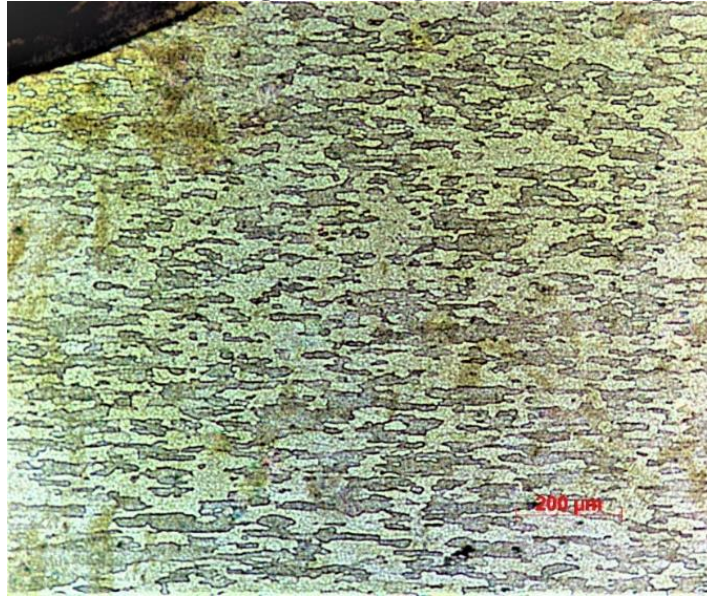
Tabela 7 – Resultado do Cálculo da dimensão de grão

Variáveis	DDT1	DTB
Medida do Tamanho de grão (μ m)	36,58	76,15
Nº Tamanho de grão (G) ASTM	6,25	4,14
Desvio Padrão	5,83	8,35

Fonte: Elaborado pelo autor.

Na Figura 36 pode-se ver os contornos de grãos da região do DDT1 em ampliação de 100x. Todas as amostras sofreram ataque com Keller.

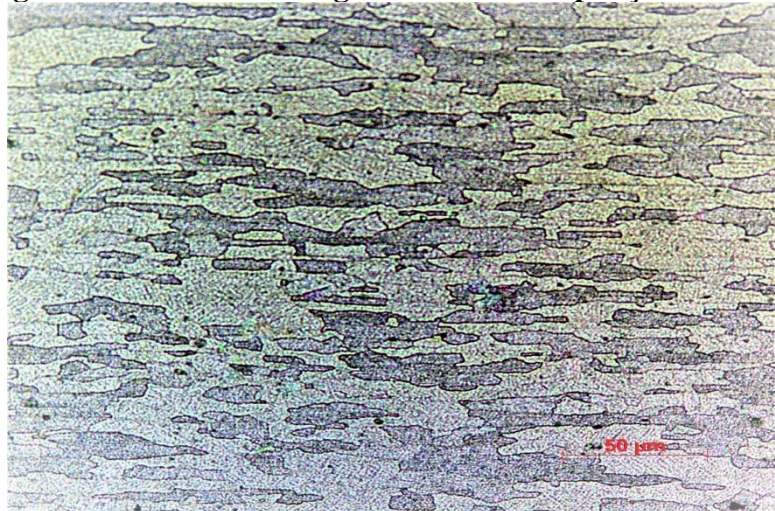
Figura 36 – Contornos de grãos da região do DDT1 ampliação 100x



Fonte: Elaborado pelo autor.

Na Figura 37 os contornos de grãos do DTB em ampliação de 200 vezes.

Figura 37– Contornos de grãos do DTB ampliação 200 vezes



Fonte: Elaborado pelo autor.

Essa redução de tamanho de grão não é a esperada para o efeito da descarga elétrica em uma aeronave, tendo em vista que o resfriamento após a saída da descarga elétrica é extremamente rápido, inviabilizando a nucleação e a geração de grãos menores na peça DDT1.

De acordo com ASM International (1991), Kaufman *et al*, (2004), há o impedimento do processo de difusão no arrefecimento rápido da liga solubilizada. O resfriamento rápido após o trabalho mecânico em alta temperatura pode minimizar a recristalização e deste modo, preservar a estrutura de subgrãos anteriormente formada.

O mesmo diz Rupke(2002b) em suas observações a partir de testes em laboratório, os quais apontam que a temperatura no ponto de saída do raio é muito elevada e o tempo de duração do fenômeno é muito baixo.

