



Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Análise de Falhas de Materiais Aeronáuticos
Bolsista: Felipe Bueno Ribeiro
Orientador(a): Nicelio José Lourenço
Período a que se refere o relatório: Agosto de 2015 a Julho de 2016

Resumo

A pesquisa adotada visa uma medida para a remoção dos óxidos formados em materiais aeronáuticos compostos por ligas de alumínio que não foram armazenados corretamente e busca também analisar a importância da superfície de proteção catódica em equipamentos aeronáuticos, que evitam a ocorrência da corrosão, a qual facilita a incidência de falhas no material. Deste modo a pesquisa adotada analisa uma pá de hélice que ficou sobre ação do tempo por um longo período e teve perda das características de fratura pelo processo de oxidação, sendo realizada uma limpeza com uma solução de Alconox 1%, um detergente aniônico, que visa recuperar as estrias de fadiga ofuscadas pelos pites de oxidação. O melhor resultado obtido foi a partir do uso de solução de Alconox 1% por 60 minutos, sob efeito da ressonância por ultrassom, onde que foi possível observar melhor limpeza da superfície, pois os óxidos anteriormente observados foram eliminados e assim foi possível identificar as estrias de fadiga sob os grãos.. Já a trava aeronáutica foi submetida ao ataque químico com Nital 3% e por análise via estereoscopia, foi constatado que a corrosão foi a principal causa da falha, atacando em um alto grau a superfície no material o que ocasionou um ponto concentrador de tensão, ponto este que foi responsável pela propagação da trinca.

1. Introdução

A análise de falhas de acidentes aeronáuticos é de grande importância na prevenção de novos acidentes de caráter semelhante, indicando o motivo da falha - seja ela por erro de operação, erros no projeto, ou por mau desempenho do material.

Após a ocorrência da falha, o objeto de estudo deve ser armazenado e protegido de forma correta, utilizando verniz, óleo anti-corrosivo ou um esmalte, a fim de preservar as evidências

nele contido, visto que as investigações de análise de falha são bloqueadas pela presença da oxidação e corrosão na superfície de fratura e fadiga. [01]

A maioria dos materiais sofre algum tipo de interação do ambiente ao qual estão expostos. Com os materiais aeronáuticos a principal interação do ambiente é a corrosão, que atua na superfície do material, após este perder sua proteção eletroquímica, levando a falha do material. Após a falha de um componente de uma aeronave, este deve ser periciado com o objetivo de determinar a causa raiz da falha ocorrida para prevenir a repetição de falha semelhante além de buscar uma melhoria da qualidade dos projetos e melhoria da qualidade dos processos. O ideal é que tão logo a falha ocorra se faça a proteção adequada, para evitar a perda de evidências.

Desta forma, o presente trabalho tem como objetivo verificar a principal causa de uma trinca próxima a uma região de solda em uma trava aeronáutica, tendo observado inicialmente em forma macroscópica o processo de corrosão e analisar a superfície de fratura de uma pá de hélice produzida a partir de uma liga de alumínio que ficou sobre ação do tempo por um longo período, levando a perda das características de fratura pelo processo de oxidação.

2. Materiais e métodos

A pá de hélice feita de liga de alumínio foi recebida como pode ser visto na Figura 1.



Figura 1- Amostra como recebida

Devido ao tamanho da peça foi necessário cortá-la, deste modo cortou-se logo abaixo da fratura para que pudesse ser realizada a análise via estereoscopia, com esse resultado identificou-se a necessidade de um novo corte transversal para que fosse possível analisar a

peça por inteira e realizar o teste de diferentes maneiras de desoxidação da amostra. A Figura 2 mostra as diferentes regiões de corte e a numeração de cada amostra.

