

Revista Eletrônica



Volume 5 – Número 1 - 2025

Tensões Residuais em Soldas de Estruturas Aeronáuticas: Análise de Como Afetam a Durabilidade e a Segurança

Enzo Buldrini Contarini

Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo

contarini.e@aluno.ifsp.edu.br

Giovana Carvalho Viana

Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo

viana.c@aluno.ifsp.edu.br

Resumo

Este artigo aborda o problema das tensões residuais geradas em processos de soldagem de estruturas aeronáuticas e seu impacto na segurança e durabilidade. Tensões residuais de tração, inerentes ao ciclo térmico da solda, atuam como um fator crítico, acelerando a propagação de trincas e reduzindo a vida em fadiga de componentes. A metodologia empregada envolveu uma revisão bibliográfica sobre os mecanismos de formação e os efeitos dessas tensões, seguida por uma análise de um caso de estudo hipotético (ou real, se aplicável) utilizando o Método dos Elementos Finitos (MEF) para simular a distribuição de tensões em uma junta soldada de uma liga de alumínio típica da indústria. Os resultados indicam a presença de picos de tensão de tração na Zona Termicamente Afetada (ZTA), que podem comprometer a integridade do componente sob carregamento cíclico. Conclui-se que o controle e o alívio dessas tensões, por meio de tratamentos pós-soldagem como o Tratamento Térmico de Alívio de Tensões (TTAT) ou processos mecânicos como o *shot peening*, são indispensáveis para garantir a confiabilidade e a segurança exigidas no setor aeronáutico.

Palavras-chave

Tensões Residuais, Soldagem Aeronáutica, Fadiga de Materiais, Mecânica da Fratura, Integridade Estrutural, Ligas de Alumínio, Ligas de Titânio.

Abstract

This article addresses the problem of residual stresses generated in aircraft structure welding processes and their impact on safety and durability. Tensile residual stresses, inherent in the thermal cycle of welding, act as a critical factor, accelerating crack propagation and reducing component fatigue life. The methodology employed involved a literature review on the formation mechanisms and effects of

these stresses, followed by an analysis of a hypothetical (or real, if applicable) case study using the Finite Element Method (FEM) to simulate the stress distribution in a welded joint of a typical industrial aluminum alloy. The results indicate the presence of tensile stress peaks in the Heat Affected Zone (HAZ), which can compromise the integrity of the component under cyclic loading. It is concluded that the control and relief of these stresses, through post-welding treatments such as Stress Relief Heat Treatment (SRT) or mechanical processes such as shot peening, are essential to guarantee the reliability and safety required in the aeronautical sector.

Keywords

Residual Stresses, Aircraft Welding, Material Fatigue, Fracture Mechanics, Structural Integrity, Aluminum Alloys, Titanium Alloys.

1 - Introdução

Em 13 de dezembro de 2020, um avião Piper PA-46 Malibu sofreu o colapso do seu trem de pouso do nariz durante o pouso. A investigação do NTSB (Conselho Nacional de Segurança nos Transportes dos EUA) apontou a causa direta: a fratura por fadiga de metal de um suporte soldado no berço do motor, peça fundamental para a operação do trem de pouso.



Figura 1 – Piper PA-46 Malibu.

A investigação descobriu que a fadiga se originou em uma solda de reparo mal executada no suporte. Este reparo inadequado criou pontos de concentração de tensão no componente. Com os ciclos repetitivos de carga a cada voo, esses pontos de tensão evoluíram para trincas que, por fim, levaram à falha total da peça.

Este acidente é um exemplo prático e documentado de como uma solda defeituosa, ao não gerenciar corretamente as tensões, pode levar a uma falha estrutural grave, comprometendo diretamente a segurança de uma aeronave.

A segurança e a confiabilidade são pilares fundamentais na indústria aeronáutica, onde a análise de falhas é uma ferramenta indispensável para garantir a integridade estrutural das aeronaves. Processos de fabricação como a soldagem, embora essenciais, introduzem complexidades que demandam atenção rigorosa. Um dos maiores desafios decorrentes da soldagem é o surgimento de tensões residuais, que impactam diretamente a durabilidade e a segurança dos componentes.

As tensões residuais de tração, geradas pelo ciclo térmico da solda, são particularmente críticas, pois podem acelerar a propagação de trincas e, consequentemente, reduzir a vida em fadiga de uma estrutura. A falha em gerenciar essas tensões pode levar a consequências severas. Um exemplo real e documentado que ilustra esse perigo foi o colapso do trem de pouso de um Piper PA-46 Malibu em 2020, causado pela fratura por fadiga de um suporte. A investigação revelou que a falha se originou em uma solda de reparo mal executada, que criou pontos de concentração de tensão e levou à falha estrutural após ciclos repetidos de carga.

