


unesp  **UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA**
“JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

SERGIO RICARDO DE PAIVA

EFEITO DA ANISOTROPIA NA PROPAGAÇÃO DA DEFORMAÇÃO INDUZIDA
EM LIGAS 2024 TERMICAMENTE TRATADAS

Guaratinguetá - SP
2018

SERGIO RICARDO DE PAIVA

**EFEITO DA ANISOTROPIA NA PROPAGAÇÃO DA DEFORMAÇÃO INDUZIDA
EM LIGAS 2024 TERMICAMENTE TRATADAS**

Trabalho de Pós-Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Mestrado em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Mestrado em Engenharia Mecânica.

Orientador: Marcelo dos Santos Pereira

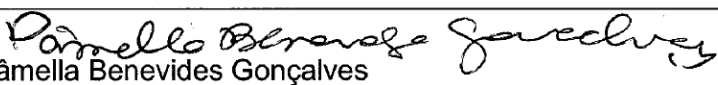
Guaratinguetá - SP
2018

P149e Paiva, Sergio Ricardo de
Efeito da anisotropia na propagação da deformação induzida em ligas
2024 termicamente tratadas / Sergio Ricardo de Paiva – Guaratinguetá,
2018
93 f. : il.
Bibliografia: f. 87-93

Dissertação (Mestrado) – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de
Engenharia de Guaratinguetá, 2018.
Orientador: Prof. Dr. Marcelo dos Santos Pereira

1. Ligas de alumínio - Tratamento térmico. 2. Deformações
(Mecânica). 3. Anisotropia. I. Título

CDU 669.715 (043)


Pâmella Benevides Gonçalves

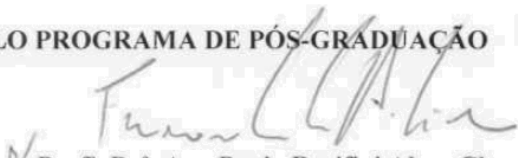
Bibliotecária CRB/8: 9203

SERGIO RICARDO DE PAIVA

ESTA DISSERTAÇÃO FOI JULGADA ADEQUADA PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
“MESTRE EM ENGENHARIA MECÂNICA”

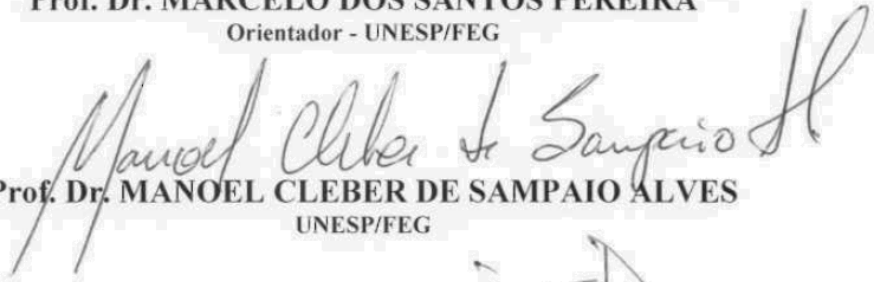
PROGRAMA: ENGENHARIA MECÂNICA
ÁREA: MATERIAIS

APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO


Prof. Dr. Ana Paula Rosifini Alves Claro
Coordenadora

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. MARCELO DOS SANTOS PEREIRA
Orientador - UNESP/FEG


Prof. Dr. MANOEL CLEBER DE SAMPAIO ALVES
UNESP/FEG


Prof. Dr. ROSINEI BATISTA RIBEIRO
UNIFATEA/Lorena

Janeiro/2018

DADOS CURRICULARES

SERGIO RICARDO DE PAIVA

NASCIMENTO 10.12.1974 – São José dos Campos - SP

FILIAÇÃO Tarcilio de Paiva
Maria Aparecida de Paiva

04/09/2008 Formação acadêmica em engenharia Industrial Química
EEL – Escola de Engenharia de Lorena (USP)

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho aos meus pais Tarcilio e Maria Aparecida por todos seus esforços dedicados à minha educação, cultura e ética, à minha amada esposa Patrícia, que me incentivou a iniciar o mestrado e ao meu filho João Vitor, por seu amor incondicional e verdadeiro.

AGRADECIMENTOS

Ao meu orientador, *Prof. Dr. Marcelo dos Santos Pereira*, por seus ensinamentos durante este trabalho, incentivo e aconselhamentos, sem os quais o estudo aqui apresentado seria praticamente impossível.

Ao meu amigo e colega de trabalho *José Augusto Nunes Figueira* por compartilhar informações de sua dissertação e por me ajudar a definir o tema deste trabalho.

À Embraer por acreditar no potencial deste trabalho e disponibilizar as horas necessárias para cursar o mestrado do início até sua conclusão.

Aos funcionários da Faculdade de Engenharia do Campos de Guaratinguetá pela dedicação e alegria no atendimento.

RESUMO

O processo de rebite é largamente utilizado na indústria aeronáutica para fabricação de fuselagens de aviões. Durante esse processo deformações locais são introduzidas nas estruturas por meio da expansão dos rebites devido sua conformação. A deformação plástica causa uma expansão no rebite e conseqüentemente na estrutura circundante onde o mesmo foi inserido. Este trabalho tem como objetivo analisar o efeito da anisotropia na propagação da deformação induzida em corpos de prova de ligas 2024 que passaram pelo processo de rebite, em chapas de alumínio termicamente tratadas. O experimento avaliou como a geometria do grão, relacionadas ao tamanho e forma dos mesmos, assim como o efeito do tratamento térmico, influenciam na expansão diametral. Foram empregados corpos de prova de liga de alumínio 2024 com tratamento térmico T3 e TO, comumente utilizadas pela indústria aeronáutica, em diferentes direções de grãos, longitudinal e transversal, onde foram cravados rebites e avaliado o alongamento dos corpos de prova pelo efeito da rebite. Os resultados obtidos comprovam que a anisotropia exerce uma influência significativa no fator expansão e que a deformação plástica na direção transversal de laminação foi aproximadamente 60% maior que na direção de laminação para os dois tratamentos térmicos analisados. Também foi constatado que o tratamento térmico do material influencia no fator expansão. Verificou-se que a expansão dos corpos de prova recozidos foi o dobro nas direções transversal e longitudinal quando comparados com os corpos de prova de condição envelhecida.

PALAVRAS-CHAVE: Tratamento Térmico. Tolerância Geométrica. Deformação. Anisotropia. Rebite. Alumínio 2024.

ABSTRACT

The riveting process is wide used at Aerospace industry during airplane fuselage construction. During this process, local deformations are introduced in the structures by the rivet expansion, due the plastic deformation. The plastic deformation makes the rivet expand inside the hole and consequently, the structure around the rivet expand too. The goal of this research is to analyses the anisotropy effect in the squeezing force propagation in specimens of 2024 alloys that were submitted to the riveting process, in aluminum plates heated treatment. The research analyzed the grain geometry related to size and form, and how the heat treatment effect influences the hole diameter expansion. It was used specimens of aluminum alloy 2024 T3 and TO, commonly used in aerospace industry, in different grains directions, longitudinal and transversal. Rivets were installed and the specimen stretching was analyzed. The results prove that the anisotropy have a significative influence in the expansion factor, the plastic deformation in the transversal rolled direction was about 60% bigger than rolled direction for the two heat treatment analyzed. Also, it was verified that the material heat treatment influences the factor expansion. According the results the expansion in the relieved specimens condition were the double in the transversal and longitudinal direction than the aging specimens condition.

KEYWORDS: Heat Treatment. Geometrical Tolerance. Deformation. Anisotropy. Riveting. Aluminum 2024.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Tirantes utilizados na fabricação do Airbus A380-842.	17
Figura 2 - Relação do Elemento e a Classificação da Liga.	21
Figura 3 - Fases do Tratamento Térmico Sistema Al-Cu.	23
Figura 4 - Diagrama AlCu.	24
Figura 5 - Microestrutura de liga 2024 T3	25
Figura 6 - Esquema de Fabricação de Fuselagens	29
Figura 7 - Painel de Fuselagem	30
Figura 8 - Subconjunto de Fuselagem.	30
Figura 9 - Segmento de Fuselagem. Traseira do A 380.	31
Figura 10 - Fuselagem do ERJ 190.	31
Figura 11 - Desenho Esquemático de Aplicação de Ligas de Alumínio em Aviões Boing.	33
Figura 12 - Furo Escareado	34
Figura 13 - Rebites Utilizados em Rebitagem Permanente.	35
Figura 14 - Instalação Manual de Rebite Sólido	36
Figura 15 - Ferramentas de Cravação para Rebite Batido – Martetele, Estampo e encontrador	37
Figura 16 - Ferramentas de Cravação para Rebites Puxados	37
Figura 17 - Ferramentas de Cravação para Rebites Rosqueados.	38
Figura 18 - Rebitagem Automática. Robôs de cravação da linha do Boing 777.	39
Figura 19 - Rebitagem Automática. Rebitadora automática de cabeçote fixo e pórtico móvel.	39
Figura 20 - Rebitagem Manual. Rebitagem convencional de rebite sólido	40
Figura 21 - Conformação do rebite e expansão diametral do mesmo.	40
Figura 22 - Diferença no Raio de Curvatura de Segmentos.	41

Figura 23 - Gráfico de Relação entre Força de Rebitagem e Vida em Fadiga das Juntas Rebitadas	42
Figura 24 - Gráfico do Efeito da Interação do Rebite com a Parede da Junta Rebitada.	43
Figura 25 - Utilização de Tirantes na indústria Aeronáutica.....	45
Figura 26 - Utilização de Tirantes na indústria Aeronáutica.....	45
Figura 27 - Microscopia da liga 2024 Óptica 3.26A, Caracterização SEM 3.26B. Precipitados (Al, Cu).....	46
Figura 28 - Orientação dos Cristais em um Processo de Laminação.....	47
Figura 29 - Fluxograma das Principais Etapas do Experimento	48
Figura 30 - Corpos de Prova Antes da Furação e Cravação.....	49
Figura 31 - Esquema da Direção de Grão do CDP. Al 2024 T3 e TO.....	51
Figura 32 - Tripé e Buchas de furação	51
Figura 33 - Furação de referência dos CDPs.....	51
Figura 34 – Blocos Calibrados de Dimensões 150 X 120 X60 mm	54
Figura 35 - Dispositivos de Apoio	54
Figura 36 - Método de Medição dos CDPs	55
Figura 37 – Desenho esquemático de furação dos CDPs.....	56
Figura 38 - CDPs Cravados.....	58
Figura 39 - Galifon.....	59
Figura 40 - Estampos	60
Figura 41 - Galifon e Estampos Montados. Fonte Apex Group, 2017	60
Figura 42 - Amostra das Superfícies dos CDPs	61
Figura 43 - Embutidora Citopress – 1	63
Figura 44 - Lixamento Metprep 4 – PH 6 e Dispensador de fluído AD – 5	63
Figura 45 - Análise Metalográfica Efetuada na Região ao Redor do Rebite	64
Figura 46 - Esquema da Amostra para a Medição de Micro Dureza.....	66

Figura 47 - Amostras Preparadas para a Medição de Micro Dureza	67
Figura 48 - Microdurômetro Future Tech – FV700.....	68
Figura 49 - Ilustração Esquemática das Direções da Chapa Laminada	70
Figura 50 - Micrografia no plano DS-DT da peça 1 (condição TO com direção de grão DT). Ataque com reagente de Keller	71
Figura 51 - Micrografia no plano DS-DL da peça 2 (condição TO com direção de grão DL). Ataque com reagente de Keller	71
Figura 52 - Micrografia no plano DS-DT da peça 5 (condição T3 com direção de grão DT). Ataque com reagente de Keller	72
Figura 53 - Micrografia no plano DS-DL da peça 9 (condição T3 com direção de grão DL). Ataque com reagente de Keller	72
Figura 54 -Amostra peça 2 (2024 TO). Ampliação 100X	74
Figura 55 - Amostra peça 8 (2014 T3). Ampliação 500X	74
Figura 56 - Amostra peça 2 (2024 TO). Em destaque a microestrutura do material na região da cravação Ampliação 50X.....	76
Figura 57 - Amostra peça 8 (2024 T3). Em destaque a microestrutura do material na região da cravação Ampliação 50X.....	77
Figura 58 - Contra Cabeça dos Corpos de Prova 4 (TO) e 7 (T3).....	79
Figura 59 - Rotação do Rebite dentro do Furo da Chapa.....	80
Figura 60 - Gráfico Medição de Dureza da Amostra 1.....	82
Figura 61 - Gráfico Medição de Dureza da Amostra 2.....	83
Figura 62 - Gráfico Medição de Dureza da Amostra 7.....	84
Figura 63 - Gráfico Medição de Dureza da Amostra 8.....	84

LISTA DE TABELAS E QUADROS

Tabela 1 – Taxa de Aquecimento de Tratamento Térmico de Soluções e Ponto Eutético de Fusão para ligas 2XXX	26
Tabela 2 – Comparação das Propriedade da Liga 2024 T3 e TO.....	27
Tabela 3 – Identificação dos Corpos de Prova	52
Tabela 4 – Resultados do Experimento Referente a Expansão dos CDPs Antes e Após a Cravação dos Rebites	69
Tabela 5 - Dados Principais para o Cálculo do Tamanho Médio de Grão.....	74
Tabela 6 - Anova Grupos 1 e 2.....	75
Tabela 7 - Anova Grupos 1 e 2.....	75
Tabela 8 - Análise de Micro Dureza.....	81
Tabela 9 - Comparação de Dureza Entre as Amostras 1 e 7	81
Tabela 10 - Comparação de Dureza Entre as Amostras 2 e 8	81

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

APIP	Aircraft Production Inspection Program - Programa de Inspeção de Produção de Aeronaves
ASTM	American Society for Testing and Materials - Sociedade Americana de Testes e Materiais
CDP	Corpo de Prova
CDPs	Corpos de Prova
CTA	Centro Técnico Aeroespacial
IADS	International Alloy Designation System - Sistema Internacional de Designação de Liga
ISM	Incerteza do Sistema de Medição
MMC	Máquina de Medição por Coordenadas
NASA	National Aeronautics and Space Administration – Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço
TALAT	Training in Aluminum Application Technologies - Treinamento em Tecnologias de Aplicação de Alumínio

LISTA DE SÍMBOLOS

μ	Ampliação do Microscópio
Q	Fator de Ampliação do Microscópio
na	Número de Grão Aparente
N	Número de Grão Presente na Amostra
n	Tamanho de Grão
L	Comprimento Nominal do CDP
α	Coefficiente de Dilatação Térmica do Alumínio
Δt	Varição da Temperatura Ambiente

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO.....	16
1.1 A ORIGEM DO PROBLEMA	16
1.2 OBJETIVO	17
2. RELEVÂNCIA DO ASSUNTO.....	19
3. REVISÃO DA LITERATURA.....	20
3.1 LIGAS DE ALUMÍNIO.....	20
3.2 TRATAMENTO TÉRMICO.....	21
3.2.1 Tratamento térmico da liga 2024.....	22
3.2.2 Classificação T3 e TO.....	26
3.3 PROPRIEDADES DA LIGA 2024 (T3 E TO)	27
3.4 FABRICAÇÃO ESTRUTURAL DE AVIÕES METÁLICOS.....	28
3.5 APLICAÇÕES DA SÉRIE 2XXX	32
3.6 APLICAÇÕES DA SÉRIE 2XXX NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA.....	32
3.7 PROCESSO DE REBITAGEM.....	33
3.7.1 Deformação Induzida por Processo de Rebitagem	40
3.8. ANISOTROPIA	45
4. METODOLOGIA	48
4.1 OS CORPOS DE PROVA.....	48
4.2 A MEDIÇÃO	52
4.3 FURAÇÃO	56
4.4 CRAVAÇÃO	58
4.5 CARACTERIZAÇÃO MICROESTRUTURAL.....	61
4.6 CÁLCULO DO TAMANHO MÉDIO DE GRÃO.....	65
4.7 ANÁLISE DE MICRO DUREZA.....	66

4.8 INCERTEZA DA MEDIÇÃO.....	68
5. RESULTADOS E DISCUSSÃO.....	69
5.1 DADOS INTRODUTÓRIOS	69
5.2 DISCUSSÃO	70
5.3 ANÁLISE DE VARIÂNCIA	75
5.4 ANÁLISE DA INTERAÇÃO REBITE X CHAPA METÁLICA	76
5.5 ANÁLISE DA MICRODUREZA	80
6 CONCLUSÃO	85
7. SUGESTÃO DE TRABALHOS FUTUROS	86
REFERÊNCIAS.....	87

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho foi realizado para estudar um problema real da indústria aeronáutica, o efeito da deformação induzida pelo processo de rebiteagem durante a fabricação de fuselagens de aeronaves.

1.1 A ORIGEM DO PROBLEMA

Os processos de rebiteagem manual e automáticas são largamente utilizados na indústria aeronáutica, na montagem de painéis e segmentos de aviões e na junção dos mesmos para formação da fuselagem, que é o corpo da aeronave.

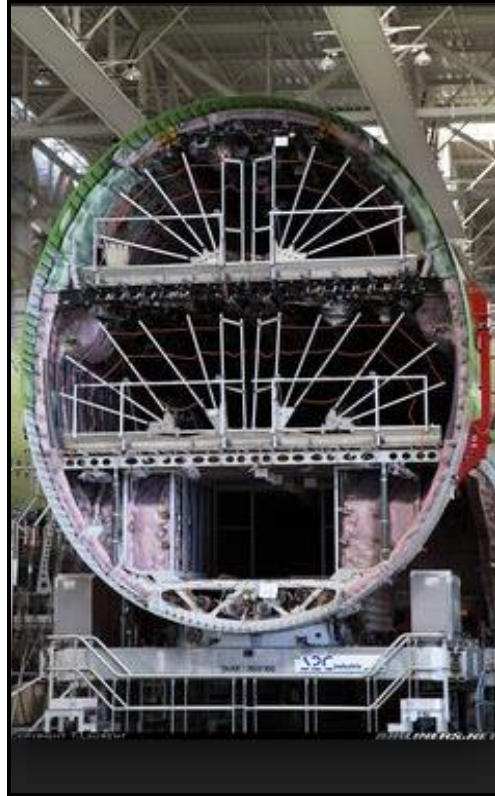
Durante esse processo deformações locais são introduzidas nas estruturas por meio da expansão dos rebites durante sua conformação. A deformação é gerada quando a cabeça do rebite e seu corpo são “forçados” em direções opostas por meio de uma ferramenta de conformação, causando uma deformação plástica no rebite e conseqüentemente na estrutura circundante onde o mesmo foi inserido.

O efeito cumulativo das deformações locais de cada rebite, pode levar a deformações geométricas significativas nos segmentos, que podem ser identificadas por meio de medições especiais, como laser tracker e fotogrametria, ou até mesmo visualmente. Esse efeito é mais pronunciado em grandes painéis e segmentos onde há uma grande quantidade de rebites.

Historicamente fabricantes gastam tempo e dinheiro na correção de painéis e segmentos durante o processo produtivo, já que não existe uma maneira teórica para antecipar o efeito da deformação induzida por rebiteagem.

Uma abordagem comum é definir sequência de cravação, ou sequência de montagem de peças para minimizar este efeito, métodos por tentativa e erro. Também são comumente utilizadas ferramentas denominadas “tirantes” (vide Figura 1) para manter os conjuntos estruturais próximos às formas geométricas de projeto, minimizando o aparecimento de “bolsas”, alteração nos raios de curvatura dos painéis.

Figura 1 - Tirantes utilizados na fabricação do Airbus A380-842.



Fonte: Printrest (2017)

Porém nenhuma dessas técnicas é 100% eficaz. Na maioria dos casos as tensões acumuladas migram para regiões da estrutura onde há menor rigidez, como enquadramento de portas, escotilhas, para-brisas, janelas e demais pontos da fuselagem onde há rasgos.

Apesar do efeito da deformação induzida ser comum e inerente ao processo de rebitagem, ainda há pouca literatura produzida a este respeito, principalmente sobre deformações geométricas. A maioria dos estudos estão voltados à análise de fadiga de juntas rebitadas.

1.2 OBJETIVO

O objetivo principal deste trabalho foi avaliar a influência da anisotropia do material (Al 2024), efeito da direção de grão, na deformação de estruturas de aviões, induzida pelo processo de rebitagem durante a fabricação, problema real e recorrente da indústria aeronáutica, dando continuidade às análises iniciadas em trabalhos anteriores.

Busca-se entender esse efeito para aprimorar os atuais processos de construção de estruturas aeronáuticas, antecipando problemas de deformações geométricas e propondo soluções antes que eles ocorram, evitando gastos com retrabalho e atrasos na linha de produção.

São objetivos secundários avaliar a influência do tratamento térmico no fator expansão e a região de interface entre o rebite e o furo da chapa, buscando avaliar se a expansão afeta a geometria dos grãos nesta região.

Estudar a microestrutura do material buscando avaliar a influência da geometria dos grãos com o fator expansão através de caracterização microestrutural.

2. RELEVÂNCIA DO ASSUNTO

A relevância deste assunto se dá pelo rigor do requisito geométrico da indústria aeronáutica, sobretudo em regiões consideradas críticas, como asa, dianteira, profundor, entre outras. Como as deformações induzidas pelo processo de rebiteagem são inevitáveis, mas não consideradas no projeto do produto, retrabalhos são frequentemente aplicados durante a cadeia produtiva para reparar tais desvios, gerando gastos adicionais e atrasos na linha de produção.

Outro ponto relevante em um melhor controle geométrico seria a diminuição do tempo de ajuste de conjuntos mecânicos, como portas, escotilhas, janelas, etc. Tanto na indústria quanto em manutenções pelo operador da aeronave.

Conhecer o mecanismo da deformação induzida por rebiteagem também é relevante para o desenvolvimento de processos produtivos mais assertivos, evitando testar sequências de rebiteagem por tentativa e erro, o que é um processo muito dependente da experiência do profissional.

O efeito da cravação em juntas rebiteadas ainda é pouco conhecido, seu estudo, relativamente recente, foi impulsionado pelo acidente da Aloha Airlines em 1988, em que parte da fuselagem de um Boeing 737 se despreendeu em voo, segundo Kaniowski (2012).

Ainda assim a maioria da literatura é focada no estudo de fadiga, não no controle dimensional. Assim seu estudo também tem relevância acadêmica.

3. REVISÃO DA LITERATURA

3.1 LIGAS DE ALUMÍNIO

Segundo Viana (2009), o metal alumínio é obtido pela redução eletrolítica da alumina (Al_2O_3) dissolvida em creolina líquida. Esse metal apresenta várias vantagens industriais como: baixa densidade ($2,7 \text{ g/cm}^3$), boa condutividade elétrica, boa resistência a corrosão e ductilidade elevada, porém a resistência mecânica do alumínio puro é baixa (90MPa). Por isso, o alumínio é comumente empregado na indústria na forma de ligas, em que os seguintes mecanismos de endurecimento podem ser empregados:

- Endurecimento por solução sólida;
- Endurecimento por dispersão de Partículas;
- Encruamento.

As ligas metálicas são materiais compostos por dois ou mais elementos, sendo que pelo menos um deles é um metal. São criadas para acrescentar propriedades diferentes aos metais que a formam, propriedades estas interessantes para a indústria (MANUAL DA QUÍMICA, 2014).