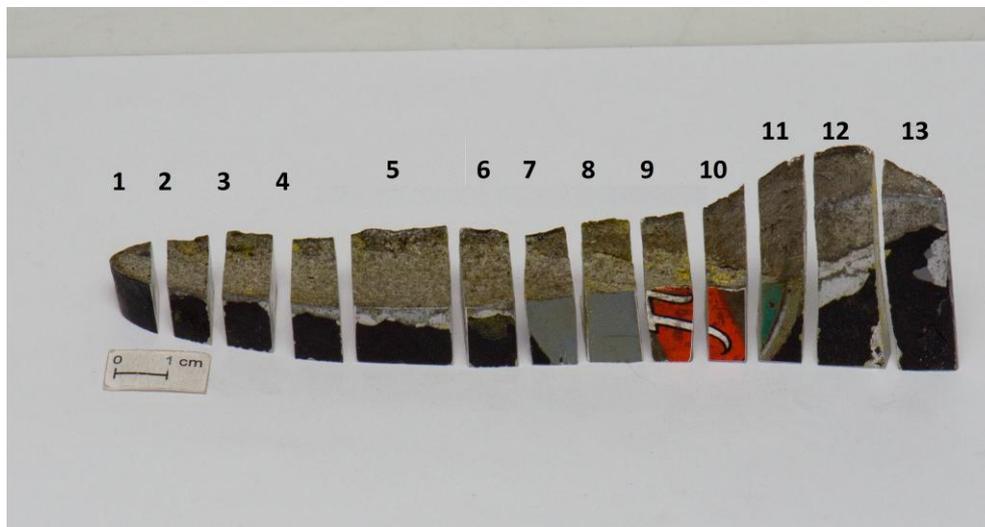


Figura 2- Perfil de corte com identificação das amostras cortadas.

As amostras 5 e 8 passaram por algum tipo de tratamento e análise via microscópio eletrônico de varredura. Os tratamentos se deram da seguinte maneira:

- Amostra 5 – Não foi utilizado nenhum tipo de limpeza para servir apenas como guia no estudo.
- Amostra 8 – Foi atacada com o Reagente Alconox 1% novo, por um período inicial de 30 minutos no ultrassom, depois mais 1 período totalizando 60 minutos.

As amostras foram analisadas no microscópio eletrônico de varredura após os respectivos ataques com o reagente Alconox 1% a fim de determinar o grau da limpeza do processo, observando a permanência ou não de óxidos. Nas áreas das amostras limpas pelo reagente foi analisada evidências que sugerem a causa da falha que estava oculta pela oxidação.

Com relação à tranca aeronáutica, o material foi recebido como na Figura 3.