Este evento ressalta como uma solda defeituosa pode comprometer diretamente a segurança de uma aeronave. Diante disso, este trabalho tem como objetivo central analisar o conhecimento atual sobre a formação e os efeitos das tensões residuais em juntas soldadas de materiais aeronáuticos, como ligas de alumínio e titânio. Serão revisados os mecanismos de formação dessas tensões, seu impacto nos principais modos de falha — como fadiga e fratura — e as principais técnicas para sua mitigação, como o *shot peening* e tratamentos térmicos, reforçando a necessidade de seu controle para assegurar a confiabilidade exigida no setor.

2 - Objetivos

Objetivo Geral: Analisar e sintetizar o conhecimento atual sobre a formação, medição e os efeitos das tensões residuais em juntas soldadas de materiais aeronáuticos.

Objetivos Específicos: Discutir os mecanismos de formação das tensões residuais; revisar o impacto das tensões residuais nos principais modos de falha (fadiga e fratura); apresentar as principais técnicas de medição e mitigação de tensões residuais; identificar as lacunas de pesquisa e os desafios

futuros na área, integrar as técnicas de análise avançada, focar nos métodos de mitigação e relacionar a teoria com a prática.

2.1 - Conceitos de Falha

No contexto da engenharia e da ciência dos materiais, o termo "falha" possui uma definição ampla e crítica. Uma falha não se resume apenas à fratura ou separação completa de um componente em duas ou mais partes. De forma mais abrangente, a falha é caracterizada como qualquer alteração, seja ela dimensional, de propriedade do material ou de integridade estrutural, que impede um componente de cumprir, de maneira satisfatória e segura, a função para a qual foi projetado.

Na indústria aeronáutica, onde a segurança é o requisito primordial, essa definição é ainda mais rigorosa. Uma pequena deformação plástica, o surgimento de uma trinca microscópica ou mesmo o desgaste superficial podem ser considerados modos de falha, pois representam um desvio do comportamento esperado e um risco potencial à operação da aeronave. As falhas podem ser classificadas com base em sua natureza, sendo as mais comuns:

Falha por Deformação: Ocorre quando o componente sofre uma deformação elástica ou plástica excessiva, perdendo suas dimensões originais e comprometendo sua funcionalidade, mesmo sem haver fratura.

Falha por Fratura: É a separação completa ou parcial de um corpo sólido sob a ação de um carregamento. A fratura pode ser dúctil, com grande deformação plástica prévia e alta absorção de energia, ou frágil, que ocorre subitamente, com pouca ou nenhuma deformação, sendo extremamente perigosa em aplicações estruturais.

Falha por Fadiga: Caracteriza-se pela nucleação e propagação de trincas em materiais sujeitos a carregamentos cíclicos ou flutuantes. É o principal modo de falha em estruturas aeronáuticas, que são submetidas a ciclos constantes de pressurização, decolagem e pouso. A falha por fadiga é insidiosa, pois pode ocorrer em níveis de tensão muito inferiores à resistência máxima do material.

Falha por Corrosão e Desgaste: Envolve a degradação do material devido a reações químicas com o ambiente (corrosão) ou pela remoção de material da superfície por ação mecânica (desgaste), comprometendo a integridade do componente ao longo do tempo.

Compreender esses mecanismos é o primeiro passo para prever o comportamento de um componente em serviço e, fundamentalmente, para desenvolver estratégias de projeto, fabricação e manutenção que garantam sua durabilidade e confiabilidade. No contexto deste artigo, o foco recai sobre a falha por fratura e, sobre o processo de fadiga, que é diretamente influenciado pela presença de concentradores de tensão e tensões residuais provenientes de processos como a soldagem.

2.2 - Fadiga

A fadiga é um processo de dano localizado e progressivo que ocorre em materiais sujeitos a tensões e deformações cíclicas. Notoriamente, a falha por fadiga pode acontecer em níveis de tensão significativamente inferiores ao limite de resistência à tração (σ_u) e até mesmo ao limite de escoamento (σ_e) do material. Este fenômeno é particularmente perigoso em engenharia, pois muitas vezes ocorre sem qualquer aviso visual ou deformação plástica aparente, culminando em uma fratura súbita e catastrófica. Na indústria aeronáutica, a fadiga é considerada o principal modo de falha a ser evitado, dado que as estruturas são constantemente expostas a ciclos de carregamento durante a decolagem, voo (rajadas de vento, manobras), pressurização da cabine e pouso. O processo de falha por fadiga é classicamente dividido em três estágios distintos:

Estágio I - Nucleação da Trinca (Iniciação): O processo se inicia com o surgimento de uma ou mais trincas microscópicas. Essas trincas quase sempre se formam em pontos de alta concentração de tensão na superfície do componente. Defeitos como riscos de usinagem, cantos vivos, inclusões no material ou, como é o foco deste trabalho, imperfeições na geometria do cordão de solda e na Zona Termicamente Afetada (ZTA), atuam como iniciadores, amplificando a tensão local e dando origem à fratura.