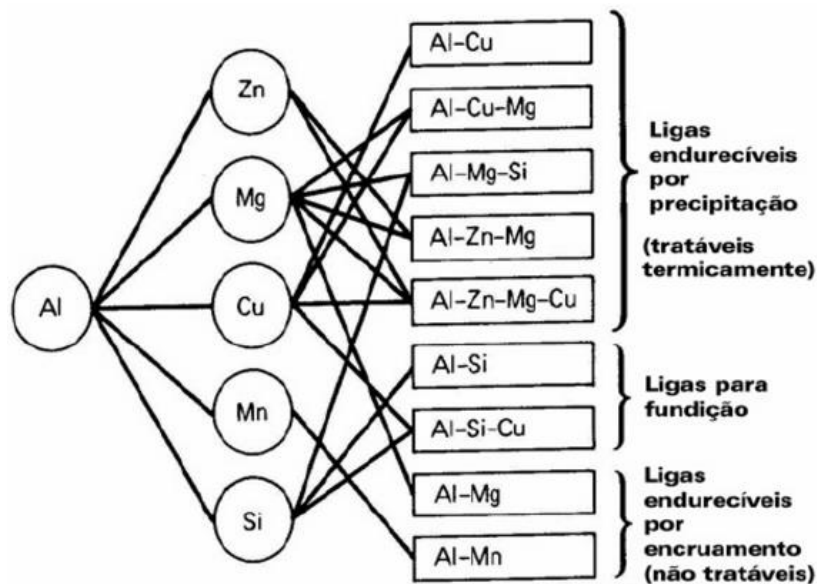
Os principais elementos de liga do alumínio incluem as seguintes combinações (VIANA, 2009 et. al):

- Cobre (Cu);
- Magnésio (Mg);
- Silício (Si);
- Manganês (Mn);
- Zinco (Zn).

As ligas podem ser *Não Tratáveis*, não endurecidas por tratamento térmico, ou *Tratáveis Termicamente*, endurecidas por tratamento térmico (VIANA, 2009. et. al).

É ilustrado na Figura 2 a relação do elemento e a classificação da liga:

Figura 2 - Relação do Elemento e a Classificação da Liga.



Fonte: Viana (2009)

A nomenclatura das ligas de alumínio é classificada por um número de quatro dígitos, atribuídos pela Aluminum Alloy Association.

A liga 2XXX contém o Cobre como elemento de liga principal e adições de outros elementos, principalmente Mg.

Na série 2XXX os dois últimos dígitos apenas identificam diferentes ligas do mesmo grupo (número sequencial). O segundo dígito indica modificações no limite de impurezas ou a adição de elementos de liga (NASCIMENTO, 2007).

3.2 TRATAMENTO TÉRMICO

Tratamento térmico é “qualquer operação de aquecimento ou resfriamento controlado realizada para modificar as propriedades mecânicas, estrutura metalúrgica ou estado de tensões de um produto metálico” (VIANA, 2009).

3.2.1 Tratamento térmico da liga 2024

As ligas 2024 são tratáveis pelo processo de precipitação, que envolve o aumento da temperatura até que a liga fique completamente dissolvida. A solubilização é uma fase “preparatória” para o endurecimento, que visa dissolver totalmente as fases microscópicas presentes na matriz. (COUTINHO, 1980. apud CAVALCANTE 2016).

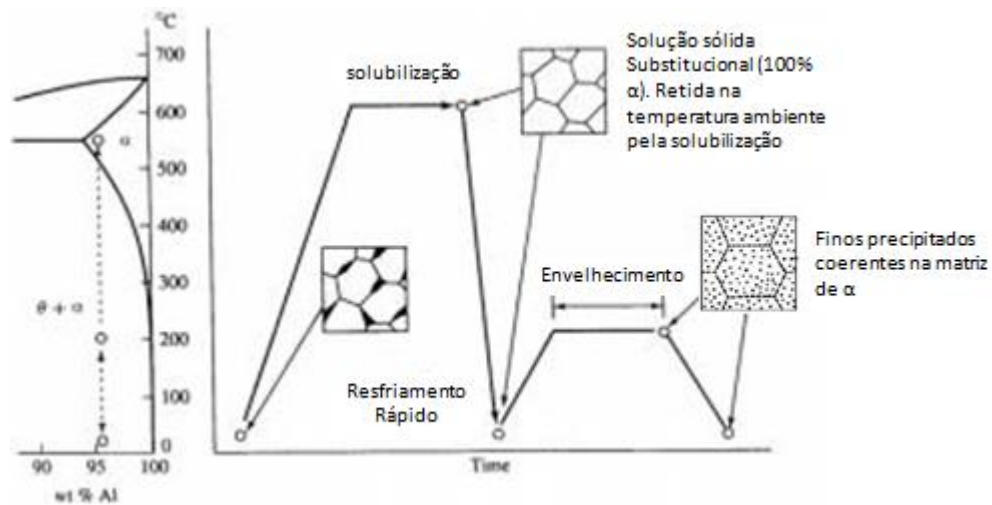
Em seguida há um resfriamento rápido para manter o estado monofásico (α) em uma condição supersaturada, assim os precipitados da fase teta (θ) não se formam, pois não há tempo para difundir. Para as ligas da série 2XXX, a têmpera que produz a fase alfa (α) é efetuada a temperaturas entre 500 – 548°C (FRANSSON, 2009).

O meio de arrefecimento rápido mais utilizado é a água, embora diversos tipos de líquidos orgânicos possam ser utilizados caso seja necessária uma taxa mais baixa. (FERREIRA, 2013).

A última fase do tratamento térmico é o envelhecimento, que consiste em um aquecimento controlado, tempo e temperatura, visando a precipitação controlada da fase endurecedora na matriz através do mecanismo de difusão. A temperatura e o tempo determinam a mobilidade dos átomos de soluto que tendem a formar a fase θ . Este processo faz com que a dureza e a resistência da liga aumentem inicialmente com o tempo até atingir o pico máximo de resistência, onde os precipitados estão finamente divididos. A partir deste ponto, se o aquecimento continuar, envelhecimento adicional, a resistência e a dureza diminuirão, pois, os precipitados começaram a coalescer, ficando maiores e produzindo menor efeito de barreira às discordâncias (FRANSSON 2009).

A Figura 3, apresenta de forma esquemática as três fases do tratamento térmico: solubilização, arrefecimento e envelhecimento, de uma liga do sistema Al-Cu contendo 4,5% de Cu. Percebe-se também a formação dos precipitados da fase θ (LA ALUMINIOS, 2009).

Figura 3 - Fases do Tratamento Térmico Sistema Al-Cu.

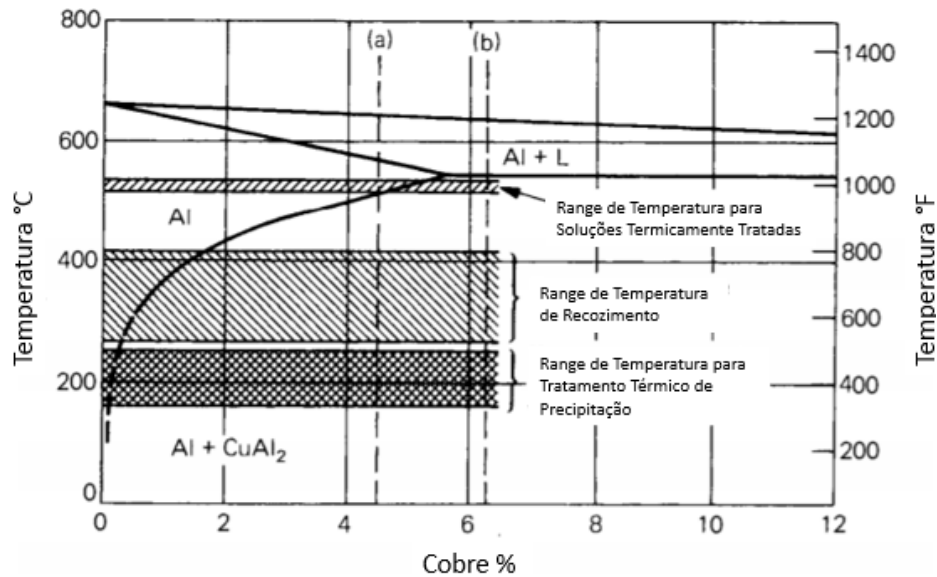


Fonte: Adaptado de LA (2000)

A precipitação aumenta com o grau de supersaturação e com a diminuição da temperatura. A taxa também depende da mobilidade dos átomos, que é reduzida à medida que a temperatura diminui. As ligas de alumínio que podem ser envelhecidas são aquelas onde a solubilidade do soluto no solvente diminui com a redução da temperatura. As ligas da série 2XXX pertencem a este grupo. (ZANGRANDI, 2008).

É mostrado no diagrama Al-Cu, Figura 4, que uma estrutura inicialmente com 4,5% de liga de cobre ao atingir uma temperatura entre 515 - 550 ° C fará com que o cobre fique completamente em solução sólida. E se a temperatura for reduzida para abaixo de 515 ° C, a solução sólida torna-se supersaturada, e há uma tendência para o excesso de soluto precipitar. (HATCH, 1984).

Figura 4 - Diagrama AlCu.

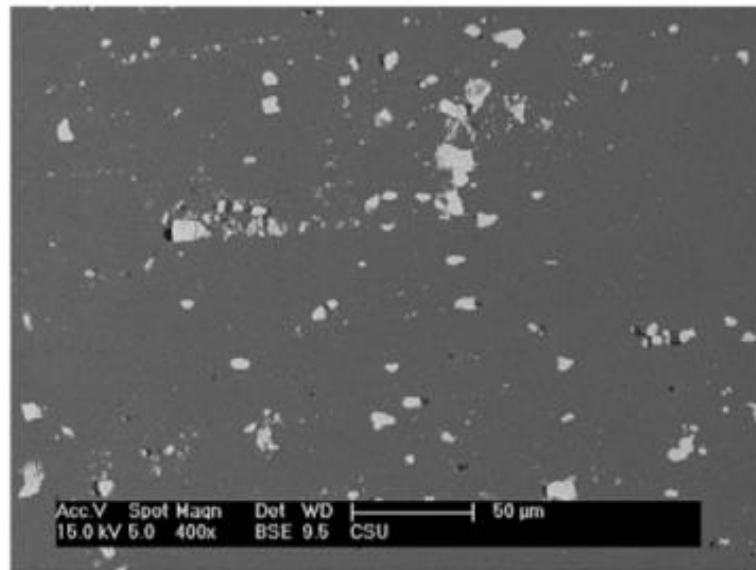


Fonte: Adaptado de Hatch (1984)

Segundo Hatch (1984), as propriedades físicas e mecânicas dependem não somente se o soluto está ou não em solução, mas também dos arranjos atômicos, tamanho e dispersão das fases precipitadas.

Precipitados maiores, acima de $1\mu\text{m}$ podem aparecer durante os processos de solubilização e solidificação da liga. Precipitados com estas dimensões são frágeis e diminuem a tenacidade a fratura do metal, portanto deve haver um controle para evitar sua presença na liga. Os precipitados endurecedores são da ordem de $0,05\mu\text{m}$. O efeito endurecedor é produzido por seu tamanho e dispersão. É mostrado na Figura 4 a microestrutura de uma liga 2024 T3, em que os precipitados insolúveis grosseiros, na cor branca, foram formados durante o processo de solubilização. (LIN, et. al., 2012).

Figura 5 - Microestrutura de liga 2024 T3.



Fonte: Lin (2012)

O tratamento térmico das ligas de alumínio envolve temperaturas ligeiramente abaixo da temperatura eutética de fusão. Conseguir a máxima quantidade de soluto em solução requer aquecer o material perto da temperatura eutética e mantê-lo assim tempo suficiente para conseguir a completa solubilização (MACKENZIE, 2002).

Devido ao tratamento térmico ser feito perto da temperatura eutética de fusão, o controle da temperatura é crítico. Especialmente para as ligas da série 2XXX. Neste grupo a temperatura eutética inicial de fusão é apenas alguns graus abaixo do máximo aquecimento recomendado da solução sólida, como mostrado tabela 1. (MACKENZIE, 2002).

Para tais ligas as temperaturas de solubilização devem ser limitadas a um nível seguro no qual as consequências do aquecimento e da difusão parcial sejam evitadas (FERREIRA, 2013).

Tabela1 - Taxa de Aquecimento de Tratamento Térmico de Solução e Ponto Eutético de Fusão para ligas 2XXX.

Liga	Aquecimento da Solução Taxa de Temperatura (°C)	Temperatura Inicial Eutética de Fusão Temperatura (°C)
2014	496 - 507	510
2017	497 - 507	513
2024	488 - 507	502

Fonte: Adaptado de Mackenzie (2002)

3.2.2 Classificação T3 e TO

A designação da têmpera consiste em uma letra maiúscula seguidas por um ou mais dígitos. Os dígitos designam sequências de tratamento que produzem combinações específicas de características no produto. As condições de temperatura, tempo e taxa de têmpera, são usadas para dar tais características diferentes às ligas (ASM HANDBOOK, 1992).

Dos vários tratamentos térmicos existentes serão abordados neste sub tópico somente o T3 e TO, pois são os tratamentos dos corpos de prova utilizados no experimento.

Definições, conforme fonte INFOMET (2017):

- **O**: Indica estado recozido: aplica-se aos produtos inicialmente trabalhados e depois recozidos para obter a resistência mecânica mais baixa, e aos produtos fundidos que são recozidos com o objetivo de aumentar a ductilidade e a estabilidade dimensional. A letra O pode ser seguida por um número diferente de zero.
- **T**: Aplica-se aos produtos que são termicamente tratados, com ou sem deformação suplementar, para produzir têmperas estáveis. O “T” é sempre seguido por um ou mais dígitos;
- **T3**: solubilizado, trabalhado a frio e envelhecido naturalmente até uma condição substancialmente estável. Aplica-se a produtos que são trabalhados a frio para aumentar a resistência mecânica após solubilização.

3.3 PROPRIEDADES DA LIGA 2024 (T3 E TO)

As propriedades do alumínio puro podem ser melhoradas com a adição de um *elemento de liga*, no caso das ligas da série 2XXX o principal elemento é o Cobre. O Cobre melhora consideravelmente a resistência mecânica do alumínio através do mecanismo de endurecimento por precipitação (SOGYAN, 2008).

As ligas Alumínio-Cobre (Al-Cu) possuem alta resistência a propagação de trinca por fadiga, portanto são utilizadas em aplicações estruturais onde o principal critério é tolerância a danos. A liga 2024 T3 quando comparada com outras ligas da série 2XXX apresenta uma melhora de 17% na sua dureza e uma taxa de crescimento de trinca por fadiga 60% menor. Contudo, sua aplicação é limitada a regiões de altas tensões devido sua baixa tenacidade à fratura (RAJAN et. al., 2015).

A principal propriedade da condição recozida é a ductilidade, substancialmente maior que a condição T3, o que lhe confere grande conformabilidade (OMEGA RESEARCH, 2008)

No caso das ligas 2024 T3 e 2024 TO, utilizadas no experimento, o mecanismo de precipitação e envelhecimento da condição T3 é o responsável pelo aumento considerável de resistência quando comparado com o estado recozido, condição TO. É mostrado na tabela 2 uma comparação de propriedades entre os dois estados. Como pode ser visto o tratamento da liga 2024 T3 confere maior desempenho à fadiga, maior resistência a tração, maior resistência ao cisalhamento e maior dureza quando comparado com seu estado recozido, porém esta liga perde em ductilidade para a condição TO (ASM HANDBOOK, 1992).

Tabela 2 - Comparação das Propriedades da Liga 2024 T3 e TO.

Liga e Têmpera	Resistência Tração Ultimate		Resistência a Tração		Alongamento em 50mm Espessura do CDP 1,6mm	Dureza (HB)	Resistência ao Cisalhamento		Limite de Resistência a Fadiga		Módulo de Elasticidade	
	Mpa	Ksi	MPa	Ksi			MPa	Ksi	Mpa	ksi	Gpa	10 ⁶ psi
T3	485	70	345	50	18	120	285	41	140	20	73	10.6
TO	185	27	75	11	20	47	125	18	90	13	73	10.6

Fonte: Asm Handbook (1992)

Apesar da incorporação do cobre pelo mecanismo de precipitação conferir maior resistência mecânica à liga 2024, ele também a torna mais suscetível a corrosão galvânica. (MASCAGNI et. al, 2014).

Segundo Palomino (2007) as ligas da série 2XXX estão entre os metais comerciais mais propensos a sofrer corrosão por pites.

O cobre precipita sob a forma de intermetálicos maiores que apresentam atividade eletroquímica diferente da matriz, formando micropilhas galvânicas, e aumentando de maneira acentuada a susceptibilidade do material a incidência da corrosão localizada (ALVES, 2011).

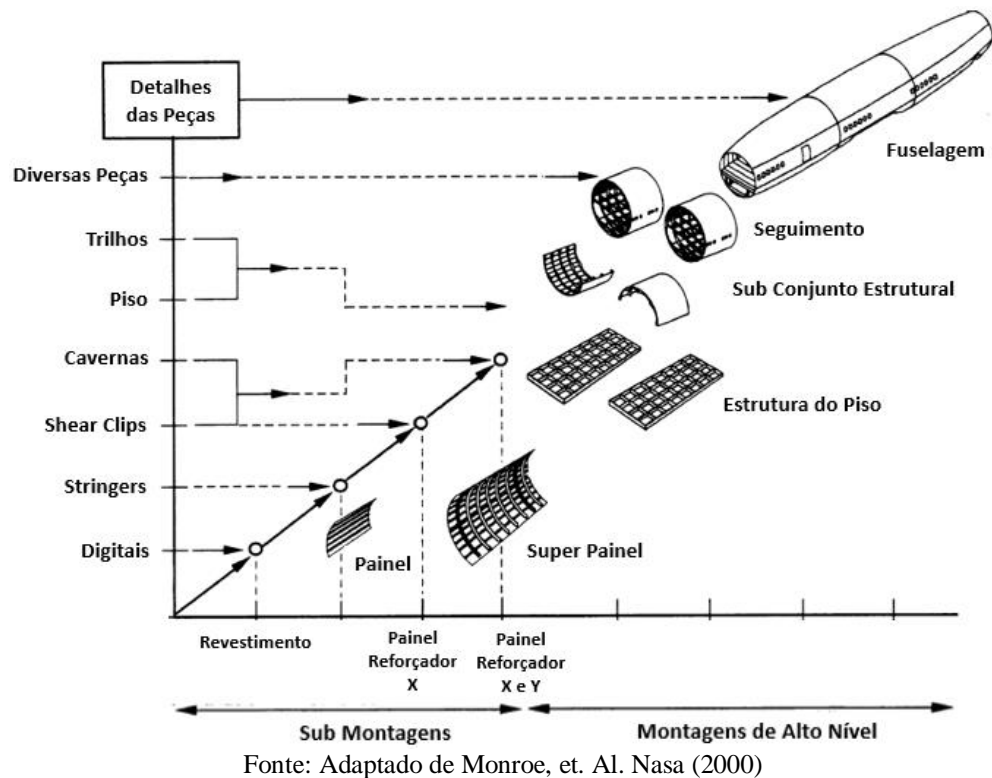
Uma das maneiras mais eficientes de melhorar as propriedades do alumínio contra a corrosão é através de uma proteção suplementar denominada *Clad*. Tratamento químico que consiste na aplicação de uma camada (2 a 15% da espessura total) de alumínio puro, ou uma liga de alumínio resistente a corrosão, na superfície do metal servindo como um revestimento protetor para o núcleo (MIL-DBK-694A, 1966).

3.4 FABRICAÇÃO ESTRUTURAL DE AVIÕES METÁLICOS

A montagem típica de aviões metálicos inicia-se com as peças primárias, chapas, usinados, extrudados e demais componentes. A medida que o processo produtivo avança estes componentes vão sendo unidos e formando conjuntos maiores, como: painéis, super painéis, estrutura do piso, segmentos, etc. Até a junção da fuselagem (RODRIGUES, 2013).

Na Figura 6 é ilustrada de forma esquemática a fabricação de uma fuselagem.

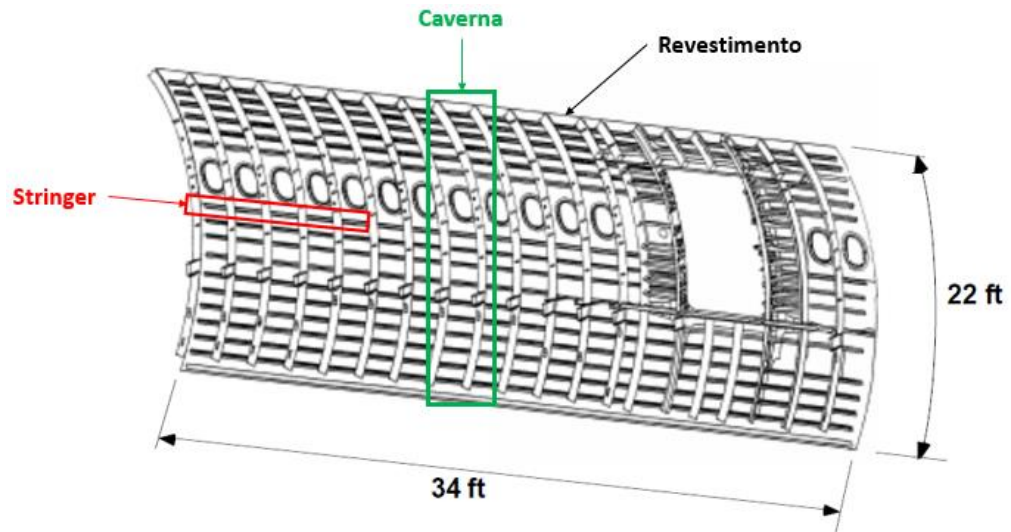
Figura 6 - Esquema de Fabricação de Fuselagens.



A seguir tem-se as definições das principais partes estruturais que compõem a estrutura de uma aeronave:

- Painel e Super Painel: O painel é definido com a instalação de reforçadores posicionados longitudinalmente no revestimento, denominados *stringer*. O revestimento é a “pele” do avião. Com a instalação de reforçadores transversais no painel, denominados *cavernas*, tem-se a fabricação dos super painéis (MACINTOSH, 2003). Vide Figura 7.

Figura 7 - Painel de Fuselagem.



Fonte: Adaptado de Macintosh (2003)

- Subconjuntos Estruturais: A fabricação dos subconjuntos consiste na união de painéis e peças que vão gradativamente tomando a forma do avião. Por exemplo a união dos painéis laterais e do teto formando o subconjunto superior da aeronave (RODRIGUES, 2013).

Figura 8

Figura 8 - Subconjunto de Fuselagem.



Fonte: Revista Exame (2016)

- Segmentos: Os segmentos são grandes partes do avião, dianteira, central, traseira, etc. São compostos pela união dos subconjuntos. (RODRIGUES, 2013). Figura 9.

Figura 9 - Segmento de Fuselagem. Traseira do A 380.



Fonte: Engenharia de Produção (2009)

- Fuselagem: É o corpo do avião, composto pela união dos segmentos. (RODRIGUES, 2013). Figura 10.

Figura 10 - Fuselagem do ERJ 190.



Fonte: Photobuket (2017)

3.5 APLICAÇÕES DA SÉRIE 2XXX

A liga 2024 apresenta boas características de usinabilidade, capacidade de acabamento superficial e perfuração profunda. Por estas características algumas aplicações típicas incluem: equipamentos e estruturas para aviação, componentes de computadores, engrenagens, eixos, pinos de dobradiças, blocos e componentes de válvulas, porcas, parafusos, prendedores, componentes de freio e caminhões (ALCOA, 2010).

Apesar da liga ter uma gama de aplicações relativamente alta, seu maior emprego é na indústria aeroespacial. São utilizadas em estruturas internas extrudadas e principalmente no revestimento externo de aeronaves. Geralmente com uma camada de Clad para melhorar a resistência a corrosão (THE ALUMINUM SELECTION AND APPLICATION, 2006).

3.6 APLICAÇÕES DA SÉRIE 2XXX NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA

Há um crescente interesse no desenvolvimento de ligas resistentes e leves pela forte demanda de redução de peso requerida pela indústria aeronáutica. As ligas da série 2XXX (Al-Cu-Mg) têm larga utilização nesta indústria devido sua baixa densidade, $2,7 \text{ g / cm}^3$, aproximadamente um terço do aço ($7,83 \text{ g / cm}^3$), e também por características como alta resistência e boa conformabilidade. (RUIXIAO, et. al., 2012).