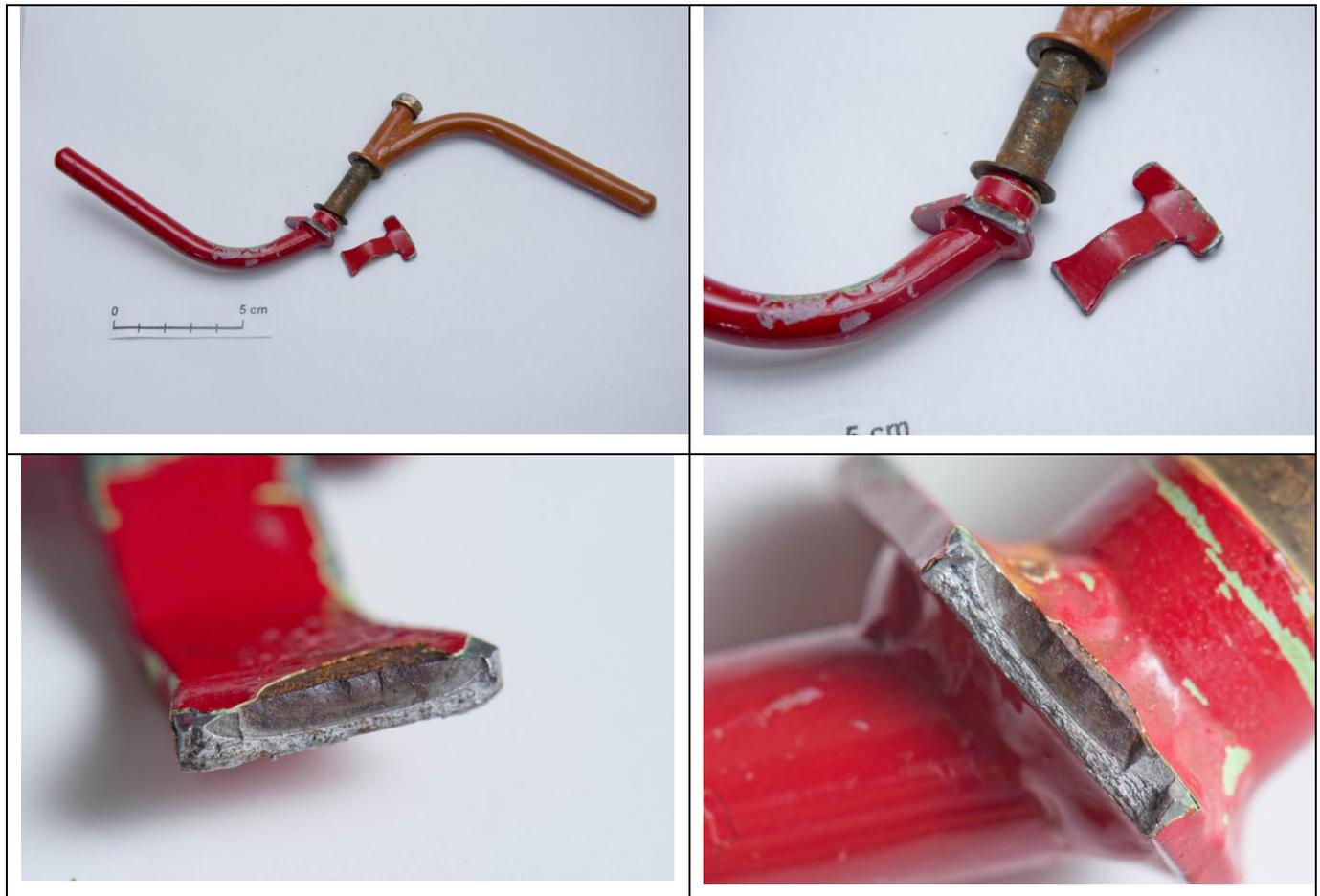


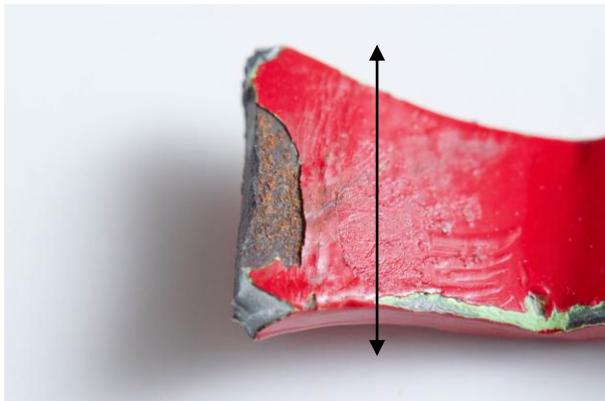
Figura 3- Amostra como recebida

A análise da fratura foi realizada na componente da tranca abaixo (Figura 4).



Figura 4- Tranca da porta de uma aeronave.

Visto a importância da análise da corrosão na peça, foi feito um corte na região transversal à fratura para que fosse possível o embutimento.



↑
↓ Região em que foi realizado o corte.