Estágio II - Propagação da Trinca: Uma vez nucleada, a trinca começa a crescer a cada ciclo de tensão. Durante este estágio, a propagação é estável e perpendicular à direção da tensão principal. A superfície da fratura gerada nesta fase apresenta marcas características conhecidas como "marcas de praia" (visíveis a olho nu) e estrias (visíveis apenas em microscópio eletrônico). As marcas de praia representam as diferentes posições da frente de trinca ao longo de sua propagação, muitas vezes indicando interrupções ou mudanças no carregamento, enquanto cada estria corresponde ao avanço da trinca durante um único ciclo de carga. A análise dessas marcas é fundamental na investigação de falhas, pois permite identificar a origem da trinca e a direção de sua propagação.

Estágio III - Fratura Final (Ruptura): A trinca continua a se propagar, reduzindo a área da seção transversal resistente do componente. A fratura final ocorre quando a área remanescente não é mais capaz de suportar a carga aplicada, resultando em uma ruptura rápida e instável. Esta região final da fratura geralmente tem uma aparência fibrosa e cristalina, característica de uma fratura por sobrecarga.

A presença de tensões residuais de tração, como as geradas na soldagem, tem um efeito extremamente deletério na vida em fadiga. Essas tensões atuam como uma tensão média de tração sobreposta ao carregamento cíclico, o que acelera tanto a nucleação quanto, principalmente, a propagação das trincas (Estágio II), reduzindo drasticamente o número de ciclos que o componente pode suportar antes de falhar.

2.3 - Concentradores de Tensão

Em um componente com geometria perfeitamente uniforme e livre de defeitos, a aplicação de uma carga resulta em uma distribuição de tensão igualmente uniforme através de sua seção transversal.

No entanto, na prática, componentes mecânicos quase sempre possuem descontinuidades geométricas, como furos, raios de concordância (filetes), ranhuras, ou variações na seção. Essas feições, conhecidas como concentradores de tensão, interrompem o fluxo uniforme das linhas de tensão, forçando-as a se adensarem ao redor da descontinuidade. O resultado é um aumento significativo da tensão em uma região muito localizada, que pode atingir valores muito superiores à tensão nominal (ou média) na seção.

A magnitude desse aumento é quantificada pelo Fator de Concentração de Tensão Teórico (K_t), uma grandeza adimensional definida pela razão entre a tensão máxima local (σ_{max}) na descontinuidade e a tensão nominal (σ_{nom}):

$$K_t = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{nom}} \quad (1)$$

O valor de K_t depende exclusivamente da geometria do componente e do tipo de carregamento aplicado. Cantos vivos, raios de concordância pequenos e defeitos agudos resultam em valores de K_t mais elevados.

Além das descontinuidades de projeto, os concentradores de tensão também podem ser originados por processos de fabricação. Marcas de usinagem, defeitos de solda (como mordeduras, falta de penetração, porosidade) e até mesmo defeitos metalúrgicos (como inclusões não-metálicas) são exemplos críticos.

O efeito dos concentradores de tensão no comportamento de um componente depende do tipo de material e do carregamento:

Sob Carregamento Estático: Em materiais dúcteis, a alta tensão local pode levar ao escoamento do material naquela pequena região. Isso "arredonda" a ponta do defeito, redistribuindo as tensões e, na maioria dos casos, evitando a falha imediata. Em materiais frágeis, no entanto, a tensão elevada pode iniciar diretamente uma fratura.

Sob Carregamento Cíclico (Fadiga): Este é o cenário mais crítico. Os concentradores de tensão são os locais preferenciais para a nucleação de trincas de fadiga (Estágio I). A tensão local amplificada reduz drasticamente a vida útil do componente, pois o número de ciclos necessários para iniciar uma trinca é severamente diminuído.

No caso das estruturas soldadas, a transição geométrica entre o metal de solda e o metal de base, conhecida como pé da solda, é um dos mais severos concentradores de tensão encontrados na engenharia, tornando-se um ponto de partida clássico para falhas por fadiga. O caso do Piper PA-46 é um exemplo direto, onde o reparo inadequado da solda criou pontos de concentração de tensão que se tornaram a origem da falha por fadiga.

