



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

Murilo Passos Bandeira

**Sobre a Preferência do Processo de Rebitagem em relação a Soldagem na
Fabricação de Aeronaves**

Uberlândia
2025

Murilo Passos Bandeira

**Sobre a Preferência do Processo de Rebitagem em relação a Soldagem na
Fabricação de Aeronaves**

Projeto de Conclusão de Curso apresentado ao curso de Graduação em Engenharia Mecânica, da Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia como requisito para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.
Orientador: Prof. Dr. Volodymyr Ponomarov

Uberlândia
2025

Ficha Catalográfica Online do Sistema de Bibliotecas da UFU
com dados informados pelo(a) próprio(a) autor(a).

B214 2025	<p>Bandeira, Murilo Passos, 2001-</p> <p>Sobre a Preferência do Processo de Rebitagem em relação a Soldagem na Fabricação de Aeronaves [recurso eletrônico] / Murilo Passos Bandeira. - 2025.</p> <p>Orientador: Volodymyr Ponomarov.</p> <p>Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) - Universidade Federal de Uberlândia, Graduação em Engenharia Mecânica.</p> <p>Modo de acesso: Internet.</p> <p>Inclui bibliografia.</p> <p>Inclui ilustrações.</p> <p>1. Engenharia mecânica. I. Ponomarov, Volodymyr, 1955-, (Orient.). II. Universidade Federal de Uberlândia. Graduação em Engenharia Mecânica. III. Título.</p> <p>CDU: 621</p>
--------------	--

Bibliotecários responsáveis pela estrutura de acordo com o AACR2:

Gizele Cristine Nunes do Couto - CRB6/2091
Nelson Marcos Ferreira - CRB6/3074

Murilo Passos Bandeira

**Sobre a Preferência do Processo de Rebitagem em relação a Soldagem na
Fabricação de Aeronaves**

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do Título de
“Bacharel em Engenharia Mecânica” e aprovado em sua forma final pelo Curso de
Graduação em Engenharia Mecânica.

Uberlândia, 09 de Maio de 2025.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Volodymyr Ponomarov
Faculdade de Engenharia Mecânica
Universidade Federal de Uberlândia

Profa. Dr. Anna Tokar
Universidade Federal da Grande Dourados

MSc Victor Eduardo Silva Alves
Faculdade de Engenharia Mecânica
Universidade Federal de Uberlândia

Dedico este trabalho à memória de meu avô, Valci Passos.

AGRADECIMENTOS

Agradeço, em primeiro lugar, à minha família, base fundamental em toda a minha trajetória.

Aos meus pais, Simone e Assis, que nunca deixaram as suas diferenças interferirem no meu caminho, sempre acreditaram na minha capacidade e me proporcionaram a chance de me dedicar exclusivamente aos estudos mesmo longe de casa. Sou eternamente grato por isso.

Ao meu irmão mais velho, Gabriel, o primeiro engenheiro da família, meu companheiro de infância em todos os momentos, dos mais duros aos mais alegres. Sua presença constante e seu exemplo foram, e ainda são, grandes inspirações para mim.

Aos meus irmãos mais novos, André e Felipe, estarei sempre aqui para vocês, obrigado por me darem o privilégio de ver seu crescimento. Espero hoje servir como referência para os mais novos e orgulho para os mais velhos.

Aos meus amigos Luiz Gustavo e João Limírio, que o tamanho da amizade nos transformou em família.

Agradeço ao meu professor orientador Volodymyr Ponomarov, pela orientação durante o desenvolvimento desse trabalho, e à Universidade Federal de Uberlândia e à Faculdade de Engenharia Mecânica, por darem um ambiente de formação em alto nível de qualidade, demonstrando a importância e necessidade da educação pública para o desenvolvimento do nosso país.

Gostaria de agradecer à equipe Tucano Aerodesign, e aos grandes amigos que a equipe me apresentou: Obrigado Pedro Davim, Mateus Furtado, José Barbero, Luca Morla, Pedro Henrique Guerreiro e Eduardo Sousa por terem feito parte de minha jornada e me ajudado a crescer como pessoa e engenheiro.

Particularmente, dedico um profundo agradecimento a um grupo de pessoas que atuaram como minhas referências em minha formação como engenheiro. Ana Teresa Bachur, Laura Stevanato, Filipe França, Amanda Leite e Gabriel Guimarães, agradeço por todos os ensinamentos, parceria e risadas durante essa jornada. Vocês estão destinados à grandes conquistas e eu não teria chegado até aqui sem sua ajuda.

Em especial, agradeço à Nathália Beregeno por toda confiança, amor e companhia, e que mesmo sem fazer parte do mundo da engenharia, sempre me motivou nos dias ruins e acreditou em mim quando até mesmo eu já havia perdido a fé. Você emerge o que há de melhor em mim, e eu sempre tentarei ser o melhor para você.

Obrigado a todos!

RESUMO

Este trabalho apresenta uma revisão bibliográfica com o objetivo de justificar a predominância de elementos rebitados em relação aos soldados nas estruturas aeronáuticas. Inicialmente, foram estudados cinco métodos de soldagem com aplicação na indústria aeroespacial — FSW (Soldagem por fricção e mistura, do inglês *Friction Stir Welding*), LBW (Soldagem a laser, do inglês *Laser Beam Welding*), EBW (Soldagem por feixe de elétrons, do inglês *Electron Beam Welding*), PAW (Soldagem a plasma, do inglês *Plasma Arc Welding*) e RSW (Soldagem por resistência a ponto, do inglês *Resistance Spot Welding*) — destacando suas características, princípios de funcionamento, vantagens e limitações técnicas. Em seguida, realizou-se uma comparação entre esses processos e as juntas rebitadas, com foco na capacidade mecânica das uniões. Também foi abordado o processo de rebitagem em si, identificando seus pontos fortes e fracos, bem como possíveis melhorias que os métodos de soldagem poderiam proporcionar. Na sequência, foram analisados aspectos produtivos e econômicos dos processos de soldagem, especialmente FSW e RSW, cujos dados demonstram maior aceitação industrial devido à simplicidade, automatização e qualidade de junta. A análise mostrou que, do ponto de vista técnico e mecânico, a soldagem não apresenta desvantagens significativas em relação ao rebitamento. No entanto, a predominância das juntas rebitadas se justifica por fatores operacionais, especialmente no que diz respeito à facilidade de inspeção, desmontagem e manutenção, essenciais em um setor que exige extrema confiabilidade e segurança. Assim, conclui-se que a transição para o uso predominante de juntas soldadas dependeria de uma reestruturação profunda nos processos e regulamentações da aviação, o que demanda tempo, testes e comprovação contínua de resultados positivos.

Palavras-chave: Estruturas aeronáuticas; Soldagem; Rebitagem; Friction Stir Welding (FSW); Resistance Spot Welding (RSW); Manutenção aeronáutica.

Abstract

This work presents a bibliographic review aimed at justifying the predominance of riveted over welded joints in aeronautical structures. Initially, five welding methods with aerospace applications were studied — Friction Stir Welding (FSW), Laser Beam Welding (LBW), Electron Beam Welding (EBW), Plasma Arc Welding (PAW), and Resistance Spot Welding (RSW) — highlighting their principles, advantages, limitations, and suitability for joining low-weldability, lightweight, reflective, and often dissimilar materials such as aluminum and titanium alloys. A comparative analysis was then conducted between these welding techniques and riveted joints, focusing on the mechanical performance of each type of joint. The study also included a detailed overview of the riveting process in aeronautical structures, identifying its strengths and weaknesses and exploring potential improvements through welding alternatives. Subsequently, a review of productivity and application costs of the welding methods was carried out, with relevant data primarily available for FSW and RSW. The analytical findings indicate that welding processes do not exhibit significant mechanical disadvantages compared to riveted joints and, in some cases, even demonstrate superior performance. FSW and RSW, in particular, show greater industrial adoption due to their lower cost, high automation potential, and excellent joint quality. However, the continued dominance of riveted joints is primarily justified by operational factors, such as ease of inspection, disassembly, and maintenance — all critical in an industry that prioritizes safety and reliability. Therefore, a widespread shift toward welded joints would require profound changes in aviation maintenance procedures, regulations, and operational standards, necessitating long-term testing and consistent positive results before a true transition can occur.

Keywords: Aeronautical structures; Welding; Riveting; Friction Stir Welding (FSW); Resistance Spot Welding (RSW); Aircraft maintenance.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Foto do processo de rebagem de componentes estruturais em um caça <i>Lockheed Martin F-35 Lightning II</i> (WALDRON, 2019).	13
Figura 2 – Ilustração do processo de <i>Friction Stir Welding</i> (THOMAS; NICHOLAS; SMITH, 2009).	16
Figura 3 – Ilustração do processo de LBW (MODENESI; MARQUES P, 2000). . .	18
Figura 4 – Ilustração do processo de EBW (WEĞŁOWSKI; BŁACHA; PHILLIPS, A., 2016).	20
Figura 5 – Componentes principais do projeto típico da tocha de PAW (BRACARENSE, 2000b).	21
Figura 6 – Esquematização do processo de RSW (CORREIA, 2017).	23
Figura 7 – Variação de resistência em um processo de RSW (KIMCHI; PHILLIPS, D. H., 2023). Os pontos 1 e 7 representam a resistência elétrica do eletrodo, os pontos 2 e 6 da interface eletrodo-peça, os pontos 3 e 5 da peça, e o ponto 4 da interface peça-peça.	23
Figura 8 – Ilustração do calço líquido entre estruturas unidas (MAGNOLIA, s.d.).	26
Figura 9 – Ferramenta pneumática utilizada na furação manual (POWERTOOLS, s.d.).	27
Figura 10 – Ferramenta automatizada de furação (CLEAN, s.d.).	28
Figura 11 – Fixador do tipo <i>Hi-Lok</i> (HOWMET, s.d.).	29
Figura 12 – Quantidade relativa de utilização dos tipos de fixadores em uma aeronave de combate (CAMPBELL, 2006).	30
Figura 13 – Vedação de um tanque de combustível na asa (CAMPBELL, 2006). . .	31
Figura 14 – Geometria do corpo de prova utilizado para duas linhas de solda, indicando as demais variáveis geométricas (DIAS, 2013).	34
Figura 15 – Geometria do corpo de prova utilizado para três linhas de solda, indicando as demais variáveis geométricas (DIAS, 2013).	34
Figura 16 – Curvas de Wohler para juntas soldadas e rebetadas (DIAS, 2013). . . .	35
Figura 17 – Corpos de prova utilizados no ensaio (SIQUEIRA <i>et al.</i> , 2016).	36
Figura 18 – Corpos de prova durante o ensaio de tração <i>T-Pull</i> (SIQUEIRA <i>et al.</i> , 2016). Os itens representam as juntas rebetadas (a), soldada por FSW (b) e soldada por LBW (c).	36
Figura 19 – Resultados gráficos dos ensaios <i>T-pull</i> e <i>Hoop</i> (SIQUEIRA <i>et al.</i> , 2016). .	37
Figura 20 – Resistência à tração e alongamento da liga CLF-1. (WU, S. <i>et al.</i> , 2021). .	38
Figura 21 – Diagrama tensão-deformação da liga Ti-5Al-2.5Sn para LBW e EBW (JUNAID <i>et al.</i> , 2019).	39
Figura 22 – Geometria do CP utilizado no ensaio (HUANG <i>et al.</i> , 2021).	40

Figura 23 – Resultado do ensaio de tensão e ruptura do material (HUANG <i>et al.</i> , 2021).	40
Figura 24 – Posicionamento do adesivo na junta J5A (BRISKHAM <i>et al.</i> , 2006).	42
Figura 25 – Posicionamento do adesivo na junta J6A (BRISKHAM <i>et al.</i> , 2006).	42
Figura 26 – Geometria do CP utilizado nos ensaios (BRISKHAM <i>et al.</i> , 2006).	42
Figura 27 – Resultado de carga vs. alongamento do ensaio de <i>Lap-Shear</i> (BRISKHAM <i>et al.</i> , 2006).	43
Figura 28 – Resultado de carga vs. alongamento <i>T-peel</i> (BRISKHAM <i>et al.</i> , 2006).	43
Figura 29 – Carga média suportada nos ensaios <i>Lap-Shear T-peel</i> (BRISKHAM <i>et al.</i> , 2006).	43
Figura 30 – Energia média absorvida até o rompimento nos ensaios <i>Lap-Shear T-peel</i> (BRISKHAM <i>et al.</i> , 2006).	44
Figura 31 – Geometria do painel utilizado no estudo (GENICOLO, 2007).	45
Figura 32 – Comparação do tempo total para fabricação de cada junta (BRISKHAM <i>et al.</i> , 2006).	47
Figura 33 – Custo total comparativo entre os tipos de junta (BRISKHAM <i>et al.</i> , 2006).	47
Figura 34 – Aeronave Eclipse 550, pioneira no uso de FSW (ECLIPSE, s.d.).	48

LISTA DE TABELAS

Tabela 1	–	Propriedades mecânicas das ligas AA2024 e AA7075 (GENICOLO, 2007)	33
Tabela 2	–	Propriedades mecânicas da liga AA2024 após o processo de soldagem por fricção e mistura, representadas em valor percentual em relação ao valor original da liga (Tabela 1) (GENICOLO, 2007).	33
Tabela 3	–	Propriedades mecânicas da liga AA7075 após o processo de soldagem por fricção e mistura, representadas em valor percentual em relação ao valor original da liga (Tabela 1) (GENICOLO, 2007).	33
Tabela 4	–	Resultados numéricos dos ensaios <i>T-pull</i> e <i>Hoop</i> (SIQUEIRA <i>et al.</i> , 2016).	36
Tabela 5	–	Composição da liga CLF-1 em porcentagem de material (WU, S. <i>et al.</i> , 2021).	38
Tabela 6	–	Resultados do ensaio Charpy (WU, S. <i>et al.</i> , 2021).	39
Tabela 7	–	Configurações das juntas ensaiadas (BRISKHAM <i>et al.</i> , 2006).	41

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

CNC	Controle Numérico Computadorizado
CP	Corpos de prova
EBW	Soldagem por feixe de elétrons, do inglês <i>Electron Beam Welding</i>
EMBRAER	Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A.
FSW	Soldagem por fricção e mistura, do inglês <i>Friction Stir Welding</i>
LASER	Amplificação de luz por emissão estimulada de radiação, do inglês <i>Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation</i>
LBW	Soldagem a laser, do inglês <i>Laser Beam Welding</i>
Nd:YAG	Granada de yttrium e alumínio dopada de neodímio, do inglês <i>Neodymium-doped Yttrium Aluminum Garnet</i>
PAW	Soldagem a plasma, do inglês <i>Plasma Arc Welding</i>
RSW	Soldagem por resistência a ponto, do inglês <i>Resistance Spot Welding</i>
SFJ	União a ponto por fricção, do inglês <i>Spot Friction Joining</i>
SPR	Rebitagem autoperfurante, do inglês <i>Self-Piece Riveting</i>
VPPAW	Soldagem a plasma com polaridade variável, do inglês <i>Variable Polarity Plasma Arc Welding</i>
ZAC	Zona afetada pelo calor
ZTMA	Zona termo-mecanicamente afetada

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	16
2.1	SOLDAGEM POR FRICÇÃO E MISTURA	16
2.2	SOLDAGEM A LASER	17
2.3	SOLDAGEM POR FEIXE DE ELÉTRONS	19
2.4	SOLDAGEM A PLASMA	20
2.5	SOLDAGEM POR RESISTÊNCIA A PONTO	22
3	PROCESSO DE REBITAGEM	25
3.1	ENQUADRAMENTO (<i>FRAMING</i>)	25
3.2	ENCUNHAMENTO (<i>SHIMMING</i>)	25
3.3	FURAÇÃO (<i>HOLE DRILLING</i>)	26
3.4	SELEÇÃO E APLICAÇÃO DO FIXADOR	28
3.5	VEDAÇÃO	30
3.6	PINTURA	31
4	COMPARAÇÃO DE CARACTERÍSTICAS MECÂNICAS .	32
4.1	SOLDAGEM POR FRICÇÃO E MISTURA (FSW)	32
4.2	SOLDAGEM A LASER (LBW)	35
4.3	SOLDAGEM POR FEIXE DE ELÉTRONS (EBW)	37
4.4	SOLDAGEM A PLASMA (PAW)	39
4.5	SOLDAGEM POR RESISTÊNCIA A PONTO (RSW)	41
5	VIABILIDADE DE APLICAÇÃO	45
5.1	SOLDAGEM POR FRICÇÃO E MISTURA	45
5.2	SOLDAGEM POR RESISTÊNCIA A PONTO	46
6	CONCLUSÕES	48
	REFERÊNCIAS	51

1 INTRODUÇÃO

A indústria aeronáutica é um dos setores mais complexos e tecnologicamente avançados da engenharia, desempenhando um papel fundamental na economia global e no desenvolvimento de novas tecnologias. No Brasil, essa indústria é representada principalmente pela Embraer, uma das maiores fabricantes de aeronaves do mundo, além de outras empresas e fornecedores que contribuem para o setor. Em 2023, foram entregues 181 aeronaves pela Embraer (EMBRAER, 2023), um aumento de 13% em relação ao ano anterior, evidenciando a crescente demanda por aeronaves comerciais e executivas no mercado nacional e internacional.