A explicação para o fato de que durante a análise de tamanho de grão por microscopia óptica, os valores obtidos para a amostra DDT1 indicam uma redução de tamanho de grão está embasada no trabalho de Santos (2020). O autor verificou por EBSD que houve fragmentação dos grãos, possivelmente pela propagação de microtrincas já observadas por microscopia óptica, que possivelmente geraram erros na análise do tamanho de grão via microscopia óptica.

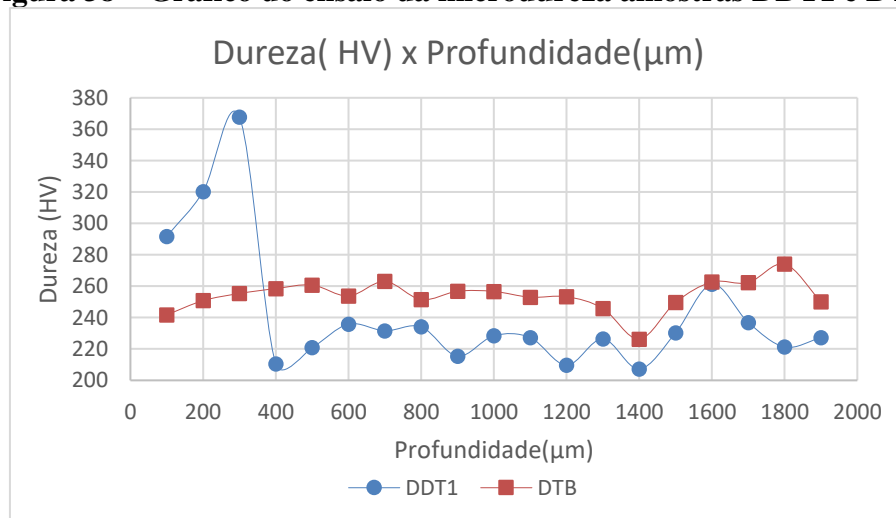
4.3 Análise de Dureza

O ensaio de penetração instrumentada foi feito ao longo da seção transversal das amostras DDT1, DTB e DDN2. Ao todo foram feitas sessenta e quatro indentações, sendo vinte e quatro na amostra DTB e vinte nas duas amostras com danos DDT1 e DDN2.

Nas amostras na direção transversal, as indentações foram distribuídas em linha reta na região central da seção, seguindo a direção e sentido da superfície para a base. Já na amostra na direção normal, as indentações foram o mais próximo possível do dano.

A figura 38 mostra o gráfico criado a partir dos dados coletados durante o ensaio, sendo uma comparação entre as amostras DDT1 e DTB ambas na seção transversal da amostra.

Figura 38 – Gráfico do ensaio da microdureza amostras DDT1 e DTB



Fonte: Elaborado pelo autor.

As curvas demonstram uma dureza elevada para todas as duas amostras em relação à dureza nominal desta liga que é de 162 HV. Isso se justifica, pois, todas as amostras foram

retiradas da aeronave e todas foram expostas a descarga atmosférica. Isso corrobora o que asseverou Hunsicker (1990), de que as ligas da série 7xxx, continuam envelhecendo indefinidamente na temperatura ambiente, aumentando assim sua dureza.