Portanto, o controle rigoroso da geometria e da qualidade superficial durante o projeto e a fabricação é essencial para minimizar os efeitos dos concentradores de tensão e garantir a vida em fadiga das estruturas aeronáuticas.

2.4 - Tenacidade à Fratura e Mecânica da Fratura

Enquanto a análise de fadiga se concentra na vida útil de um componente sob cargas cíclicas, a Mecânica da Fratura é o campo da engenharia que se dedica a estudar o comportamento de materiais que já contêm uma trinca ou um defeito similar. A abordagem clássica de projeto, que compara a tensão aplicada com a resistência do material, falha em prever o comportamento de um componente defeituoso. A Mecânica da Fratura quantifica a relação entre a tensão aplicada, o tamanho do defeito e a resistência intrínseca do material à propagação de uma trinca.

O parâmetro central na Mecânica da Fratura Linear Elástica (*LEFM*) é o Fator de $K = Y \cdot \sigma \cdot \sqrt{\pi \cdot a}$, intensidade de Tensão (K). Ele descreve a magnitude do campo de tensões na ponta de uma trinca e é uma função da tensão nominal aplicada (σ), do tamanho da trinca (a) e da geometria do componente e da trinca (representada por um fator a dimensional Y). Sua forma geral é expressa como:

O K representa a "força motriz" para a propagação da trinca. Conforme a trinca cresce (aumentando o valor de ' a ') ou a tensão aplicada aumenta (aumentando ' σ '), o valor de K também aumenta.

Em oposição a essa força motriz, cada material possui uma propriedade intrínseca que representa sua resistência à propagação de uma trinca. Essa propriedade é chamada de Tenacidade à Fratura (K_c). A tenacidade à fratura é o valor crítico do fator de intensidade de tensão que, ao ser atingido, fará com que a trinca se propague de forma instável e rápida, levando à fratura final do componente. Portanto, a condição para a fratura é:

$$K \geq K_c \quad (2)$$

O valor de tenacidade à fratura medido sob condições de deformação plana (em corpos de prova espessos), conhecido como K_{Ic} , é considerado uma constante do material, assim como o limite de

escoamento. Materiais com alto valor de K_{Ic} são capazes de tolerar defeitos maiores sob uma dada tensão, ou suportar tensões maiores para um mesmo tamanho de defeito, antes de fraturar.

Esta abordagem é a base da filosofia de projeto de tolerância ao dano, fundamental na aviação. Em vez de assumir que os componentes são perfeitos, os projetistas assumem a existência de pequenas trincas ou defeitos (originados na fabricação, como em soldas, ou no serviço).

A análise mecânica da fratura permite então calcular o tamanho crítico de trinca que levaria à falha sob as cargas de operação. Com isso, são estabelecidos intervalos de inspeção para garantir que qualquer trinca em crescimento seja detectada e reparada antes de atingir esse tamanho crítico.

No contexto de soldas aeronáuticas, as tensões residuais de tração somam-se à tensão de operação (σ), aumentando efetivamente o valor de K para um dado tamanho de defeito e, consequentemente, reduzindo o tamanho crítico de trinca e a segurança do componente.

2.5 - Processos de Fabricação

Os processos de fabricação utilizados para produzir e finalizar um componente têm uma influência profunda em seu desempenho em serviço, especialmente em sua resistência à fadiga. As características da superfície, como acabamento e estado de tensões residuais, são determinadas nesta fase e podem se tornar o fator limitante da vida útil da peça.

2.5.1 - Usinagem

A usinagem é um conjunto de processos de remoção de material que confere à peça sua forma, dimensões e acabamento final. Embora seja um processo fundamental, a interação da ferramenta de corte com a peça pode introduzir características superficiais que são prejudiciais à resistência à fadiga.

Rugosidade e Marcas de Usinagem: A ação de corte inevitavelmente deixa marcas e vales microscópicos na superfície usinada. Essas irregularidades, que compõem a rugosidade da superfície, atuam como microconcentradores de tensão.

Conforme discutido anteriormente, esses locais servem como pontos preferenciais para a nucleação de trincas de fadiga (Estágio I), reduzindo a vida do componente. Um acabamento superficial inadequado ou o uso de parâmetros de usinagem agressivos podem criar vales mais profundos e agudos, exacerbando o problema.

Tensões Residuais de Usinagem: O processo de corte envolve intensa deformação plástica e geração de calor em uma camada superficial fina. Dependendo dos parâmetros do processo (velocidade de corte, avanço, profundidade de corte, geometria da ferramenta e refrigeração), a usinagem pode induzir tanto tensões residuais de tração quanto de compressão.