Atualmente, a construção das aeronaves utiliza predominantemente o processo de rebiteagem para a união de componentes estruturais, como mostra a Figura 1. Esse método tem sido a escolha principal devido à sua confiabilidade, capacidade de resistir a variações térmicas e mecânicas, além de sua ampla aceitação na indústria com longo histórico de uso. Os rebites garantem que as conexões entre chapas metálicas sejam resistentes e duráveis, sem comprometer a integridade estrutural do avião. A facilidade de inspeção e manutenção também é um fator crucial para a continuidade da utilização dessa técnica (MAGALHÃES, 2024).

Figura 1 – Foto do processo de rebiteagem de componentes estruturais em um caça *Lockheed Martin F-35 Lightning II* (WALDRON, 2019).



Entretanto, com os avanços tecnológicos, a soldagem surge como uma alternativa

viável para substituir a rebitagem em algumas aplicações dentro da indústria aeronáutica, visando melhorar a integridade estrutural e reduzir o custo de fabricação. Técnicas como a LBW (Soldagem a laser, do inglês *Laser Beam Welding*) e EBW (Soldagem por feixe de elétrons, do inglês *Electron Beam Welding*) já ganham espaço no setor de aeronaves comerciais e caminham a passos largos para substituírem a rebitagem em grande parte da fuselagem (MENDEZ; EAGAR, 2001). Além disso, a soldagem pode reduzir o peso da estrutura ao eliminar a necessidade de rebites adicionais e sobreposições de material, permitindo uma otimização do desempenho aerodinâmico e estrutural da aeronave.

Do ponto de vista econômico e produtivo, a adoção da soldagem poderia trazer benefícios substanciais à indústria. Estudos apontam que a soldagem pode reduzir os custos de manufatura, principalmente devido à eliminação de processos secundários necessários para a aplicação de rebites e pela maior eficiência dos processos automatizados (GENICOLO, 2007). Além disso, a automatização inerente à soldagem pode diminuir significativamente o tempo de produção, aumentando a capacidade produtiva das fábricas sem comprometer a qualidade e a segurança dos componentes fabricados.

Diante desse cenário, é fundamental realizar uma análise detalhada da viabilidade da soldagem na fabricação de aeronaves, levando em consideração fatores como custos, tempo de produção, impacto na manutenção e confiabilidade estrutural. Essa análise permitirá compreender os desafios e as oportunidades envolvidas na substituição parcial ou total da rebitagem pela soldagem, fornecendo subsídios para a tomada de decisão por parte da indústria. Dessa forma, este trabalho busca contribuir para a evolução do setor aeronáutico brasileiro, explorando novas possibilidades que possam aumentar a competitividade da indústria e aprimorar os processos de fabricação de aeronaves no país.

A metodologia utilizada será um levantamento de documentos bibliográficos relacionados ao assunto em questão, visando aglomerar as informações úteis e verdadeiras, e por fim, buscar uma justificativa para a continuidade da predominância do uso de rebites em fabricações aeronáuticas. Foram levados em consideração estudos que ensaiam e comparam juntas soldadas com juntas rebitadas, além de trabalhos que detalhem os procedimentos de soldagem e de rebitagem. Os processos de soldagem abordados foram escolhidos baseado na quantidade de estudos encontrados.

Diante do exposto, o presente trabalho abordará esse tema seguindo uma separação em 4 partes, sendo elas:

- O Capítulo 2 descreve uma revisão bibliográfica sobre os principais métodos de soldagem viáveis para aplicação na indústria aeronáutica e aeroespacial;
- O Capítulo 3 detalha o processo de rebitagem como um todo;
- Em seguida, no Capítulo 4, será conduzida uma comparação de características mecânicas entre as juntas soldadas e rebitadas para cada um dos métodos de soldagem;

-
- No Capítulo 5 o impacto produtivo e financeiro de uma possível aplicação da soldagem será abordado;
 - Por fim, no Capítulo 6 são listadas as conclusões das investigações e elencadas propostas de trabalhos futuros para continuidade do desenvolvimento.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

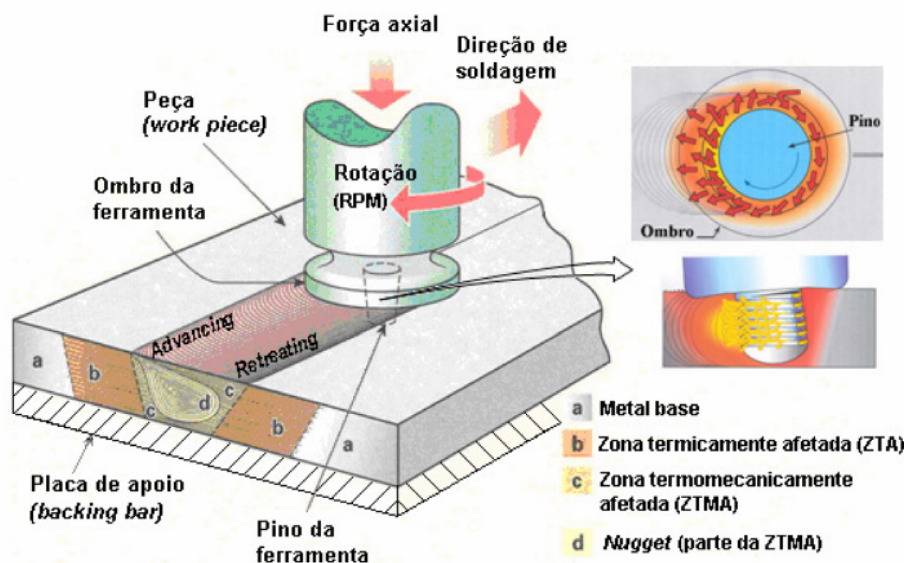
Nesse capítulo, serão revisadas as técnicas de soldagem mais relevantes para a indústria aeronáutica e aeroespacial no momento. Alguns métodos aqui descritos serão situacionais e focados em produtos específicos (geralmente militares), porém todos atuam ou futuramente poderão atuar como substitutos da rebitagem.

2.1 SOLDAGEM POR FRICÇÃO E MISTURA

Inventado em 1991 por Wayne Thomas e sua equipe do Instituto de Soldagem da Inglaterra, esse método surgiu baseado na necessidade de um processo capaz de unir materiais com baixa soldabilidade (principalmente o alumínio), que apresentavam mau desempenho nos processos convencionais de solda por fusão. Dessa maneira, o processo inventado envolve o uso de uma ferramenta não consumível que, ao girar e avançar ao longo da linha de junção das peças, gera calor por fricção, gerando deformações plásticas o material e promovendo a mistura mecânica das interfaces, resultando em uma união sólida e de alta qualidade, sem que haja a fusão do material soldado nem adição de material.

O calor gerado pela fricção e pelo trabalho plástico permite que a ferramenta "misture" as superfícies da junta, evitando o derretimento significativo do material. Isso previne problemas comuns nos processos de soldagem por fusão, como alterações na solubilidade de gases e variações volumétricas, mudanças de propriedades do metal de base na ZAC (Zona afetada pelo calor) e além de outros efeitos negativos (COLLIGAN, 2010). O processo descrito é ilustrado na Figura 2.

Figura 2 – Ilustração do processo de *Friction Stir Welding* (THOMAS; NICHOLAS; SMITH, 2009).



Durante a soldagem de ligas de alumínio pelo processo de FSW, a ferramenta rotativa não consumível gera calor por fricção e deformação plástica, aquecendo a região

da junta a temperaturas abaixo do ponto de fusão do material (no máximo 80% da temperatura de fusão da liga). Esse aquecimento, aliado à ação mecânica da ferramenta, rompe a camada de óxido superficial e plastifica o material, permitindo a mistura e a consolidação das superfícies a serem unidas no estado sólido. Como resultado, forma-se uma zona misturada com características microestruturais distintas. O ciclo térmico e a intensa deformação plástica promovidos pelo processo podem levar ao crescimento ou à dissolução de precipitados que conferem resistência mecânica à liga, influenciando diretamente as propriedades finais da solda (MACIEL, 2018).

A menor temperatura de soldagem resulta em distorções e tensões residuais reduzidas, melhorando o desempenho à fadiga e possibilitando novas técnicas construtivas. Além disso, o método é adequado para soldar materiais de diferentes espessuras, desde os muito finos até os muito espessos. Devido às particularidades de funcionamento, o FSW é geralmente automatizado, o que aumenta o custo do equipamento em comparação com técnicas de soldagem a arco, mas diminui a necessidade de alta habilidade por parte do operador (KHAN, N. Z.; SIDDIQUEE; KHAN, Z., 2017).

O FSW também elimina ou reduz significativamente a quantidade de fumos tóxicos emitidos e reduz o consumo de energia durante a soldagem. Além disso, o método pode ser aplicado em qualquer orientação, sem a influência da gravidade no processo. Essas características distinguem o FSW dos processos convencionais de soldagem a arco, oferecendo benefícios técnicos, econômicos e ambientais significativos (COLLIGAN, 2010).

Os principais parâmetros do processo de FSW são a velocidade de avanço na linha da junta, velocidade de rotação, sentido de rotação, força vertical sobre a ferramenta, ângulo de inclinação da ferramenta e principalmente, a geometria e desenho da ferramenta de soldagem (OLIVIECKI; BESKOW, 2013; NANDAN; DEBROY; BHADESHIA, s.d.). Todos os parâmetros citados são considerados variáveis independentes e são usados para controlar o procedimento de soldagem.

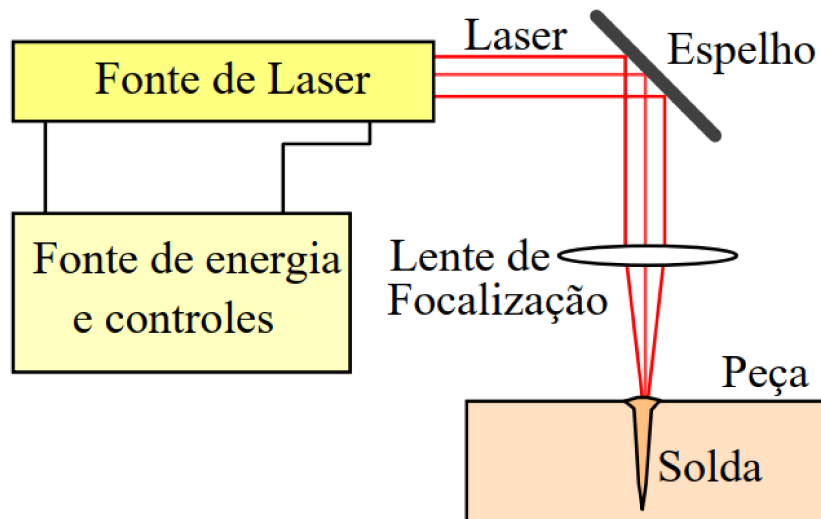
2.2 SOLDAGEM A LASER

O LASER (Amplificação de luz por emissão estimulada de radiação, do inglês *Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation*) é um dispositivo que gera um feixe de luz coerente, monocromático e altamente direcional por meio de um processo de emissão estimulada. Diferente de uma fonte de luz comum, como uma lâmpada, o LASER emite luz de um único comprimento de onda, com ondas luminosas que vibram em fase (coerência), resultando em um feixe intenso e concentrado. Sua invenção intrigou cientistas, que o adaptaram como um processo de soldagem, batizado como LBW (Soldagem a laser, do inglês *Laser Beam Welding*).

LBW é um processo de união que utiliza o LASER para fundir localmente a junta. A energia do feixe atinge valores entre 10^5 e 10^7 W/cm², suficiente para fundir e até vaporizar parte do material no ponto em que incide, formando um pequeno furo,

conhecido como *keyhole*, que funciona como uma cavidade de vapor contendo átomos vaporizados do substrato e gás ionizado, e se aprofunda no metal de base, permitindo uma solda com alta penetração e precisão (MARTUKANITZ, 2005). A Figura 3 ilustra o processo descrito.

Figura 3 – Ilustração do processo de LBW (MODENESI; MARQUES P, 2000).



Usam-se dois principais tipos de fontes para a produção do LASER. São elas:

- Fontes de alta potência e onda contínua de CO₂, com comprimento de onda de 10,6 μm (CAMPBELL, 2006).
- Fontes de alta potência e onda contínua de Nd:YAG (Granada de yttrium e alumínio dopada de neodímio, do inglês *Neodymium-doped Yttrium Aluminum Garnet*), com comprimento de onda de 1,06 μm . Esta é mais utilizada na soldagem de alumínio já que a absorção aumenta com a diminuição do comprimento de onda (CAMPBELL, 2006).

Os principais parâmetros da fonte laser são a potência do feixe (responsável por definir a espessura máxima a ser soldada), o comprimento de onda da radiação emitida (que atua de maneira específica para cada material) e o sistema óptico para focar o feixe de luz (GIMENES; RAMALHO, s.d.). Já para o processo de soldagem LBW, os parâmetros que se destacam em primeiro plano são a potência do LASER, o diâmetro do feixe incidente, a capacidade de absorção da peça, a velocidade de soldagem e o gás de proteção (GIMENES; RAMALHO, s.d.).

Percebe-se então que a distribuição de intensidade pode ser alterada, gerando consequências na penetração e geometria da solda. A estabilidade da cavidade está ligada ao seu formato geométrico, de maneira que a manutenção de uma cavidade gerada por alta intensidade se torna muito complexa, e apresenta um aumento considerável em consumo de energia e evaporação de substrato quando comparado ao modo de baixa energia (??). Portanto, pela maior facilidade em estabilizar o processo, a LBW em modo de baixa energia

é majoritariamente escolhida para soldas de materiais finos e em indústrias aeronáuticas e automotivas (MARTUKANITZ, 2005).

Por fim, a LBW é considerado um processo dotado de alta velocidade, que pode ser automatizado porém exige um controle refinado de ajuste e posicionamento das peças, impedindo sua aplicação manual. Além disso, é um processo que exige um alto investimento inicial, o que costuma o tornar viável para aplicações em larga escala já que, à longo prazo, os ganhos de produtividade e qualidade do produto final retornam o valor investido (MODENESI; MARQUES P, 2000). Contudo, também é um processo utilizado em pequena escala em casos de necessidade específica, justamente por ser um processo com vantagens únicas, tais como a não necessidade de inserção material e formação de soldas finas com pequena ZAC.

2.3 SOLDAGEM POR FEIXE DE ELÉTRONS

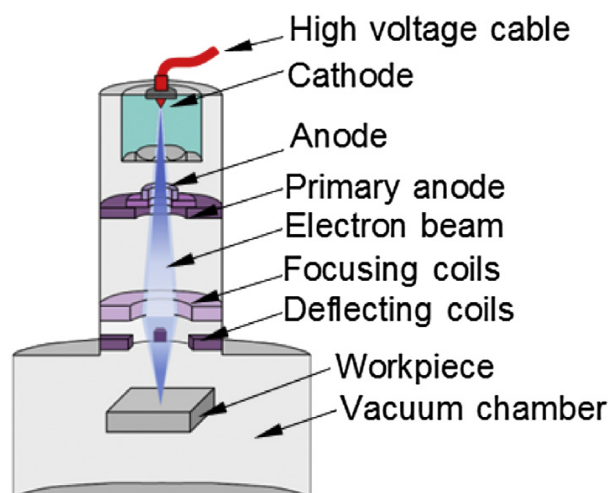
A história da soldagem por feixe de elétrons remonta ao ano de 1879, quando Sir W. Crookes funde um ânodo de platina com um raio catódico. Porém, apenas no ano de 1951, o físico alemão Karl-Heinz Steigerwald firma a patente da primeira máquina de soldagem por feixe de elétrons, primeiramente no intuito de performar furações (WEĞLOWSKI; BŁACHA; PHILLIPS, A., 2016). A partir de então, houveram diversos estudos e avanços sobre o tema, o que consolidou a EBW principalmente nas indústrias nuclear, aeronáutica e aeroespacial, devido ao requerimento de alta qualidade e confiabilidade das soldas.