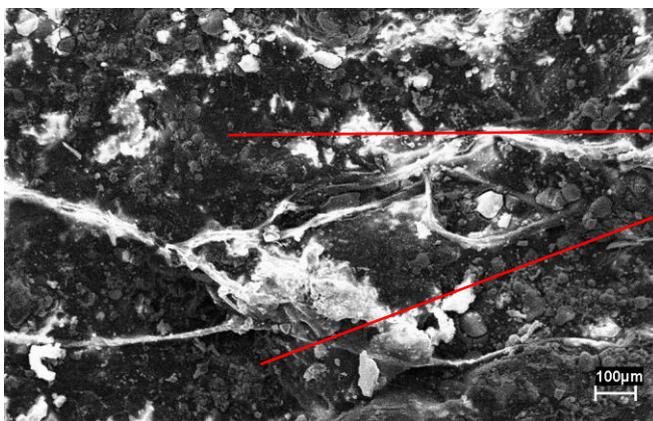
Figura 5- Área da seção de corte

A peça cortada passou pelo processo de embutimento seguido de lixamento e polimento, sendo atacada com a solução de Nital 3% para melhor observação da área de fratura via estereoscopia.

3. Resultados

3.1 Resultados sobre a pá de hélice que ficou exposta ao tempo sem proteção

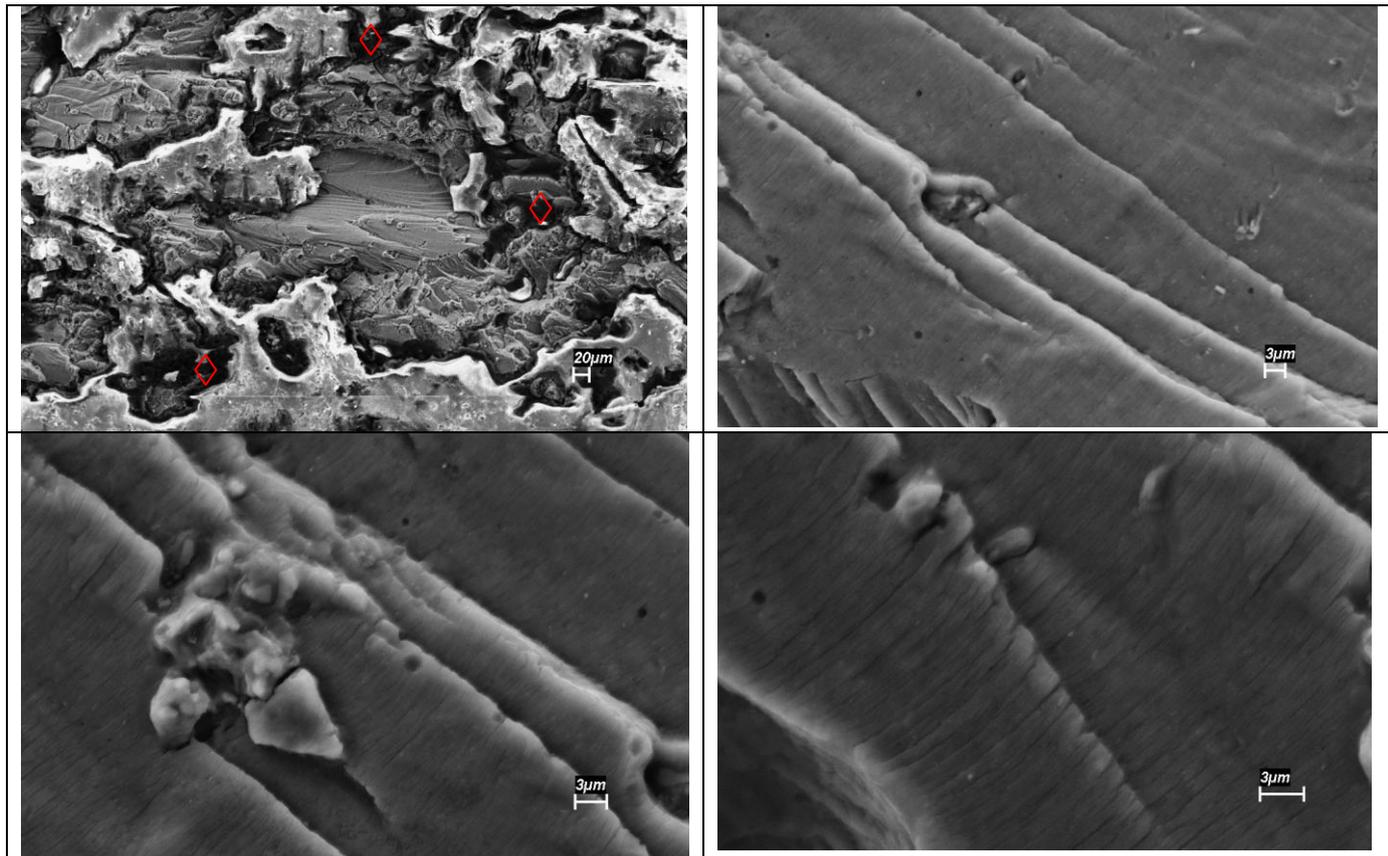
A amostra 5 não foi imersa em solução de reagente para ser guia de estudo, conforme pode ser visto na Figura 6.