Tensões de tração na superfície são extremamente danosas, pois se somam às tensões de serviço, acelerando a iniciação e propagação de trincas de fadiga. Por outro lado, tensões de compressão são benéficas, como veremos a seguir.

2.5.2 - Shot Peening

O *shot peening* é um processo de tratamento superficial de trabalho a frio, projetado especificamente para aumentar a resistência à fadiga de componentes metálicos. Ele consiste em bombardear a superfície de uma peça com um fluxo de pequenas esferas (metálicas, de vidro ou cerâmica), chamadas de "shot", em alta velocidade.

Mecanismo de Ação: Cada esfera que atinge a superfície atua como um pequeno martelo, criando uma depressão (alvéolo) e gerando uma deformação plástica localizada na camada superficial.

O material logo abaixo da superfície, que não sofre deformação plástica, exerce uma força para restaurar a superfície à sua forma original. Essa interação entre a camada superficial "esticada" e o núcleo elástico subjacente resulta na criação de uma camada com alta magnitude de tensão residual de compressão.

Benefícios para a Resistência à Fadiga: A camada de tensão compressiva induzida pelo *shot peening* é a chave para seu sucesso. Como a fadiga se inicia majoritariamente por tensões de tração, a tensão de serviço aplicada ao componente deve primeiro superar essa barreira de compressão antes que a superfície experimente uma tensão de tração líquida. Isso resulta em:

Aumento da Vida em Fadiga: Torna-se muito mais difícil nuclear uma trinca.

Aumento da Tolerância ao Dano: Retarda a propagação de trincas pequenas que possam existir.

Mitigação de Concentradores de Tensão: O processo é eficaz em neutralizar os efeitos nocivos de marcas de usinagem, pequenos riscos e outros defeitos superficiais.

Devido a esses benefícios, o *shot peening* é amplamente utilizado na indústria aeronáutica como um processo final em componentes críticos sujeitos a carregamentos cíclicos, como trens de pouso, componentes de motores e, crucialmente, em regiões de juntas soldadas para garantir sua durabilidade e segurança.

2.6 - Simulação por Elementos Finitos (FEA/MEF)

A Análise por Elementos Finitos (FEA), ou Método dos Elementos Finitos (MEF), é uma técnica de simulação computacional utilizada para prever o comportamento de sistemas físicos complexos. Em vez de resolver analiticamente as equações diferenciais que governam um problema para um corpo inteiro, o que é impossível para geometrias complexas, o MEF adota uma abordagem de discretização, o

domínio do problema, ou seja, a geometria do componente, é dividido em uma malha de milhares ou milhões de pequenas partes de geometria simples, chamadas "elementos finitos".

Esses elementos são conectados por pontos chamados "nós". As equações matemáticas que descrevem o comportamento físico (como transferência de calor, mecânica dos sólidos, etc.) são então resolvidas para cada elemento individualmente.

Um sistema global de equações é montado e resolvido numericamente por um computador, que combina os resultados de todos os elementos para prever o comportamento da estrutura como um todo. Os resultados são tipicamente apresentados de forma visual, através de mapas de contorno que ilustram a distribuição de variáveis como tensão, deformação ou temperatura.

No contexto da análise de tensões residuais de soldagem, a FEA se tornou uma ferramenta indispensável. A simulação do processo é tipicamente realizada através de uma análise termo-mecânica acoplada:

Análise Térmica: Primeiramente, o modelo simula o aporte de calor da fonte de solda que se move ao longo da junta. Esta análise calcula o ciclo térmico completo: o aquecimento intenso e localizado na poça de fusão e na Zona Termicamente Afetada (ZTA), seguido pelo resfriamento rápido à medida que o calor se dissipa para o restante da peça. O resultado é um histórico de temperatura para cada nó da malha ao longo do tempo.

Análise Mecânica (Estrutural): Em seguida, o histórico de temperaturas obtido na análise térmica é aplicado como um carregamento no modelo estrutural. O software calcula como o material tende a se expandir durante o aquecimento e a se contrair durante o resfriamento.

Como o material aquecido está restrito pelo metal mais frio e rígido ao seu redor, sua expansão e contração são impedidas, gerando deformações plásticas e, consequentemente, tensões. As tensões que permanecem no material após ele retornar à temperatura ambiente são as tensões residuais.

A grande vantagem da FEA é sua capacidade preditiva. Ela permite que engenheiros e projetistas avaliem a magnitude e a localização dos picos de tensão residual de tração antes de realizar qualquer procedimento físico. Isso possibilita a otimização de parâmetros de soldagem, a alteração de sequências de montagem e o redesenho de juntas para minimizar a geração dessas tensões.