O princípio de operação da EBW é usar a energia cinética de elétrons como a fonte de aquecimento para derreter os metais a serem soldados. Esses elétrons são gerados através do aquecimento de um filamento negativamente carregado (cátodo, geralmente feito de tungstênio) até sua janela de emissão termiônica. Os elétrons gerados são acelerados por uma alta voltagem na faixa de 10 a 200 kV, atingindo até 0,7 vezes a velocidade da luz. O feixe emerge através do e se espalha em um formato cônico até entrar no campo magnético da lente de focalização. Após ser focalizado pelo sistema de lentes de focalização, o feixe é direcionado sobre a peça de trabalho.

O feixe pode ser focalizado em diâmetros na faixa de 0,3-0,8 mm, resultando numa densidade de energia na casa de 10^{12} W/m². Ocorre então o bombardeamento da peça de trabalho com um feixe de elétrons altamente focalizado, onde cerca de 95% da energia cinética dos elétrons é transformada em energia térmica, fazendo com que o metal derreta e evapore rapidamente. Sob a ação do vapor metálico de alta pressão, um *keyhole* é rapidamente perfurado na superfície do material. Com o movimento relativo entre o feixe de elétrons e a peça de trabalho, o metal líquido flui para a parte traseira da poça de fusão ao redor do orifício e, posteriormente, solidifica-se para formar a solda (SUN; KARPPI, 1996; LIU, X. *et al.*, 2021; WEĞLOWSKI; BŁACHA; PHILLIPS, A., 2016; SCHULTZ, 1994). A Figura 4 ilustra o processo descrito acima.

Os principais parâmetros de controle do processo de EBW são a corrente do feixe,

Figura 4 – Ilustração do processo de EBW (WEĞLOWSKI; BŁACHA; PHILLIPS, A., 2016).



a voltagem de aceleração, a corrente de focalização, a velocidade de soldagem e o nível de vácuo (SCHULTZ, 1994).

Assim, a EBW é considerado um processo com alta densidade de energia, baixa deformação e ZAC, alta velocidade de soldagem, aplicável para materiais significativamente diferentes, com baixa contaminação por atuar em meio ao vácuo, e capaz de aplicar soldas de altíssima precisão com boa reprodutibilidade e consistência, a tornando indicada para estruturas especiais ou sofisticadas. Contudo, a necessidade da existência de um vácuo, mesmo que parcial, limita o uso dessa tecnologia em muitos casos. Isso ocorre porque além de influenciar no custo inicial, também limita o tamanho das peças baseado no tamanho da câmara de vácuo. É um processo pouco móvel, afetado por campos ou materiais magnéticos (podem desviar o feixe de elétrons), e que requer operadores mais qualificados (SCHULTZ, 1994; WEĞLOWSKI; BŁACHA; PHILLIPS, A., 2016).

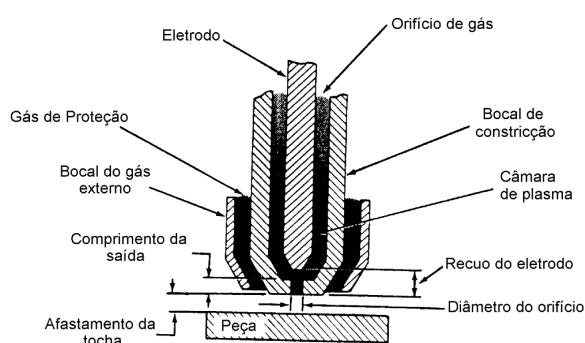
2.4 SOLDAGEM A PLASMA

Plasma pode ser definido como o estado da matéria em que um gás, aquecido a temperaturas extremas, perde elétrons e forma uma mistura de íons com elétrons livres, transformando-se em um condutor elétrico. O grande diferencial da PAW é a utilização de um arco constrito de plasma aquecido, estabelecido entre um eletrodo não consumível de tungstênio e a peça de trabalho, para fundir e juntar metais em temperaturas na casa dos 16.000 °C (BRACARENSE, 2000b; WU, C. *et al.*, 2014). A constrição do arco permite o aumento da velocidade do jato de plasma e a formação de um perfil de arco colunar e esbelto, o qual garante maior concentração de calor e melhor aproveitamento dele (REIS, 2005).

Para entender o processo de PAW, é necessário antes compreender a tocha utilizada, ilustrada na Figura 5. O bocal interno da tocha, conhecido como bocal de constrição, serve

para forçar a passagem do plasma por um furo de pequeno diâmetro e formar um arco esbelto e denso, enquanto o bocal externo assegura a proteção gasosa da zona ativa, uma vez que o gás plasma não é suficiente para proteger a peça. Dentro do bocal interno está o eletrodo de tungstênio, recuado para dentro do orifício do gás constritor. É necessária também a existência de um sistema de resfriamento por água na tocha, devido às altas temperaturas.

Figura 5 – Componentes principais do projeto típico da tocha de PAW (BRACARENSE, 2000b).



Para iniciar o arco, o bocal de constrição é conectado ao terminal positivo da fonte através de um resistor que limita a corrente. Um arco piloto de baixa intensidade é obtido entre o eletrodo e o bocal, que ioniza o gás de plasma que passa pelo bico e produz um meio de baixa resistência entre o eletrodo e a peça. Ocorre a ignição do arco principal, seguido da extinção do arco piloto (BRACARENSE, 2000b). Ao mesmo tempo um grande volume de gás inerte (geralmente Argônio ou Hélio) flui através do bocal externo para proteger a peça de contaminações externas.

Uma das principais características do processo de soldagem a plasma são seus complexos parâmetros. Os principais deles são a geometria do bocal constritor, o eletrodo, a composição e vazão do gás de plasma e do gás de proteção, velocidade de soldagem e distância do bocal à peça (WU, C. *et al.*, 2014).

Assim, define-se o processo de soldagem a plasma como um método que garante altas velocidades de soldagem, boa concentração de energia e alta eficiência. A posição do eletrodo diminui sua contaminação, aumentando a qualidade e confiabilidade do processo. O diâmetro do arco de soldagem é maior quando comparado aos feixes de luz na LBW e feixe de elétrons na EBW, o que aumenta a tolerância para lacunas e desalinhamentos, reduzindo a necessidade de preparação do conjunto (BRACARENSE, 2000a). Por fim, a alta razão de profundidade-largura garante menos distorções angulares, tensões residuais, defeitos internos, menor ZAC e melhores propriedades de solda.

É um processo com um equipamento considerado complexo e caro. Possui também a necessidade de um sistema de resfriamento eficiente na tocha, o que limita seu tamanho mínimo e inviabiliza o seu uso em alguns casos específicos. A complexidade dos parâmetros

de soldagem ainda é um fator primordial para justificar a não aplicação em larga escala em muitas indústrias (REIS, 2005).

Vale ressaltar a existência de uma variante do processo de PAW coerente para o estudo desse trabalho. A técnica em questão é conhecida como VPPAW (Soldagem a plasma com polaridade variável, do inglês *Variable Polarity Plasma Arc Welding*), utilizada para soldar ligas de alumínio (muito comuns no ramo aeronáutico) e que possui como principal diferença a utilização de corrente alternada. Assim, durante o período em que o eletrodo está positivo, a peça atua como cátodo e permite a remoção dos óxidos na superfície da peça pelo bombardeamento de íons positivos. Já no período em que o eletrodo está negativo, a peça atua como ânodo e mais calor é depositado na poça de fusão (LIU, Z. M. *et al.*, 2016; BRACARENSE, 2000b). Requer um controle mais sofisticado do sistema de soldagem, porém apresenta maior eficiência, menos distorção e defeitos em soldas em alumínio. Por ser um processo muito semelhante, não foi criada uma seção específica para sua revisão.

2.5 SOLDAGEM POR RESISTÊNCIA A PONTO

A RSW (Soldagem por resistência a ponto, do inglês *Resistance Spot Welding*) é um método de soldagem que realiza a junção de materiais através do calor gerado pela resistência do material à passagem de corrente elétrica. É baseado no Efeito Joule (ou aquecimento resistivo), um fenômeno físico que descreve a dissipação de energia na forma de calor por um material sujeito à uma corrente elétrica. Dessa maneira, a RSW consegue o calor necessário para a fusão do material através da imposição de uma alta corrente elétrica no circuito que envolve as peças de trabalho.

No processo, dois eletrodos a base de cobre e preferencialmente resfriados à água pressionam as peças de trabalho uma contra a outra. Tais eletrodos atuam tanto como elementos fixadores, quanto como meio de passagem de corrente elétrica (KIMCHI; PHILLIPS, D. H., 2023). Após o posicionamento correto, o circuito é iniciado de maneira que a corrente elétrica flua através dos eletrodos, passando por consequência pela junta das duas peças de trabalho. Assim, o aquecimento se concentra nos locais com maior resistência do circuito (geralmente na interface entre as chapas) e a solda é obtida. A Figura 6 ilustra o posicionamento dos elementos no processo.

O fator chave do processo é o entendimento de que a geração de calor é diretamente relacionada com o valor da resistência apresentada. Dessa maneira, para que o processo seja eficiente, é inestimável que a geração de calor seja privilegiada no local da junta, e reduzida na superfície das peças e eletrodos. De acordo com (KIMCHI; PHILLIPS, D. H., 2023), o maior ponto de resistência de um circuito montado é justamente na região de contato entre as duas chapas, fato que permite a existência desse procedimento de soldagem. A Figura 7 demonstra a variação de resistência elétrica nos pontos de um conjunto soldado por RSW.

Figura 6 – Esquemática do processo de RSW (CORREIA, 2017).

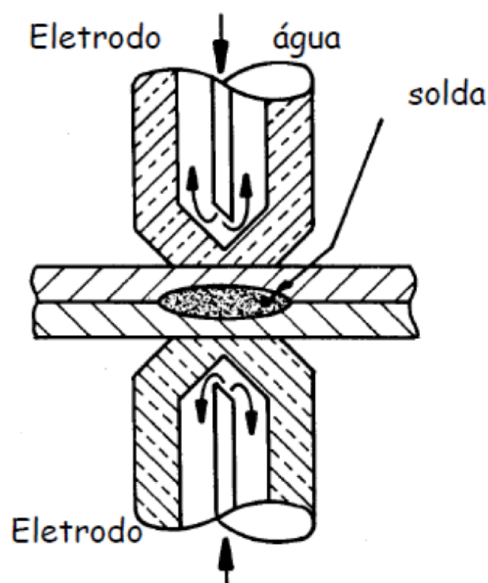
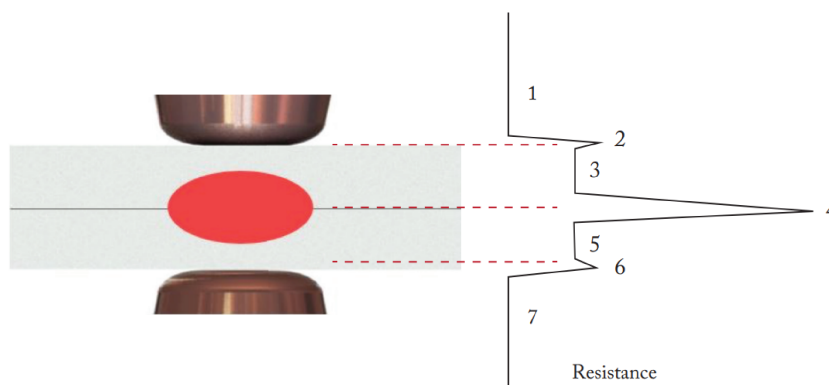


Figura 7 – Variação de resistência em um processo de RSW (KIMCHI; PHILLIPS, D. H., 2023). Os pontos 1 e 7 representam a resistência elétrica do eletrodo, os pontos 2 e 6 da interface eletrodo-peça, os pontos 3 e 5 da peça, e o ponto 4 da interface peça-peça.



Nesse processo, é intuitivo que o fator chave para o sucesso da solda é a geração de calor obtida. Assim, serão abordados os principais fatores que podem afetar e controlar essa geração de calor do sistema (WELDING, 1998; BRACARENSE, 2000a).

- **Corrente elétrica:** De acordo com a Lei de Ohm, a corrente que passa pelo circuito é definida pela tensão da fonte e pela resistência do circuito. A corrente e a geração de calor são diretamente proporcionais, ou seja, quanto maior a corrente maior a quantidade de calor na junta.
- **Tempo de soldagem:** Na maioria dos casos o tempo é a variável mais facilmente controlável. Tempos excessivos podem significar a ultrapassagem da temperatura de fundição do material, causando possíveis falhas por expulsão do material da junta, enfraquecendo a solda. Vale ressaltar que períodos adequados impedem a transferência de calor em excesso, e diminuem a distorção e a ZAC na

região da junta.

- Pressão: Sua funcionalidade principal é manter as peças de trabalho em contato íntimo na interface de união. Porém, percebe-se que pressões muito altas diminuem a resistência elétrica na junta, construindo uma relação inversamente proporcional à geração de calor. Assim, quanto maior a pressão imposta nas peças, maior a corrente necessária para gerar calor. Porém, pressões muito altas podem gerar deformações mecânicas no eletrodo.

É caracterizado como um processo que é facilmente robotizado e entrega soldas de qualidade em curtos espaços de tempo, tornando a RSW um processo ideal para aplicação em ambientes de alta produtividade. É muito eficiente na soldagem de elementos finos e beneficia a soldagem de materiais com altas resistividades. É considerado um processo único pois forma o ponto de solda internamente, sem aparência superficial em relação aos métodos comuns de soldagem (WELDING, 1998; KIMCHI; PHILLIPS, D. H., 2023; ZHANG; SENKARA, 2011). Os pontos soldados por esse processo são mais parecidos com a rebitagem.

3 PROCESSO DE REBITAGEM

A fabricação de uma aeronave comercial é um processo demorado e extremamente detalhado, onde a parcela de montagem representa sozinha uma porção significativa do custo total de entrega da aeronave, podendo chegar aos 50%. De forma simplificada, uma aeronave comercial apresenta de 1 500 000 a 3 000 000 de fixadores mecânicos, sendo que para cada um deles um furo deve ser realizado antes da instalação (CAMPBELL, 2006). Justamente esta necessidade inerente ao processo de rebiteagem que aumenta o tempo de montagem, encarecendo o processo produtivo no geral.

Nessa seção será apresentado o processo básico de montagem, com foco na preparação do furo e na escolha dos fixadores mecânicos utilizados. Para isso, foi levado em consideração o livro intitulado *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials* (CAMPBELL, 2006).

3.1 ENQUADRAMENTO (*FRAMING*)

As operações de enquadramento estrutural são responsáveis por posicionar e fixar corretamente a subestrutura. Na década de 1960, o posicionamento era feito manualmente, com ferramentas fixas e filmes plásticos (*Mylar*) com marcações dos furos. A falta de integração entre os dados de projeto, ferramental e fabricação gerava muita variabilidade, peças mal ajustadas, e era um processo demorado.

Nas décadas de 1980 e 1990, o uso de *Mylar* diminuiu com a utilização de ferramentas fixas, o que elevava os custos iniciais de novos programas. Com o surgimento da modelagem sólida e modelos eletrônicos mestres nos anos 1990, surgiu o conceito de montagem determinística (*determinant assembly*). Nessa técnica, furos pré-dimensionados são feitos durante a fabricação e usados para posicionar as peças na montagem, eliminando a necessidade de ferramentas fixas e acelerando o processo.

Mais recentemente, também se passou a usar projetores a laser para indicar a posição das peças e dos furos durante a montagem. Essa alternativa é interessante por retirar a necessidade de um pré-trabalho na estrutura (realização dos furos), economizando tempo.

3.2 ENCUNHAMENTO (*SHIMMING*)

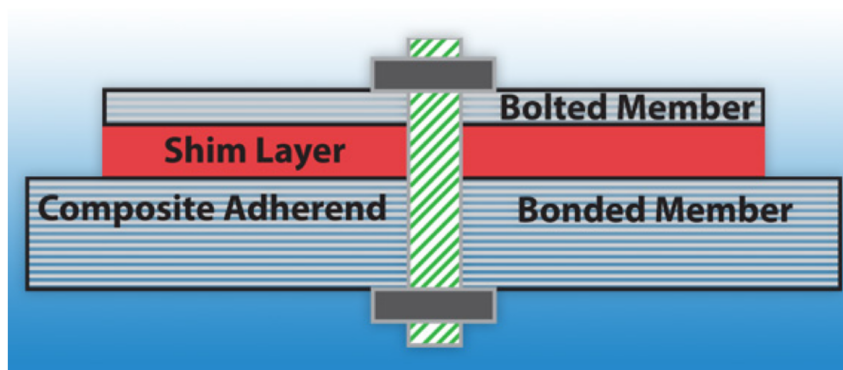
Antes de iniciar a perfuração de furos e a instalação de fixadores, é essencial verificar a existência de folgas entre as partes da estrutura. Essas folgas podem causar sérios problemas, especialmente em materiais metálicos. Em estruturas metálicas, a presença de folgas pode gerar um pré-carregamento indesejado quando os fixadores são instalados, o que pode provocar trincas por fadiga precoce ou até corrosão sob tensão, como no caso do alumínio.