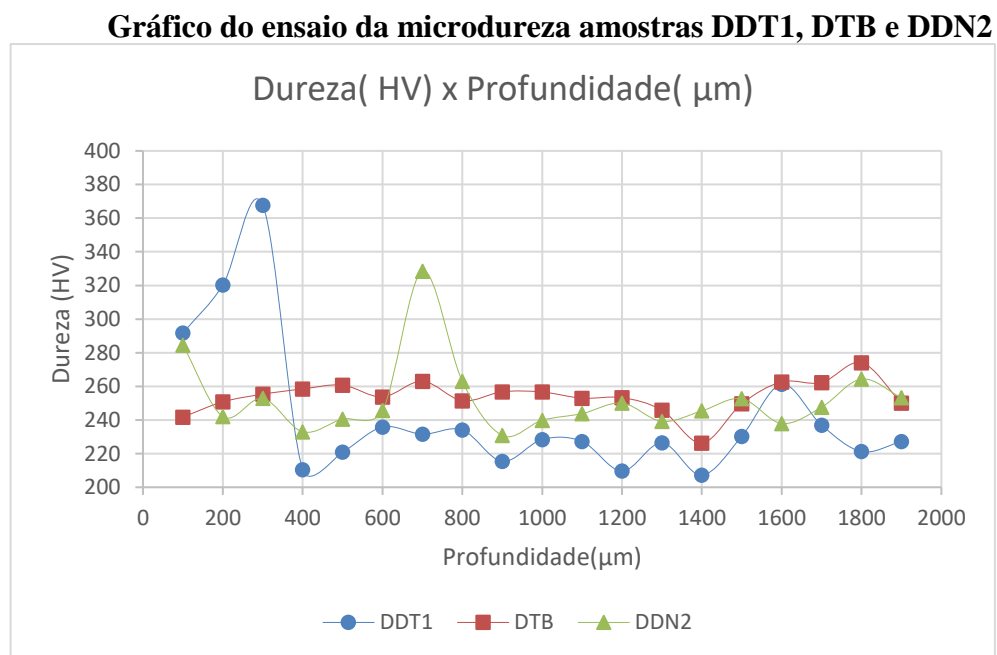
A variação brusca nas curvas pode ser interpretada pelas indentações feitas nos contornos de grão, sobre precipitados ou próximo as trincas. É possível ver uma redução da dureza na amostra DDT1 em relação à amostra DTB. A dureza média da DDT1 foi de 235,29 HV e da DTB foi de 255,35HV uma redução de 7,8%. Confirmando que a amostra danosa teve uma redução devido às alterações microestruturais.

Como esperado, é possível observar que a dureza se torna maior em regiões mais próximas à superfície da amostra DDT1, com a média de profundidade 248,13 μm da chapa, como pode ser visto na figura 38. Isso corrobora os resultados do EDS, pelos quais foi possível verificar, que essa região possui um maior número de fases intermetálicas e precipitados.

Isso é confirmado ainda por Zeide(2019) que diz que a dissociação dos precipitados na liga de alumínio AA7475-T761, responsável pelo aumento significativo da dureza é ocasionado pelo aumento da temperatura da chapa.

A figura 39 mostra o gráfico criado a partir dos dados coletados durante o ensaio, sendo uma comparação entra as amostras DDT1, DTB e DDN2.

Figura 39 –



Fonte: Elaborado pelo autor.

O mesmo acontece ao comparar a amostra DDN2: ambas amostras com dano apresentaram dureza média menor do que a amostra sem o dano DTB. Como pode ser visto no gráfico, o pico de maior dureza na amostra DDN2, 328,52 HV, é a indentação mais próxima à borda do dano. De acordo com os levantamentos feitos até o momento, sugere-se que seja a região com maior presença de precipitados.

5 CONCLUSÃO

Com base nos resultados obtidos e respeitando as condições de contorno impostas aos testes/ensaios, pode-se concluir que para a amostra da chapa de alumínio, da liga 7475- T761 de 3,5 mm de espessura:

- O efeito *swept* ocasiona danos pontuais na saída da descarga elétrica caracterizada por múltiplas pequenas depressões de profundidade máxima equivalente à 0,6 mm. Confirmando a necessidade de remoção da área danosa, uma vez que os procedimentos como o blending são aplicados apenas para correções geométricas da região danificada com danos com redução de até 10% da faixa nominal da chapa, afim de reduzir o impacto no perfil aerodinâmico local.
- A saída da corrente elétrica deforma a chapa além de projetar material nas redondezas do dano. Este fenômeno cria picos que variam entre 145µm a 338µm e vales que variam entre 219µm a 336µm nas regiões centrais dos danos.
- 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 7475-T761. 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_7Cu_2Fe , Al_2Cu e Al_2CuMg .
- 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 540,25 µm, abaixo da região danificada pela saída da descarga elétrica, que sofre alterações metalúrgicas, e, portanto, apresenta características mecânicas como: microdeformação e dureza diferentes das regiões não danificadas.
- 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 7475 – T761, causam efeitos negativos em suas propriedades mecânicas.

- Uma vez formadas, as trincas se propagam ao longo dos contornos de grão. Os precipitados concentram-se ao longo das trincas por se tratarem de regiões de alta energia.

- 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.