Óxidos (Al_2O_3)

Figura 6- Análise da microestrutura da amostra 5 com 231x de ampliação

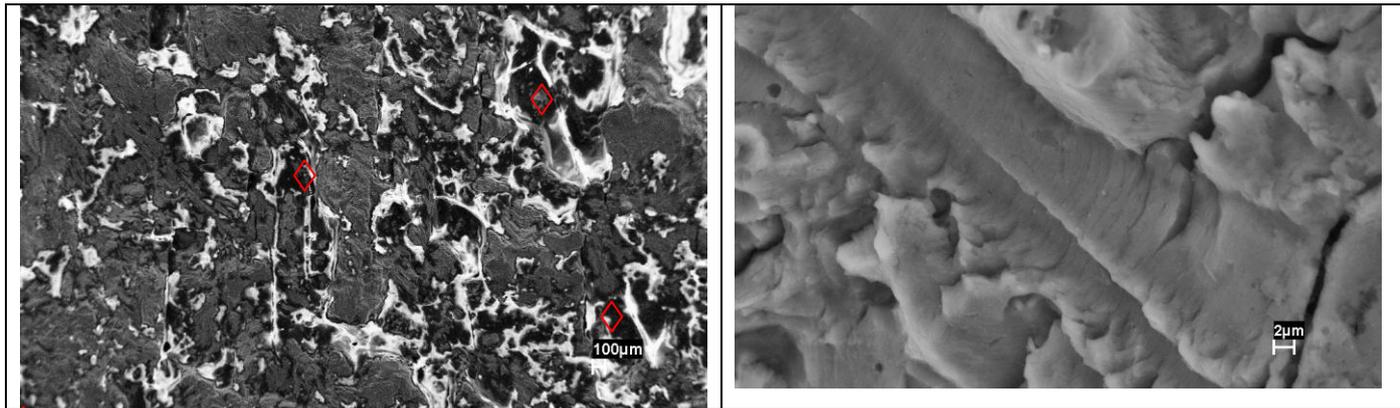
A amostra 8 foi a amostra que sofreu mais ataques por tempo, analisando sua microestrutura após 30 minutos e 60 minutos, com ressonância por ultrassom. Após 30 minutos é nítido pelas imagens do M.E.V. que a amostra não foi limpa por completa, mas foi possível observar em grande parte da amostra as estrias de fadiga como mostra a Figura 7.



◇ - óxidos (Al_2O_3)

Figura 7-Amostra 8 após ataque de 30 minutos

A Amostra 8 sofreu mais um ataque com Alconox 1% de 30 min, totalizando 60min com ultrassom. Nessa amostra já foi possível observar uma limpeza da superfície, onde “manchas” brancas podiam ser vistas, o que demonstra que os óxidos foram retirados. Ainda nessa amostra com um aumento de 6000x no M.E.V. foi possível observar as estrias de fadiga sob os grãos como mostra a Figura 8.