Em estruturas compostas, as consequências das folgas podem ser ainda mais severas. Como os compósitos são mais frágeis, menos tolerantes e não se deformam plasticamente como os metais, a força aplicada pelos fixadores ao unir peças desalinhadas pode provocar delaminações e rachaduras na matriz ao redor dos furos. Essas falhas geralmente se espalham por várias camadas do material, comprometendo seriamente a resistência da junta. Além disso, as folgas podem prender cavacos metálicos, contribuindo para a formação de lascas no lado oposto do furo.

Para evitar esses danos, é necessário medir cuidadosamente todas as folgas e aplicar calços sempre que elas ultrapassarem 0,005 polegadas. Quando a folga é maior, normalmente utiliza-se um calço sólido. Os shims sólidos podem ser metálicos, metálicos laminados destacáveis ou de material composto, sendo importante garantir a compatibilidade eletroquímica para evitar corrosão galvânica.

Para folgas menores, aplica-se o calço líquido. Sua aplicação envolve uma preparação cuidadosa: são feitos furos menores para fixadores temporários que garantem uma leve pressão durante o processo. A superfície onde o adesivo será aplicado deve estar limpa e seca. A outra superfície recebe uma fita ou filme desmoldante. Após a mistura, o adesivo é aplicado, as partes são unidas e fixadas temporariamente. O excesso é removido antes da gelação, que ocorre cerca de uma hora após a mistura. Depois da cura completa, geralmente em 16 horas, as peças são separadas, eventuais falhas no adesivo são corrigidas e, então, a estrutura é montada definitivamente. Esse processo é essencial para garantir a integridade da junta e evitar falhas prematuras durante a operação da estrutura. A Figura 8 ilustra o processo citado.

Figura 8 – Ilustração do calço líquido entre estruturas unidas (MAGNOLIA, s.d.).



3.3 FURAÇÃO (*HOLE DRILLING*)

É importante destacar que existem diferenças entre aeronaves de combate e aeronaves comerciais de passageiros. As aeronaves de combate são projetadas com foco em desempenho e cargas específicas, o que leva a grandes variações de espessura nas chapas externas (skins) e na subestrutura, com o objetivo de reduzir peso. Como consequência,

utilizam uma grande variedade de tipos de fixadores, comprimentos de empunhadura e diâmetros, embora em quantidades mais limitadas. Além disso, por serem estruturas menores, essas aeronaves apresentam mais áreas de difícil acesso durante a montagem.

Aeronaves comerciais de grande porte possuem maior padronização dos fixadores em termos de tipo, comprimento e diâmetro, mas, por causa do seu tamanho, necessitam de um número muito maior de fixadores. As chapas e estruturas tendem a ter espessuras mais uniformes, e o acesso limitado não é um problema tão frequente. No entanto, o grande porte das peças torna o manuseio mais difícil. Já em aeronaves de combate, existe maior variação em espessura de chapas, nos tipos de fixadores, comprimento e diâmetro, ainda que em menor quantidade. Por serem menores, o acesso limitado é recorrente.

Existem diversos tipos de equipamentos de perfuração que podem ser utilizados na fabricação dessas estruturas, os quais foram classificados por Campbell (CAMPBELL, 2006) em três categorias: ferramentas manuais, unidades semi-automatizadas, e unidades automatizadas de perfuração.

A perfuração manual com equipamentos portáteis de alimentação elétrica ou pneumática, é o método com menor precisão para produzir furos com tolerância apertada. Nesse processo, o único fator controlável é a rotação do motor. Cabe ao operador garantir que o furo seja feito na posição correta, perpendicular à superfície e com a pressão suficiente para perfurar, mas sem danificar o material. Ainda é muito utilizada, principalmente porque não exige investimento em ferramentas específicas, como gabaritos, e porque pode ser a única solução viável em áreas de difícil acesso. É um processo que consome bastante tempo, e requer mão de obra especializada e em maiores quantidades. A Figura 9 apresenta uma ferramenta típica utilizada à mão livre.

Figura 9 – Ferramenta pneumática utilizada na furação manual (POWERTOOLS, s.d.).



A perfuração semi-automatizada é muito mais recomendada do que a perfuração manual. Nesse método, a unidade de perfuração é fixada em um gabarito, que define com precisão a posição do furo e garante a perpendicularidade da broca em relação à superfície. Uma vez iniciado o processo, o equipamento opera com velocidade e avanço programados, o que assegura maior qualidade e uniformidade dos furos, característica especialmente importante ao perfurar empilhamentos de materiais metálicos. Alguns desses sistemas

permitem programar ciclos de perfuração em etapas. Isso significa que a broca é retirada periodicamente para remover os cavacos acumulados, o que melhora a precisão e evita danos ao furo.

Para aplicações que exigem grande volume de furos, é possível utilizar equipamentos de perfuração automatizados desenvolvidos especificamente para determinadas tarefas. Esses sistemas são máquinas-ferramenta grandes e sofisticadas, com custo elevado. Por isso, seu uso só é economicamente viável quando há uma quantidade significativa de furos a serem feitos e um número grande de peças a serem produzidas.

Essas máquinas são extremamente rígidas, o que garante alta precisão tanto na localização quanto na perpendicularidade dos furos. Como são controladas numericamente (CNC), não há necessidade de gabaritos de perfuração. Todos os parâmetros de perfuração são controlados automaticamente, inclusive a variação de velocidade e avanço conforme os diferentes materiais do empilhamento. Todos os dados da operação são registrados e armazenados para fins de controle de qualidade. A Figura 10 ilustra uma máquina de furação automatizada.

Figura 10 – Ferramenta automatizada de furação (CLEAN, s.d.).



Nesse contexto, a aplicação da soldagem promete simplificar o processo de montagem como um todo, levando em consideração a grande vantagem de não necessitar um tratamento prévio tão detalhado para a produção da junta.

3.4 SELEÇÃO E APLICAÇÃO DO FIXADOR

Há muitos tipos de fixadores utilizados na montagem estrutural aeroespacial, sendo os mais comuns:

- Rebites sólidos: Tradicionalmente o mais utilizado em estruturas aeronáuticas, porém vem perdendo espaço por conta do aumento de uso de materiais compósitos e ligas metálicas diferentes, como o titânio. Devem ser utilizados apenas

em juntas onde a carga principal é de cisalhamento, podendo haver uma carga secundária de tração. No entanto, eles não devem ser aplicados em locais onde a carga principal seja de tração.

- Pino com colar: Comum em aplicações onde não existe a necessidade de remoção posterior do conjunto, já que sua remoção sempre danifica o elemento de fixação. Um dos mais utilizados é o tipo *Hi-Lok* (Figura 11).
- Parafusos e porcas: Parafusos, juntamente com porcas e arruelas, são usados para unir componentes estruturais altamente carregados que precisam ser removíveis para acesso à manutenção. Também são utilizados como fixações permanentes em estruturas. Parafusos estruturais são aplicados em juntas críticas submetidas à fadiga, cisalhamento e tração. As porcas, apertadas com chaves, são usadas quando há acesso a ambos os lados da estrutura.
- Fixadores cegos: São utilizados em áreas onde o acesso à parte traseira da estrutura é limitado ou inexistente. No entanto, os fixadores de pino com colar são geralmente preferidos, pois são mais resistentes, oferecem melhor fixação e apresentam maior resistência à fadiga.

Figura 11 – Fixador do tipo *Hi-Lok* (HOWMET, s.d.).



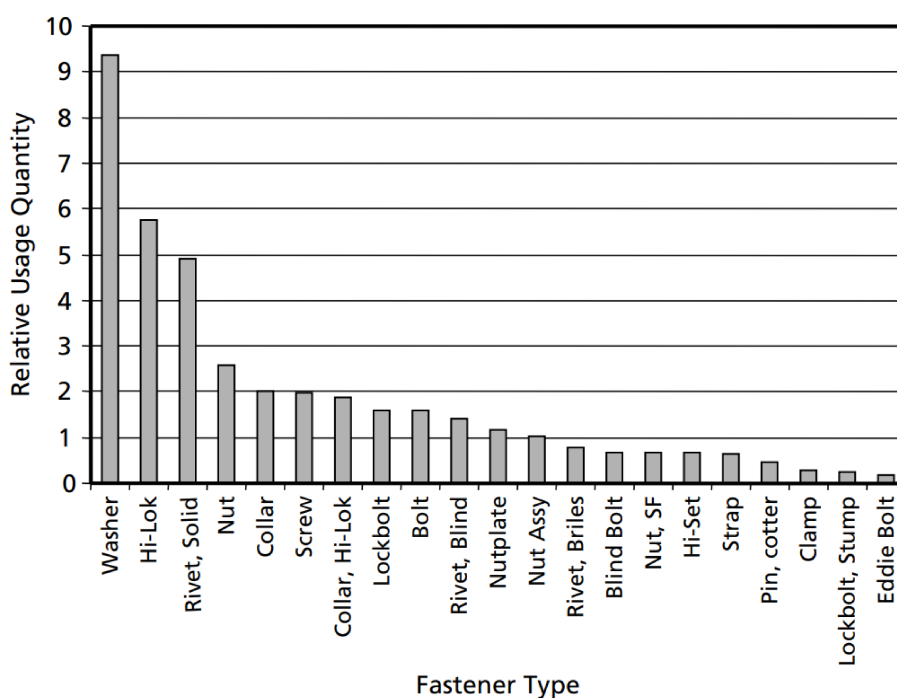
Devido à grande variedade e complexidade de fixadores, as empresas aeroespaciais costumam desenvolver políticas específicas de uso para cada programa. Essas políticas definem critérios de seleção e aplicação, incluindo limitações de uso, critérios de escolha, dimensões de furos, resistências permitidas, compatibilidade de materiais e proteção contra corrosão, além de listas de fixadores aprovados. Normalmente, as distâncias mínimas entre as bordas das peças e entre fixadores são especificadas nesses documentos ou diretamente nos desenhos de engenharia. Em geral, adota-se distância à borda de 2 a 3 vezes o diâmetro do furo (2–3D) e espaçamento entre fixadores de 4 a 6 vezes esse diâmetro (4–6D).

A escolha de um fixador específico depende da sua capacidade de suportar as cargas previstas no projeto, da compatibilidade ambiental com os materiais a serem unidos e da viabilidade de instalação no local designado. A compatibilidade ambiental ou contra

corrosão leva em conta tanto os materiais estruturais quanto o material do fixador. Por exemplo, fixadores de aço com revestimento de cádmio são frequentemente usados por sua proteção anticorrosiva, mas não devem ser aplicados com titânio, devido ao risco de trincas por corrosão sob tensão.

A Figura 12 demonstra a diversificação dos fixadores utilizados em uma aeronave de combate. Percebe-se que os tipos mais utilizados são justamente o rebite sólido e o pino com colar do tipo *Hi-Lok*. Destaca-se a alta presença do elemento fixador conhecido como arruela (*Washer*) nos resultados.

Figura 12 – Quantidade relativa de utilização dos tipos de fixadores em uma aeronave de combate (CAMPBELL, 2006).



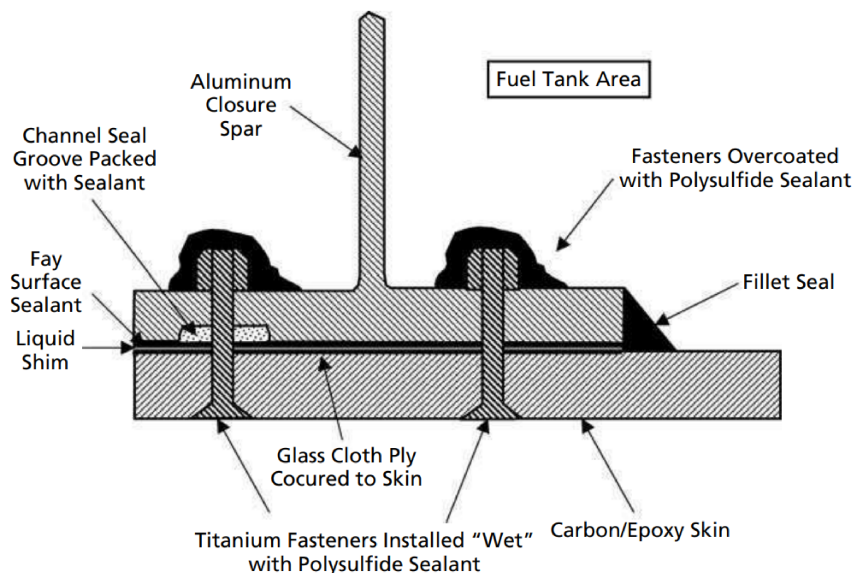
3.5 VEDAÇÃO

Muitas estruturas aeronáuticas exigem vedação por três principais razões: proteção contra corrosão, entrada de água e reter combustível dentro da estrutura, especialmente em tanques de asa. Em estruturas com partes de carbono/epóxi e alumínio, é comum colar uma camada fina de tecido de vidro sobre o composto para isolar eletricamente e evitar corrosão galvânica no alumínio.

Os selantes usados devem ter boa adesão, grande capacidade de alongamento e resistência a produtos químicos e variações de temperatura. O selante mais comum é o de polissulfeto, disponível em diversas formas, com diferentes viscosidades e tempos de cura. Ele opera entre -54°C e 120°C , podendo resistir temporariamente até 175°C , e ainda libera compostos anticorrosivos que protegem o alumínio. Para temperaturas mais altas,

usa-se o selante de silicone, que suporta até 260°C. A Figura 13 mostra a vedação típica utilizada em um tanque de combustível na asa.

Figura 13 – Vedação de um tanque de combustível na asa (CAMPBELL, 2006).



3.6 PINTURA

Partes metálicas, especialmente o alumínio, geralmente recebem tratamento químico antes da pintura para evitar corrosão. Os métodos mais comuns são a anodização e os revestimentos por conversão química. Após o tratamento, aplica-se um primer epóxi anticorrosivo. Já nas estruturas compostas, a adesão da tinta costuma ser mais fácil. A superfície deve ser limpa de sujeira e graxa. O preparo da superfície pode ser feito por lixamento leve com lixa de grão 150 a 180 ou por jateamento abrasivo leve.

O sistema padrão de acabamento em aplicações aeroespaciais usa primer epóxi seguido de uma ou duas camadas de tinta poliuretano. O primer epóxi é curado à temperatura ambiente e contém componentes que inibem a corrosão, aumentam a resistência química e controlam a viscosidade. Já o topcoat de poliuretano garante resistência a intempéries, durabilidade e flexibilidade, com cura inicial entre duas e oito horas e cura completa entre sete e quatorze dias.

Atualmente, a indústria vem adotando sistemas de pintura mais ecológicos, com tintas de baixo teor de compostos orgânicos voláteis e revestimentos de poliuretano de alta concentração, não cromatados, que substituem tanto o primer quanto a tinta de acabamento tradicional.

4 COMPARAÇÃO DE CARACTERÍSTICAS MECÂNICAS

A indústria aeronáutica é historicamente conhecida como um dos setores mais exigentes em segurança e confiabilidade, uma vez que quaisquer falhas podem gerar consequências catastróficas. As estruturas utilizadas em aeronaves devem suportar condições extremas, incluindo cargas cíclicas intensas, deformações, fadiga mecânica, variações bruscas de temperatura e pressão, resistência à corrosão e radiação, além da exposição a diferentes ambientes operacionais. Dessa forma, a seleção dos métodos de união estrutural deve se alinhar com essas necessidades para garantir máxima resistência, durabilidade e previsibilidade de desempenho ao longo da vida útil da aeronave.

Dentro desse contexto, é possível compreender que mudanças em componentes aeronáuticos passam por diversos testes e certificações, e podem levar anos até serem de fato implementadas. Ao curso da história, os rebites são amplamente aceitos e aplicados por garantirem as necessidades específicas de desempenho do produto.

Seguindo o objetivo deste trabalho, é fundamental realizar uma análise comparativa das características mecânicas de juntas soldadas e rebitadas, visando julgar se as juntas soldadas realmente são capazes de apresentar os resultados necessários para futuramente substituir as juntas rebitadas em certas aplicações. Para isso, foram levados em consideração trabalhos que realizaram esse ensaio comparativo entre as juntas, para diferentes métodos de soldagem seguindo a ordem do Capítulo 2. Este capítulo apresenta os resultados comparativos.