Sugere-se como estudos futuros a reprodução dos testes executados neste trabalho afim de verificar a influência do tempo na nucleação de precipitado, utilizado também a técnica de Difração de Elétrons Retro-espalhados (EBSD) em Microscópio Eletrônico de Varredura (MEV) afim de avaliar os impactos deste tempo na dureza em chapas que sofreram o efeito *swept*. 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

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL (Brasil). **Anuário do transporte aéreo 2019**. Brasília, DF: ANAC, 2020. Disponível em: <https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/dados-e-estatisticas/mercado-de-transporte-aereo/anuario-do-transporte-aereo/anuario-do-transporte-aereo>. Acesso em 3 fev. 2021.

AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA. ATA. **Structural repair manual**, [S.l.] 2021. Disponível em: <https://www.internationalairportreview.com/whitepaper>. Acesso em: 3 fev. 2021.

AIRBUS. **Aviation data and statistics**. [S.l.]: AIRBUS. 2017. Disponível em: https://www.airbus/data_research/aviation_data_statistics. Acesso em: 22 junho. 2020.

AIRBUS, Structure Repair Manual. Training course practice manual. **Lightning Strike Repair**. 2018.

ALCOA, **Alloy 7475 plate and sheet highest toughness/strength**. [S.l.]: ALCOA. 2021. Disponível em: <http://alcoa5052.com/uploads/soft/130410/1-130410153F4.pdf>. Acesso em: 26 jan. 2021.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E112-96**: standard test methods for determining average grain size ASTM: West Conshohocken, PA, 2004.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **ASTM E797**: standard practice for measuring thickness by manual ultrasonic pulse-echo contact method. West Conshohocken, PA: ASTM International, 2015.

ANDREUCCI, R. **Ensaio por ultrassom**. [S.l.]: ABENDE, 2008.

ASHKENAZI, Dana. How aluminum changed the world: a metallurgical revolution through technological and cultural perspectives. **Technological Forecasting and Social Change**, v. 143, June, p. 101–113, 2019. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.techfore.2019.03.011> . Acesso em: 13 set. 2020

ASM INTERNATIONAL. **Properties and selection**: nonferrous alloys and special-purpose materials. Materials Park, Ohio: ASM International, v. 2, 1990. p. 437- 483.

ASM INTERNATIONAL. **ASM Handbook**: steel heat treating. Materials Park, Ohio: ASM Internacional. v. 4, 1991. p. 1861-1960.

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **NBR 6835** Alumínio e suas ligas – Classificação das têmperas. Rio de Janeiro: ABNT, 2000.

BANNANTINE, J.A.; COMER, J.J.; HANDROCK, J.L. **Fundamentals of metal fatigue analysis**, 2.ed. New Jersey: Prentice Hall, USA, 1990.

BET, L. **Estudo da medição da textura de superfícies com sondas mecânicas e com sondas ópticas tipo seguidor**. 1999. Tese – Universidade Federal de Santa Catarina, Santa Catarina, 1999.

BOEING. **Aircraft Structural Repair**. Training Course Descriptions. USA, 2018. Disponível em: https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/commercial/services/flight-operations-solutions/training-and-resourcing/maintenance-training/assets/pdf/Boeing_Structures_Training_Courses.pdf . Acesso em: 21 fev. 2021.

BOEING. **Lightning strikes: protection, inspection, and repair**. Chicago: BOEING. 2012. Disponível em: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2012_q4/4/. Acesso em: 15 julho. 2020.

CALMON, Walfredo da Silva L. **Avaliação físico-química de membranas de implantes mamários comercializados no Brasil**. 2014. Dissertação de (Mestrado em Engenharia)– Universidade Federal de Campina Grande. Campina Grande, 2014.

CHANDLER, H: **Heat treater's guide: practices and procedures for nonferrous alloys**. Materials Park, Ohio: ASM International, 1996. p. 669.

CHEMARTIN, L. *et al.* Direct effects on the aircraft structure: analysis of thermal, electrical and mechanical constrains. **Journal Aerospace Lab**, France, issue. 5, p.1-15, dec. ,2012.

COSTA, Christiano José Menezes da. **Análise topológica experimental por perfilometria cíclica indutiva de superfícies de paredes estruturais**. 2013. Dissertação (Mestrado) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2013.

CRIPPS, A, A, F., A simple phenomenological approach to nanoindentation. **Materials Science and Engineering**, [S.l.], v. 8385, p.74-84, 2004.

CRIPPS, A, A, F., Critical review of analysis and interpretation of nanoindentation test, **Surface &Coatings Technology**, [S.l.], v. 200, p.4253 - 4165, 2006.