◇ - Óxido (Al_2O_3)

Figura 8-Amostra 8 após ataque de 60 minutos

3.2 Resultados sobre a tranca aeronáutica

3.2.1 Análises Visuais e Via Estereoscopia

Através das análises visuais e via estereoscopia realizadas na peça, ainda sem o corte de embutimento, percebeu-se o alto nível da corrosão no material, causado possivelmente pela perda da proteção catódica e da tinta que protegiam a superfície da peça como observado na figura abaixo.

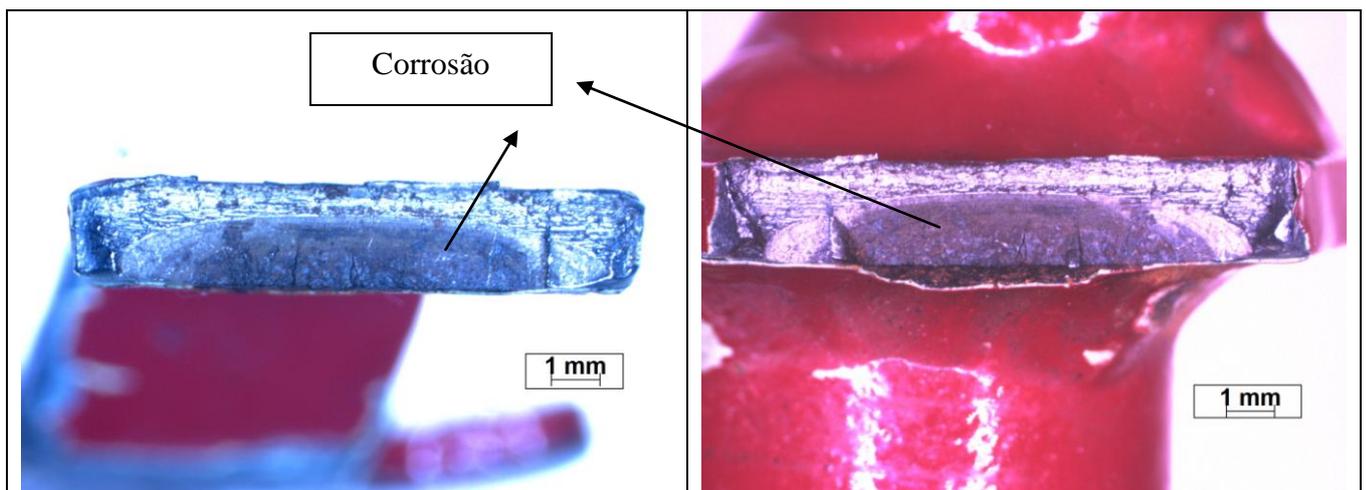


Figura 9 - Análise da peça via estereoscopia

A partir do embutimento, realizaram-se novas fotos via estereoscopia, dando enfoque ao ataque da corrosão na peça.

Para análise da importância da proteção catódica contra corrosão, segue foto comparativa de uma área que permaneceu intacta contra corrosão devido à presença da proteção (Figura 10) e outra área bem desgastada que já se encontrava sem a devida proteção (Figura 11).

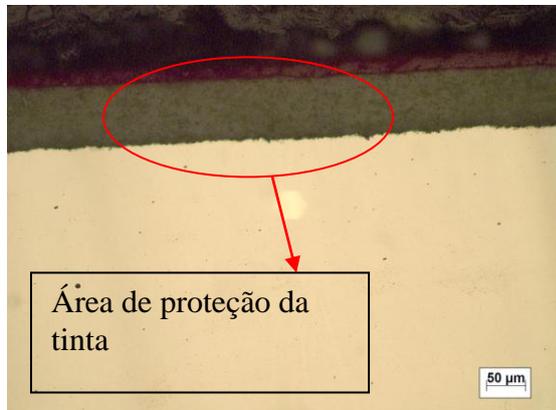


Figura 10- Área com tinta contra corrosão.