Conforme citado no resumo deste trabalho, a metodologia emprega o MEF para simular essa distribuição de tensões em uma junta soldada típica da indústria aeronáutica, fornecendo a base para a discussão sobre os riscos e as soluções de mitigação.

2.7 - Difração de Raios-X (DRX)

A Difração de Raios-X (DRX) é uma das técnicas experimentais mais precisas e amplamente

utilizadas para a medição não-destrutiva de tensões residuais em materiais cristalinos. Devido à sua alta acurácia, é frequentemente considerada uma técnica de referência para a validação de resultados obtidos por outros métodos, incluindo simulações por elementos finitos.

O princípio fundamental da DRX baseia-se na Lei de Bragg. Materiais metálicos possuem uma estrutura atômica ordenada, com átomos dispostos em planos cristalinos regulares

Quando um feixe de raios-X monocromático incide sobre o material, ele é difratado por esses planos. A difração construtiva ocorre apenas em um ângulo específico (θ), que está relacionado com o comprimento de onda dos raios-X (λ) e o espaçamento entre os planos atômicos (d) pela seguinte equação:

$$n \cdot \lambda = 2 \cdot d \cdot \sin \theta \quad (3)$$

O espaçamento interplanar (d) funciona como um "calibrador de deformação" em escala atômica. Quando um material está sob um estado de tensão, esse espaçamento é alterado: ele aumenta sob tensão de tração e diminui sob tensão de compressão.

O processo de medição de tensão por DRX envolve os seguintes passos: Um feixe de raios-X é direcionado para a superfície da amostra em um ponto de interesse; um detector mede o ângulo (θ) no qual o pico de difração ocorre; usando a Lei de Bragg, o espaçamento interplanar (d) na direção da medição é calculado com alta precisão.

Este valor de espaçamento é comparado com o espaçamento do mesmo material em um estado livre de tensões (d_0). A diferença entre d e d_0 permite calcular a deformação elástica (ϵ).

Finalmente, utilizando as constantes elásticas do material (Módulo de Young e Coeficiente de Poisson), a deformação calculada é convertida em um valor de tensão (em Megapascal, MPa).

Para uma análise de tensão completa, a técnica mais comum é o método do $\sin^2 \psi$, onde a amostra é inclinada em vários ângulos (ψ) em relação ao feixe incidente. Isso permite a medição da deformação em diferentes direções, resultando em um cálculo de tensão muito mais robusto e confiável.

No contexto de soldas aeronáuticas, a DRX é uma ferramenta poderosa para quantificar as tensões de tração na Zona Termicamente Afetada (ZTA) ou para verificar a magnitude e a profundidade da camada de compressão benéfica induzida por tratamentos como o *shot peening*.

Sua principal limitação é a baixa profundidade de penetração dos raios-X (tipicamente alguns micrômetros), o que a torna essencialmente uma técnica de medição de superfície.

2.8 - Ultrassom

Dentre os Métodos Não Destrutivos (MND) para a medição de tensões residuais, a técnica ultrassônica destaca-se por sua portabilidade, versatilidade e capacidade de avaliação em profundidades variáveis do material.

O método baseia-se no efeito acustoeelástico, que descreve a relação linear entre a velocidade de propagação de uma onda elástica e o estado de tensão mecânica em um sólido. Em um componente sob tração, por exemplo, a velocidade da onda ultrassônica tende a diminuir, enquanto sob compressão, ela tende a aumentar (JAVADI et al., 2013).

Para a análise de tensões em juntas soldadas, a técnica que utiliza Ondas Longitudinais Criticamente Refratadas (LCR) é particularmente eficaz.

Essas ondas se propagam paralelamente à superfície, concentrando sua energia na região subsuperficial (tipicamente de 1 a 3 mm de profundidade). Isso permite uma avaliação precisa das tensões presentes na Zona Termicamente Afetada (ZTA) e na própria solda, regiões onde os gradientes de tensão são mais acentuados e críticos para a integridade estrutural.

A principal vantagem do método ultrassônico é seu caráter não destrutivo e a capacidade de medir tensões em componentes com geometrias complexas, sem a necessidade de preparação extensiva da superfície.

No entanto, sua precisão é dependente de uma calibração cuidadosa para o material específico e pode ser influenciada por variações microestruturais, como a textura cristalográfica e a presença de fases distintas, que também afetam a velocidade do ultrassom. Portanto, a aplicação da técnica exige um conhecimento aprofundado do material base e das alterações microestruturais induzidas pelo processo de soldagem.

3 - Materiais e Métodos (Metodologia)

3.1 – Descrição do Componente Analisado

O objeto de estudo é uma junta soldada de topo (*butt joint*) fabricada com liga de alumínio 2024-T3 em chapas de 6 mm de espessura.