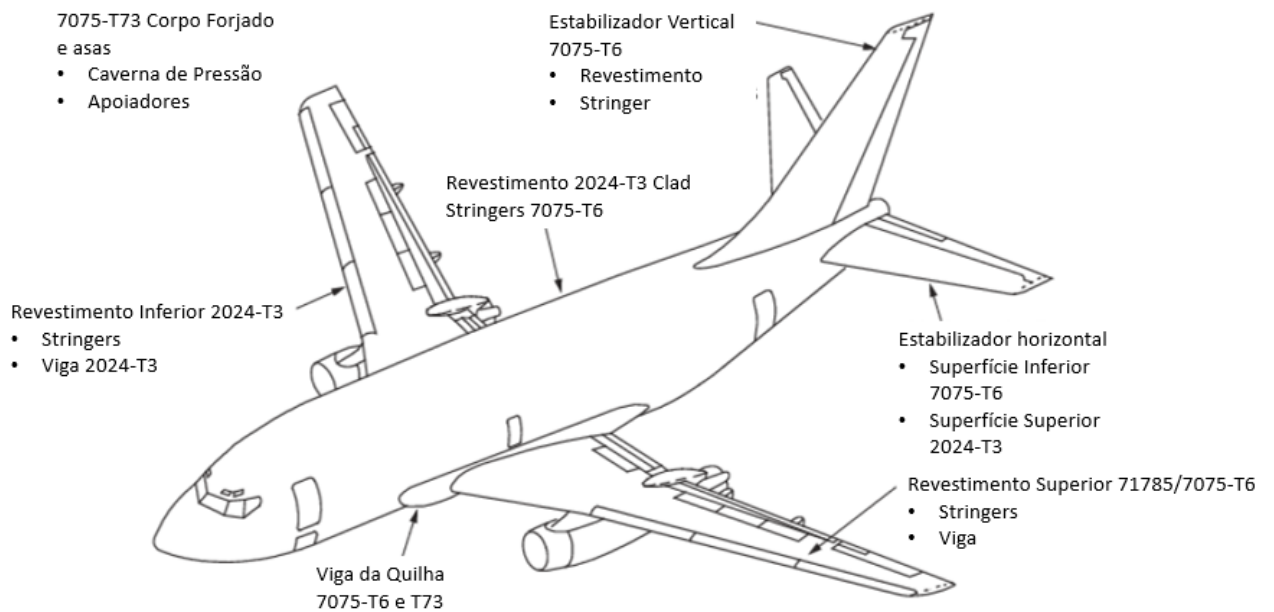
Tipicamente a construções de aeronaves emprega as ligas da série 7XXX em peças forjadas, elementos reforçadores como stringers e outras peças com requisitos estruturais. Já as ligas da série 2XXX têm aplicação mais comum em asas e em revestimentos de fuselagem. (MACKENZIE D. S., 2002).

A aplicação da série 2XXX como revestimento foi possível com o desenvolvimento das chapas de alumínio Alclad em 1927, que protegeu a camada externa contra ataques corrosivos e, conseqüentemente, gerou grandes avanços na concepção e construção de aeronaves, uma vez que o revestimento passou a fazer parte do carregamento estrutural (MAGNUNSEN, et. al., 2012).

A utilização da liga 2024 na asa (condições T3 e T4), tanto na superfície inferior como na superior, se dá por sua ótima resistência à fadiga e resistência à ruptura, já que a asa é uma região submetida a grandes tensões. Outros segmentos de grandes esforços estruturais, como o estabilizador horizontal, também utilizam esta liga (MOHAGHEGH, 2008)

É mostrado na Figura 11 um desenho esquemático da aplicação das ligas de alumínio na estrutura dos aviões Boeing 707, 727, 737-100, 737-200, 747-100 e 747-200.

Figura 11 - Desenho Esquemático de Aplicação de Ligas de Alumínio em Aviões Boeing.



Fonte: Adaptado de Mohaghegh (2008)

3.7 PROCESSO DE REBITAGEM

O processo de rebiteagem é o método mais comum para unir componentes metálicos de estruturas de aviões (KANIOWSKI, et. al., 2012).

Este processo depende de algumas fases preliminares:

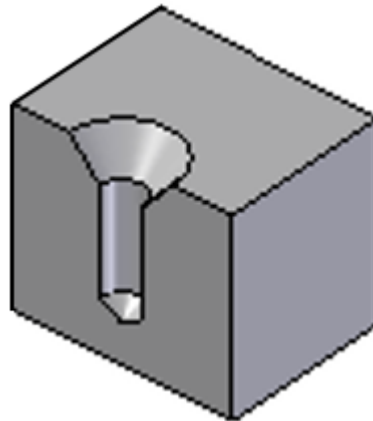
- Furação;
- Rebarbação;
- Escareamento (somente para aeras externas da aeronave).

Na furação são empregadas ferramentas denominadas de brocas, que podem ser de diversos tipos: chatas, helicoidais, canhão, canal reto, ocas para trepanação, dentre outras. (STEMMER, 1995).

É muito importante que a rebarba seja removida porque ela pode perfurar a camada de proteção a corrosão das peças quando elas forem colocadas em contato para a rebiteagem (MACINTOSH, 2003)

O escareamento é uma operação secundária à furação, destinada a criar furos cônicos para acomodar a cabeça do rebite (SIMMONS, et. al., 2009). Figura 12.

Figura 12 - Furo Escareado.



Fonte: Adaptado da Support Industry Software Automation Siemens

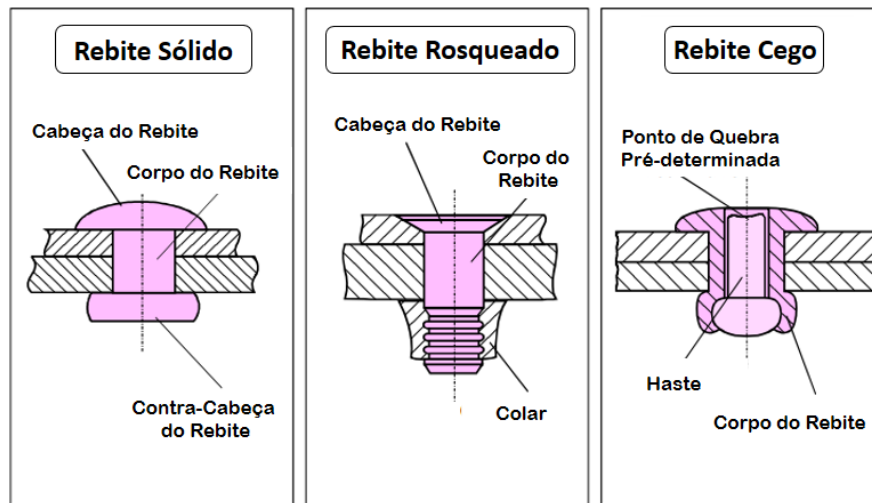
No processo de rebiteagem duas ou mais peças são colocadas juntas através da aplicação de uma força (*clamp*), que as mantém unidas sem que hajam vãos entre elas, então o rebite é instalado mantendo esta união permanente (TALAT, 1994).

Alguns rebites são comumente utilizados em diferentes tipos de rebiteagem permanente, como: Rebite Sólido, Rebite Cego (também chamado de pop ou rebite puxado), Rebites Rosqueados (ou com colar). Figura 13. Sua escolha depende do tipo de aplicação (TALAT, 1994).

Segue a classificação dos rebites segundo a TALAT (1994):

- Rebite Sólido: são elementos de união onde o corpo do rebite é conformado plasticamente formando sua contra cabeça. Só podem ser utilizados quando há acesso em ambos os lados;
- Rebite Rosqueado: são aplicados em juntas com grandes esforços estruturais. Também necessitam de acesso em ambos os lados para sua instalação.
- Rebite Cego: Incluem muitos tipos. Consistem em um ou mais elementos e podem ser instalados com o acesso em apenas um dos lados.

Figura 13 - Rebites Utilizados em Rebitagem Permanente.

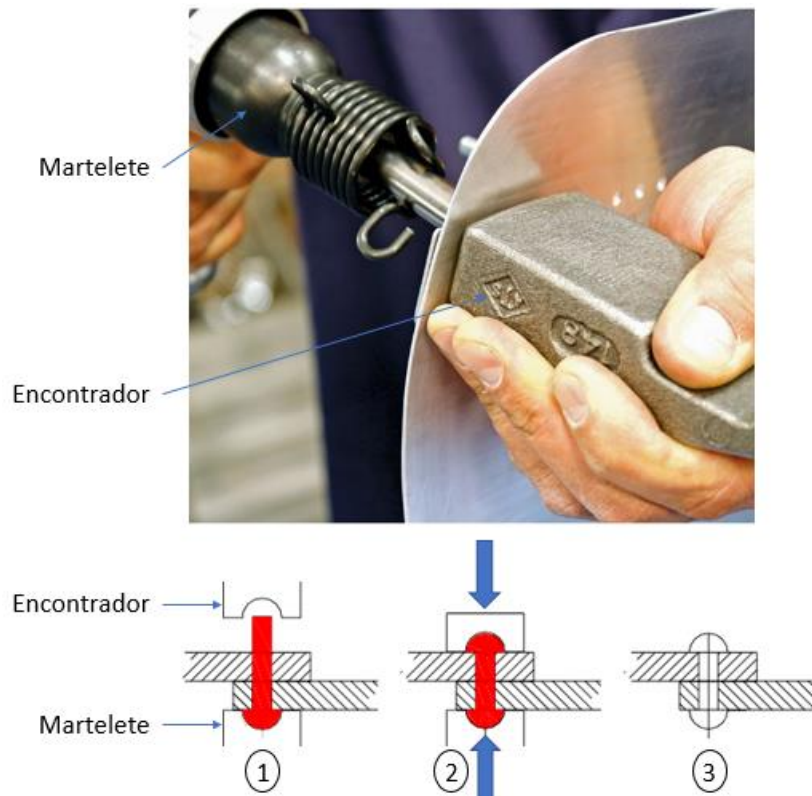


Fonte: Talat (1994)

No caso do rebite sólido e do rebite cego a união se dá quando a cabeça do rebite e seu corpo são “forçados” em direções opostas através de uma ferramenta de conformação, causando uma deformação plástica no rebite. No caso do rebite rosqueado, a união ocorre pela instalação do colar (BATALHA, 2003).

É mostrado na Figura 14 a instalação manual de um rebite sólido por meio das ferramentas martetele e encontrador, instalação convencional.

Figura 14 - Instalação Manual de Rebite Sólido.

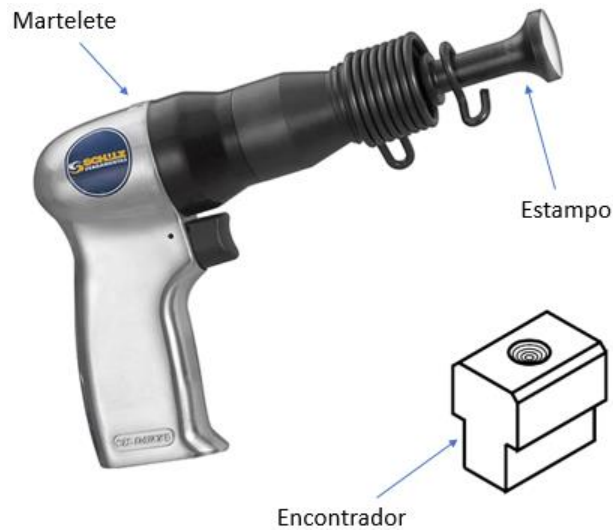


Fonte: Adaptado de Eastwood (2017) e Roymech (2017)

O martelete é um martelo pneumático que funciona por meio de um pistão ou embolo que impulsiona a ferramenta existente na sua extremidade, o estampo, escolhido de acordo com a geometria da cabeça do rebite. O encontrador, ou barra encontradora, é um anteparo destinado a conformar plasticamente o corpo do reite criando a contra cabeça. O encontrador pode ter várias geometrias, dependendo do tipo do rebite e do acesso à montagem (SENAI, 2016).

Na Figura a 15 é mostrado um exemplo destas ferramentas:

Figura 15 - Ferramentas de Cravação para Rebite Batido – Martetele, Estampo e encontrador.

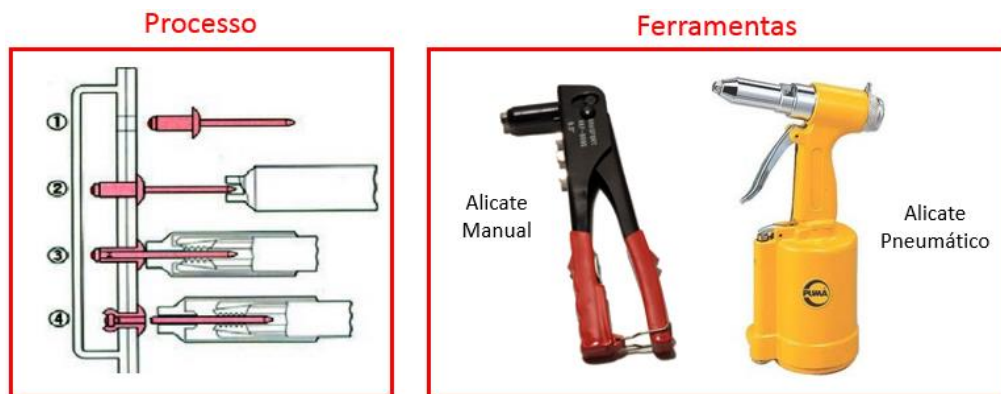


Fonte: Adaptado de Amazon (2017) e Senai (2016)

A conformação da contra cabeça do rebite puxado, ou rebite POP, como é popularmente conhecido, é feita pela tração de sua haste até o rompimento. A instalação pode ser feita por um alicate manual ou pneumático (SENAI, 2016).

A Figura 16 ilustra o processo e mostra algumas ferramentas comuns.

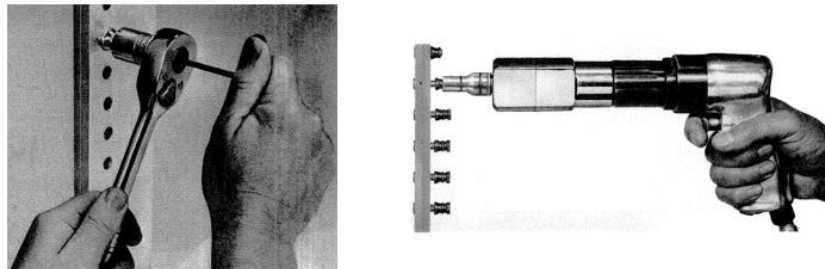
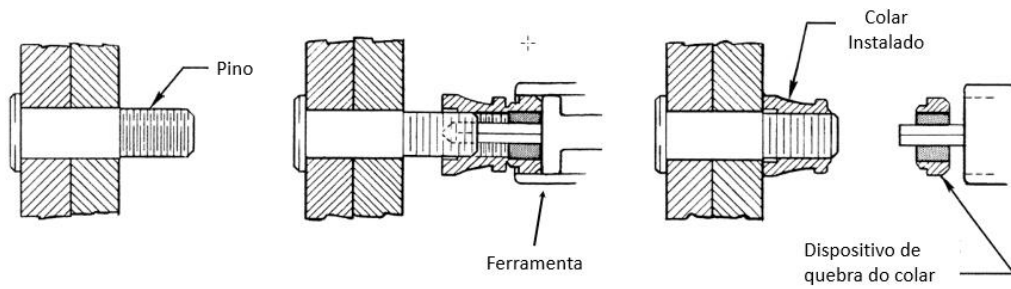
Figura 16 - Ferramentas de Cravação para Rebites Puxados



Fonte: Adaptado de Day (2017), Eletrogas (2012) E Celmar (2017)

O processo de instalação do rebite rosqueado é diferente dos apresentados até o momento, pois não há conformação da contra cabeça. A união ocorre pela instalação de um colar. Após a inserção do pino no furo o colar é rosqueado através de uma ferramenta, pneumática ou manual, até que parte do colar se rompa, mantendo a união entre as peças. Figura 17 (HI-SHEAR, 1991).

Figura 17 - Ferramentas de Cravação para Rebites Rosqueados



Fonte: Hi-Shear (1991)

A rebiteagem convencional pode ser efetuada de duas maneiras: automática e manual. Embora estes métodos utilizem recursos diferentes, o processo em si é o mesmo, ambos promovem a união permanente de duas ou mais peças através da utilização de rebites (BATALHA, 2003).

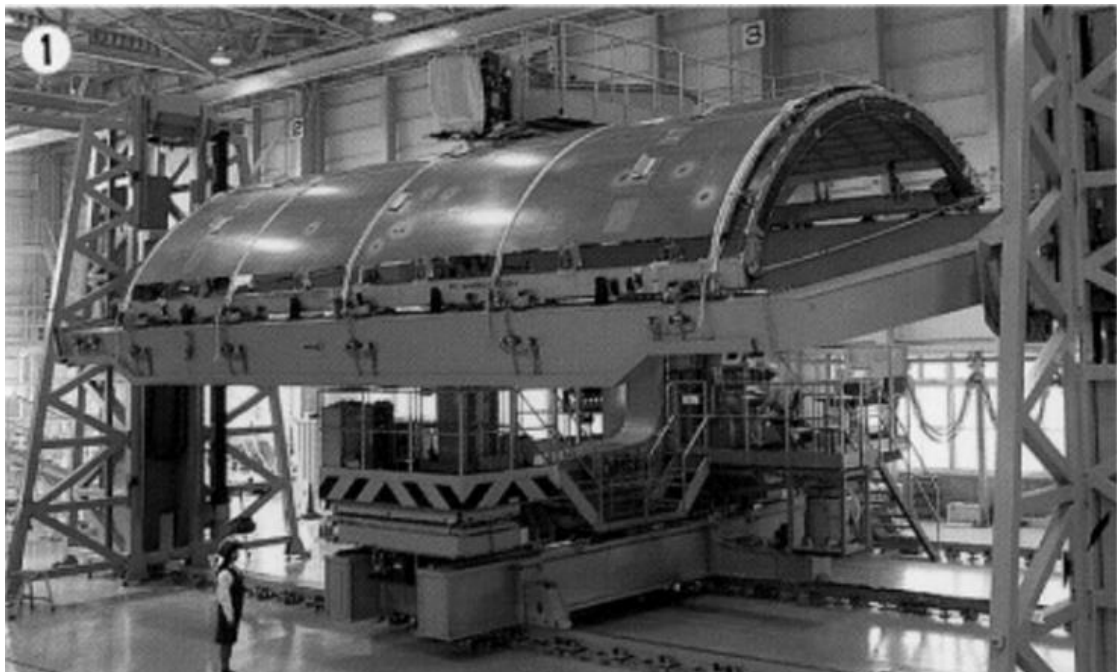
Seguem alguns exemplos ilustrativos nas Figuras 18, 19 e 20.

Figura 18 - Rebitagem Automática. Robôs de cravação da linha do Boing 777



Fonte: Kuka (2014)

Figura 19 - Rebitagem Automática. Rebitadora automática de cabeçote fixo e pórtico móvel



Fonte: Docslide (2003)

Figura 20 - Rebitagem Manual. Rebitagem convencional de rebite sólido

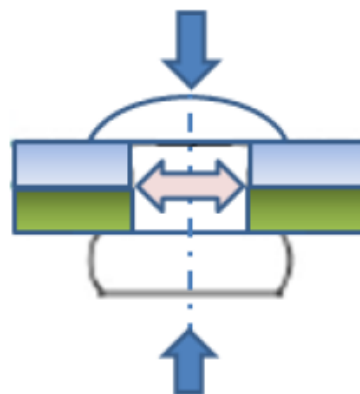


Fonte: Plano Brasil (2014)

3.7.1 Deformação Induzida por Processo de Rebitagem

Durante o processo de rebitagem deformações locais são introduzidas na estrutura devido à expansão dos rebites e, conseqüentemente, da estrutura circundante em que o rebite foi inserido. Este efeito ocorre pela força de compressão exercida nas peças. (KANIOWSKI, 2014).

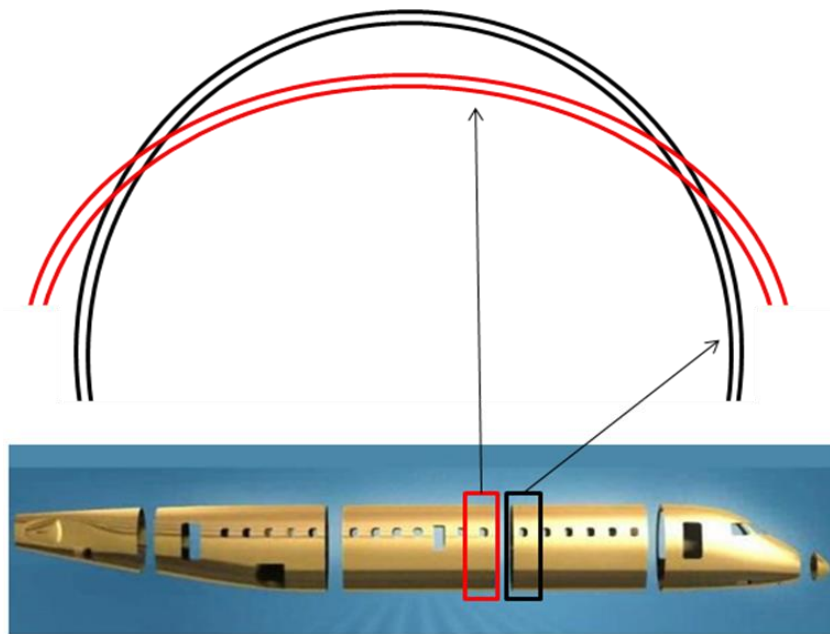
Figura 21- Conformação do rebite e expansão diametral do mesmo



Fonte: Negroni (2006)

O efeito cumulativo das deformações locais pode gerar deformações geométricas significativas nos segmentos, que podem ser identificadas através de medições especiais, como *laser tracker* e *fotogrametria*, ou até mesmo visualmente. Um dos problemas mais comuns é o aparecimento de “bolsas”, alteração nos raios de curvatura dos segmentos (Figura 22). Este efeito é mais pronunciado em grandes painéis e segmentos em que há uma grande quantidade de rebites (FIGUEIRA, 2014).

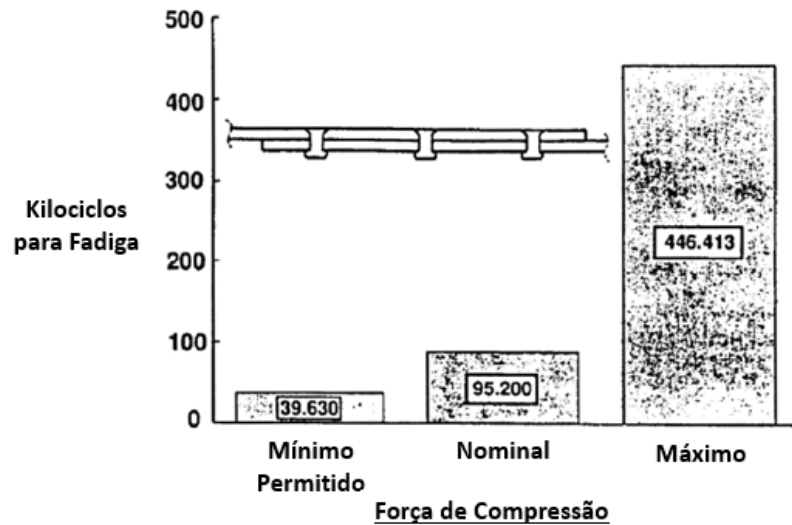
Figura 22 - Diferença no Raio de Curvatura de Segmentos



Fonte: Adaptado de Tecmundo (2013)

À primeira vista pode parecer óbvio que apenas uma especificação de projeto requerendo menor força de cravação atenuaria o problema. Porém, há uma grande relação entre força de rebiteagem e vida em fadiga das juntas rebiteadas. De acordo com KANIOWSKI, a vida em fadiga varia entre 39.630 ciclos para a menor força de cravação permitida, até 446.413 ciclos para a força máxima. Como mostrado na Figura 23 (KANIOWSKI, et. al., 2012).