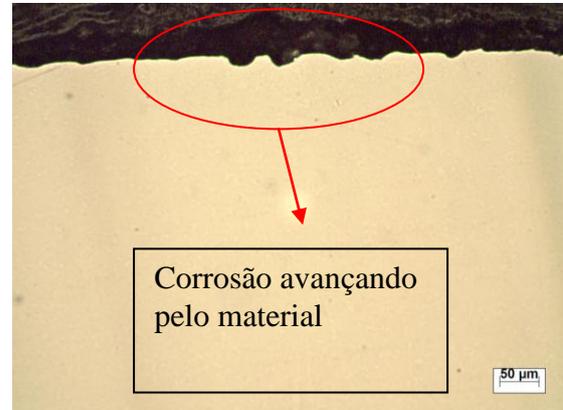


Figura 11- Área com corrosão devido à falta de proteção.

3.2.2 Exame por M.E.V.

Nos exames por microscopia eletrônica de varredura (MEV) realizados na superfície de fratura da trava observaram-se a presença de estrias, indicativas de fadiga.

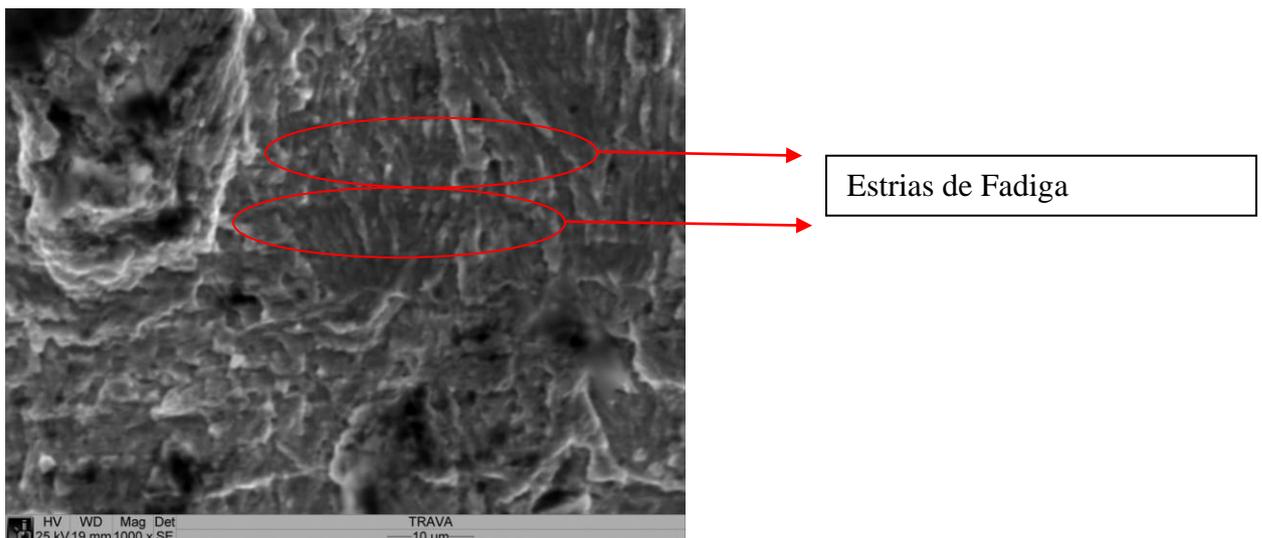


Figura 12- Área com estrias de fadiga na superfície.

3.2.3 Análise da Microdureza Vickers

Foi analisado a microdureza ao longo da peça para verificar possíveis divergências na região próxima a solda, o que afeta a dureza do material comprometendo a peça.