DAVIS, Joseph R. **Metals handbook**. 2. ed. Materials Park, Ohio: ASM International, 1993.

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

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.

EMPRESA BRASILEIRA DE AERONÁUTICA. **Structural repair manual**. [S.l.]: EMBRAER. Apr., 2019. Disponível em: <https://www.flyembraer.com/irj/portal/anonymous>. Acesso em 24 jan. 2021.

ESCOLA DE AVIAÇÃO CIVIL . AERO TD. Reparos estruturais em aeronaves. *In: Reparos estruturais*. Florianópolis: AERO TD ESCOLA DE AVIAÇÃO CIVIL, Módulo I. 2020. Disponível em: <https://aerotd.com.br/decoleseufuturo/wp-content/uploads/2015/05/REPAROS-ESTRUTURALS-.pdf>. Acesso em: 10 ago. 2021.

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: 07 jan. 2021.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Aviation data and statistics**, [S. l.]: FAA. 2016. Disponível em: https://www.faa.gov/data_research/aviation_data_statistics. Acesso em: 10 jul. 2020.

FERRARI, Jean Vicente, **Estudo da corrosão localizada da liga de alumínio 7475 – T761 por espectroscopia de impedância eletroquímica global e local em meio de sulfato de sódio**, 2011. Tese (Doutorado em Engenharia Química) - Universidade de São Paulo, São Paulo, 2011. 208p.

FISHER, F. A.; PLUMER, J. A.; PERALA, R. A. **Lightning protection of aircraft**. 2.ed. Lightning Technologies Inc., 1989.

FOCUS METROLOGIA. **Ensaio não destrutivos**. FOCUS METROLOGIA 2018. Disponível em: <https://focusmetrologia.com/2018/01/26/ensaios-nao-destrutivos>. Acesso em: 13 mar. 2021.

HUNSICKER, H. Y. Metallurgy of heat treatment and general principles of precipitation hardening. *In: HATCH, J. E. Aluminum: properties and physical metallurgy*. Metals Park, Ohio: ASM Internacional, 1990.

JIN, Nong; ZHOU, Shyiu. Indetification 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: 07 fev. 2021.

KAUFMAN, J. G.; ROOY, E. L. **Aluminum alloy castings: proprieties processes and applications**. Metals Park, Ohio: ASM International, 2004.

KAISER ALUMINUM. **Our company**. [S.l.]: Kaiser Aluminum, 2018. Disponível em: <https://www.kaiseraluminum.com/about-us/our-company>. Acesso em: 26 set. 2020.

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

LE Maggi, CER Silva, AV Alvarenga e RPB Costa-Felix. Ultrasonic calibration and certification of V1 and V2 type reference standard blocks for use in Non-Destructive Testing, 2011. **Journal of Physics**, Cidade Disponível em: doi:10.1088/1742-6596/279/1/012029. Acesso em: 26 set. 2020

UMAN, M.A.; RAKOV, V.A. The interaction of lightning with airborne vehicles, **Progress in Aerospace Sciences**, Gainesville, v.39, p. 61-81, 2003. Disponível em : <https://www.pas.rochester.edu/~cline/FLSC/Lightning%20Report.pdf>. Acesso em 05 jan. 2021.

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: 27 jul. 2020.

MANNHEIMER, Walter A. **Microscopia dos materiais**. Walter A. Mannheimer – Rio de Janeiro: E-papers Serviços Editoriais, 2002. 221 p.

MEDEIROS, J.T.N, **Fadiga de contato de discos metálicos não submetidos a ensaios a seco de rolamento cíclico**. 2002. Tese (Doutorado em Engenharia) - Universidade de São Paulo, 2002.

MICHÉL. D. M. **Propriedades mecânicas e fraturas induzidas por nanoindentação em filmes de carbono amorfo hidrogenado**. 2005. 129 f. Tese (Doutorado em Física) - Curso de Pós- Graduação em Física da Universidade federal do Paraná, Curitiba, 2005.

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. **Metals**,[*S.l.*], v.8, n.8, 2018.

MIL-HDBK **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: 26 set. 2020.

MITCHARD, D. *et al.* Experimental and theoretical evaluation of aluminum deflection due to lightning strikes. 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.