Esta liga é uma escolha primária para estruturas aeronáuticas críticas devido à sua excelente combinação de resistência mecânica e tenacidade à fratura.

A união foi realizada pelo processo de Soldagem por Fricção e Mistura (FSW), uma técnica no estado sólido que minimiza o aporte térmico e defeitos associados.

Foram utilizados os seguintes parâmetros: velocidade de rotação de 800 rpm, velocidade de avanço de 150 mm/min e força axial de 10 kN.

Após a soldagem, foram extraídos corpos de prova transversais ao cordão de solda, seguindo a geometria da norma ASTM E466 para ensaios de fadiga.

3.2 – Detalhamento dos Procedimentos Realizados

3.2.1 - Análise Visual

A inspeção inicial foi uma análise visual e com estereoscópico (aumento de 10x) da superfície de fratura do corpo de prova. O objetivo foi localizar a origem da falha e identificar características macroscópicas, como deformação plástica e trincas secundárias.

3.2.2 - Análise Metalográfica

Para examinar a microestrutura, uma amostra da junta soldada foi preparada seguindo o procedimento metalográfico padrão (embutimento, lixamento e polimento) e atacada com o reagente Keller. A análise em microscópio óptico permitiu caracterizar e delimitar as diferentes zonas da solda: Zona de Agitação (*nugget*), Zona Termo-Mecanicamente Afetada (ZTMA) e Zona Termicamente Afetada (ZTA).

3.2.3 - Análise Fractográfica via Microscopia Eletrônica de Varredura (MEV)

A análise final foi conduzida em um Microscópio Eletrônico de Varredura (MEV). Imagens de elétrons secundários (SE) foram usadas para uma investigação detalhada da topografia da fratura. O foco foi identificar o sítio de nucleação da trinca de fadiga, mapear a direção de propagação através de estrias de fadiga e caracterizar a morfologia da fratura final.

4 - Resultados e Discussão

4.1 – Apresentação das Imagens e dos Dados Obtidos na Análise Visual

A análise visual da superfície de fratura revelou uma morfologia majoritariamente plana, um indicativo clássico de falha por fadiga.

Em uma das bordas do corpo de prova, foi identificado um ponto nítido de início de fratura, que coincidia com um pequeno sulco transversal de usinagem.

A partir deste ponto, eram visíveis marcas de progressão macroscópicas, conhecidas como marcas de praia, que se estendiam concentricamente pela seção transversal. A área restante exibia uma textura mais rugosa, característica da fratura final e rápida do material.

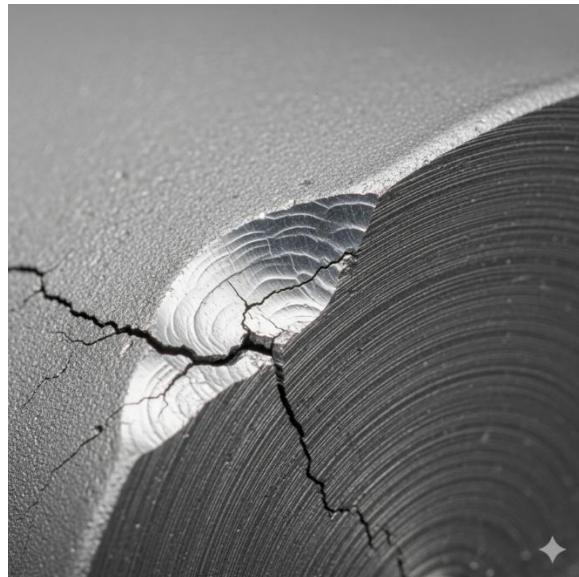


Figura 2 – Trinca de fadiga em solda.

4.2 – Apresentação da imagen do MEV Mostrando as Marcas de Praia Típicas da Fadiga.

As imagens obtidas por Microscopia Eletrônica de Varredura (MEV) forneceram a confirmação microscópica dos achados visuais. A análise em maior magnificação da origem da falha mostrou a geometria aguda do risco de usinagem. A partir dessa origem, a superfície de fratura estava coberta por estrias de fadiga, que são as contrapartes microscópicas das marcas de praia. Cada estria representa o avanço da trinca durante um único ciclo de carregamento, fornecendo evidência definitiva da propagação progressiva da falha.