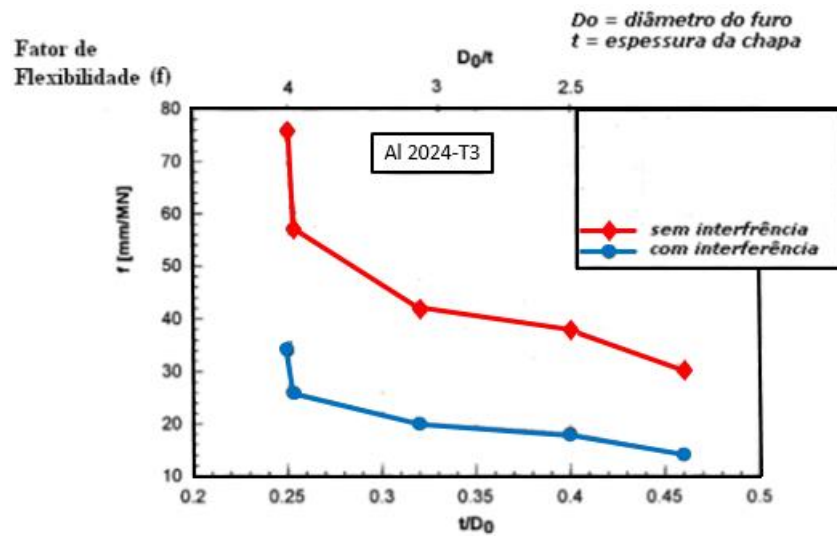
Figura 23 - Gráfico de Relação entre Força de Rebitagem e Vida em Fadiga das Juntas Rebitadas



Fonte: Kaniowski (2012)

Esse efeito ocorre pela interação do rebite com a parede da junta rebitada, quanto maior for o contato, maior será a transmissão de carga. Em alguns casos, de grandes solicitações estruturais, a instalação do rebite é especificada em projeto com interferência, ou seja com o diâmetro do furo ligeiramente menor que o diâmetro do rebite. Por outra lado, quando a força de cravação é pequena, o rebite terá maior flexibilidade, diminuindo drasticamente a transmissão de carga. Este efeito é evidenciado na Figura 24 (VENTURINI, 2010).

Figura 24 - Gráfico do Efeito da Interação do Rebite com a Parede da Junta Rebitada



Atre (2006) diz que a deformação do rebite funciona analogamente a um trabalho a frio ao exercer força radial na parede do furo, o que produz um efeito benéfico para a vida em fadiga.

Segundo Müller (1995) a força de compressão do rebite tem um efeito dominante sobre a vida em fadiga e o início de trincas em juntas rebitadas e, confirmando os autores citados anteriormente, diz que a força de compressão do rebite produz dois efeitos: stress residual ao redor do furo e uma imperfeição geométrica na chapa ao redor do furo, que terá grande influência na transmissão de carga, porém acarretará uma deformação geométrica local. Então Müller (1995) conclui que a força de compressão deve ser cuidadosamente controlada durante a produção.

Apesar do uso de força de compressão elevada ter um efeito positivo para a vida em fadiga, ela também pode causar deformações nas chapas de revestimento (abaulamento). Esse problema é mais crítico em regiões da aeronave onde os requisitos geométricos são mais rigorosos, como asa e empenagem (KANIOWSKI, 2014).

Estas deformações são extremamente indesejáveis na indústria aeronáutica, pois tem um efeito severo na performance aerodinâmica do avião (ZHENGPIPING, et. al., 2016).

Uma abordagem comum para minimizar o problema é definir a sequência de cravação, métodos por tentativa e erro. Consiste em testar maneiras diferentes de instalar os rebites, iniciando do centro para as bordas do painel, no sentido longitudinal, transversal, etc. Embora esta técnica não seja totalmente eficaz, pois na prática a quantidade de rebite é enorme e as

geometrias complexas, ela ainda é a melhor maneira de atenuar o efeito da deformação induzida (ZHENGPING, et. al., 2016).

Também é comumente utilizado ferramentas denominadas “tirantes” (vide Figuras 25 e 26) para manter os conjuntos estruturais próximos às formas geométricas de projeto. Entretanto, na maioria dos casos as tensões acumuladas migram para regiões da estrutura onde há menor rigidez. Como não há conhecimento suficiente sobre tensão de cravação para prevê-la ou evita-la, os fabricantes acabam arcando com os custos de não qualidade (FIGUEIRA, 2014).

A não qualidade é um problema crítico para as indústrias contemporâneas. Devido à enorme competição, diferentes fabricantes aeronáuticos têm adotado práticas para melhorar o nível de qualidade dos produtos e reduzir os custos (RAMAMOORTHY, 2003).

Programas como o APIP (*Aircraft Production Inspection Program*), em português, programa de inspeção de aviões em produção, que fornecem ao cliente a oportunidade de inspecionar seus aviões comprados na linha de produção, têm se tornado comum. O intuito deste programa é inspecionar sistemas críticos, sistemas ou estruturas, o mais cedo possível, detectando as discrepâncias precocemente e tornando a manutenção mais econômica (FRANCO, 2009).

Segundo a Lufthansa Technic (2015), problemas de não qualidade podem gerar atrasos na entrega dos aviões acarretando custos associados e, apenas um dia de avião no chão já cobrem os investimentos em programas de inspeção.

Apesar da tensão de cravação ser um problema comum na indústria aeronáutica, ainda há pouca literatura produzida e, a existente geralmente está relacionada a vida em fadiga. Seu estudo foi impulsionado com o acidente da Aloha Airlines em 1988, em que parte da cabine foi arrancada em voo. A investigação mostrou que a origem do acidente foi devido a danos por fadiga em juntas rebitadas (KANIOWSKI, et. al. 2012).

Figura 25 - Utilização de Tirantes na indústria Aeronáutica



Fonte: Seattle Times (2013)

Figura 26 - Utilização de Tirantes na indústria Aeronáutica. Airbus A380-842



Fonte: Printertest (2014)

3.8. ANISOTROPIA

Quando as propriedades de um material são independentes da direção, o material é dito isotrópico. Então em um material isotrópico é esperado encontrar as mesmas propriedades em todas as direções. Normalmente as propriedades físicas de um cristal dependem fortemente da direção em que ela é medida. Isto significa que o cristal é anisotrópico. (REED-HILL, 1994).

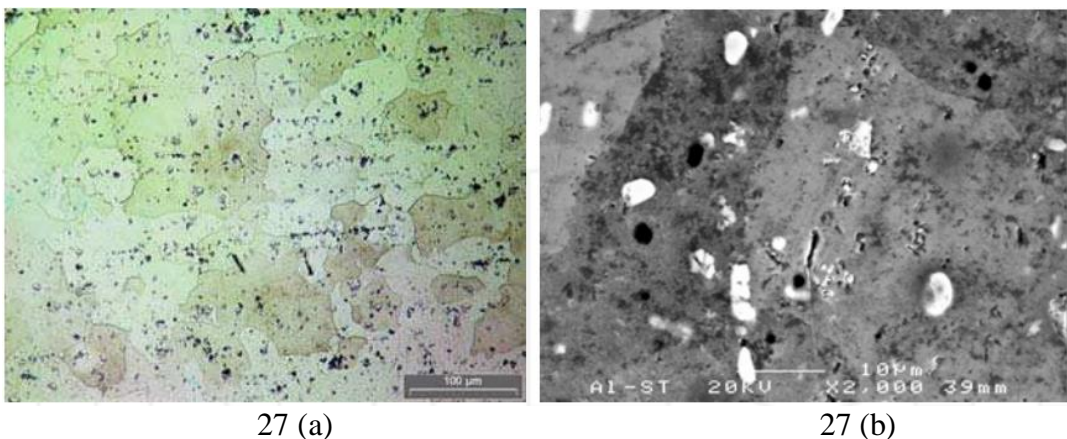
A maioria dos metais e suas ligas exibem uma estrutura policristalina formada por pequenos cristais denominados grãos. (ASKELAND, et. al, 2010).

Cada grão em um agregado policristalino tem orientação cristalográfica diferente de seus vizinhos, portanto os planos e as direções cristalinas têm orientações espaciais diferentes de grão para grão. Consideradas de modo global, as orientações de todos os grãos podem estar concentradas ao redor de alguma ou de algumas orientações particulares, apresentando uma orientação preferencial, conseqüentemente, tendendo a ser anisotrópico (BRANCO, 2007).

Gravus (2011), diz que as propriedades anisotrópicas dos metais estão relacionadas com seu processo de formação, como tratamentos térmicos, solidificação, recristalização, deformação etc. e, que as quantidades metalúrgicas que definem a microestrutura da liga (tamanho de grão, precipitados, etc.) são importantes elementos para conhecer seu comportamento mecânico.

Em sua análise do comportamento anisotrópico da liga 2024 Gravus (2011) definiu a microestrutura da liga por meio de microscopia ótica, Figura 27 (a), e microscopia eletrônica de varredura, Figura 27 (b), em que é possível verificar tamanho de grãos diferentes, alguns maiores que 100 μm , e outros menores que 80 μm . Também é possível visualizar precipitados de (Al, Cu) identificados pelos pontos brancos.

Figura 27 - Microscopia da liga 2024 Óptica 3.26A, Caracterização SEM 3.26B. Precipitados (Al, Cu)



Fonte: Gravus (2011)

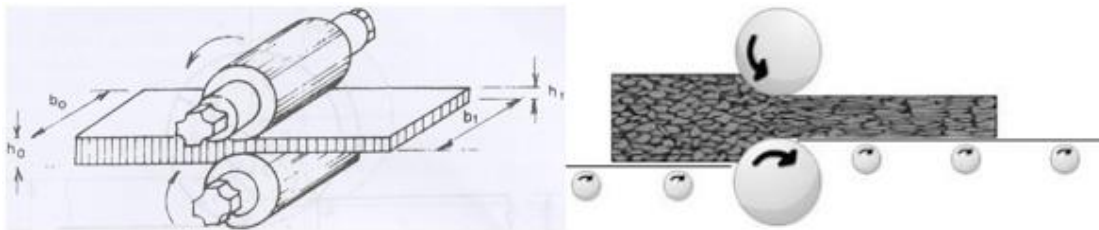
Processos mecânicos como laminação, trefilação, conformação, entre outros, também podem conferir textura a um material de forma eficiente. A textura é a forma de distribuição das orientações dos cristais constituintes do material metálico. Os cristais de agregados

policristalinos se orientam com a deformação plástica segundo as direções principais do escoamento do metal (BRESCIANI, et. al., 2011)

Finelli (2010) analisou a anisotropia em aços e concluiu que anisotropia causada nos materiais pelo processo de rolamento aumenta em cerca de 20% a força de resistência à tração na direção de laminação.

Na Figura 28 é mostrada a orientação dos cristais em um processo de laminação.

Figura 28 - Orientação dos Cristais em um Processo de Laminação



Fonte: EBAH (2017) e CIMM (2017)

Como resultado do trabalho mecânico de laminação as partículas de segunda fase tentem a assumir a forma e distribuição que correspondem aproximadamente a deformação do corpo como um todo. Partículas de segunda fase ou inclusão que são originalmente esferoidais serão distorcidas na direção de laminação em uma forma elíptica, se forem mais dúcteis que a matriz. Já se as inclusões forem frágeis, elas serão quebradas em fragmentos orientados paralelamente a direção de trabalho (DIETER, 1961).

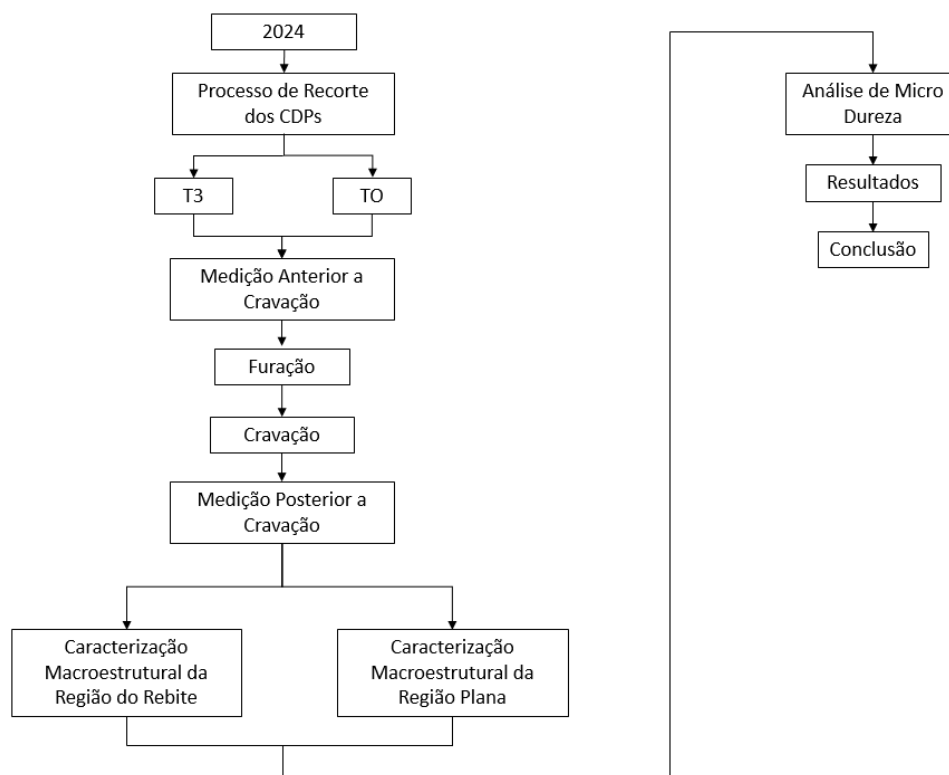
Uma consequência importante deste trabalho a frio é que as propriedades podem ser diferentes para diferentes orientações do material. Geralmente o alongamento, as propriedades de fadiga e de impacto serão maiores na direção de laminação do que na direção transversal (DIETER, 1961).

4. METODOLOGIA

Este capítulo visa apresentar o procedimento experimental adotado no estudo do efeito da direção de grão e anisotropia, no efeito de propagação da deformação induzida pelo processo de rebite.

No fluxograma experimental a seguir, Figura 29, é mostrado de maneira sucinta as principais etapas do trabalho:

Figura 29 - Fluxograma das Principais Etapas do Experimento



Fonte: Autoria própria

4.1 OS CORPOS DE PROVA

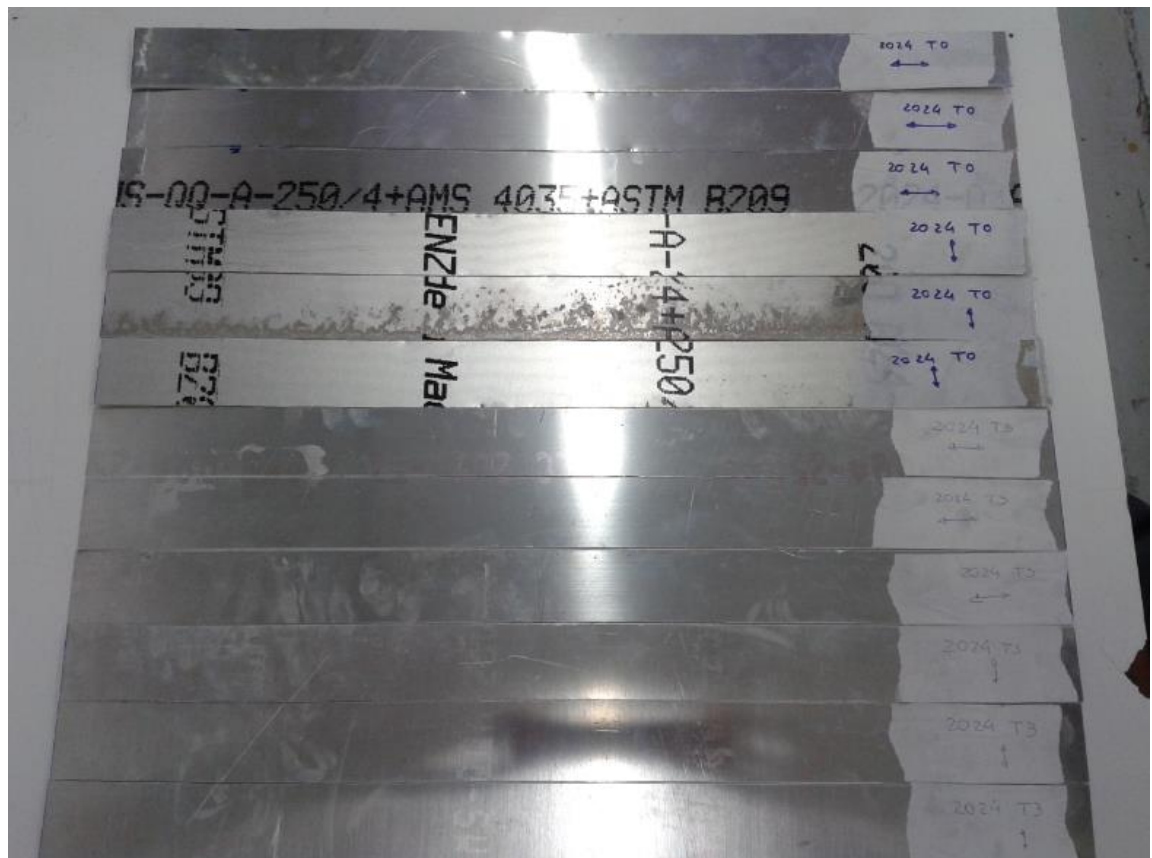
As amostras foram divididas em dois grupos de acordo com o tratamento térmico empregado:

- 2024 T3
- 2424 TO

Cada grupo foi dividido em dois subgrupos de acordo com a direção de laminação: DT, direção transversal de laminação e DL, direção de laminação.

Foram confeccionados 12 corpos de prova, 6 em liga de alumínio 2024 T3 e 6 em liga 2024 T0. Todos com a mesma espessura, 1,6mm, e com as mesmas dimensões, 680 X 50 mm como mostrado na Figura 30.

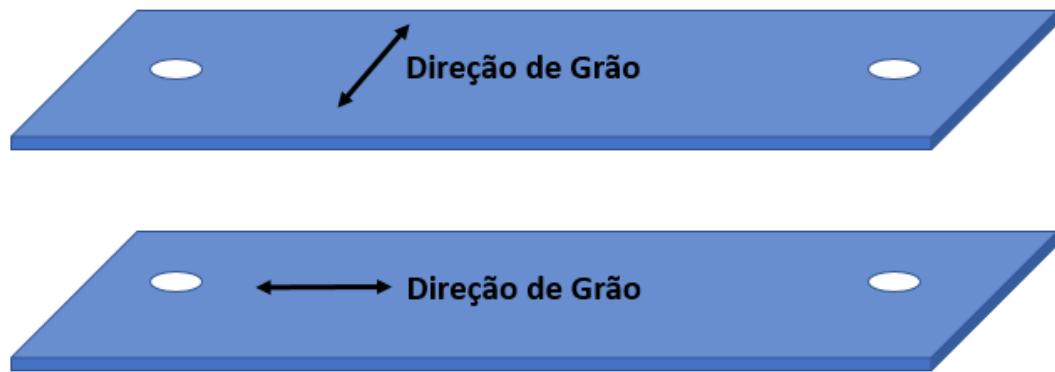
Figura 30 - Corpos de Prova Antes da Furação e Cravação



Fonte: Autoria própria

Três corpos de prova de condição T3 foram recortados contendo a direção de grão no sentido longitudinal da chapa, os demais foram recortados contendo a direção de grão no sentido transversal da chapa. O mesmo foi efetuado com a liga de condição T0, ver Figura 31.

Figura 31 - Esquema da Direção de Grão do CDP. Al 2024 T3 e TO



Fonte: Autoria própria

Nas duas extremidades dos corpos de provas foram feitos furos de 10mm para servirem de referência para a medição, ou seja, a distância de um furo a outro foi medida antes e após a cravação para determinar o alongamento dos corpos de prova. O diâmetro de 10mm foi escolhido para possibilitar a entrada com relativa facilidade do explorador (apalpador) da máquina de medição. Figura 33.

O diâmetro da furação de referência foi aumentado gradativamente, começando com um furo de 5,1mm, depois 6,3 mm; 7,9 mm; 9,5mm, após este diâmetro foram utilizados os alargadores de 9,7mm, em seguida de 9,9mm e finalmente 10,0mm.

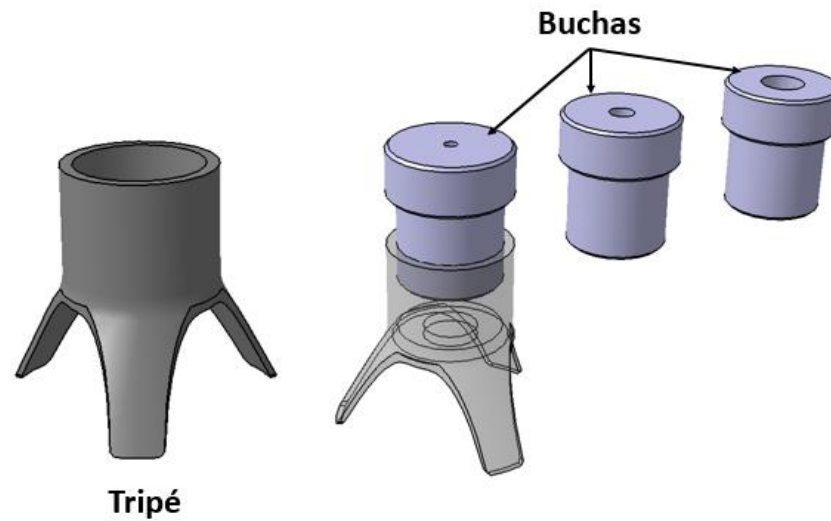
As várias etapas de alargamento foram efetuadas para garantir a qualidade dos furos, já que eles foram a referência de medição do experimento.

A furação foi efetuada manualmente utilizando uma ferramenta denominada tripé para manter a perpendicularidade dos furos e buchas com os respectivos diâmetros de cada etapa de furação.

A bucha de furação é encaixada dentro do tripé e em seu centro há um furo por onde a broca ou alargador é introduzida. As buchas são substituídas durante o processo de furação em cada etapa que o furo é alargado. As ferramentas têm o diâmetro do furo central correspondente ao furo que está sendo feito no produto, 5,1 mm; 6,3 mm e assim por diante até o diâmetro final de 10,0 mm. Os furos das buchas são ligeiramente maiores para evitar atrito com as ferramentas de corte.

Existem vários tipos de buchas e tripés. Estas ferramentas são customizadas de acordo com a necessidade. Na Figura 32 é mostrado um exemplo de bucha e tripé.

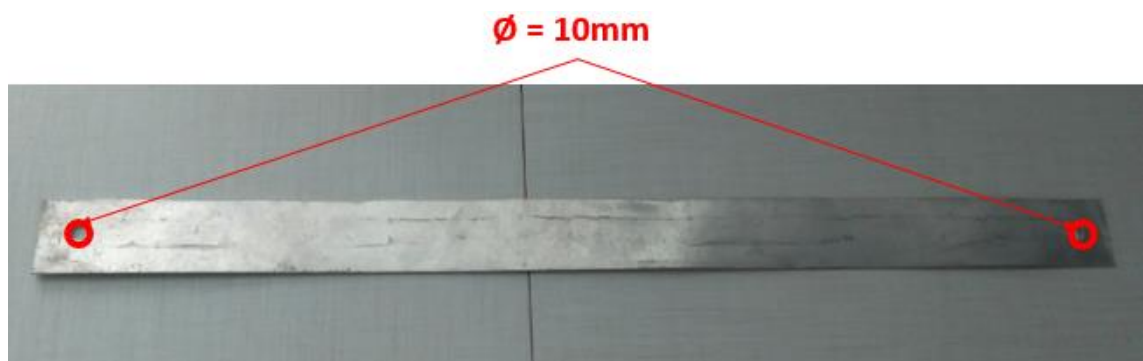
Figura 32 - Tripé e Buchas de furação



Fonte: Autoria própria

Na etapa seguinte do experimento os furos dos rebites foram efetuados na distância de 20 mm entre eles, como mostrado na Figura 30. A furação será abordada em detalhes no sub tópico 4.3.