MORGAN, D.; HARDWICK, C.J.; MEAKINS, A. J. The Interaction of Lightning with Aircraft and the Challenges of Lightning Testing, **Journal Aerospace Lab**, [*S.l.*],5, p. 1-9, 2012. Disponível em: http://www.aerospacelab-journal.org/sites/www.aerospacelabjournal.org/files/AL05-11_0.pdf. Acesso em: 05 jan. 2021.

MUNIZ, Denise Dantas; TELES, Eliandro Pereira; SANTOS, Eduardo Braga Costa. Análise a resistência à puctura do cobre por ensaio padronizado de ultramicrodureza, *In*: ENCONTRO NACIONAL DE MODELAGEM COMPUTACIONAL. 21. 2018,Rio de Janeiro. **Anais [...]** Rio de Janeiro: Encontro de Ciências e Tecnologia de Materiais. 2018.

MURALIKRISHNAN B.; RAJA J .Computational Surface and Roundness Metrology, Cidade **Springer** ,2009.

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

NORTHEAST STATE EMERGENCY CONSORTIUM. Wakefield: 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. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2010. 169f. Disponível em: http://www.biblioteca.pucminas.br/teses/EngMecanica_OliveiraCJO_1.pdf. Acesso em: 15 dez. 2020.

RODRIGUES, Mônica Costa. **Estudo de casos de seleção dos materiais e processos para a fabricação de fuselagens**. 2013. Monografia (Graduação) - Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá. 2013. 51f. Disponível em: <https://repositorio.unesp.br/bitstream/handle/11449/120836/000736617.pdf?sequence=1&iAllowed=y>. Acesso em: 28 set. 2020.

RUPKE, E. J. **Lightning direct effects handbook. pittsfield: lightning technologies inc.**, 2002b. Disponível: <https://www.niar.wichita.edu/agate/Documents/Lightning/WP3.1-031027-043.pdf>. Acesso em: 15 julho. 2020.

SANTOS, Luís Henrique; SOUSA, Wesley Patrick Teodósio; DAFÉ, Sara Silva Ferreira de; MAGALHÃES JÚNIOR, Pedro Américo. Microstructural characterization and mechanical behavior analysis of 7075-T6 aluminum subjected to simulated lightning strikes, 2020, **Chinese Journal of Aeronautics**, Cidade, xxx(xx): xxx–xxx, 2020.

SANTOS, Luis Henrique, **Análise mecânica do alumínio aeronáutico 7075-T6 submetido a descargas atmosféricas simuladas**. 2019. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) - Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2019.

SHIMADZU, **System for evaluating thin films, surface-treated layers, and microelectronic parts: dynamic ultra micro hardness testers DUH-211/211S**. Japan: Shimadzu, 2016.

SMITH, W. F.; HASHEMI, J. **Fundamentos de engenharia e ciência dos materiais**, 5.^a ed., Tradução de N. G. Costa, R. D. M. de Carvalho e M. L. N. M. Melo, AMGH: Porto Alegre, 2012.

SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS. **Aircraft lightning test methods SAE ARP 5416**, [S.l.]: SAE International. 2005.

ZANGRANDI, Aécio. **Efeitos da deformação a frio nas propriedades de tração e no comportamento em fadiga de uma liga de alumínio de alta resistência do tipo 7475**. Tese (Doutorado em Engenharia) - Faculdade de Engenharia, Universidade Estadual de Campinas - UNICAMP, Campinas, 1988.

ZANGRANDI, Aécio. **Um estudo sobre o endurecimento, o processamento e propriedades mecânicas de uma liga de alumínio da série 3xxx do tipo AA 3104 com adições de zinco**. Aécio Zangrandi.- Guaratinguetá, 2006. Tese (Livre-Docência) – Universidade Estadual Paulista, 2006

ZEIDE, E. F. Abo. Influence of aging temperature on precipitation kinetics, morphology and hardening Behavior of Al-7475 Alloy. **Arabian Journal for Science and Engineering**, Dhahran, v. 44, :p. 6621–6629, 2019. Disponível em: <https://doi.org/10.1007/s13369-019-03825-7>. Acesso em: 22 fev 2021.

WANHILL, R. J. H.; HART, W. G. J.; SCHRA, L. Flight Simulation Fatigue Crack Propagation in 7010 and 7075 Aluminium Plate 1979. **International Journal of Fatigue**. v. 1, n. 4, p. 205-209, 1979.