4.1 SOLDAGEM POR FRICÇÃO E MISTURA (FSW)

Após o processo de FSW é natural que o material sofra alteração em suas propriedades mecânicas, apesar de ser um processo conhecido por mitigar tais alterações. Para realizar essa análise, considera-se a junção por FSW dos materiais AA 2024 e AA 7075, comumente utilizados como materiais de longarina e chapa, respectivamente.

De acordo com levantamento feito por Genicolo (GENICOLO, 2007), outros autores já realizaram estudos sobre a alteração das propriedades mecânicas dos materiais em questão após o processo de FSW. A Tabela 1 mostra as propriedades originais dos materiais, enquanto as Tabelas 2 e 3 mostram os resultados percentuais em relação ao valor original, após o processo de soldagem por fricção e mistura para ambos os materiais.

A eficiência da união de uma junta rebitada (φ) pode ser estimada através de uma equação envolvendo a distância entre centros (t), o diâmetro do rebite (d) e o coeficiente de concentração de tensões (K) (GENICOLO, 2007). A equação (1) descreve a relação em questão

$$\varphi = \frac{t - d}{K \cdot t} \quad (1)$$

Tabela 1 – Propriedades mecânicas das ligas AA2024 e AA7075 (GENICOLO, 2007)

	AA 2024	AA 7075
Tensão de Escoamento [MPa]	76	95
Tensão de Ruptura [MPa]	185	220
Alongamento [%]	20	17
Dureza [HB500]	47	60
Tensão de Cisalhamento [MPa]	125	150
Tensão limite de fadiga [MPa]	90	160

Tabela 2 – Propriedades mecânicas da liga AA2024 após o processo de soldagem por fricção e mistura, representadas em valor percentual em relação ao valor original da liga (Tabela 1) (GENICOLO, 2007).

	Von Strombeck et al.	Biallas et al.	Talwar et al.	Kumagai et al.
Eficiência da União	83	90	88	83
Resistência à Tração	77	-	91	79
Alongamento	27	30-50	41	19
Tensão de Ruptura	-	-	-	-

Tabela 3 – Propriedades mecânicas da liga AA7075 após o processo de soldagem por fricção e mistura, representadas em valor percentual em relação ao valor original da liga (Tabela 1) (GENICOLO, 2007).

	Magnusson e Kallman	Mahoney et al.	Talwar et al.
Eficiência da União	90	-	84
Resistência à Tração	-	80	71
Alongamento	-	24	33
Tensão de Ruptura	-	84	-

Considera-se que os valores típicos na indústria aeronáutica para fixação de longarinas em chapas são de 3 mm para diâmetro de rebite e 20 mm para distância entre centros. Além disso, considera-se o valor do coeficiente de concentração de tensões igual a 1 por tratar-se de uma fileira de rebites. Com esses dados, tem-se uma eficiência de 85% (GENICOLO, 2007).

Assim, levando em consideração os dados obtidos nas Tabelas 2 e 3, é possível afirmar que uniões através de FSW podem apresentar eficiência estrutural comparável com estruturas rebitadas.

Migrando o foco agora para o desempenho em cargas cíclicas, Dias (DIAS, 2013) realizou um trabalho de comparação entre estruturas soldadas por FSW à ponto e estruturas rebitadas visando sua aplicação no meio aeronáutico. O estudo foi feito com a liga de alumínio 2198-T8.

Foram usados corpos de prova de 1,6 e 3,2 mm de espessura, e para cada uma das espessuras foram criados 8 corpos de prova com características geométricas diferentes. As

variáveis do corpo de prova são a distância da solda até a borda (L_b), a distância entre as linhas de solda (L_s) e o número de linhas de solda (N_s). No estudo, L_b e L_s foram feitos em função do diâmetro da solda produzida (D), equivalente a 9 mm. Todos os corpos foram submetidos aos ensaios de fadiga por um total de cinco vezes, e retornaram o número de ciclos e modo de falha. As Figuras 14 e 15 ilustram a geometria do corpo de prova utilizado para 2 e 3 linhas de solda, respectivamente.

Figura 14 – Geometria do corpo de prova utilizado para duas linhas de solda, indicando as demais variáveis geométricas (DIAS, 2013).

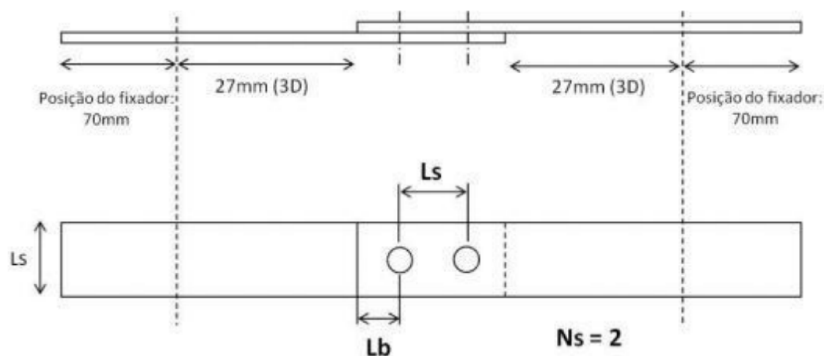
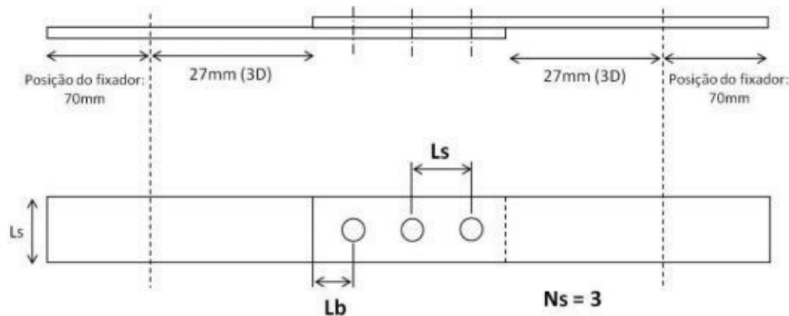


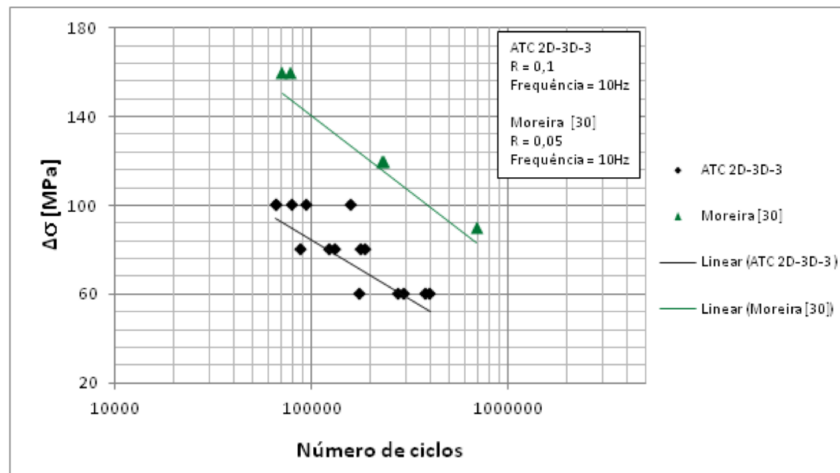
Figura 15 – Geometria do corpo de prova utilizado para três linhas de solda, indicando as demais variáveis geométricas (DIAS, 2013).



O resultado final apresentou dispersões elevadas, e acredita-se que esteja relacionada com a variabilidade associada ao processo de soldagem. O melhor resultado de junta soldada foi comparado à um ensaio semelhante feito para uma estrutura rebitada, porém, com leves diferenças. A comparação das curvas de Wohler aparece na Figura 16

Percebe-se que a junta rebitada apresenta um desempenho em fadiga notavelmente superior. Contudo, as condições de ensaio, material e geometria do corpo não eram, de fato, precisamente as mesmas. Já era esperado a diferença no desempenho por se tratarem de duas juntas com princípios de funcionamentos diferentes, onde ocorrem diferentes mecanismos de iniciação e propagação de trincas. Nas juntas rebitadas a principal causa das trincas foi o atrito cíclico entre as placas unidas, enquanto nas juntas soldadas, a

Figura 16 – Curvas de Wohler para juntas soldadas e rebitadas (DIAS, 2013).



formação do gancho na ZTMA foi fundamental para o início das trincas. Vale ressaltar que pelas diferenças entre os ensaios, o resultado serve principalmente como uma análise preliminar dos desempenhos e não retrata precisamente a realidade.

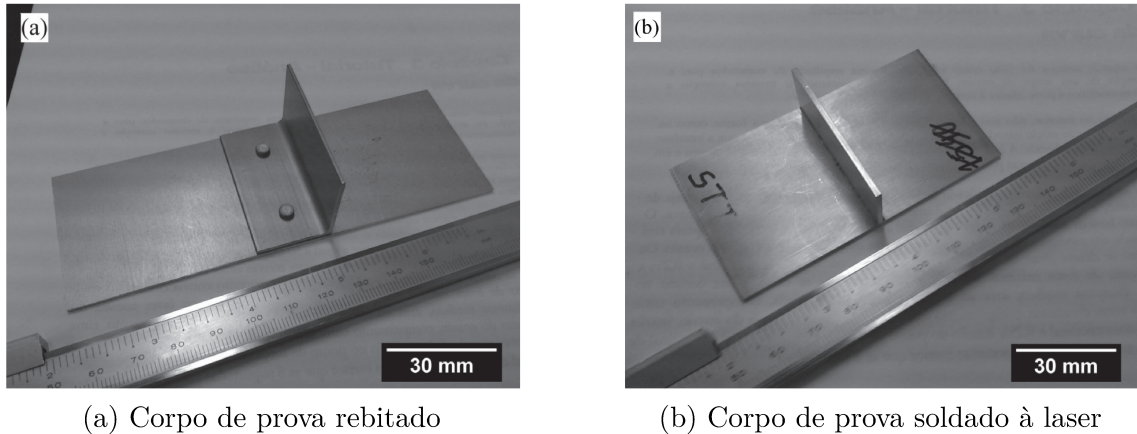
4.2 SOLDAGEM A LASER (LBW)

A soldagem a laser é considerada como capaz de substituir o processo de rebiteagem tradicionalmente empregado, principalmente em juntas do tipo T, entre a fuselagem e a longarina. Para garantir essa capacidade Siqueira *et al.* (SIQUEIRA *et al.*, 2016) realizou um estudo comparativo entre um juntas rebitadas e soldadas por LBW, tal estudo será levado em consideração para a análise.

Os CP (Corpos de prova) rebitados foram fornecidos pela EMBRAER, e foram fabricados sem selante em uma chapa da liga AA2024-T3 com 130 mm de comprimento, 44 mm de largura e 1,3 mm de espessura. O reforçador, feito com a liga AA7050-T7651, e com formato de cantoneira possui abas de 25 mm de comprimento, e largura e espessura iguais. A fixação foi feita por dois rebites da liga AA2177-T4 de diâmetro igual a 4 mm, separados por 25 mm. A Figura 17a mostra o CP rebitado. De acordo com a Equação (1), essa configuração estima 84% de eficiência de união.

Já os CP soldados à laser foram fabricados a partir de uma chapa de AA6013-T4 de 100 mm de comprimento, 44 mm de largura e 1,6 mm de espessura. O reforçador, feito do mesmo material, possui 44 mm de comprimento, 20 mm de largura e 1,6 mm de espessura. A Figura 17b mostra o CP por LBW.

A razão dos diferentes materiais dos CP é justificada por as ligas AA2024 e AA7075 serem comumente utilizadas em juntas rebitadas e apresentarem baixo grau de soldabilidade por laser. Assim, a liga AA6013 foi escolhida por já ter sido aplicada em processos de LBW pela Airbus. Naturalmente, as ligas AA7050 e AA2024 apresentam maior resistência, porém menor ductilidade em relação à liga AA6013.

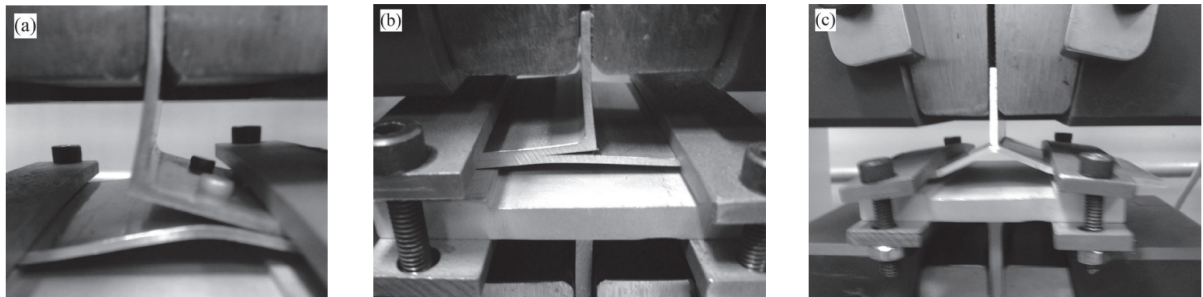
Figura 17 – Corpos de prova utilizados no ensaio (SIQUEIRA *et al.*, 2016).

(a) Corpo de prova rebitado

(b) Corpo de prova soldado à laser

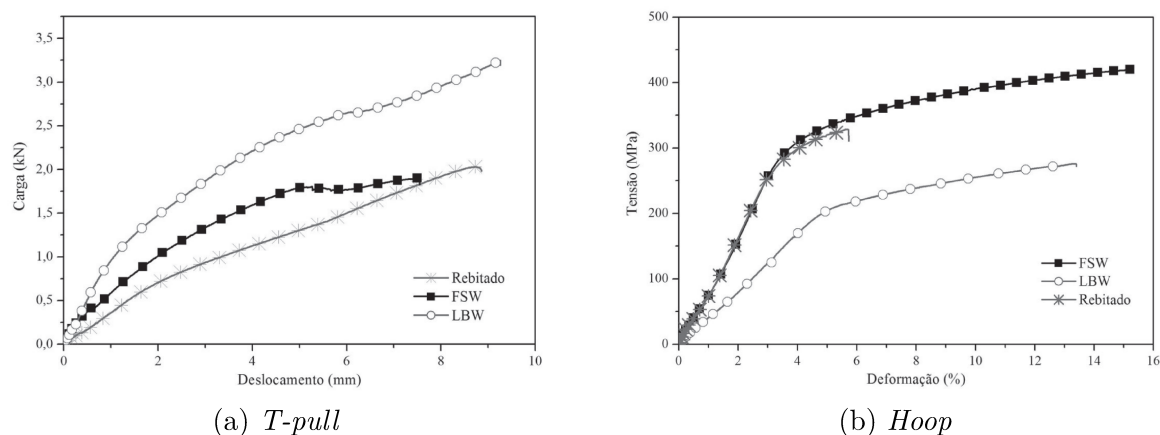
Em relação aos ensaios, foram realizados ensaios de tração *T-pull* e *Hoop*. O ensaio *T-pull* traciona o reforçador transferindo o esforço para a região da junta, enquanto o ensaio *Hoop* traciona uniaxialmente o revestimento, com o reforçador posicionado de forma perpendicular. A Figura 18 mostra o comportamento dos corpos de prova durante o ensaio *T-Pull*. Para cada junta, foram ensaiados 3 corpos de prova. A Figura 19 e a Tabela 4 apresentam os resultados.

Figura 18 – Corpos de prova durante o ensaio de tração *T-Pull* (SIQUEIRA *et al.*, 2016). Os itens representam as juntas rebitadas (a), soldada por FSW (b) e soldada por LBW (c).

Tabela 4 – Resultados numéricos dos ensaios *T-pull* e *Hoop* (SIQUEIRA *et al.*, 2016).

Processo	Carga Máx. [kN]	<i>T-pull</i>		<i>Hoop</i>	
		Deslocamento Máx. [mm]	Tensão Máx. [MPa]	Deformação Máx. [%]	
Rebitagem	$2,2 \pm 0,2$	9 ± 1	329 ± 1	5 ± 1	
LBW	$2,9 \pm 0,5$	8 ± 2	276 ± 1	13 ± 1	

Observa-se que no ensaio *T-pull* as amostras soldadas a laser apresentaram capacidade de suporte de carga cerca de 33% maior em relação às amostras rebitadas mesmo com o uso de uma liga menos resistente, enquanto os deslocamentos apresentaram valores semelhantes. Esse aumento é justificado pela pré existência de tração em junta tripla, que

Figura 19 – Resultados gráficos dos ensaios *T-pull* e *Hoop* (SIQUEIRA *et al.*, 2016).

torna a solicitação uniaxial no reforçador, e também pela superioridade em área de contato do que as juntas rebitadas, fator que contribui para a melhor distribuição da carga.