Figura 33 - Furação de referência dos CDPs



Fonte: Autoria própria

A identificação dos corpos de prova quanto ao sentido da direção de grão e a condição do tratamento térmico está descrito na Tabela 3. A identificação dos corpos de prova, numeração, foi definida aleatoriamente.

Tabela 3 - Identificação dos Corpos de Prova

Identificação dos Corpos de Prova				
Peças	Tratamento Térmico		Direção de Grão	
	T3	TO	↔	↕
1		X		X
2		X	X	
3		X		X
4		X		X
5	X			X
6		X	X	
7	X		X	
8	X			X
9	X		X	
10		X	X	
11	X		X	
12	X			X

Fonte: Autoria própria

A tolerância do recorte não foi considerada pois trata-se de uma medição referenciada, ou seja, busca-se identificar quanto a chapa variou entre a primeira medição, de referência, antes da cravação dos rebites, e a segunda após a cravação.

4.2 A MEDIÇÃO

Após o recorte dos corpos de prova e da furação de referências todas as peças foram enviadas para medição em Laboratório de Metrologia com controle automatizado de temperatura e umidade. Temperatura de $20,0 \pm 1,0$ °C, e o controle de umidade entre 55% e 65% de umidade relativa.

A medição foi efetuada por uma máquina de medição por coordenadas (MMC), marca Wenzel, modelo LHF 3020100, controlada numericamente, com compensação automática de temperatura.

Os corpos de prova foram preparados previamente com uma limpeza simples utilizando álcool isopropílico, em seguida novas etiquetas foram coladas na superfície das chapas para identificação das peças.

Para evitar que distorções prévias (empenamentos) influenciassem no valor da medição um método de medição foi adotado colocando-se blocos calibrados de dimensões 150X120X 60 mm a cada 70mm (vide Figura 34) nas duas laterais para apoiar os CDPs. Os corpos de prova ficaram elevados em relação à mesa da máquina, sendo assim a parte central dos mesmos ficaram livres para acomodar a contra cabeça dos rebites após a cravação, possibilitando assim repetir o mesmo sistema de medição antes e após a instalação dos rebites.

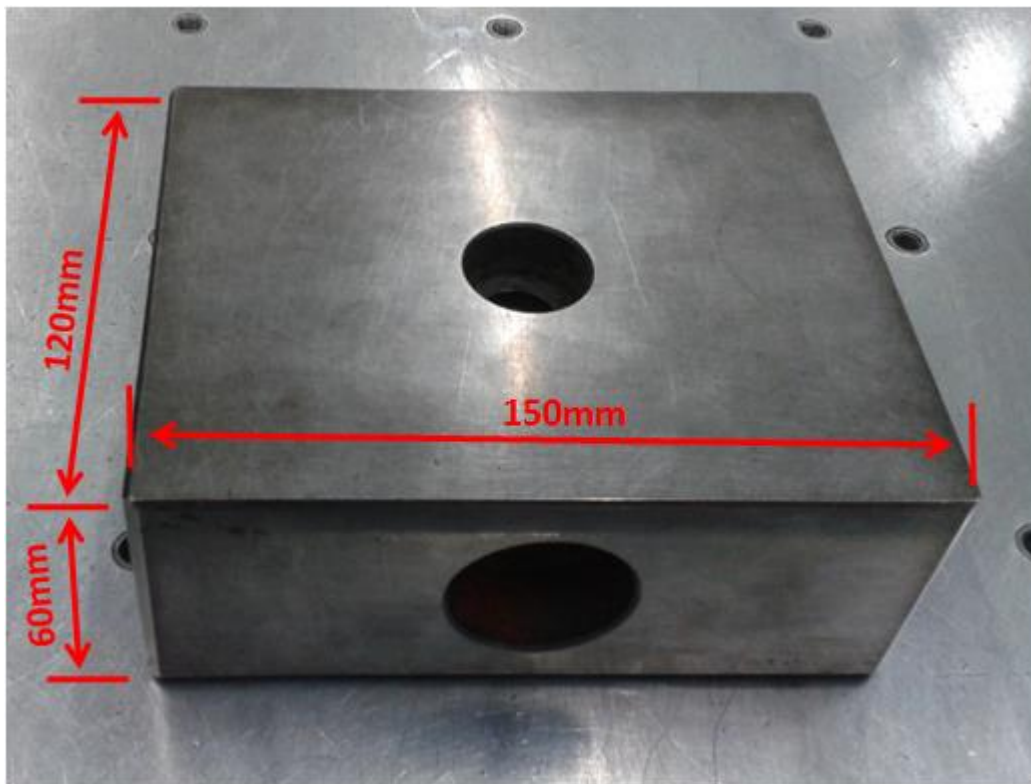
Sobre as peças foram colocadas barras de apoio presas por uma haste e uma base serrilhada, para juntar este pacote foram utilizados manípulos em ambas as extremidades e nas laterais.

Outra medida para evitar e/ou diminuir o efeito do empenamento foi a utilização de dispositivos de apoio (ver Figura 35) entre os blocos.

Para diminuir a influência dos manípulos, evitando que eles ficassem com apertos diferentes entre as montagens, os parafusos dos mesmos foram fixados, rosqueados, até o limite, fim de curso, da rosca da mesa da máquina de medição. Após o aperto a altura dos parafusos que ficaram acima dos manípulos foi medida. Em seguida os parafusos foram enumerados e suas posições marcadas para que retornassem aos mesmos locais e mantivessem o mesmo aperto em todas as medições subsequentes.

Esta montagem foi repetida todas as vezes que um CDP era medido, Figura 34.

Figura 34 - Blocos Calibrados de Dimensões 150 X 120 X60 mm



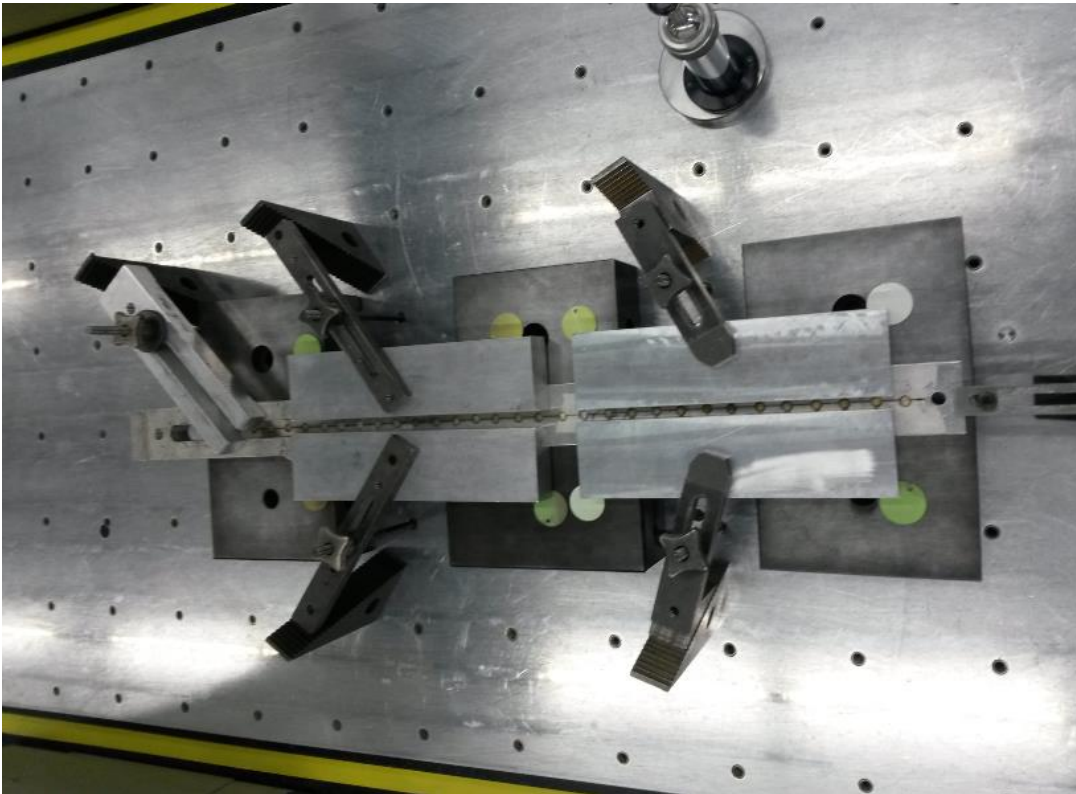
Fonte: Autoria própria

Figura 35 - Dispositivos de Apoio



Fonte: Autoria própria

Figura 36 - Método de Medição dos CDPs



Fonte: Autoria própria.

A próxima etapa foi o setup da máquina, utilizando-se uma esfera de referência de dimensões conhecidas, o apalpador da máquina foi levado até ela e efetuou-se toques em sua superfície para validação da calibração da máquina.

Iniciou-se a medição dos CDPs pela peça de número 1. O apalpador tocou vários pontos internos do furo de uma extremidade para reconhecimento do centro do mesmo, em seguida o braço da máquina foi levado até o furo da outra extremidade onde também foram tocados vários pontos internos para determinação do seu centro.

A máquina mediu a distância entre os furos das extremidades dos CDPs, furação de referência.

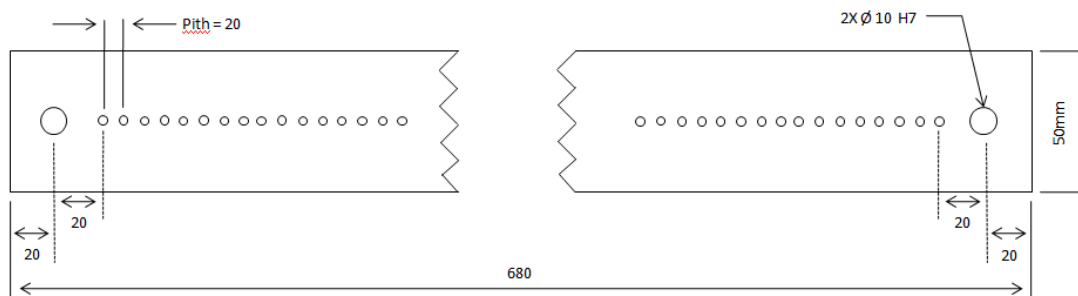
Terminada esta operação o CDP foi retirado da máquina e o seguinte, de número 2, foi acomodado seguindo os mesmos passos do primeiro, posicionado sobre blocos calibrados, utilizando pesos calibrados e seguindo o mesmo procedimento de medição. Assim foi repetido até a peça de número 12.

4.3 FURAÇÃO

Após a primeira medição deu-se início a segunda fase do experimento, furação e cravação dos rebites.

As furações de todos os corpos de prova foram efetuadas na medida 5/32", diâmetro bastante comum na atividade de junção de revestimentos a estruturas de painéis de aeronaves. Na Figura 37 é mostrado o desenho esquemático de furação dos CDPs.

Figura 37 - Desenho esquemático de furação dos CDPs



- Todas as medidas em milímetro
- Diâmetro para furo de rebite 5/32" = 4,078 a 4,128mm
- Espessura 1,6mm

Fonte: Autoria própria.

Toda a furação foi efetuada manualmente utilizando um tripé e buchas de furação para manter a qualidade e perpendicularidade dos furos.

O processo de furação empregado para os furos dos rebites foi o mesmo utilizado para a furação de referência, descrito em detalhes no sub tópico 4.1 e mostrado na Figura 32.

Os corpos de prova foram presos em uma morsa de bancada e a furação foi efetuada por etapas, os diâmetros aumentaram gradativamente.

Para os CDPs na condição T3 os diâmetros iniciaram com 2,5mm; depois 3,7mm; 3,9mm e no final foi passado um alargador de 4,1mm.

Para os CDPs na condição TO inicialmente foi tentado o mesmo procedimento de fixação, por morsa, e a mesma sequência de brocas, mas verificou-se que a qualidade da furação estava muito ruim. Após uma análise em loco verificou-se que havia uma forte vibração durante a furação das chapas condição TO, dada a falta de rigidez conferida por este tratamento. A vibração estava afetando a qualidade final do furo, mesmo utilizando-se alargador na última passada.

Tentou-se um aumento de diâmetro mais gradual, acrescentando a medida de 3,3mm entre as furações de 2,5mm e 3,7mm, reduzindo-se assim a quantidade de material removido por etapa de furação. Não foi evidenciado ganho significativo na qualidade.

Uma nova abordagem foi tentada colocando-se um retalho de placa de alumínio 7475 com espessura 20mm atrás do CDP para tentar estabilizá-lo durante a furação. A chapa foi fixada com grampos (“sargentos”) para eliminar folgas.

Esta tentativa também se mostrou ineficiente pois o cavaco do material mais duro (7475) que é puxado pela broca helicoidal durante o processo de furação riscou o furo da chapa 2024 TO. Então alterou-se a posição da chapa 7475 para a frente da chapa 2024.

Esta configuração se mostrou mais eficaz e a qualidade dos furos ficaram satisfatória.

A inspeção dos furos foi efetuada sem auxílio de máquinas e/ou equipamentos, apenas visualmente, como é feita na produção. A ideia foi manter o processo de furação e inspeção fidedigno ao executado pela produção para que os resultados do experimento sejam os mais próximos da atividade real.

O CDP de número 5 foi utilizado para os testes de furação, posteriormente foi substituído por um novo para evitar que a má qualidade dos primeiros furos influenciasse nos resultados experimentais. O novo corpo de prova passou pelo mesmo processo de recorte e medição descrito nos sub tópicos 4.1 e 4.2.

Os furos de referência de medição também foram efetuados com a placa 7475 à frente da chapa 2024 TO para melhorar a qualidade dos furos, mas não é possível afirmar que se garantiu a tolerância H7 buscada.

Para contornar este problema e garantir que a “má” qualidade dos furos de referências não interferissem nos resultados finais do experimento, foi adotada uma tomada de pontos muito maior que na chapa condição T3 pela máquina Wenzel, ou seja, enquanto na chapa T3 o apalpador toca apenas 3 pontos internos do furo de referência para determinar seu centro, na condição TO são tocados em 10 pontos.

Mesmo que os centros reais dos furos das chapas TO estejam deslocados em relação aos centros teóricos, como o processo de localização dos mesmos foi repetido após a cravação dos rebites, eles não influenciaram nos resultados, a medição de distância foi efetuada entre os centros reais dos furos de referência antes e após a cravação dos rebites.

A sequência de furação dos furos de referência iniciou-se com um pré furo de 4,1mm, depois foram alargados para 4,9mm; 5,7mm; 6,5mm; 7,3mm; 8,1mm; 8,9mm; 9,7mm, seguindo um incremento de 0,8mm, prática de produção quando se quer maior precisão em

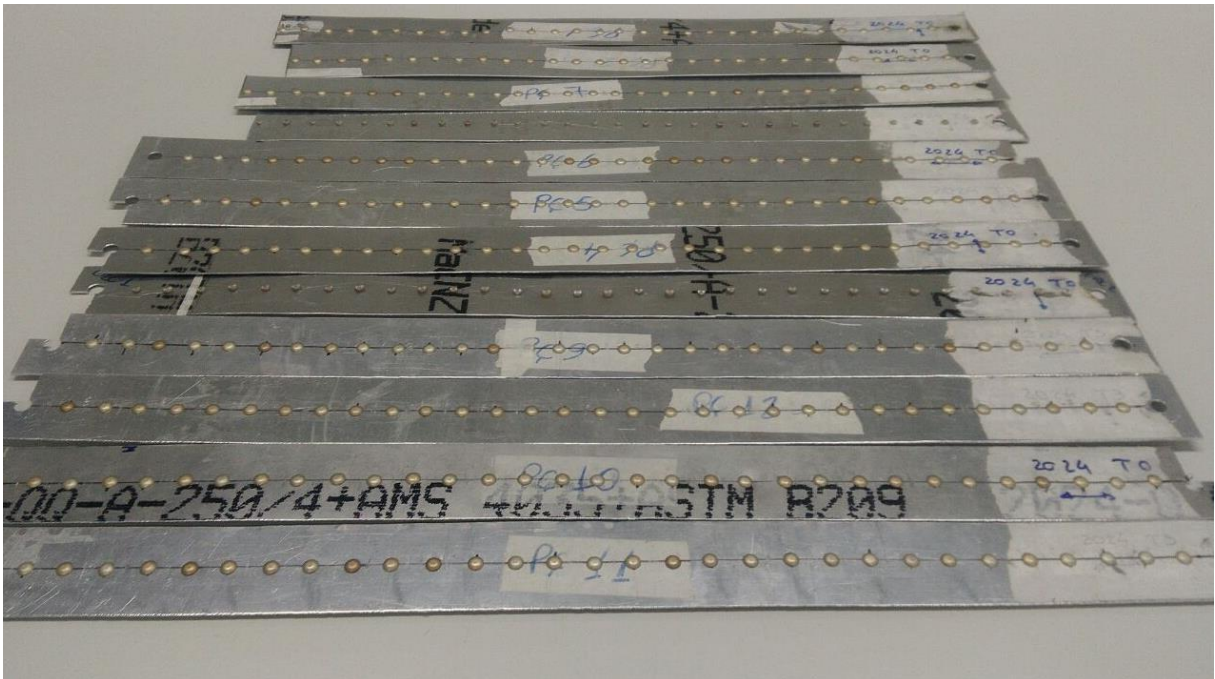
um determinado furo. Após esta etapa as brocas foram substituídas por alargadores nos diâmetros 9,9mm e finalmente 10,0mm.

Os furos de rebite seguiram a prática comum de incremento de diâmetro para que o experimento não fuja da realidade operacional.

4.4 CRAVAÇÃO

Após a furação iniciou-se o processo de cravação dos rebites. Utilizou-se o rebite de alumínio MS2470AD5-3, de cabeça protuberante e diâmetro 5/32". Figura 38.

Figura 38 - CDPs Cravados



Fonte: Autoria própria.

A escolha deste rebite se deu pela facilidade de trabalhar em relação ao de cabeça escareada, pois evita-se o processo de escareação dos furos dos CDPs e é muito mais fácil controlar a perpendicularidade em relação a chapa.

A conformação da contra cabeça foi efetuada no maior valor permitido em norma, duas vezes o diâmetro, para que se tenha o máximo de expansão possível.

Para evitar que houvesse diferença entre a altura das contra cabeças utilizou-se uma ferramenta pneumática de cravação denominada “galifon”, modelo RB42 60103010. Figura 39.

Figura 39 - Galifon



Fonte: Apex Group, 2017

Essa ferramenta possui um pistão pneumático ajustável onde pode-se controlar a altura da contra cabeça do rebite, mantendo-a constante. Figura 41.

A grande vantagem do uso do galifon no experimento foi retirar a variável da conformação do processo. Na cravação manual não há um controle efetivo da conformação do rebite, portanto uma chapa poderia “crescer” mais do que a outra dependendo de como o operador efetuasse a cravação, com mais ou menos força. Além do galifon ser uma ferramenta comum na indústria aeronáutica, portanto seu uso mantém o experimento nas condições naturais de produção.

No galifon são adicionadas ferramentas denominadas estampos, cuja finalidade é “acomodar” o rebite, mostrados na Figura 40.

Figura 40 – Estampos

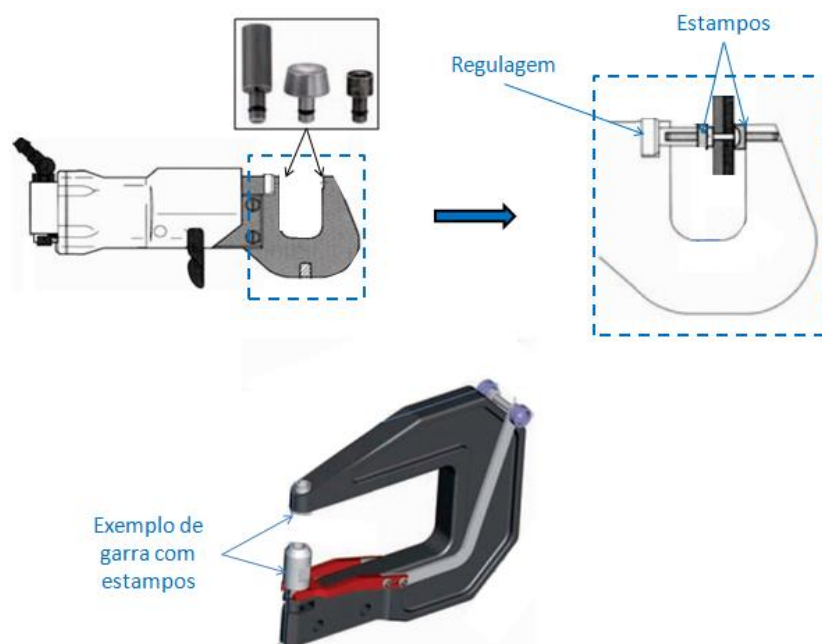


Fonte: Apex Group, 2017

O estampo superior é colocado na garra fixa do galifon e sua geometria é o negativo da cabeça do rebite, e o estampo inferior, da garra móvel, é plano. Figura 41.

Após a escolha dos estampos e do modelo do galifon, utilizou-se um retalho de chapa para regular a altura da contra cabeça do rebite, como já descrito, duas vezes o diâmetro do mesmo.

Figura 41 - Galifon e Estampos Montados



Fonte Apex Group, 2017

Em seguida iniciou-se o processo de cravação. Inicialmente foram cravados 15 rebites por CDP, um passo de 40mm entre os rebites, porém após a medição em laboratório verificou-se que essa quantidade não era suficiente para expandir as chapas além da incerteza de medição calculada pela equação 4.

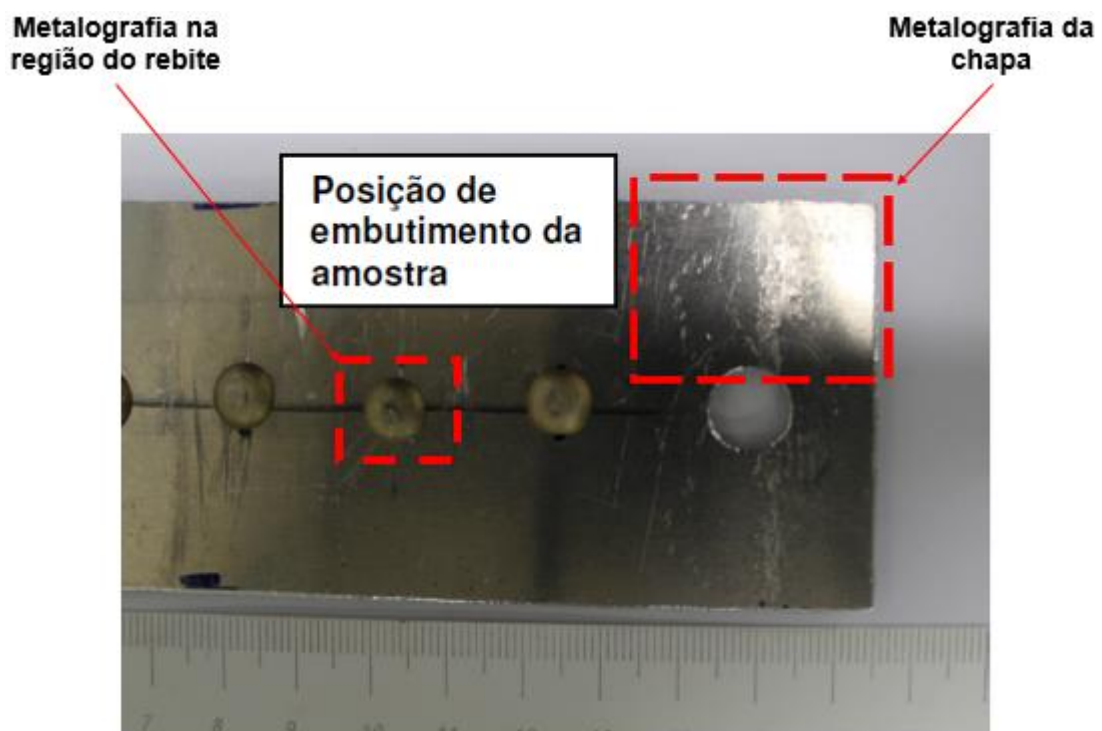
Buscando-se resolver o problema uma nova cravação foi efetuada dobrando a quantidade de rebites por CDP, ou seja, cravando-se 30 unidades. Nesta nova cravação a distância entre os rebites diminuiu para 20 mm, que é o passo mínimo utilizado na indústria aeronáutica, sendo assim o experimento respeitou as condições naturais de operação.