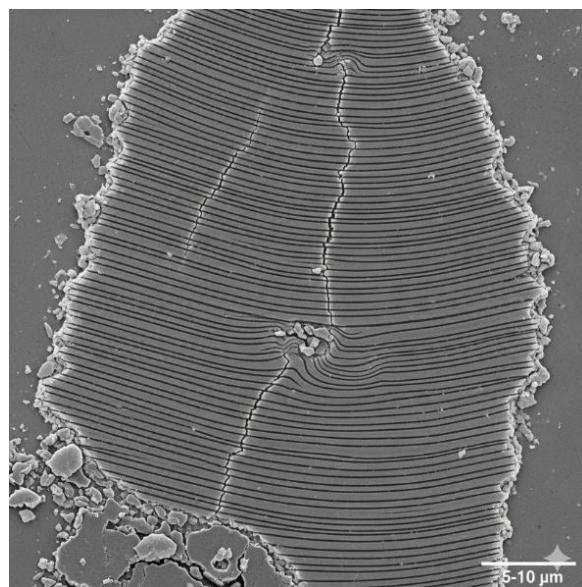


Figura 3 – Micrografia de estrias de fadiga.

4.3 – Discussão dos Resultados

As evidências coletadas comprovam que a falha ocorreu por fadiga, iniciada em um ponto de concentração de tensão. O risco de usinagem atuou como um entalhe, elevando a tensão local a um nível crítico que permitiu a nucleação da trinca, mesmo sob um carregamento nominal que estaria dentro do limite de segurança do material. As estrias e marcas de praia demonstram que, uma vez iniciada, a trinca se propagou de forma estável através da seção transversal a cada ciclo de tensão. A falha final ocorreu por sobrecarga, quando a área intacta da seção transversal se tornou pequena demais para suportar a carga.

4.4 – Propostas de Melhorias no Processo

Para evitar a recorrência deste tipo de falha, propõe-se a aplicação do tratamento de *shot peening* após a usinagem. Este processo induz uma camada superficial de tensões residuais de compressão ao bombardear a peça com microesferas. Como a fadiga é um fenômeno impulsionado por tensões de tração, essa camada compressiva atua como uma barreira protetora, dificultando drasticamente a iniciação de trincas a partir de defeitos superficiais. A implementação do *shot peening* aumentaria a vida útil em fadiga do componente e sua confiabilidade estrutural.

5 - Conclusões

A implementação rigorosa de controles de qualidade, tanto no processo de soldagem quanto nas operações de usinagem e tratamentos pós-fabricação, é fundamental para garantir a durabilidade e a segurança das estruturas aeronáuticas.

5.1 - Sintetiza que a Falha foi por Fadiga

A análise detalhada da superfície de fratura, tanto visual quanto microscópica (MEV), confirmou que o mecanismo principal de falha do componente aeronáutico foi a fadiga. As evidências, como as marcas de praia e as estrias de fadiga, são inquestionáveis para este diagnóstico.

5.2 - Reafirma que a Causa Raiz foi a Rugosidade da Usinagem

A causa raiz da nucleação da trinca de fadiga foi identificada como a rugosidade superficial resultante do processo de usinagem, que atuou como um concentrador de tensão. Este achado reafirma que, mesmo em componentes com soldas de alta qualidade, a atenção ao acabamento superficial é crucial para a integridade estrutural.

5.3 - Reforça a Recomendação do Shot Peening como Solução.

Como solução eficaz para mitigar futuras falhas semelhantes, recomenda-se o uso do tratamento superficial de *shot peening*. Este processo introduz tensões residuais de compressão na superfície do material, o que comprovadamente aumenta a resistência à iniciação e propagação de trincas por fadiga, neutralizando o efeito de pequenos defeitos superficiais.

6 - Referências Bibliográficas

- ASM HANDBOOK. Volume 5: Surface Engineering. Materials Park, OH: ASM International, 1994.
- ASM HANDBOOK. Volume 12: Fractography. 9. ed. Materials Park, OH: ASM International, 1987.
- ASTM E466-15, Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2015.
- CULLITY, B. D.; STOCK, S. R. Elements of X-Ray Diffraction. 3. ed. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 2001.
- DAVIS, J. R. (Ed.). Aluminum and Aluminum Alloys. Materials Park, OH: ASM International, 1993.
- EGLE, D. M.; BRAY, D. E. Measurement of acoustoelastic and third-order elastic constants for rail steel. The Journal of the Acoustical Society of America, v. 60, n. 3, p. 741-744, 1976.
- JAVADI, Y.; NAJAFI, M.; LACH, M. A review of the ultrasonic method for residual stress measurement. Journal of Nondestructive Evaluation, v. 32, n. 3, p. 271-291, 2013.
- MISHRA, R. S.; MAHONEY, M. W. (Eds.). Friction Stir Welding and Processing. Materials Park, OH: ASM International, 2007.
- SCHIJVE, J. Fatigue of Structures and Materials. 2. ed. Dordrecht: Springer, 2009.