No teste *Hoop* a amostra soldada à laser apresenta uma redução de 16% da tensão máxima em relação à amostra rebitada, enquanto a deformação sofreu um acréscimo de 160% nas amostras sujeitas ao processo de LBW. O baixo valor de deformação para juntas rebitadas pode ser atribuído aos furos necessários para o processo, que podem atuar como iniciadores de trincas.

Os resultados das análises das propriedades mecânicas evidenciaram a viabilidade técnica da substituição do processo de rebiteagem pela soldagem a laser em estruturas de alumínio. Observou-se que, quando o carregamento é aplicado na direção do reforçador (stringer), a soldagem a laser proporciona os mais elevados valores de carga máxima à ruptura.

Uma limitação inerente ao processo de rebiteagem reside no fato de que, sob solicitações mecânicas no modo *T-Pull*, a necessidade de perfuração do revestimento compromete a integridade estrutural. Nos ensaios *Hoop*, os quais são particularmente sensíveis às propriedades do material de base, verificou-se que as soldas a laser foram levemente inferiores às amostras rebitadas devido à menor capacidade de resistência mecânica da liga utilizada.

Ademais, constatou-se que na soldagem a laser a ruptura manifestou-se nas proximidades do cordão de solda. A análise das superfícies de fratura das juntas rebitadas revelou que os furos atuam como concentradores de tensão e pontos preferenciais para a nucleação de trincas, comprometendo, assim, a integridade estrutural do conjunto.

4.3 SOLDAGEM POR FEIXE DE ELÉTRONS (EBW)

É de conhecimento geral que o processo EBW possui muita semelhança em relação ao processo LBW, pois ambos são métodos de soldagem que utilizam uma fonte de energia altamente concentrada para fundir e unir materiais. Suas características principais incluem alta precisão, baixa ZAC e a capacidade de realizar uniões profundas com mínima

deformação e alto controle.

Entretanto, as limitações do processo de soldagem a laser são mais significativas do que as do processo de soldagem por feixe de elétrons, tornando este último mais adequado para a maioria das aplicações de soldagem. Algumas dessas desvantagens incluem a possibilidade de contaminação por gases, menor profundidade de penetração, ambiente de soldagem menos controlado, o que pode comprometer a qualidade da junta, e menor densidade de energia.

Assim, desconsiderando os parâmetros financeiros e produtivos, e levando em conta a ausência de trabalhos específicos sobre o desempenho de juntas por EBW em relação à juntas rebitadas, o método de análise da viabilidade de aplicação de juntas feitas por feixe de elétrons será feita através da comparação de características mecânicas em relação aos resultados obtidos em juntas por LBW. Essa escolha se justifica pelo fato de apresentarem um princípio de funcionamento semelhante, submetendo a peça a uma altíssima densidade de energia focalizada em um espaço pequeno. Dessa maneira, caso o desempenho do processo de EBW for igual ou superior ao processo de LBW sua viabilidade poderá ser considerada, visto que a soldagem a laser foi aprovada no Item 4.2.

O trabalho feito por Wu *et al.* (WU, S. *et al.*, 2021) compara a soldagem por EBW e LBW em uma liga metálica CLF-1. A Tabela 5 mostra a composição da liga metálica utilizada.

Tabela 5 – Composição da liga CLF-1 em porcentagem de material (WU, S. *et al.*, 2021).

Material	C	Cr	W	Mn	V	Ta	N	Ni	Fe
CLF-1	0,088	8,54	1,34	0,62	0,29	0,14	0,021	0,0058	Bal.

Após ensaios de tração, os resultados obtidos são dispostos na Tabela 6. Além disso, também foi realizado um teste de impacto por Charpy com entalhe em V, em temperatura ambiente. Os resultados estão descritos também na Tabela 6.

Figura 20 – Resistência à tração e alongamento da liga CLF-1. (WU, S. *et al.*, 2021).

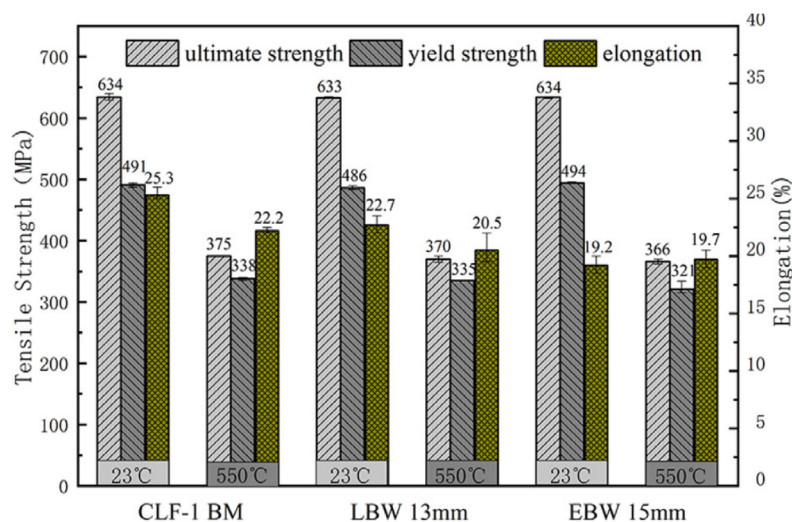
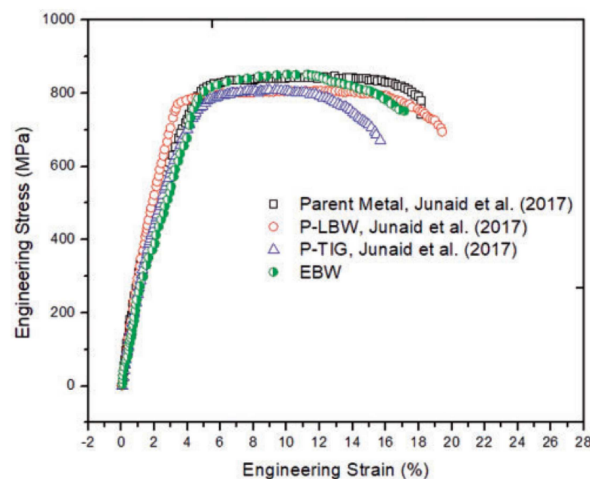


Tabela 6 – Resultados do ensaio Charpy (WU, S. *et al.*, 2021).

	Energia de impacto [J]	Energia de impacto média [J]
CLF -1	282,276,271	276
LBW	246,256,251	251
EBW	292,268,291	284

Percebe-se que em ambos os ensaios, as juntas soldadas apresentaram valores semelhantes entre si, e também em relação ao material base.

De forma complementar, Junaid *et al.* realizou a mesma comparação para a liga de Titânio Ti-5Al-2.5Sn. Foi realizada a solda em uma placa desta liga, com dimensões 100x80x1,6 mm. Em seguida, foi feito um ensaio para obter o diagrama tensão-deformação, apresentado na Figura 21.

Figura 21 – Diagrama tensão-deformação da liga Ti-5Al-2.5Sn para LBW e EBW (JUNAID *et al.*, 2019).

Percebe-se que os resultados são muito semelhantes entre si e entre o material base, reforçando o resultado obtido por Wu *et al.* (WU, S. *et al.*, 2021), mesmo com a diferença entre ligas.

Assim, pode-se dizer que a principal diferença entre os processos aparece na extensão da ZAC e da zona de fusão do material, que são significativamente maiores durante o processo de EBW. Contudo, mesmo que isso altere as propriedades de grão e microdurezas entre as juntas, os resultados são comparáveis mecanicamente.

4.4 SOLDAGEM A PLASMA (PAW)

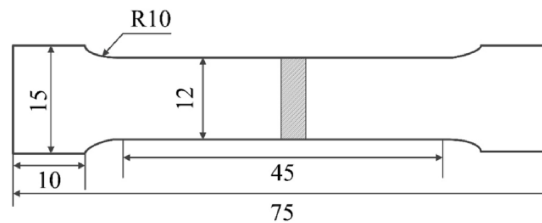
Justamente por ser um processo com alta concentração de energia, boa eficiência e altas velocidades de soldagem, o processo de soldagem a plasma é tido como uma das

opções para substituir a rebiteagem em ligas de alumínio ou titânio, comuns em estruturas aeronáuticas.

Não foram encontrados trabalhos que comparem diretamente as estruturas soldadas por PAW com estruturas rebiteadas ou outros métodos de soldagem aqui citados. Por isso, foi levado em consideração o trabalho feito por Huang *et al.* (HUANG *et al.*, 2021), que uniu através da soldagem a plasma a liga Ti-6Al-4V com uma liga de alumínio 1060.

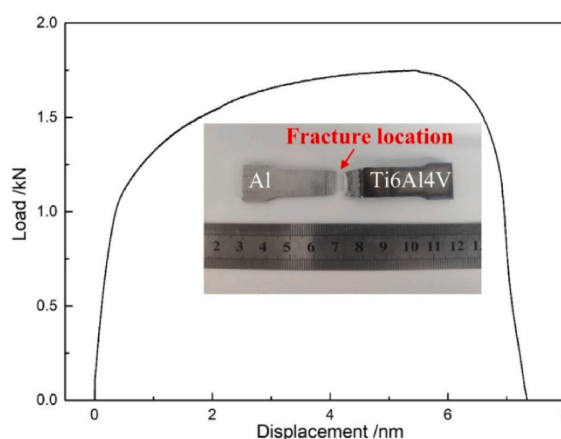
No estudo citado, foram unidas duas placas de 100x100 mm, a primeira da liga de titânio com 3 mm de espessura, e a segunda da liga de alumínio com 2 mm de espessura. Após a união, foram cortadas amostras como mostrado na Figura 22, onde a solda é representada pela parte hachurada e a solda encontra-se na direção perpendicular à linha de corte.

Figura 22 – Geometria do CP utilizado no ensaio (HUANG *et al.*, 2021).



Após o teste de tensão, a amostra apresentou ruptura em uma carga de 1,76 kN, e a ruptura ocorreu na ZAC da placa de alumínio, como mostra a Figura 23. Foi concluído pelo autor que o desempenho da junta é relativamente agradável.

Figura 23 – Resultado do ensaio de tensão e ruptura do material (HUANG *et al.*, 2021).



A junção de materiais dissimilares foi feita com sucesso, com a chapa de titânio posicionada acima da chapa de alumínio. Com os parâmetros ajustados, a chapa de titânio foi parcialmente fundida e o calor foi transferido para a chapa inferior de alumínio. A junta foi classificada como boa metalurgicamente e com boas propriedades mecânicas, bem formada e sem defeitos.

Infelizmente, os resultados dos estudos são insuficientes para definir a aplicabilidade da solda em componentes aeronáuticos. Porém, é um processo conhecido por conseguir realizar com êxito a união de materiais utilizados no meio aeronáutico.

4.5 SOLDAGEM POR RESISTÊNCIA A PONTO (RSW)

Para analisar o desempenho da soldagem por resistência foi levado em consideração o estudo feito por Briskham *et al.* (BRISKHAM *et al.*, 2006), que realiza uma comparação entre os processos de SPR (Rebitagem autoperfurante, do inglês *Self-Piece Riveting*), RSW e SFJ. O método de SFJ será desconsiderado nos resultados por não ser um tópico de interesse.

O estudo em questão realiza ensaios para união de chapas de diferentes ligas de alumínio e diferentes espessuras. A Tabela 7 especifica as configurações de materiais e espessuras utilizadas.

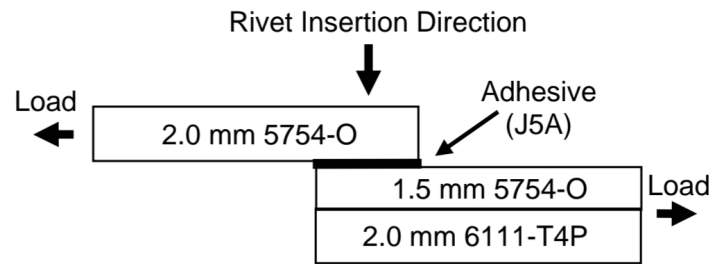
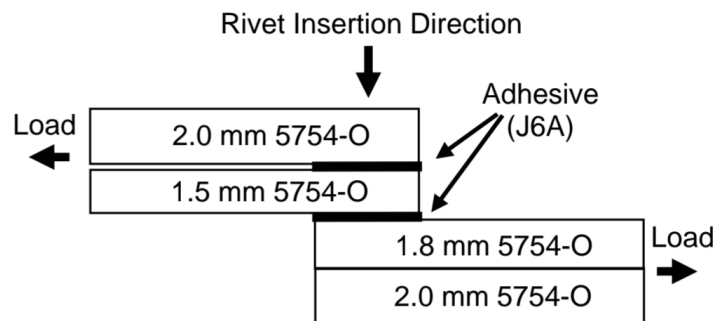
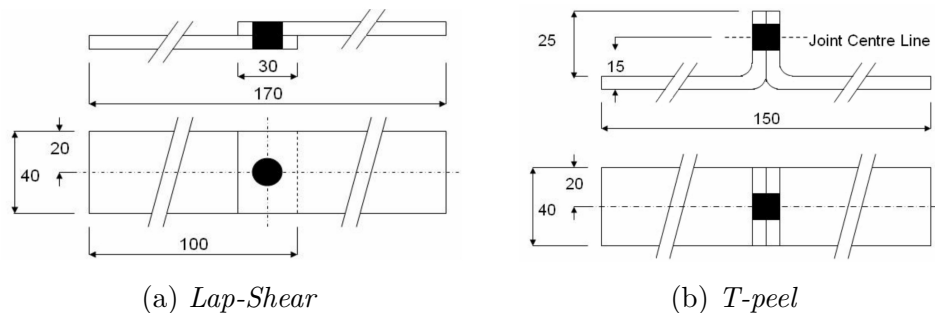
Tabela 7 – Configurações das juntas ensaiadas (BRISKHAM *et al.*, 2006).

Junta	Material 1	Material 2	Material 3	Material 4
J1	0.9 mm 6111-T4P	0.9 mm 5182-O	-	-
J2	2.0 mm 5754-O	1.8 mm 6111-T4P	-	-
J3	2.0 mm 5754-O	2.0 mm 5754-O	-	-
J4	3.0 mm 5754-O	3.0 mm 5754-O	-	-
J5 & J5A	2.0 mm 5754-O	1.5 mm 5754-O	2.0 mm 6111-T4P	-
J6 & J6A	2.0 mm 5754-O	1.5 mm 5754-O	1.8 mm 5754-O	2.0 mm 5754-O

As juntas J1 a J6 foram feitas de forma padrão sem a utilização de adesivos estruturais. Por interesse do autor, as juntas J5A e J6A são réplicas das juntas J5 e J6 com a adição de adesivos epoxy *Dow Betamate 4601*. As Figuras 24 e 25 ilustram o posicionamento dos adesivos na junta.

Foram realizados dois ensaios de tração mecânica, *Lap-Shear* e *T-peel*, e para cada um deles foi confeccionado um CP com geometria diferente. A Figura 26 descreve a geometria dos CP utilizados. Vale ressaltar que seis réplicas de cada junta foram feitas para cada um dos ensaios realizados.

A primeira parte dos resultados diz respeito ao diagrama carga vs. alongamento obtido nos dois ensaios, apresentados nas Figuras 27 e 28. É interessante dizer que os marcadores triangulares representam o ponto de carga máxima em cada curva.

Figura 24 – Posicionamento do adesivo na junta J5A (BRISKHAM *et al.*, 2006).Figura 25 – Posicionamento do adesivo na junta J6A (BRISKHAM *et al.*, 2006).Figura 26 – Geometria do CP utilizado nos ensaios (BRISKHAM *et al.*, 2006).

De acordo com o autor, as diferenças estáticas e dinâmicas dos métodos de junção resultariam em uma quantidade maior de juntas por RSW em um corpo de mesmo tamanho. Assim, a próxima parcela de resultados comparativos parte do pressuposto que em um mesmo corpo, existiriam 33,3% de juntas por RSW excedentes em comparação à quantidade de juntas rebitadas.

Assim, a Figura 29 mostra a carga média suportada para cada tipo de junta em cada configuração de montagem, para os ensaios *Lap-Shear* e *T-peel*, respectivamente. Em adição, a Figura 30 mostra a energia necessária para romper cada junta nos os ensaios *Lap-Shear* e *T-peel*, respectivamente.

É perceptível na Figura 29 que com a adição de mais unidades de juntas por RSW os processos de união apresentam resultados semelhantes. Também é visível que a adição de adesivos nas juntas de RSW aumentaram a capacidade de carga, chegando a valores

Figura 27 – Resultado de carga vs. alongamento do ensaio de *Lap-Shear* (BRISKHAM *et al.*, 2006).