4.5 CARACTERIZAÇÃO MICROESTRUTURAL

A técnica utilizada para analisar a microestrutura da liga para caracterização do grão, direção e tamanho, foi a metalografia, conforme norma ASTM E3-11.

Na primeira etapa retirou-se uma amostra de cada CDP de dimensões aproximadas de 15X15mm, da superfície do corpo de prova buscando-se visualizar o tamanho e forma do grão para posterior comparação com os resultados experimentais (Figura 42). A região lateral mostraria apenas o empilhamento dos mesmos.

Figura 42- Amostra das Superfícies dos CDPs



Fonte: Autoria própria.

Para isto escolheu-se a região mais plana possível do CDP. Como a espessura da chapa é relativamente pequena, preocupou-se com a possibilidade de ela ser arrancada do baquelite durante a etapa de lixamento, ou seja, quanto mais plana a superfície menor a profundidade do lixamento.

Após o recorte das amostras elas passaram por uma limpeza simples com um pano umedecido em álcool isopropílico.

Depois as amostras foram colocadas em um molde onde foi efetuado o embutimento em resina fenólica de cura a quente. A embutidora utilizada foi a Citopress – 1 (Figura 46). A amostra permaneceu em repouso até a completa secagem da resina.

O passo seguinte, lixamento, foi efetuado com uma máquina Metprep 4 – PH 6 e um dispensador de fluído AD – 5, ambos da marca Allied (Figura 44) O lixamento foi efetuado com disco de carbetto de silício nas granulações 180, 220, 320.

O polimento foi efetuado com solução policristalina diamante glicol. Suspensão de diamante 9, 3 microns e sílica coloidal para acabamento.

Para finalizar foi utilizado reagente de Keller conforme norma ASTM E407-07 na seguinte composição:

- 10ml HF (40% p/p);
- 15ml HCL (35% p/p);
- 25ml HNO₃ (68% p/p);
- 950ml H₂O (destilada).

Tempo de ataque 25 a 30 segundos.

Figura 43 - Embutidora Citopress – 1



Fonte: Struers (2017)

Figura 44 - Lixamento Metprep 4 – PH 6 e Dispensador de fluído AD – 5, ambos da marca Allied



Fonte: Allied (2017)

Como parte seguinte do procedimento experimental, uma nova análise metalográfica foi efetuada da região ao redor do rebite buscando visualizar os grãos na região de fronteira entre o prendedor e a chapa metálica.

Tentou-se efetuar o mesmo procedimento descrito neste sub tópico, porém durante o processo de lixamento houve o arrancamento da amostra do baquelite. A altura da cabeça do rebite mostrou-se muito grande para removê-la por lixamento.

Uma nova proposta de remoção da cabeça do prendedor foi testada e se mostrou eficaz. O corpo de prova foi preso a uma morsa juntamente com um retalho de chapa de maior rigidez para dar estabilidade a vibração durante o processo de remoção da cabeça do rebite, foi utilizado uma chapa de alumínio 7075 de 8 mm. Efetuou-se previamente um furo de 10 mm no retalho para acomodar a contra cabeça do prendedor.

Com o CDP montado na morsa e a contra cabeça do rebite centralizada no furo do retalho utilizou-se uma broca de 2,5mm de diâmetro e efetuou-se um pequeno furo no centro da cabeça do prendedor. A profundidade do furo não foi controlada. O procedimento foi executado de acordo com a experiência do operador que auxiliou na execução.

O pré furo de 2,5mm foi alargado para 3,3mm e em seguida para 4,1mm da mesma forma descrita no parágrafo anterior, até que a cabeça do rebite se soltou da chapa de alumínio deixando apenas o corpo do rebite preso no CDP.

A região ao redor do furo foi recortada com uma tesoura para metais e esta amostra foi enviada para o laboratório de análises metalográficas. Figura 45.

Figura 45 - Análise Metalográfica Efetuada na Região ao Redor do Rebite



Fonte: Autoria própria.

No sub tópico a seguir estão evidenciados os resultados do cálculo do tamanho médio do grão.

4.6 CÁLCULO DO TAMANHO MÉDIO DE GRÃO

Com o resultado da metalografia do material calculou-se o tamanho médio de grão de duas amostras, peça 2 (condição TO) e peça 8 (condição T3).

O cálculo foi efetuado de acordo com a norma ASTM E112. A seguir são apresentadas as equações:

$$Q = 2 \text{Log}_2 (\mu/100) \quad (1)$$

Onde:

μ = ampliação do microscópio;

Q = fator de correção da ampliação.

$$N = 2^{(na-1)} \quad (2)$$

Onde:

na = tamanho de grão aparente;

N = número de grão presente na amostra.

$$n = na + Q \quad (3)$$

Onde:

n = tamanho de grão.

Seguindo a norma ASTM E11 a contagem dos grãos na borda da imagem foi dividida por dois, independentemente do tamanho, e os “centrais” foram contados como um grão inteiro.

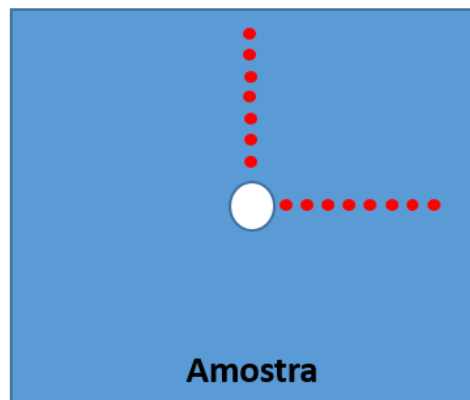
O valor final calculado foi arredado, também seguindo a norma.

4.7 ANÁLISE DE MICRO DUREZA

Com o intuito de comparar a dureza entre amostras de tratamentos térmicos diferentes foi realizada uma análise de micro dureza na região da face das amostras número 1 (TO com direção de grão transversal a laminação), 2 (TO com direção de grão no sentido de laminação), 7 (T3 com direção de grão no sentido de laminação) e 8 (T3 com direção de grão no sentido de laminação).

Também foi analisada a microdureza conforme norma ASTM E384-11 nos sentidos longitudinal e ortogonal a direção de grão de cada amostra.

Figura 46 - Esquema da Amostra para a Medição de Micro Dureza



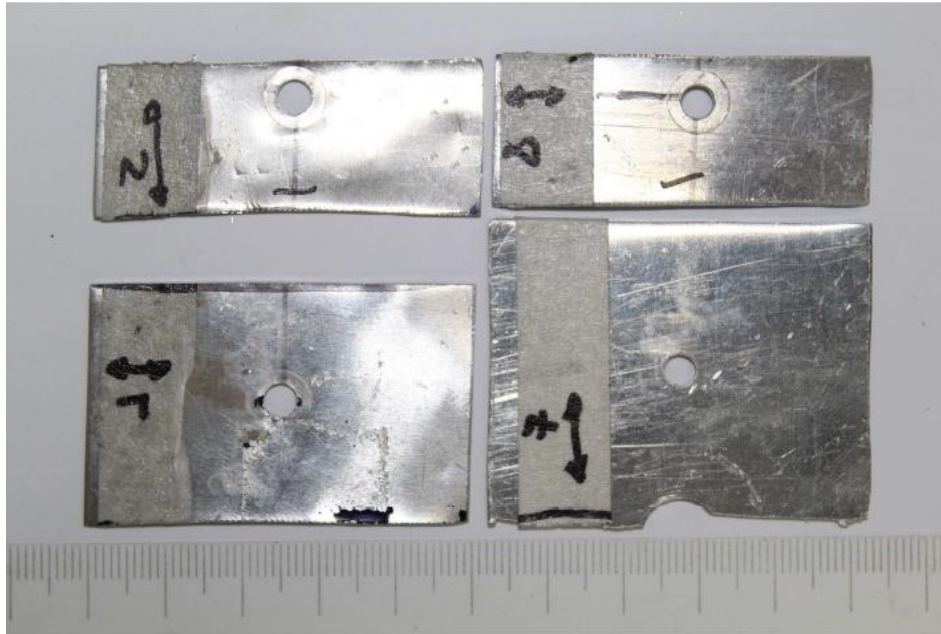
● Medição de micro dureza

Fonte: Autoria própria.

Foram medidos 10 pontos de dureza a partir do furo com distância de $\sim 0,4\text{mm}$ entre as endentações.

As amostras são mostradas na Figura 47.

Figura 47 - Amostras Preparadas para a Medição de Micro Dureza



Fonte: Autoria própria.

A análise de micro dureza foi efetuada por meio de um Microdurômetro Future Tech – FV700.

Figura 48 - Microdurômetro Future Tech – FV700



Fonte: Future Tech, 2017

4.8 INCERTEZA DA MEDIÇÃO

Também foi levado em consideração a incerteza do procedimento de medição. Segundo Figueira (2014) a incerteza do sistema de medição (ISM) pode ser calculada por:

$$\text{ISM} = \pm[0,00537^2 + (L \cdot \alpha \cdot \Delta t)^2]^{1/2} \quad (4)$$

Onde:

ISM = Incerteza do sistema de medição;

L = Comprimento nominal do CDP = 680 mm

α = Coeficiente de dilatação térmica do alumínio = $23,8 \cdot 10^{-6}$ ($^{\circ}\text{C}^{-1}$);

Δt = Variação da temperatura ambiente = $1,0^{\circ}\text{C}$;

Substituindo-se os valores na equação (4):

$$\text{ISM} = \pm[0,00537^2 + 0,0162^2]^{1/2} = \pm 0,0171 \text{ mm}$$

5. RESULTADOS E DISCUSSÃO

5.1 DADOS INTRODUTÓRIOS

A Tabela 4 sumariza os resultados do experimento referente a expansão dos CDPs antes e após a cravação dos rebites. Os corpos de prova foram agrupados de acordo com seu tratamento térmico e direção de grão para facilitar a comparação dos dados.

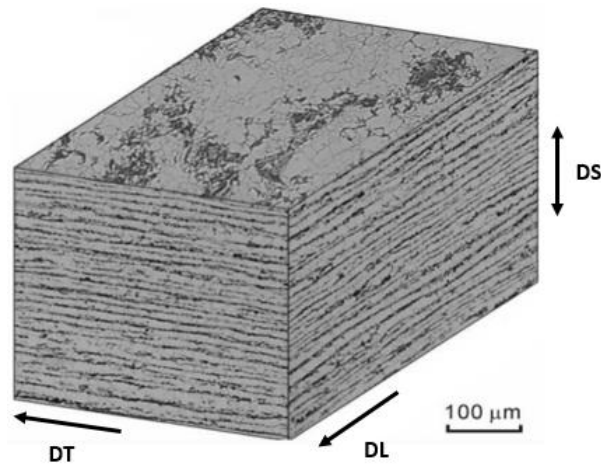
É apresentada na Tabela 4 a ilustração esquemática das direções da chapa laminada. DL (direção de laminação), DT (direção transversal a laminação) e DS (direção da espessura da chapa) que serão discutidas no decorrer do texto.

Tabela 4 - Resultados do Experimento Referente a Expansão dos CDPs Antes e Após a Cravação dos Rebites

MEDIÇÕES						
Grupos	Peças	T. Térmico	Direção de Grão	Pré-Rebitagem (mm)	Pós-Rebitagem (mm)	Diferença (mm)
Grupo 1	1	TO	DT	647,687	647,970	0,283
	2	TO	DT	647,806	648,137	0,331
	3	TO	DT	648,489	648,802	0,313
Grupo 2	4	TO	DL	648,040	648,227	0,187
	5	TO	DL	648,315	648,414	0,099
	6	TO	DL	649,467	649,584	0,117
Grupo 3	7	T3	DT	646,688	646,806	0,118
	8	T3	DT	648,166	648,061	-0,105
	9	T3	DT	647,590	647,730	0,140
Grupo 4	10	T3	DL	649,993	650,028	0,035
	11	T3	DL	649,979	650,048	0,069
	12	T3	DL	650,537	650,605	0,068

Fonte: Autoria própria.

Figura 49 - Ilustração Esquemática das Direções da Chapa Laminada



Fonte: Adaptado de Slideshare (2012)

5.2 DISCUSSÃO

Nota-se que os corpos de prova com tratamento térmico na condição TO e com direção de grão transversal ao sentido de laminação da chapa (DT), apresentaram uma expansão significativa, da ordem de 0,3mm. Inclusive o menor valor encontrado para os CDPs nesta condição, peça 1, ainda é maior que o maior valor encontrado para as demais condições, peça 2.

Analisando os resultados dos corpos de prova TO com direção DL e os CDPs na condição T3 com direção DT, nota-se que a expansão foi praticamente igual, na ordem de 0,1mm.

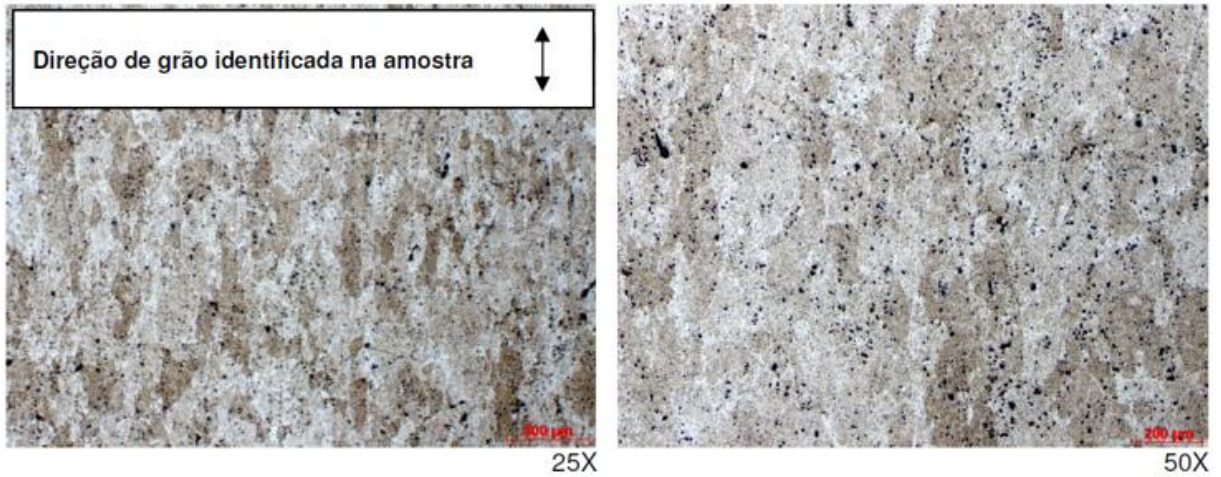
Os CDPs de condição T3 com os grãos na direção DL tiveram a menor expansão, na ordem de centésimos de milímetro. Ainda assim foram considerados válidos pois o menor valor de expansão medido, peça 11, ainda é quatro vezes maior que a incerteza de medição.

Fica claro ao analisar a Tabela 4 que para corpos de prova de mesmo tratamento térmico, as maiores expansões ocorreram na direção DT das peças.

Para entender o motivo da expansão mais acentuada no sentido transversal foram efetuadas análises metalográficas de topo, plano DL – DT, em todos os corpos de prova, onde foi evidenciado a geometria do grão e a direção de laminação das peças. As Figuras 50, 51, 52 e 53, trazem um exemplo de cada uma das condições das peças, tratamentos T3 e TO, com grãos transversais e longitudinais.

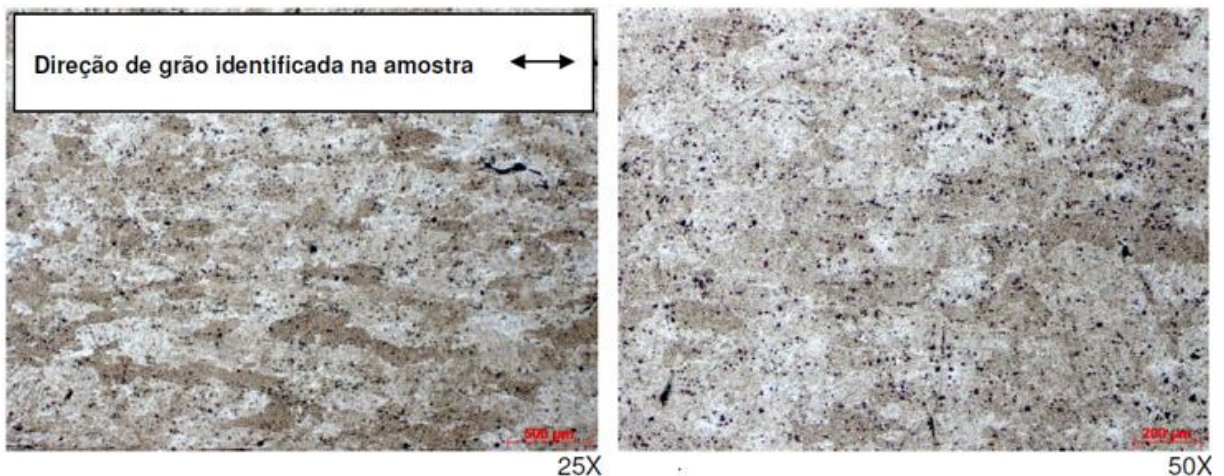
As imagens foram tiradas em duas ampliações diferentes buscando a melhor visualização dos grãos.

Figura 50 - Micrografia no plano DS-DT da peça 1 (condição TO com direção de grão DT).
Ataque com reagente de Keller



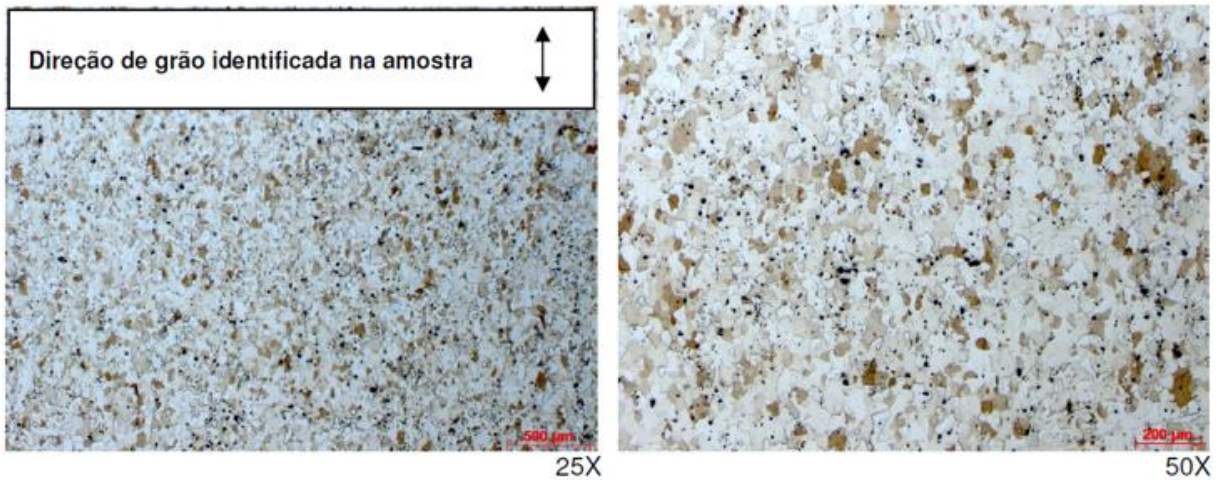
Fonte: Laboratório de Ensaio de Materiais Embraer

Figura 51 - Micrografia no plano DS-DL da peça 2 (condição TO com direção de grão DL).
Ataque com reagente de Keller



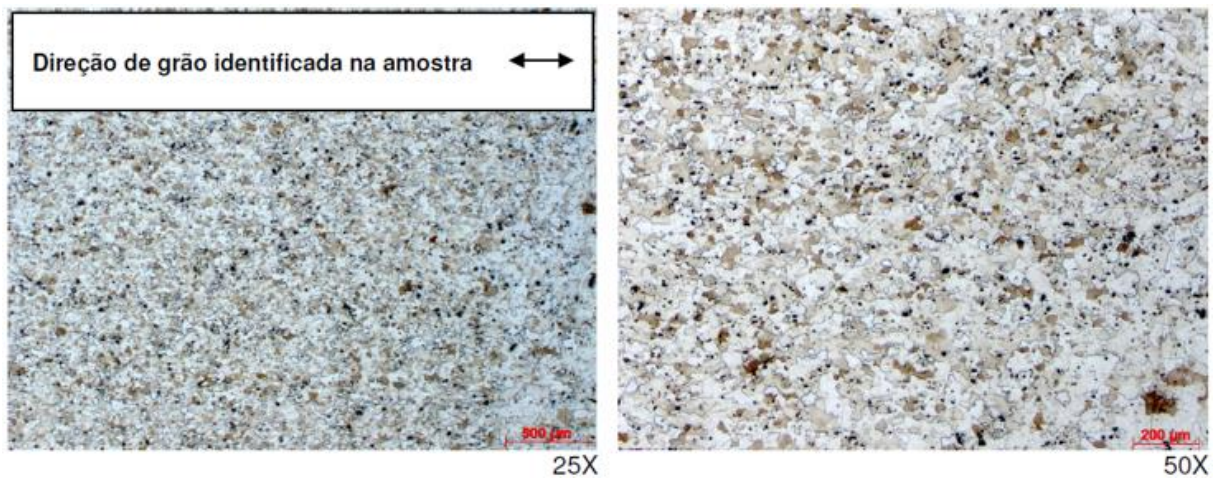
Fonte: Laboratório de Ensaio de Materiais Embraer

Figura 52 - Micrografia no plano DS-DT da peça 5 (condição T3 com direção de grão DT).
Ataque com reagente de Keller



Fonte: Laboratório de Ensaio de Materiais Embraer

Figura 53 - Micrografia no plano DS-DL da peça 9 (condição T3 com direção de grão DL).
Ataque com reagente de Keller



Fonte: Laboratório de Ensaio de Materiais Embraer

As imagens evidenciam que os grãos da condição TO são muito maiores que os grãos da condição T3 e, que a condição envelhecida apresenta um grão mais esférico em relação a condição TO.

É possível notar pela caracterização microestrutural que há uma direção preferencial de grão para as duas condições, recozida e envelhecida. O alongamento do grão na direção de laminação da chapa é mais acentuado que na direção transversal.

Isso explica os resultados experimentais apresentados na Tabela 4. Como consequência do trabalho mecânico de laminação os grãos do tratamento térmico TO assumiram uma geometria mais elíptica correspondente a direção DL do que os grãos de condição T3, sendo assim a variação nos sentidos DL-DT da condição recozida foi bem maior que a variação DL-DT da condição envelhecida. O que já era esperado, já que os grãos da condição T3 são mais arredondados que os da condição TO.

Comparando os resultados da Tabela 4 para os dois tratamentos térmicos, constata-se que a condição recozida apresentou uma expansão bem maior que a condição envelhecida nos sentidos longitudinal e transversal de laminação, mas apesar da média dos valores da condição TO ser praticamente o dobro da média para condição T3, a expansão dos CDPs na direção DT foi aproximadamente 60% maior que a direção DL para os dois tratamentos térmicos, $T3 \approx 60\%$ ($DT_{T3} = 1.6 DL_{T3}$) e $TO \approx 67\%$ ($DT_{TO} = 1.67 DL_{TO}$). A diferença percentual é muito pequena, aproximadamente 7%, mostrando que a expansão diametral ocorreu de forma constante.