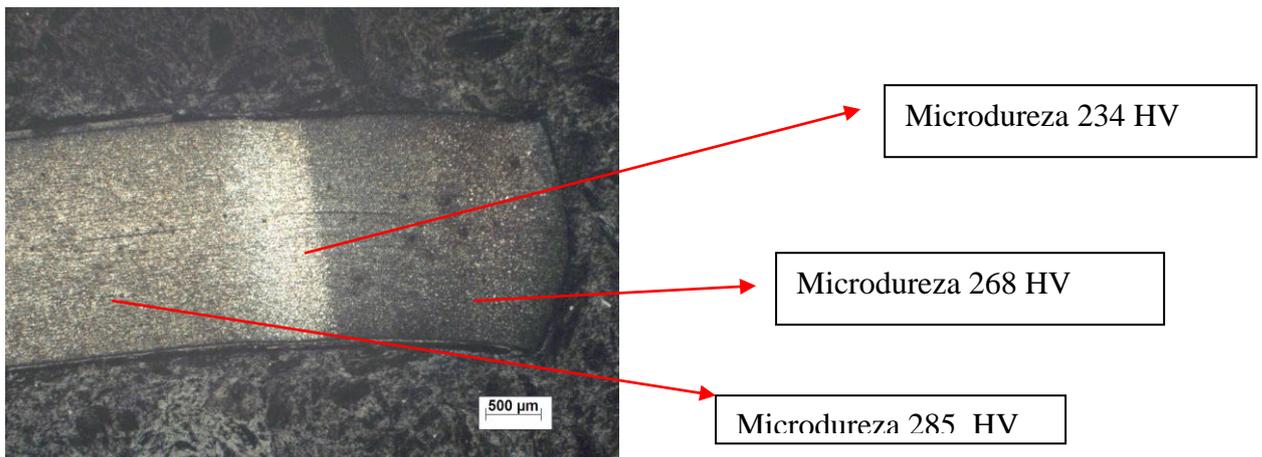


Figura 13- Análise da microdureza Vickers.

Foi observado na Figura 13 que a dureza variou ao longo da peça, tendo sua dureza menor na região da ZTA (zona termicamente afetada) da solda o que favorece a propagação da trinca por acumular os átomos de hidrogênio nos poros, formando moléculas que exercem pressão interna e dependendo da alta dureza e alta resistência do aço, ele não tem elasticidade suficiente pra suportar a pressão, o que leva a fissura, como pode observar neste caso.

4. Conclusões

O projeto de pesquisa teve êxito em seu objetivo, o qual buscava analisar a superfície de fratura do material com traços de corrosão e o qual retratava a limpeza da superfície de fratura do material. Concluindo, portanto, que o tempo aliado com a ressonância por ultrassom é um fator determinante na limpeza do material, paralelamente a reutilização do reagente também interfere na limpeza da superfície, não atendendo as expectativas. Paralelamente conclui-se também que a proteção catódica é fundamental na superfície de um material aeronáutico visto que a corrosão acelera e facilita que a trinca se espalhe pelo material.

Após os experimentos, temos que o processo de limpeza que atendeu melhor as expectativas foi o processo de 60 minutos com ação da ressonância por ultrassom na amostra 8 da pá da hélice de liga de alumínio. Constatou-se também que a superfície da trava aeronáutica sem proteção adequada sofreu da corrosão e esta foi um fator importante para que



a trinca se espalhasse pelo material, levando a fratura por fadiga, caracterizada pelas estrias vistas por análise via microscopia eletrônica.

Referências

- [01] G.G. Eldredge, J.C. Warner, “Inhibitors and Passivators,” The Corrosion Handbook, John Wiley and Sons, New York, (1948).
- [02] Fortes, Cleber; Vaz, Cláudio (07/07/2007). «Eletrodos Revestidos OK» (PDF). ESAB. ESAB.
- [03] CALLISTER, W. D., Ciência e Engenharia de Materiais: Uma Introdução. John Wiley & Sons, Inc., 2002.
- [04] Dieter DIETER G.E. 1981. “Metalurgia Mecânica”, 2 edição, Ed Guanabara Dois, Rio de Janeiro