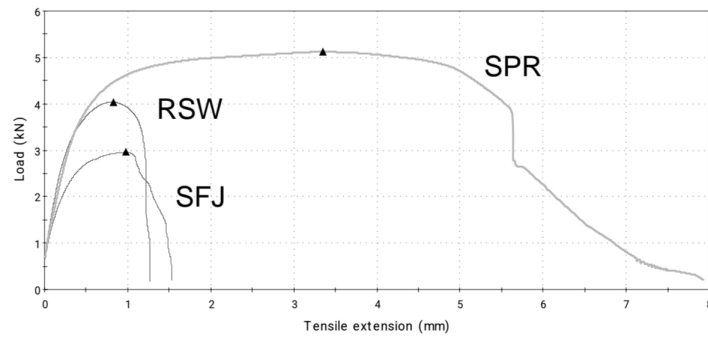


Figura 28 – Resultado de carga vs. alongamento *T-peel* (BRISKHAM *et al.*, 2006).

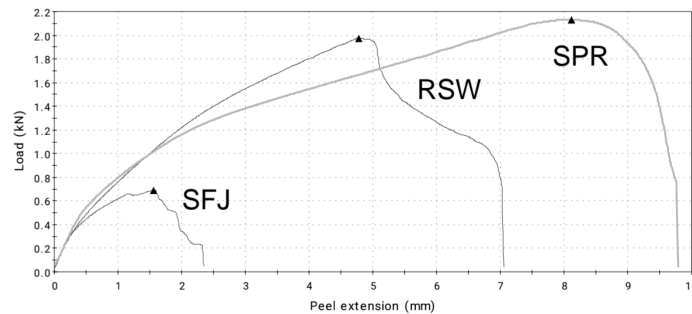
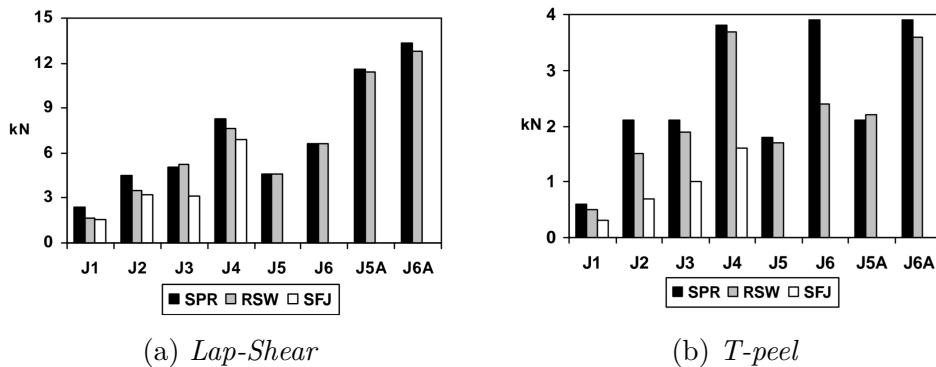


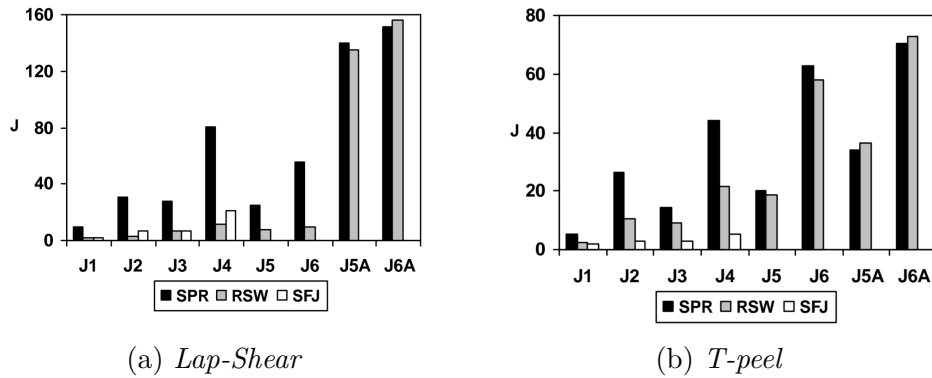
Figura 29 – Carga média suportada nos ensaios *Lap-Shear* *T-peel* (BRISKHAM *et al.*, 2006).



consideravelmente maiores quando comparados as mesmas juntas com ausência de adesivos (principalmente na junta J6A). Esse comportamento não é visto nas juntas rebitas, onde os adesivos apresentaram pouco impacto.

Já na Figura 30a, é visto que a quantidade de energia absorvida na ruptura de uma junta rebitada sob condições de carga de cisalhamento é significativamente maior do que a de juntas RSW. A deformação adicional da chapa necessária para romper o travamento do rebite resulta em maior absorção de energia em comparação com as juntas RSW, que falham por cisalhamento através do núcleo com menor deformação da chapa. Isso também pode ser visto na Figura 27, onde o alongamento da junta rebitada é muito superior à

Figura 30 – Energia média absorvida até o rompimento nos ensaios *Lap-Shear* *T-peel* (BRISKHAM *et al.*, 2006).



junta por RSW, causando uma maior área sob a linha, e conseqüentemente uma maior quantidade de energia absorvida.

Conclui-se portanto que a junta por RSW apresenta propriedades mecânicas menores, tanto em capacidade de carga, quanto em capacidade de alongamento e absorção de energia. Porém, essa deficiência pode ser mitigada a partir da adição de mais pontos de solda no corpo de trabalho. Além disso, a junta por RSW oferece flexibilidade para diferentes configurações de junta, é altamente automatizável e também pode unir materiais dissimilares.

5 VIABILIDADE DE APLICAÇÃO

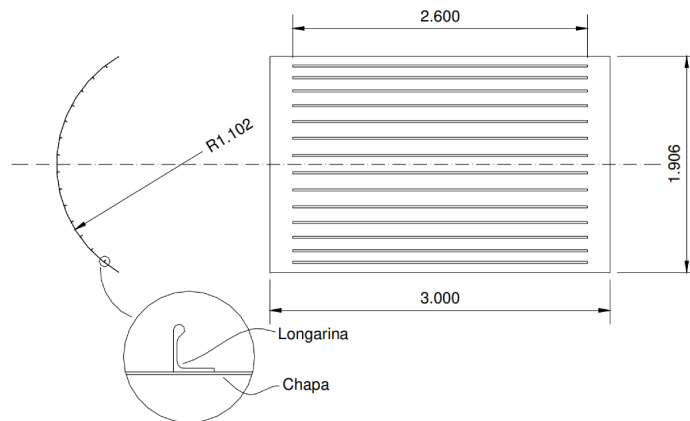
Durante esse trabalho foram citadas diversas vantagens dos diferentes processos de soldagem em relação às uniões rebitadas, porém nenhuma delas tratou a viabilidade e o impacto da aplicação real desse processo em uma linha produtiva. Portanto, este capítulo buscará referências que comparem os processos produtivos e mostrem a real magnitude da diferença entre os métodos de união.

É importante destacar que foram encontrados estudos nesse tema para apenas dois dos cinco métodos de soldagem abordados anteriormente.

5.1 SOLDAGEM POR FRICÇÃO E MISTURA

A tese de mestrado proposta por Genicolo (GENICOLO, 2007) realiza uma comparação entre painéis manufacturados com longarinas rebitadas e com longarinas soldadas por FSW. O painel a ser fabricado é ilustrado na Figura 31.

Figura 31 – Geometria do painel utilizado no estudo (GENICOLO, 2007).



Por escolha do autor, foi considerado que o processo de aplicação de rebites sólidos requer dois técnicos em cada lado da estrutura, resultando em uma taxa média de 30 rebites por hora. Além disso, o painel suporta 130 rebites por longarina com um passo de 20 mm, totalizando 1820 rebites por painel. Considerando os dois técnicos utilizando o processo de rebite manual, o tempo necessário para montagem desse painel foi estimado em 121,32 horas.

Enquanto isso, para o processo de FSW o autor considerou uma velocidade de 1016 mm/min de acordo com a empresa Eclipse Aviation. No mesmo painel, tem-se 2,6 metros de comprimento de solda por longarina, totalizando 36,4 metros de solda por painel fabricado. Em relação à produtividade, foi estimado um tempo de 36 minutos para a soldagem completa do painel.

Para o estudo de custo do processo de rebite foram levadas em consideração as seguintes variáveis: Custo de mão de obra; Custo de aquisição de equipamento; Consumo

de energia da ferramenta. Para o estudo de custo do processo de FSW foram levadas em consideração as seguintes variáveis: Custo de mão de obra; Custo de aquisição de equipamento; Custo de importação do equipamento; Consumo de energia da ferramenta.

Foram considerados equivalentes: Custo do desgaste da ferramenta de FSW e custo de aquisição dos rebites; Custo da confecção do gabarito em ambos os processos, assim como o tempo improdutivo de fixação; A infraestrutura necessária para suportar o processo. Os custos de equipamento foram obtidos por fornecedores.

Como resultado final, o autor estima que o painel fabricado por meio da soldagem FSW é aproximadamente R\$3000,00 mais barato do que o painel rebitado, sendo necessários 325 painéis para o retorno do investimento no equipamento necessário. Além disso, foi apresentada uma diferença significativa no tempo produtivo.

Analizando o resultado apresentado, é marcante a presença de algumas considerações pouco verdadeiras em relação ao real processo produtivo aeronáutico. Em larga escala, os painéis não são fabricados utilizando apenas rebiteagem manual, já reconhecido como o método que mais consome tempo dentre todos os tipos de rebiteagem no Capítulo 3. Além disso, as considerações de igualdade podem ser consideradas extremas em consideração ao real ambiente fabril das indústrias aeronáuticas. Dessa maneira, o resultado pode ser visto como exagerado.

5.2 SOLDAGEM POR RESISTÊNCIA A PONTO

O trabalho realizado por Briskham *et al.* (BRISKHAM *et al.*, 2006) compara o processo de RSW ao processo de rebiteagem auto-perfurante, onde não existe a necessidade da furação prévia na peça de trabalho. Todas as considerações e metodologia de trabalho do autor foram previamente esclarecidas no Capítulo 4.5. Os resultados apresentados abordam a comparação entre o tempo necessário para realização de cada junta, assim como a comparação da projeção de custo de cada um dos processos analisados. Vale ressaltar que novamente o processo de SFJ será desconsiderado na análise dos resultados. As Figuras 32 e 33 apresentam, respectivamente, os resultados citados previamente.

Analizando a Figura 32, percebe-se que não existe diferença circunstancial no tempo de cada ciclo. Porém, no trabalho considera-se a necessidade cerca de 3000 rebites e 4000 pontos de solda para a montagem do mesmo corpo, o que culminaria em um tempo mais elevado para a finalização do processo de RSW.

Em relação à Figura 33a, percebe-se que o processo de RSW é significativamente mais barato em comparação ao processo de rebiteagem principalmente pelo preço acumulativo dos rebites. É importante dizer que o custo considera a fabricação de 35 000 unidades por ano durante 5 anos.

Seguindo o mesmo raciocínio, a Figura 33b apresenta um custo quase quadruplicado do método de rebiteagem em relação ao método RSW, onde mais de 2/3 do custo da rebiteagem auto-perfurante é referente à aquisição de consumíveis.

Figura 32 – Comparação do tempo total para fabricação de cada junta (BRISKHAM *et al.*, 2006).

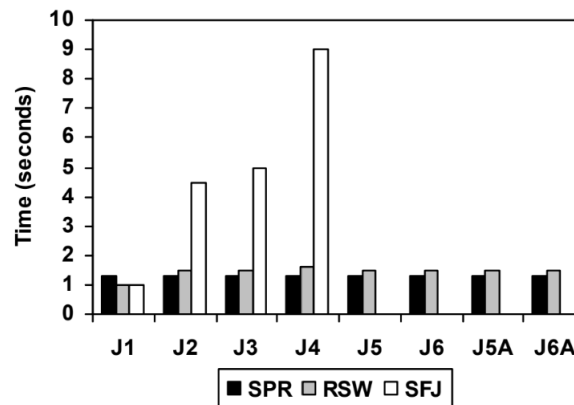
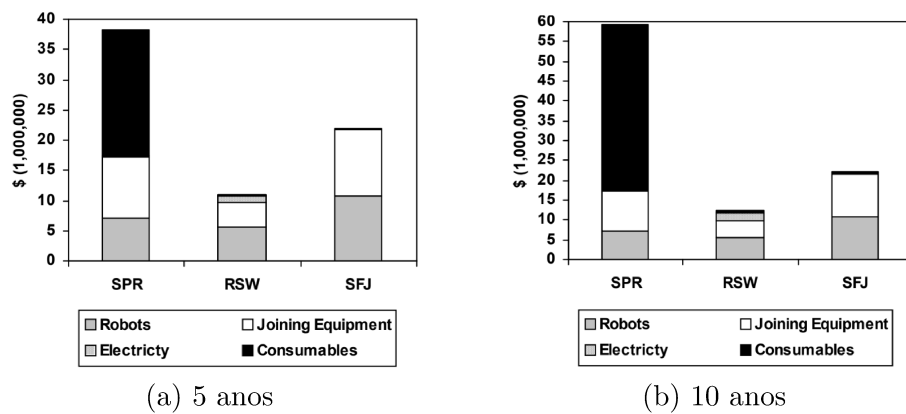


Figura 33 – Custo total comparativo entre os tipos de junta (BRISKHAM *et al.*, 2006).



Percebe-se então que o RSW é um processo consideravelmente mais barato ao longo do tempo, porém sem grandes alterações a nível de produtividade. Além disso, esse método de soldagem também apresenta boa flexibilidade e alto poder de automatização, reduzindo a necessidade de mão de obra. Contudo, não existem garantias em relação à sua consistência em longos períodos e também é necessária a manutenção da ferramenta.

6 CONCLUSÕES

Levando em consideração todo o levantamento feito até o momento, é possível iniciar a conclusão dizendo que existem alguns métodos de soldagem que são aptos a cumprir o desafio de unir materiais com soldabilidade baixa, como ligas de alumínio, ou materiais dissimilares, como chapas alumínio e titânio. Porém, cada processo de soldagem apresenta vantagens e limitações.

O processo conhecido como FSW é o mais difundido dentro da indústria aeronáutica. Sua capacidade de unir materiais sem a fusão dos mesmos garante boas propriedades mecânicas e atua com alta qualidade em ligas de alumínio e titânio. O resultado comparativo apresentado no Item 4.1 mostra um desempenho comparável estaticamente mas inferior para fadiga, levantando questionamentos sobre sua aplicabilidade real na indústria aeronáutica. O Capítulo 5.1 mostra que a aplicação da soldagem por fricção e mistura pode gerar um ganho significativo em produtividade e uma redução considerável de custo. Esse método de soldagem já é utilizado na Indústria pela empresa Elipse Aerospace, que de forma pioneira utilizou a soldagem por FSW em mais de 200 partes na aeronave Eclipse 550, mostrada na Figura 34.

Figura 34 – Aeronave Eclipse 550, pioneira no uso de FSW (ECLIPSE, s.d.).



A soldagem por feixe de laser é um processo caracterizado pela alta concentração de calor, causando maior precisão e menor distorção, ainda que possa ser prejudicada pela reflexão na superfície do material. Os estudos comparativos mostraram bom comportamento da soldagem a laser em comparação à estruturas rebitadas, confirmando a capacidade mecânica de substituição. Porém, a falta de estudos relacionando o custo de aplicação, causa dúvidas na eficiência desse processo em larga escala. Sabe-se que é um processo que necessita alto valor inicial, porém pode retornar o valor investido em tempo satisfatório.

Comparando a LBW com a EBW, foi percebida pouca diferença nos resultados mecânicos, o que pode validar sua aplicação. Contudo, mesmo que possuam naturezas semelhantes, o processo de EBW possui maior impacto na ZAC e possui diferentes resultados em propriedade de grão e microdureza da junta, que podem gerar comportamentos diferentes em cargas cíclicas. Assim, o resultado mecânico da soldagem por feixe de elétrons é considerado inconclusivo. Além disso, vale ressaltar também que o equipamento é ainda mais custoso em relação à soldagem a laser, podendo gerar um impacto a mais na sua aplicação industrial.

A baixa qualidade de estudos relacionados a soldagem a plasma com materiais aeronáuticos prejudicou a capacidade analítica de sua aplicabilidade. Materiais dissimilares foram unidos e de acordo com o autor referenciado no Item 4.4, a junta obtida não apresentou falhas e teve um desempenho aceitável. Contudo, são informações insuficientes para situar a real capacidade de utilização desse processo no meio aeronáutico.