Também é possível encontrar um valor constante de expansão analisando as direções de laminação separadamente, direção DL para as condições T3 e TO e direção DT para as mesmas condições. A média dos valores da direção DT da condição recozida é aproximadamente o dobro da média da direção DT da condição envelhecida (excluindo a peça 8). Assim como a média dos valores de expansão da condição DL para condição TO é praticamente o dobro da média de expansão da direção DL para a condição T3.

O cálculo do tamanho de grão (Tabela 4), efetuado de forma representativa em duas amostras, peça 2 (TO) e peça 8 (T3), mostra que o tamanho médio de grão da condição recozida é aproximadamente 60% maior que a condição envelhecida, evidenciando que o processo de laminação atuou de forma muito mais significativa no CDP de menor propriedade mecânica (peça 2). Esta constatação está alinhada com os resultados experimentais, os CDPs com tratamento térmico TO sofreram maior expansão à instalação dos rebites que os CDPs com tratamento térmico T3.

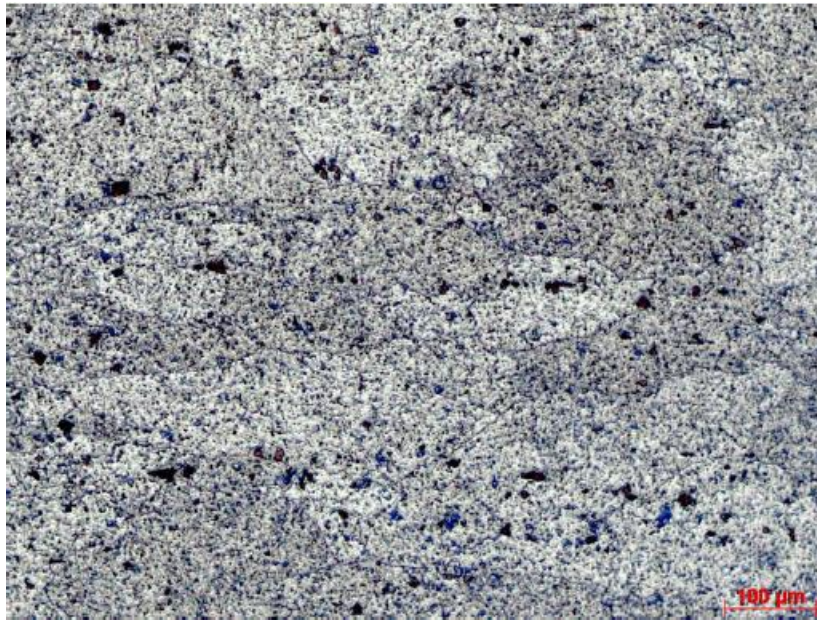
A Tabela 5 apresenta os dados principais utilizados para o cálculo do tamanho médio de grão (μ e N), o valor calculado e valor final, arredondado. E as Figuras 54 e 55 apresentam as imagens das metalografias utilizadas na contagem de grão.

Tabela 5 - Dados Principais para o Cálculo do Tamanho Médio de Grão

Amostra	μ	N	T. Médio de Grão Calculado	T. Médio de Grão ASTM E11
Peça 2	100	23	5,55	6
Peça 8	500	18	9,86	10

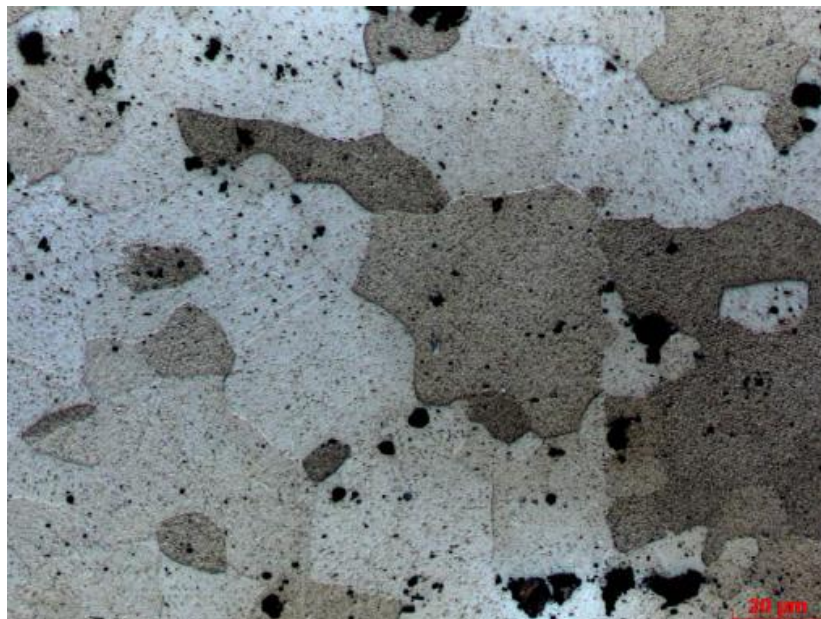
Fonte: Autoria própria

Figura 54 - Amostra peça 2 (2024 TO). Ampliação 100X



Fonte: Laboratório de Ensaio de Materiais Embraer

Figura 55 - Amostra peça 8 (2014 T3). Ampliação 500X



Fonte: Laboratório de Ensaio de Materiais Embraer

5.3 ANÁLISE DE VARIÂNCIA

A partir dos dados experimentais também foram efetuadas análises estatísticas, análise de variância (ANOVA), com o objetivo de verificar a influência da direção de grão em cada tratamento térmico estudado.

Para a análise foi utilizada uma ANOVA de fator único porque há apenas uma variável a ser estudada para cada tratamento térmico, a direção de grão.

O valor de α utilizado, que é o percentual de erro admitido na análise, foi o de 0,05, ou seja, buscou-se a certeza de 95% na análise.

Foram efetuadas duas análises, uma nos grupos 1 e 2, corpos de prova condição TO e, grupos 3 e 4, corpos de prova condição T3.

Os resultados são apresentados nas Tabelas 6 e 7.

Tabela 6 - Anova Grupos 1 e 2

RESUMO						
Grupo	Contagem	Soma	Média	Variância		
Grupo 1	3	0,927	0,309	0,000588		
Grupo 2	3	0,403	0,134333333	0,002161333		

ANOVA						
Fonte da variação	SQ	gl	MQ	F	valor-P	F crítico
Entre grupos	0,04576	1	0,045762667	33,2900097	0,004479168	7,708647422
Dentro dos grupos	0,0055	4	0,001374667			
Total	0,05126	5				

Fonte: Autoria própria

Tabela 7 - Anova Grupos 1 e 2

RESUMO						
Grupo	Contagem	Soma	Média	Variância		
Grupo 3	3	0,383	0,127666667	0,000126333		
Grupo 4	3	0,172	0,057333333	0,000374333		

ANOVA						
Fonte da variação	SQ	gl	MQ	F	valor-P	F crítico
Entre grupos	0,00742	1	0,007420167	29,64114514	0,005527033	7,708647422
Dentro dos grupos	0,001	4	0,000250333			
Total	0,00842	5				

Fonte: Autoria própria

Nos dois casos é possível observar que o valor de F, destacado em vermelho, é muito maior que o valor de F Crítico, destacado em amarelo, o que mostra que para um mesmo tratamento térmico a direção de grão tem grande significância. O valor de P comprova esta significância uma vez que para os dois casos ele é dez vezes menor em ordem de grandeza do que o valor de α (0,05).

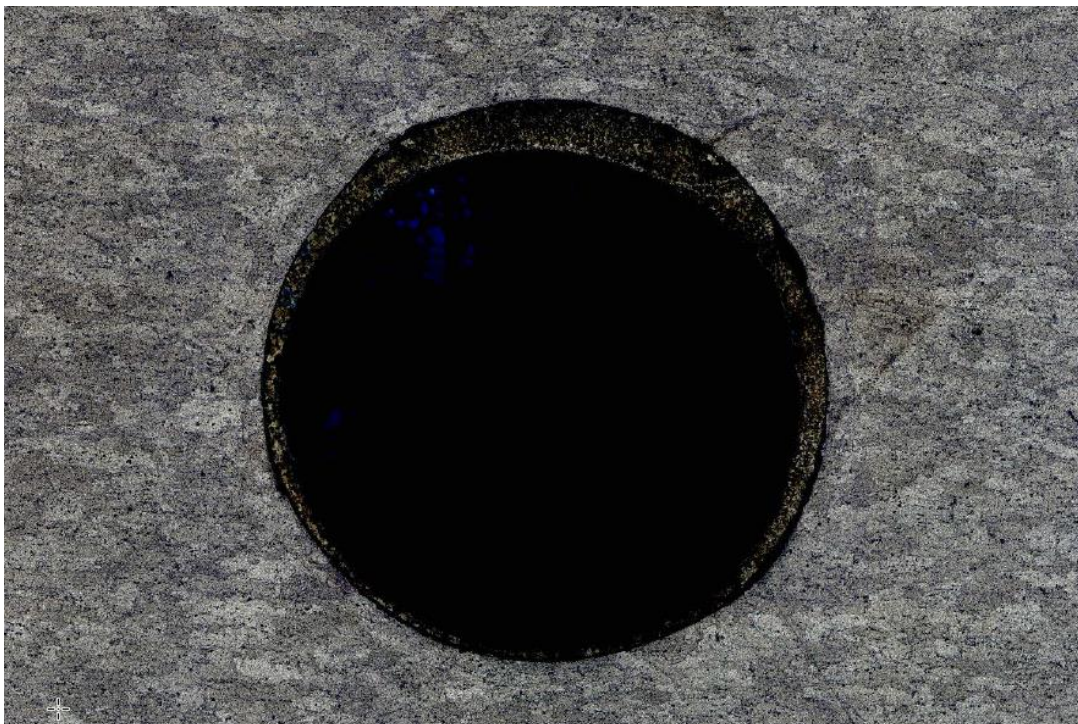
5.4 ANÁLISE DA INTERAÇÃO REBITE X CHAPA METÁLICA

Como descrito no tópico anterior uma das propostas do estudo foi analisar a região de interação, fronteira entre o corpo do rebite e a chapa metálica, buscando verificar a geometria do grão nesta região.

O procedimento foi aplicado em dois corpos de prova, retirando uma amostra de cada CDP. As amostras são mostradas nas Figuras 56 e 57, peça 2, condição recozida, e peça 8, condição envelhecida.

A direção de grão é indiferente para esta análise.

Figura 56 - Amostra peça 2 (2024 TO). Em destaque a microestrutura do material na região da cravação Ampliação 50X



Fonte: Laboratório de Ensaio de Materiais Embraer

Figura 57 - Amostra peça 8 (2024 T3). Em destaque a microestrutura do material na região da cravação Ampliação 50X



Fonte: Laboratório de Ensaio de Materiais Embraer

Como o processo de remoção da cabeça do prendedor não teve um controle efetivo de profundidade, verificou-se nas duas amostras que a perfuração ultrapassou um pouco a superfície da chapa metálica. Esta diferença de altura, mais profunda no corpo do rebite, correspondem a região escura e circular das Figuras 56 e 57.

A ampliação de 50X da materialografia não se mostrou adequada para a evidenciar claramente a geometria do grão na região de interface como foi proposto no experimento, porém outro fato interessante, e inesperado, pode ser observado.

É apresentado nas Figuras 56 e 57 o resultado da análise materialográfica de topo (DL – DT) na região em que a cabeça do rebite estava acomodada e, pode ser observado uma “folga” circunferencial não concêntrica com a região escura correspondente ao rebite.

Também é possível notar nas fotos das duas amostras que a área circunferencial externa tangenciou a região do rebite em um determinado ponto e sua maior projeção ocorreu do lado oposto a esta tangente.

Esta “folga” circunferencial corresponde a região de assentamento da cabeça do prendedor após a cravação.

Ficou claro pelas micrografias que tanto a contra cabeça, quanto a cabeça do prendedor sofrem deformação plástica durante o processo de cravação.

A deformação plástica da cabeça era esperada, porém não de forma assimétrica.

Como descrito no tópico anterior, Metodologia, a instalação dos rebites foi efetuada com uma ferramenta pneumática denominada galifon, que mantém alinhado o centro das ferramentas de conformação, estampos superior e inferior, e aplica a carga de forma contínua e controlada, então o motivo desta deformação assimétrica não foi identificado em uma análise prévia.

Tentando identificar o motivo da deformação assimétrica da cabeça do prendedor alguns rebites foram removidos dos CDPs, aleatoriamente, para análise da deformação plástica da contra cabeça.

O rebite foi retirado da chapa através da remoção a cabeça do prendedor pelo escalonamento de brocas, de 2,5mm até 4,1mm de diâmetro e utilizando um retalho de chapa e uma morsa como apoio. Da mesma forma como explicado anteriormente.

Na Figura 58 são mostradas duas contra cabeças de rebites como exemplo, um retirado do corpo de prova 4 (TO) e outro do corpo de prova 7 (T3).

Figura 58 - Contra Cabeça dos Corpos de Prova 4 (TO) e 7 (T3)

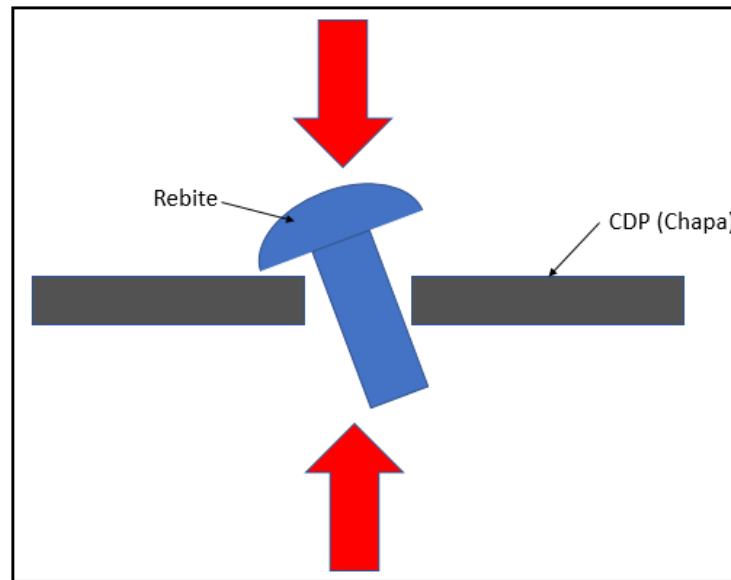


Fonte: Laboratório de Ensaios de Materiais Embraer

Fica evidente na Figura 59 que a contra cabeça do rebite também se deformou de forma assimétrica.

O interessante é que a deformação da contra cabeça ocorreu no lado oposto da deformação da cabeça do prendedor, sugerindo que o rebite rotacione dentro do furo no momento da cravação, como exemplificado na Figura 59.

Figura 59 - Rotação do Rebite dentro do Furo da Chapa



Fonte: Autoria própria

Isto provavelmente tenha ocorrido porque a espessura dos corpos de prova eram pequenas (1,6 mm), ou seja, havia uma pequena área de contato do furo com o corpo do rebite.

Possivelmente esta “linha” de contato não foi suficiente para impedir a rotação do rebite dentro do furo.

A soma das espessuras de todas as peças juntadas (cravadas) é denominado *pacote*. Provavelmente para pacotes maiores, com espessuras relativamente grandes, este efeito seja atenuado ou até anulado.

A análise do processo de cravação em si não é escopo deste trabalho, mas esta hipótese levanta mais uma possível influência que contribua para o empenamento global dos painéis e segmentos dos aviões.

5.5 ANÁLISE DA MICRODUREZA

Com o objetivo de avaliar a influência do tratamento térmico na expansão dos corpos de prova, uma análise de dureza Vickers foi efetuada em 4 amostras.

De acordo com os resultados experimentais, Tabela 8, pode ser observado que a amostras com tratamento térmico T3, amostras 7 e 8, apresentaram uma dureza muito maior que as amostras com tratamento térmico TO, 1 e 2, como já era esperado.

Tabela 8 - Análise de Microdureza das Amostras 1, 2, 7 e 8 (HV)

Amostra 1 (HV)		Amostra 2 (HV)		Amostra 7 (HV)		Amostra 8 (HV)	
X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
59,0	60,8	66,5	65,5	142,2	149,7	137,6	142,0
57,7	58,7	61,0	59,5	142,2	142,7	138,0	140,5
56,8	56,8	61,2	61,6	141,1	142,7	142,1	141,4
57,7	56,5	60,2	60,3	142,7	139,8	139,6	139,8
56,7	56,5	62,9	60,3	140,8	140,3	137,9	137,3
56,5	55,5	58,7	57,8	141,1	138,9	140,6	138,6
54,2	53,2	58,8	57,9	139,5	137,8	138,7	140,5
57,7	54,5	58,0	58,4	140,0	139,8	140,3	138,1
55,0	53,6	57,4	56,7	139,5	139,8	137,8	137,4
52,7	53,6	56,5	56,2	142,6	139,1	135,2	127,3

Fonte: Autoria própria

A coluna X corresponde a direção de grão no sentido de laminação e a coluna Y a direção de laminação ortogonal a direção de grão.

Comparando a média dos valores da coluna X da amostra 1 (TO), com a média da coluna X da amostra 7 (T3), e a média das colunas Y das mesmas amostras, verifica-se que a dureza da amostra 7 é cerca de 2,5 vezes maior nos dois sentidos.

Fazendo a mesma comparação para as amostras 2 (TO) e 8 (T3) verificou-se que a dureza da amostra 8 é cerca de 2,3 vezes maior nos dois sentidos.

Tabela 9 - Comparação de Dureza entre as Amostras 1 e 7 (HV)

	Média Amostra 1 (HV)	Média Amostra 7 (HV)	Dureza (HV)
Coluna X	56,40	141,17	2,51
Coluna Y	55,97	141,06	2,53

Fonte: Autoria própria

Tabela 10 - Comparação de Dureza entre as Amostras 2 e 8 (HV)

	Média Amostra 2 (HV)	Média Amostra 8 (HV)	Dureza (HV)
Coluna X	60,12	138,78	2,31
Coluna Y	59,42	138,29	2,33

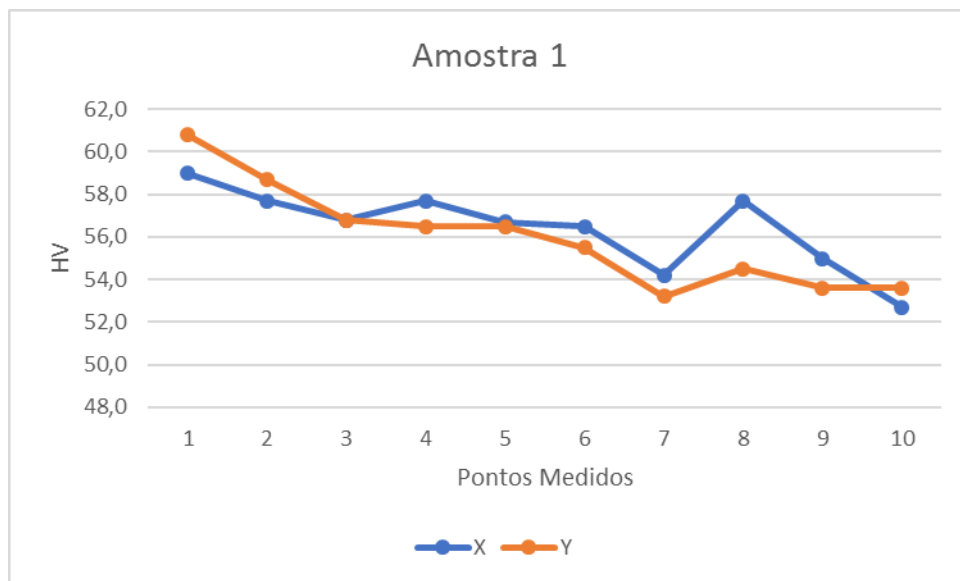
Fonte: Autoria própria

Este resultado se alinha com os dados de expansão das amostras. A expansão dos CDPs de condição TO foi o dobro da condição T3 após a cravação nas duas direções de grão.

Analisando os gráficos das medições de dureza para cada amostra, Figuras 60, 61, 62 e 63, nota-se que uma maior dureza na região mais próxima ao furo, em ambas as direções de grão. Observou-se uma diminuição na dureza a medida que a distância do furo aumentou.

Provavelmente a maior dureza nas vizinhanças do furo se explica pelo encruamento ocorrido após a cravação pela expansão do corpo do rebite.

Figura 60 - Gráfico Medição de Dureza da Amostra 1



Fonte: Autoria própria

Figura 61 - Gráfico Medição de Dureza da Amostra 2

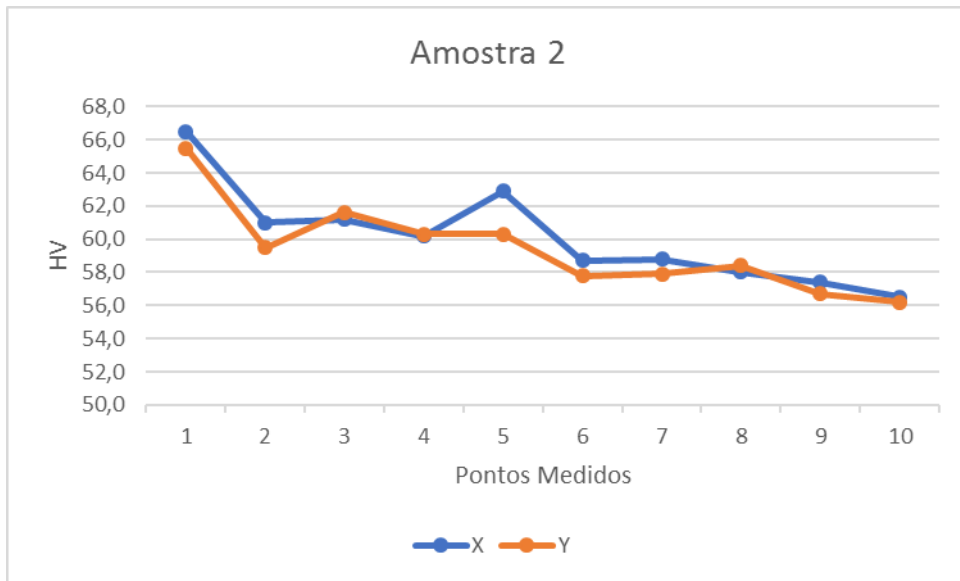


Figura 62 - Gráfico Medição de Dureza da Amostra 7

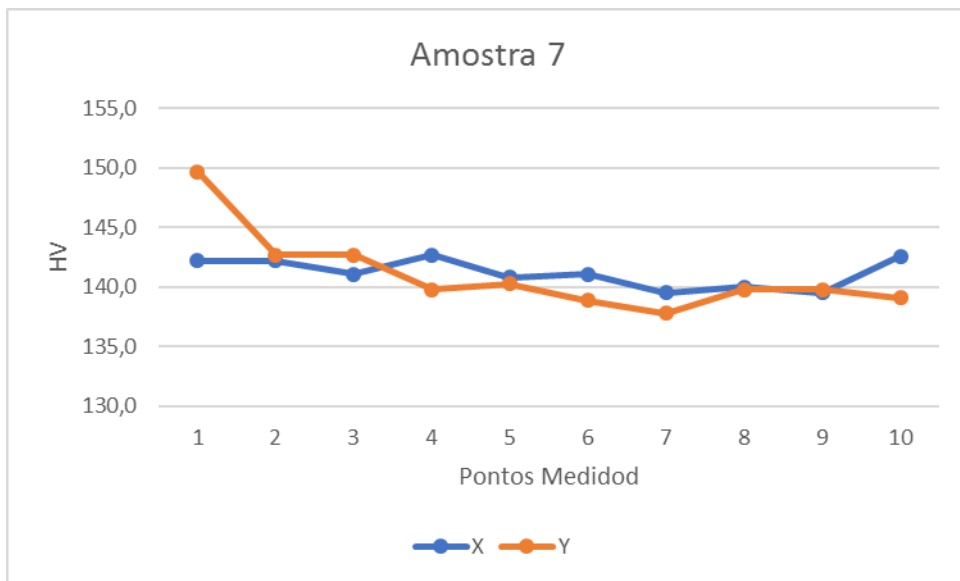
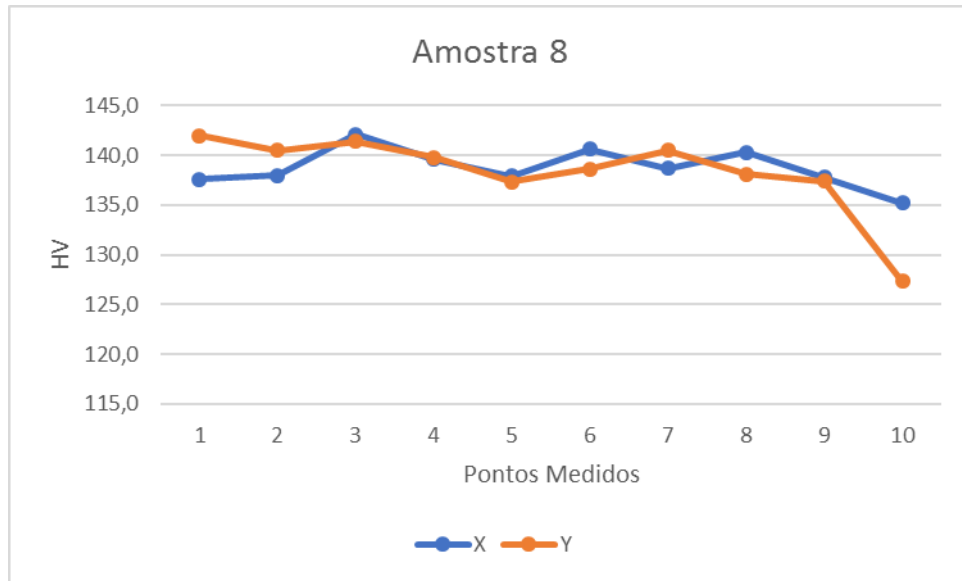


Figura 63 - Gráfico Medição de Dureza da Amostra 8



6 CONCLUSÃO

O objetivo deste trabalho foi estudar um problema real e recorrente da indústria aeronáutica, dando continuidade às análises de deformação induzida iniciadas em trabalhos anteriores.

O estudo apresentado aborda a influência da anisotropia no efeito de expansão do material em diferentes tratamentos térmicos.

De acordo com os dados experimentais é possível afirmar que:

- a) A anisotropia exerce uma influência significativa no fator expansão, pois o aumento das propriedades mecânicas na direção longitudinal de laminação faz com que as movimentações das discordâncias sejam dificultadas nesta direção, conseqüentemente a expansão diametral no sentido ortogonal ao de laminação será maior.
- b) A expansão dos CDPs nas direções analisadas, ortogonal a direção de grão e no sentido da direção de grão, ocorreu de forma constante para os dois tratamentos térmicos analisados (T3 e TO). A deformação plástica na direção DT foi 60% maior que na direção DL ($DT_{T3, TO} \approx 1.6 DL_{T3, TO}$).
- c) O tratamento térmico do material influencia fortemente a expansão, pois comparando as direções isoladamente para os dois tratamentos térmicos, nota-se que a condição recozida respondeu de maneira muito mais acentuada ao fator expansão em números absolutos. A expansão foi o dobro na direção transversal do que na longitudinal, $DT_{TO} \approx 2 DT_{T3}$ e $DL_{TO} \approx 2 DL_{T3}$.
- d) O fator anisotropia do material, bem como o tratamento de endurecimento a ele aplicado, devem ser levados em consideração na análise do processo produtivo. Estudos anteriores baseados apenas em dados geométricos nem sempre validaram os dados experimentalmente.

7. SUGESTÃO DE TRABALHOS FUTUROS

O estudo da tensão induzida pelo processo de rebite ainda é muito recente e, a maioria da literatura é mais voltada a questão de fadiga do que a variações geométricas, então é necessário que novos estudos deem continuidade aos trabalhos atuais para que se conheça o fenômeno a fundo e modelos matemáticos possam ser desenvolvidos visando eliminar ou atenuar os retrabalhos decorrentes a este fenômeno.

Os próximos passos sugeridos para a continuidade deste trabalho são:

- i. Aprofundar na análise da deformação assimétrica encontrada na cabeça e corpo do prendedor. Propor uma metodologia de medição da geometria do furo do corpo de prova buscando encontrar as possíveis assimetrias, furo elíptico, e propor um CDP com várias linhas de cravação com diferentes espaçamentos entre elas, para avaliar como a expansão assimétrica dos furos de uma linha poderia interferir sobre a outra.
- ii. Visualizar a geometria dos grãos nas vizinhanças entre o corpo do rebite e a parede do furo da chapa para comparação com os dados experimentais. Propor uma metodologia experimental que possibilite a remoção da cabeça do prendedor deixando o corpo do rebite na mesma altura da chapa para que a micrografia dos grãos do rebite também seja considerada.
- iii. Analisar como o efeito da expansão efetuando o experimento com diferentes tipos de rebite, rebites de alumínio
- iv. Avaliar a influência da espessura da chapa no comportamento da expansão do CDP, utilizando corpos de prova com o mesmo tratamento térmico e diferentes espessuras.
- v. Propor corpos de prova com dupla curvatura para aproximar a condição real da indústria e verificar como o efeito da deformação induzida ocorre nestas condições.

REFERÊNCIAS

ALCOA. **Ligas e têmperas de extrusão**, 2010. Pág. 12. Disponível em <http://www.aluminiosajose.com.br/industria/10_ligasetemperas.pdf> Acesso em 27 de março de 2017.

ALLIED. **Lixamento Metprep 4 – PH 6 e Dispensador de fluido AD – 5**. 2017. Disponível em: <<http://www.alliedhightech.com/Equipment/metprep-4-grinder-polisher-with-powerhead>>. Acesso em: 18 de março de 2017.

ALUMINUM ALLOY ASSOCIATION. **Registration Record Series Teal Sheets**. International Alloy Designations and Chemical Composition Limits for Wrought Aluminum and Wrought Aluminum Alloys, 2015.

AMAZON. **Ferramentas de Cravação para Rebite Batido – Martetele, Estampo e encontrador**, 2017. Disponível em: <https://s3-sa-east-1.amazonaws.com/pluggto/192/192_20cb56b5-d370-419c-a069-60d0c55dfefb.JPG>. Acesso em: 06 de abril de 2017.

ASKELAND, R. D., FULAY, P. P., WRIGHT, W. J. **The Science and Engineering Materials**. 6ª Edição, 2010. p. 57.

ASM HANDBOOK. **Properties and Selections: Nonferrous Alloys and Special – Purpose Materials**. Volume 2. 1992. p. 112, 189, 192.

ALVES, G. F. **Desenvolvimento de novas ligas para processos de conformação no estado semi-sólido a partir de alumínio reciclado**. Instituto federal de educação, ciência e tecnologia do espírito santo, 2011.

ATRE, A. **A finite element and experimental investigation on the fatigue of riveted lap joints in aircraft applications**. A Dissertation Presented to The Academic Faculty. Georgia Institute of Technology. 2006. p. 36.

BATALHA, G. F. **Processos de Fabricação: Junção, Soldagem e Brasagem**. Laboratório de Engenharia de Fabricação. Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, 2003.

BRANCO, F. K. **Influência da microestrutura na anisotropia de chapas metálicas de diferentes aços estruturais**. Departamento de Engenharia Mecânica – FEI. 2007.

BRESCIANI, E. T., SILVA, I. B., BATALHA, G. F., BUTTON, S. T. **Conformação plástica dos metais**. 6ª Edição, 2011

CAVALCANTE, F. FERNANDES. **Comportamento mecânico e tenacidade a fratura de ligas de alumínio 2024 e 7075 submetidas a diferentes tempos de endurecimento.** Faculdade Federal do Rio Grande do Norte, 2009.

CELMAR. **Ferramentas de Cravação para Rebites Puxados**, 2017. Disponível em: <<https://static.wmobjects.com.br/imgres/arquivos/ids/5104773-344-344/.jp>>. Acesso em 06 de abril de 2017.

CENTRO TÉCNICO AEROESPACIAL – CTA. **1ª Jornal Espacial**, 2005. Disponível em: <https://educacaoespacial.files.wordpress.com/2010/10/ijespacial_05_avioes_como_funciona_m.pdf>. Acesso em: 06 de agosto de 2017.

CIMM. **Orientação dos Cristais em um Processo de Laminação**, 2017. Disponível em: <<http://s3.amazonaws.com/magoo/ABAAAjZjIAK-6.jpg>>. Acesso em 15 de maio de 2017.

COUTINHO, T. **Metalografia não ferrosos**. São Paulo-SP, Editora Edgard Blucher LTDA, 1980

DAY. **Ferramentas de Cravação para Rebites Puxados**, 2017 Disponível em: <http://1.bp.blogspot.com/_vvHtkL8N7k/UI1RRVwdUjI/AAAAAAAAALM/72A5Mo_g7Yg/s1600/rebite+pop+01>. Acesso em 08 de abril de 2017.

DIETER, G. E. Jr. **Mechanical metallurgy**. McGraw-Hill Book Company. Estados Unidos da América. 1961. P 153, 453, 461, 462.

DOCSLIDE. **Rebitagem Automática. Rebitadora automática de cabeçote fixo e pórtico móvel**, 2003. Disponível em: <http://4.bp.blogspot.com/-CSEVPResH6E/UURfHyQ12OI/AAAAAAAAA0E/AOFK2LW_J9Y/s1600/Chapter_19_pag_e69_image2.jpg>. Acesso em 09 de abril de 2017.

EASTWOOD. **Instalação Manual de Rebite Sólido**, 2017. Disponível em: <http://www.eastwood.com/media/catalog/product/cache/1/image/9df78eab33525d08d6e5fb8d27136e95/p/2/p20127_4.jpg>. Acesso em 03 de março de 2017.

EBAH. **Orientação dos Cristais em um Processo de Laminação**, 2017. Disponível em: <<http://s3.amazonaws.com/magoo/ABAAeyh8AJ-0.jpg>>. Acesso em 02 de abril de 2017.

ELETROGAS. **Ferramentas de Cravação para Rebites Puxados**, 2012. <<http://eletrogas.com.br/wp-content/uploads/2012/08/Alicate-para-rebite-pop-4-pontas.png>>. Acesso em: 03 de julho de 2017.

EMBRAER. **Embraer.com**, 2017. Disponível em: <<http://www.embraer.com/pt-BR/Aeronaves/Paginas/Home.aspx>>. Acesso em: 12 de outubro de 2017.

FERREIRA, M. **Relatório dos Trabalhos Práticos das Ligas de Alumínio 2024 e 6082. Tratamentos Térmicos de Envelhecimento e Precipitação**, 2013. Disponível em: <<https://es.slideshare.net/msofiagv/2024-e-6082-cpia>>. Acesso em: 10 de dezembro 2016.

ENGENHARIA DE PRODUÇÃO. **Segmento de Fuselagem. Traseira do A 380**, 2009 Disponível em: <https://4.bp.blogspot.com/_-GNxs5Fg1Lk/SuTg1KhF2pI/AAAAAAAAARU/7MY96tm5hi8/s200/aviao+1.JPG>. Acesso em 06 de abril de 2016.

FIGUEIRA, J. A. N. **Análise de Deformações Induzidas por Rebitagem em Estruturas Aeronáuticas**. Dissertação de Mestrado, ITA, 2014

FINELLI, A., LABANTI, M. **Analysis of the influence of the anisotropy induced by cold rolling on duplex and super-austenitic stainless steels**. ENEA - Unità Tecnica Tecnologie dei Materiali Faenza. 2010.

FRANCO, M. P. V. **Analysis of an aircraft production inspection program for operators and owners**. 3rd CTA-DLR Workshop on Data Analysis & Flight Control. ITA, 2009

FRANSSON, C. **Accelerated aging of aluminum alloy**. Degree Project of 30 credit points Master of Science in Engineering, Mechanical Engineering. Karlstads universitet, 2009

GRAVUS, A., FRANCILLETTE, H. **An Anisotropic Behaviour Analysis of AA2024 Aluminium Alloy Undergoing Large Plastic Deformations**. European University of Brittany, National Institute of Applied Sciences, Rennes France. 2011.

HATCH, J. E. **Metallurgy of Heat Treatment and General Principles of Precipitation Hardening**. Capítulo 5. 1984. p 134-199.

HI-SHEAR. **Fastening Systems Installation Instructions**, 1991. Disponível em: <http://www.jet-tek.com/hi-lok-pins/Hilok_Hitigue_Installation.pdf> Acesso em 03 de março de 2017.

INFOMET. **Informações Técnicas**, 2017. Disponível em: <<http://www.infomet.com.br/site/metais-e-ligas-conteudo-ler.php?codAssunto=57>>. Acesso em 07 de outubro de 2017.

KANIOWSKI, J. WRONICZ, W. **Analysis of the quasi-static riveting process for 90° countersunk rivet**. Institute of Aviation, Warsaw, Poland. 2012. P 1

KANIOWSKI, J. **Comparison of selected rivet and riveting instructions**. Institute of Aviation, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warsaw, Poland, 2014

KUKA. **Rebitagem Automática**, 2014. Robôs de cravação da linha do Boing 777. Disponível em: <<http://theatlasgroup.biz/wp-content/uploads/2014/07/kuka.png>>. Acesso em 07 de outubro de 2017.

LA ALUMINIOS. **Tratamentos Térmicos de Solubilização e Envelhecimento das Ligas de Alumínio**, 2009. Disponível em: <http://www.la-aluminios.com/tratamentodas_ligas.html>. Acesso em: 20 de junho de 2016.

LIN, Y., YU C. X., YU, Q. J. LEI, T. L. **Precipitation in Al-Cu-Mg alloy during creep exposure. Materials Science and Engineering**. P 420 – 425. 2012.

LUFTHANSA TECHINIC. **Aircraft Production Inspection Program – APIP**, 2015. Disponível em: <<https://www.lufthansa-technik.com/documents/100446/101431/Data+Sheet+Aircraft+Production+Inspection+Program.pdf/6002b790-bfca-47a1-bee4-6cc1da7e668b>>. Acesso em: 23 de abril de 2017.

MACINTOSH, H., D. **Case Study of Aircraft Wing Manufacture**, 2003. Disponível em: <http://global.oup.com/us/companion.websites/fdscontent/uscompanion/us/static/companion.websites/9780195157826/Chapter_19.pdf>. Acesso em 25 de abril de 2017.

MACKENZIE, D.S. **Heat Treating Aluminum for Aerospace Application. Houghton International**. Inc. p. 2, 2002.

MAGNUNSEN, P. E., MOOY, D. C., YOCUM, L.A. RIOJA, R. J. **Development of high toughness sheet and extruded products for airplane fuselage structures**. 13th International Conference on Aluminum Alloys (ICAA13), 2012.

MANUAL DA QUÍMICA. **Revista eletrônica**, 2014 Disponível em: <<http://manualdaquimica.uol.com.br/quimica-geral/ligas-metalicas.htm>>. Acesso em 06 de março de 2017.

MIL-DBK-694A, **Aluminum and aluminum alloys**. Miutary Standardization Handbook (DEPARTMENT OF DEFENSE WASHINGTON) página 13, 14. 1966.

MASCAGNI, D. B. T., SOUZA, M. E. P., FREIRE, C. M. A., SILVA, S. L., RANGEL, R. C. C., CRUZ, N. C., RANGEL, E. C. **Corrosion Resistance of 2024 Aluminum Alloy Coated with Plasma Deposited a-C:H:Si:O Films**. Laboratory of Technological Plasmas, Paulista State University – UNESP, Experimental Campus of Sorocaba, Sorocaba, SP, Brazil, 2014.

MÜLLER R.P.G., "An experimental and analytical investigation on the fatigue behaviour of fuselage riveted lap joints". **The significance of the rivet squeeze force, and a comparison of 2024-T3 and Glare 3**. Doctor thesis, Delft University of Technology, Oct. 1995.

NASCIMENTO, F. M. F. **Caracterização e análise de ligas de alumínio processadas AA5083-O e AA7022-T6**. Dissertação (Mestrado em Engenharia de Materiais) - Universidade Técnica de Lisboa, Instituto Superior Técnico. 2007. p. 4, 5.

MUNROE, J., WILKINS, K., GRUBER, M. **Integral Airframe Structures (IAS)**. Validated Feasibility Study of Integrally Stiffened Metallic Fuselage Panels for Reducing Manufacturing Costs. NASA, 2000.

NEGRONI, D. Y. **Deformação em Revestimento de Alumínio Causada pelo Processo de Rebitagem**. Dissertação de Mestrado, ITA, 2006.

OMEGA RESEARCH. **Update Newsletter**, 2008 Disponível em: <http://www2.mae.ufl.edu/designlab/Online%20Resources_files/Omega%20Research%20Aluminum%20Metallurgy%20Info.pdf>. Acesso em: 15 de março de 2017.

OMEGA RESEARCH. **Informações Técnicas**, 2008. Disponível em: <http://www2.mae.ufl.edu/designlab/Online%20Resources_files/Omega%20Research%20Aluminum%20Metallurgy%20Info.pdf>. Acesso em: 18 de julho de 2017.

PALOMINO, L. E. M. **Caracterização Microestrutural e eletroquímica de revestimentos ambientalmente amigáveis aplicados sobre a liga de Al 2024 T3**. Escola Politécnica, Universidade de São Paulo, 2007.

PALOMINO, L. E. M., PÁSZTIB, Z. AOKIA, I. V. MELOA, H. G. **Comparative Investigation of the Adhesion of Ce Conversion Layers and Silane Layers to a AA 2024-T3 Substrate Through Mechanical and Electrochemical Tests**. Escola Politécnica da USP, Departamento de Engenharia Química, 2007.

PHOTOBUKET. **Fuselagem do ERJ 190**, 2017. Disponível em: <http://s66.photobucket.com/user/modelismo1/media/E2%20nova%20fuselagem_zpssm4sg2pq.jpg.html>. Acesso em 25 de agosto de 2017.

PLANO BRASIL. **Rebitagem Manual. Rebitagem convencional de rebite sólido**, 2014. Disponível em: <<http://www.planobrazil.com/wp-content/uploads/2014/09/COMAC-C-919-6.jpg>>. Acesso em 08 de agosto de 2017.

PRINTEREST. **Utilização de Tirantes na indústria Aeronáutica. Airbus A380-842**, 2017. Disponível em: <<https://s-media-cache-ak0.pinimg.com/originals/59/d7/d3/59d7d31cc06471359c4d7ba1214fc3e0.jpg>>. Acesso em 09 de agosto de 2017.

RAJAN, R., KAH, P., MVOLA B., MARTIKAINEN, J. **Trends in Aluminium Alloy Development and Their Joining Methods**. Laboratory of Welding Technology. Lappeenranta University of Technology, Lappeenranta Finland, 2015

RAMAMOORTH, S. B.E. **Lean Six-Sigma Application in Aircraft Assembly**. Mechanical Engineering University of Madras, India. 2003.

REED-HILL, ROBERT E. **Physical Metallurgy Principles**. 3. ed. Boston USA, 1994. p. 5-10, 360, 509, 588

REVISTA EXAME. **Subconjunto de Fuselagem**, 2016. Disponível em: <http://wp.wboton.com/wp-content/uploads/2016/02/embraer_germano.jpg>. Acesso em 10 de abril de 2017.

RODRIGUES, M. C. **Estudo de casos de seleção dos materiais e processos para a fabricação de fuselagens**. Universidade Estadual Paulista – UNESP. Campus Guaratinguetá. 2013.

ROYMECH. **Instalação Manual de Rebite Sólido**, 2017. Disponível em: <<http://www.roymech.co.uk/images/rivets.gif>> Acesso em 08 de Agosto de 2017.

RUIXIAO, Z., HAN, Y., ZENGJIE, W., SHIZHEN, W., TONG, L., CHAOLI, M. **super high strength aluminum alloy processed by mechanical alloying and hot extrusion**. 13th International Conference on Aluminum Alloys, 2012.

SEATTLE TIMES. **Utilização de Tirantes na indústria Aeronáutica**, 2013. Disponível em: <<http://blogs.seattletimes.com/northwestvoices/files/2013/06/working6-300x200.jpg>>. Acesso em 09 de agosto de 2017.

SENAI. **Elementos de Máquinas – 1. Módulos especiais mecânica**, 2016. Disponível em: <<http://professor.luzerna.ifc.edu.br/charles-assuncao/wp-content/uploads/sites/33/2016/07/Apostila-Elementos-de-M%C3%A1quina-SENAI.pdf>> Acesso em: 06 de janeiro de 2017.

SIMMONS, C., PHELPS, N. **The essential guide to technical product specification: engineering drawing**. British Standards – BSi, 2009

SLIDESHARE. **Ilustração Esquemática das Direções da Chapa Laminada**, 2012. Disponível em: <<https://image.slidesharecdn.com/aula2-ensaiosmecnicoseend-ensaiodetrao-120905132908-phpapp01/95/aula-2-ensaios-mecnicos-e-end-ensaio-de-trao-13-728.jpg?cb=1346852975>>. Acesso em 19 de novembro de 2017

SOFYAN, B. I. NOFRIJON. **Microstructure and Mechanical Properties of 2024 T3 and 7075 T6 Aluminum Alloy and Austenitic Stainless Steel 304 After Being Exposed to Hydrogen Peroxid**. Auburn University, Alabama, 2008

STEMMER, E. CASPAR, **Ferramentas de corte I**. Universidade Federal de Santa Catarina. Florianópolis – SC, 4ª ed., 1995.

STRUERS. **Embutidora Citopress**, 2017. Disponível em: <<http://www.struers.com/en-GB/Products/Mounting/Mounting-equipment/CitoPress#>>. Acesso em 15 de setembro de 2017.

SUPPORT INDUSTRY SOFTWARE AUTOMATION SIEMENS. **Furo Escareado**, 2017. Disponível em: <http://support.industrysoftware.automation.siemens.com/training/se/pt/ST4/graphic_library/hole1.gif>. Acesso em 06 de fevereiro de 2018.

TALAT (Training in Aluminium Application Technologies). **Definition and Classification of Mechanical Fastening Methods**. EAA - European Aluminium Association, 1994. P 12

TECMUNDO. **Diferença no Raio de Curvatura de Segmentos**, 2013. Disponível em: <<http://www.tecmundo.com.br/aviao/40797-como-uma-aeronave-e-fabricada-.htm>>. Acesso em 01 de agosto de 2017.

THE ALUMINUM ALLOY ASSOCIATION. **The Auminum Selection and application**. Washinton DC, 2006. p. 5

VIANA, C. S. C., MELLO, S. R. C., SOUZA, C. O., CITELI, N. L. **SELEÇÃO DOS MATERIAIS. Alumínio e Suas Ligas**, 2009. Disponível em: <<https://pt.scribd.com/document/47456292/Aluminio-e-suas-Ligas>>. Acesso em: 08 de junho de 2017.

VENTURINI, S. N. **Estudo Junções Aeronáuticas Híbridas (Metal-Compósitos) Unidas Mecanicamente**. Universidade de São Paulo-USP. São Carlos. 2010.

ZANGRANDI, A. **Alumínio e suas ligas: fundamentos metalúrgicos e tecnológicos**. Lorena: Instituto Santa Tereza, p. 16-17, 2008 31, 34, 41, 50, 2008

ZHENGPING, C., ZHONGQI, W., B. J., JINMING, Z., FEIYAN, G., YONGGANG K. **Modeling and predicting of aeronautical thin-walled sheet metal parts riveting deformation**. School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, China, 2016.