Por fim, a soldagem por resistência a ponto aparece como o segundo processo mais citado em componentes aeronáuticos. O estudo apresentado no Capítulo 4.5 mostra com detalhes juntas feitas com diferentes materiais e espessuras, e com o efeito de adesivos. Apesar do resultado ainda inferior à junta rebitada, foi considerado que em relação à cargas mecânicas o processo RSW é utilizável em maiores quantidades. O maior ponto de preocupação aparece na baixa capacidade de alongamento, que pode gerar falhas durante operação. Foi visto também a alta economia causada pela aplicação da soldagem ao longo do tempo, apesar de não implicar uma diferença significativa na produtividade.

Mudando o foco para as juntas rebitadas, o Capítulo 3 mostra a extensão de todo o processo de rebitagem, justificando a sua baixa produtividade quando comparado à processos de soldagem que não requerem grande tratamento prévio das peças de trabalho. Além disso, a grande variedade de possibilidades durante a rebitagem (tanto de método, quanto da escolha do componente) pode atrasar mais ainda o processo de montagem.

Dentro deste contexto, é possível afirmar que a predominância dos processos de rebitagem não são mais fundamentados nas características mecânicas das juntas obtidas por solda. Cada um dos métodos de soldagem aqui tratados já receberam testes em aeronaves reais, sejam elas comerciais, executivas ou militares, indicando que já foram encontradas soluções estruturais agradáveis o suficiente.

Porém, o mundo aeronáutico requer alta manutenção, forte confiabilidade e grande redundância no funcionamento de seus equipamentos, principalmente para aplicações comerciais e de alta escala. Assim, manutenções de componentes internos devem ser recorrentes, fator que inviabiliza a utilização da soldagem em grande parte da aeronave. Além disso, a inspeção de qualidade de juntas soldadas é mais complexa e requer equipamentos mais custosos, uma vez que a análise visual nunca é suficiente para garantir a qualidade de uma solda, diferentemente de uma junta rebitada. Por mais que pareçam pequenos, esses fatores e suas consequências representam um grande impacto operacional gerado

pela substituição do tipo de junta, e que no momento dessa análise, ainda não foram superados.

Como consequência, uma mudança na maneira de realizar manutenção e inspecionar a qualidade da estrutura acarreta uma séria mudança nas regulamentações e *modus operandi* do setor aeronáutico, para que estes possam continuar garantindo a segurança dos tripulantes e passageiros. Vale ressaltar que essas mudanças são de fato possíveis e provavelmente acontecerão no futuro, porém, demandam muito tempo e trabalho.

Por fim entende-se que a soldagem pode ser aplicada em determinadas áreas de uma aeronave, porém não é capaz de substituir a união rebitada em sua totalidade. Locais que exigem alta flexibilidade, resistência a cargas cíclicas, resistência a variações de temperatura, e necessidade de acesso continuarão sendo mais eficientes quando unidas por rebites. Contudo, regiões que necessitam de estanqueidade, não sofrem altas variações de temperatura e não exigem remoção posterior podem ser feitas através da união soldada. Dessa maneira, deve existir um equilíbrio na aplicação das duas formas de união que sirva à necessidade do local de aplicação.

REFERÊNCIAS

AYDIN, K.; KAYA, Y.; KAHRAMAN, N. **Experimental study of diffusion welding/bonding of titanium to copper**. v. 37. [S.l.: s.n.], 2012. P. 356–368.

Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2012.01.026>.

BAGNATO, O. M. **Propriedades mecanicas de juntas AlSi12 / Al203 soldadas por difusão**. [S.l.]: Universidade Federal de Campinas - Tese de Doutorado, 2002.

Disponível em: <https://doi.org/10.47749/T/UNICAMP.2002.239962>.

BRACARENSE, A. Q. **Processo de soldagem por resistência**. [S.l.: s.n.], 2000.

Disponível em: https://infosolda.com.br/wp-content/uploads/Downloads/Artigos/processos_solda/processo-de-soldagem-por-resistencia.pdf.

BRACARENSE, A. Q. **Soldagem a plasma - PAW**. [S.l.]: Universidade Federal de Minas Gerais, 2000. Disponível em: https://infosolda.com.br/wp-content/uploads/Downloads/Artigos/processos_solda/soldagem-a-plasma-PAW.pdf.

BRISKHAM, P.; BLUNDELL, N.; HAN, L.; HEWITT, R.; YOUNG, K.; BOOMER, D. **Comparison of self-pierce riveting, resistance spot welding and spot friction joining for aluminium automotive sheet**. [S.l.: s.n.], 2006. Disponível em:

<https://doi.org/10.4271/2006-01-0774>.

CAMPBELL, F.C. **Manufacturing technology for aerospace structural materials**. [S.l.]: Elsevier, 2006. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/B978-185617495-4/50011-1>.

CAVALIERE, P.; CERRI, Emanuela; SQUILLACE, Antonino. **Mechanical response of 2024-7075 aluminium alloys joined by Friction Stir Welding**. v. 40. [S.l.: s.n.], jul. 2005. P. 3669–3676. Disponível em: <https://doi.org/10.1007/s10853-005-0474-5>.

CLEAN, Aviation. [S.l.: s.n.]. Disponível em:

<https://www.clean-aviation.eu/research-and-innovation/clean-sky-2/results-stories/its-about-time-humanrobot-collab-zips-up-production-rates>.

COLLIGAN, K. J. **Friction stir welding: From basics to applications**. [S.l.]:

Woodhead Publisher Limited, 2010. P. 15–27. Disponível em:

<https://doi.org/10.1533/9781845697716.1.15>.

CORREIA, A. L. G. **Soldagem por Resistência**. [S.l.: s.n.], 2017. Disponível em: https://docente.ifsc.edu.br/anderson.correia/MaterialDidatico/Eletromecanica/Modulo_2/Processos_de_Soldagem/Soldagem%20por%20Resist%C3%Aancia.pdf.

CRUZ, M. F.; MOURA NETO, C. de. **Friction Stir Welding—Review: Potencial de Aplicação na Indústria Aeroespacial**. [S.l.: s.n.], 2009. Disponível em: https://www.sige.ita.br/edicoes-antiores/2009/st/I_2.pdf.

DIAS, G. P. **Aplicação do processo de soldagem a ponto por fricção em estruturas aeronáuticas: Otimização de parâmetros de processo e avaliação da integridade das soldas para a liga de alumínio 2198-T8**. [S.l.]: Universidade Federal do Rio Grande do Sul - Escola de Engenharia, 2013. Disponível em: <http://hdl.handle.net/10183/96391>.

ECLIPSE. [S.l.: s.n.]. Disponível em: <https://www.eclipse.aero/eclipse-jet/>.

EMBRAER. **Carteira de pedidos e entregas 4T23**. [S.l.: s.n.], 2023. P. 10. Disponível em: <https://ri.embraer.com.br/informacoes-financeiras/central-de-resultados/>.

GENICOLO, M. A. C. **Estudo de Viabilidade para Implementação de Uniões Soldadas pelo Método Friction Stir Welding em Estruturas Aeronáuticas**. [S.l.]: Universidade de São Paulo - Escola Politécnica, 2007. Disponível em: <https://doi.org/10.11606/D.3.2007.tde-08012008-162326>.

GIMENES, L.; RAMALHO, J. P. **Soldagem Laser**. [S.l.]: Infosolda. Disponível em: https://infosolda.com.br/wp-content/uploads/Downloads/Artigos/processos_solda/soldagem-laser.pdf.

GIMENES, L.; TREMONTI, M. A. **Processo de Soldagem por Difusão**. [S.l.]: Infosolda, 2013. Disponível em: https://infosolda.com.br/wp-content/uploads/Downloads/Artigos/processos_solda/processo-de-soldagem-por-difuso.pdf.

HOWMET, Aerospace. [S.l.: s.n.]. Disponível em: <https://www.howmet.com/products/aerospace/pin-systems/hi-lok-fastening-system/>.

HUANG, J.; LIU, Y.; LIU, S.; GUAN, Z.; YU, X.; WU, H.; YU, S.; FAN, D. **Process of welding-brazing and interface analysis of lap joint Ti-6Al-4V and aluminum**

by plasma arc welding. v. 61. [S.l.]: Elsevier, 2021. P. 396–407. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2020.11.017>.

JUNAID, M.; RAHMAN, K.; KHAN, F. N.; BAKHSH, N.; BAIG, M. N. **Comparison of microstructure, mechanical properties, and residual stresses in tungsten inert gas, laser, and electron beam welding of Ti–5Al–2.5 Sn titanium alloy.** v. 233. [S.l.]: SAGE Publications Sage UK: London, England, 2019. P. 1336–1351. Disponível em: <https://doi.org/10.1177/1464420717748345>.

KHAN, N. Z.; SIDDIQUEE, A.N.; KHAN, Z.A. **Friction Stir Welding: Dissimilar Aluminium Alloys.** [S.l.]: CRC Press, 2017. Disponível em: <https://doi.org/10.1201/9781315116815>.

KHEDR, M.; HAMADA, A.; JÄRVENPÄÄ, A.; ELKATATNY, S.; ABD-ELAZIEM, W. **Review on the Solid-State Welding of Steels: Diffusion Bonding and Friction Stir Welding Processes.** v. 13. [S.l.: s.n.], 2023. Disponível em: <https://doi.org/10.3390/met13010054>.

KIMCHI, M.; PHILLIPS, D. H. **Resistance spot welding: fundamentals and applications for the automotive industry.** [S.l.]: Springer Nature, 2023. Disponível em: <https://doi.org/10.1007/978-3-031-25783-4>.

LIU, X.; DONG, Q.; WANG, P.; CHEN, H. **Review of Electron Beam Welding Technology in Space Environment.** v. 225. [S.l.: s.n.], 2021. P. 165720. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.ijleo.2020.165720>.

LIU, Z. M.; CUI, S.; LUO, Z.; ZHANG, C.; WANG, Z.; ZHANG, Y. **Plasma arc welding: Process variants and its recent developments of sensing, controlling and modeling.** v. 23. [S.l.: s.n.], 2016. P. 315–327. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2016.04.004>.

MACIEL, C. I. S. **Estudo de fadiga e tenacidade de ligas de alumínio e alumínio-lítio soldadas por fricção-mistura (FSW) submetidas a atmosferas corrosivas e criogênicas.** [S.l.]: Universidade de São Paulo, 2018. Disponível em: <https://doi.org/10.11606/T.18.2018.tde-01112018-161957>.

MAGALHÃES, Roberto. **O segredo por trás do amor das aeronaves por rebites em vez de soldagem.** [S.l.]: Compraco, 2024. Disponível em: <https://compraco.com.br/blogs/industria/o-segredo-por-tras-do-amor-das-aeronaves->

por-rebites-em-vez-de-soldagem?srsltid=AfmBOorSibC0EqMmF5PsThsSK8NTkWh50MiGEzfyXMgj6XMCYYbZD966.

MAGNOLIA, Plastics. **Liquid Shim**. [S.l.: s.n.]. Disponível em: <http://www.rdr-aerospace.co.uk/magnoliaShims.html>.

MARTUKANITZ, R. P. **A critical review of laser beam welding**. [S.l.: s.n.], 2005. Disponível em: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:121621881>.

MENDEZ, P.F.; EAGAR, T.W. **Welding Processes for Aeronautics**. [S.l.]: Advanced Materials Processes, 2001. P. 5. Disponível em: <https://eagar.mit.edu/publications/Eagar184.pdf>.

MODENESI, P.J.; MARQUES P, V. **Introdução aos processos de soldagem**. [S.l.]: Universidade Federal de Minas Gerais, 2000. Disponível em: <https://demet.eng.ufmg.br/wp-content/uploads/2012/10/processo.pdf>.

MORTEAN, M. V. V.; BUSCHINELLI, A. J. A.; PAIVA, K. V.; MANTELLI, M. B. H.; REMMEL, J. **Soldagem por Difusão de Aços Inoxidáveis para Fabricação de Trocadores de Calor Compactos**. v. 21. [S.l.]: Associação Brasileira de Soldagem, jan. 2016. P. 103–114. Disponível em: <https://doi.org/10.1590/0104-9224/SI2101.10>.

NANDAN, R.; DEBROY, T.; BHADESHIA, H.K.D.H. **Progress in materials science**. v. 53. [S.l.: s.n.]. P. 980–1023. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.pmatsci.2008.05.001>.

OLIVIECKI, N.J.; BESKOW, A.B. **Análise dos parâmetros do processo de solda por fricção em uma liga de alumínio**. [S.l.]: Perspectiva, 2013. Disponível em: <https://doi.org/10.1590/0104-9224/SI2301.02>.

PODRŽAJ, P.; POLAJNAR, I.; DIACI, J.; KARIŽ, Z. **Overview of resistance spot welding control**. v. 13. [S.l.]: Taylor & Francis, 2008. P. 215–224. Disponível em: <https://doi.org/10.1179/174329308X283893>.

POWERTOOLS, COOPER. [S.l.: s.n.]. Disponível em: http://www.cooper-powertools.com/assemblytools/SP-904_EN.pdf.

- REIS, R. P. **Soldagem plasma "melt-in" de aço comum ao carbono.** [S.l.]: Universidade Federal de Uberlândia, 2005. Disponível em: <https://repositorio.ufu.br/handle/123456789/14820>.
- REISGEN, U.; OLSCHOK, S.; LONGERICH, S. **Laser beam welding in vacuum—a process variation in comparison with electron beam welding.** v. 2010. [S.l.: s.n.], 2010. P. 638–647. Disponível em: <https://doi.org/10.2351/1.5062093>.
- SAHOO, A.; TRIPATHY, S. **Development in plasma arc welding process: A review.** v. 41. [S.l.: s.n.], 2021. P. 363–368. International Conference on Recent Advances in Mechanical Engineering Research and Development (ICRAMERD-20). Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.09.562>.
- SCHULTZ, H. **Electron beam welding.** [S.l.]: Woodhead Publishing, 1994. Disponível em: <https://doi.org/10.1533/9781845698782>.
- SIDDHARTH, P. N.; NARAYANAN, C. S. **A review on Electron Beam Welding process.** v. 1706. [S.l.: s.n.], 2020. P. 012208. Disponível em: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1706/1/012208>.
- SIQUEIRA, R.; OLIVEIRA, A.; ABDALLA, R.; LIMA, M. **Comparing mechanical behaviour of aluminium welds produced by laser beam welding (LBW), friction stir welding (FSW), and riveting for aeronautical structures.** v. 30. [S.l.]: Taylor & Francis, 2016. P. 497–503. Disponível em: <https://doi.org/10.1080/09507116.2015.1096501>.
- SUN, Z.; KARPPI, R. **The application of electron beam welding for the joining of dissimilar metals: an overview.** v. 59. [S.l.: s.n.], 1996. P. 257–267. Disponível em: [https://doi.org/10.1016/0924-0136\(95\)02150-7](https://doi.org/10.1016/0924-0136(95)02150-7).
- THOMAS, W.M.; NICHOLAS, E.D.; SMITH, S.D. **Friction Stir Welding of aluminum alloys.** [S.l.]: TMS Annual Meeting, 2009. Disponível em: <http://www.twi-global.com/technical-knowledge/published-papers/friction-stir-welding-of-aluminium-alloys/>.
- WALDRON, G. **Mission Systems boost Northrop Grumman Q2 profits.** [S.l.]: Flight Global, 2019. Disponível em: <https://www.flightglobal.com/fixed-wing/mission-systems-boost-northrop-grumman-q2-profits/133675.article>.

- WEĞŁOWSKI, M.St.; BŁACHA, S.; PHILLIPS, A. **Electron beam welding – Techniques and trends – Review**. v. 130. [S.l.: s.n.], 2016. P. 72–92. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.vacuum.2016.05.004>.
- WELDING, Miller. **Handbook for Resistance Spot Welding**. [S.l.]: Miller Welding, 1998. Disponível em: <https://www.millerwelds.com/-/media/miller-electric/import/literature/file/resistance-spot-welding-booklet.pdf>.
- WU, C.S.; WANG, L.; REN, W.J.; ZHANG, X.Y. **Plasma arc welding: Process, sensing, control and modeling**. v. 16. [S.l.: s.n.], 2014. P. 74–85. Recent Developments in Welding Processes. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2013.06.004>.
- WU, S.; SHI, Y.; LIAO, H.; WANG, X. **Microstructure and mechanical properties of LBW and EBW weld joints of CLF-1 steel: A comparative analysis**. v. 549. [S.l.]: Elsevier, 2021. P. 152914. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.jnucmat.2021.152914>.
- ZHANG, H.; SENKARA, J. **Resistance welding: fundamentals and applications**. [S.l.]: CRC press, 2011. Disponível em: <https://doi.org/10.1201/b11752>.