

EFEITO DE SUCESSIVOS REPAROS DE SOLDA TIG NA RESISTÊNCIA À FADIGA POR FLEXÃO ALTERNADA DO AÇO ABNT 4130 EMPREGADO EM AERONAVES MONOMOTORES¹

*Marcelino Pereira do Nascimento²
Herman Jacobus Cornelis Voorwald³
João da Cruz Payão Filho⁴
Celso Pinto Morais Pereira⁵*

Resumo

Este estudo tem por objetivo analisar os efeitos dos sucessivos retrabalhos de solda TIG (comuns na fabricação e ao longo da vida útil de estruturas aeronáuticas) na resistência à fadiga por flexão alternada do aço ABNT 4130, amplamente utilizado em componentes considerados críticos à segurança de vôo de aeronaves monomotores (“e.g., Ipanema/NEIVA”). Visando a simular os efeitos de manobras bruscas, das rajadas de vento, da vibração do motor e do empuxo aplicado pelas hélices, os quais geram esforços cíclicos de flexão nas juntas soldadas do componente “berço do motor”, foram realizados ensaios de fadiga por flexão alternada em corpos-de-prova confeccionados de chapas laminadas com 1,10 mm (0,045 in) de espessura. Os ensaios foram realizados em um equipamento SCHENK PWS, com razão de carga $R = -1$, sob amplitude constante, frequência de 30 Hz e na temperatura ambiente. Constatou-se a baixa resistência à fadiga por flexão alternada do aço ABNT 4130 induzida pelo processo de soldagem e seu agravamento com a seqüência de retrabalhos. Análises das microestruturas e do perfil de microdureza do material-base, da ZAC e do metal de solda, bem como do fator geométrico do cordão de solda complementaram o estudo.

Palavras-chave: Resistência à fadiga; Reparos de solda.

EFFECTS OF SUCCESSIVE TIG WELDING REPAIRS ON BENDING FATIGUE STRENGTH OF AISI 4130 STEEL USED IN CRITICAL AIRCRAFT COMPONENTS

Abstract

The aim of this study was to analyze the effect of successive TIG welding repairs on the bending fatigue strength of AISI 4130 steel, which is widely employed in critical to the flight-safety aircraft components. In order to simulate the abrupt maneuvers, wind bursts, motor vibration and helices efforts, which generate bending cyclical loadings at the welded joints of a specific aircraft component called "motor cradle", experimental bending fatigue tests were carried out on specimens made from hot-rolled steel plate, 1,10 mm (0,045 in) thick, by mean of a SCHENK PWS equipment, with load ratio $R = -1$, under constant amplitude, at 30 Hz frequency and room temperature. It was observed decrease of the bending fatigue strength after the TIG welding process application on AISI 4130 steel and subsequent decrease due to re-welding sequence as well. Microstructural analyses and microhardness measurements on the base material, heat-affected zone (HAZ) and weld metal, as well as the effects of the weld bead geometry on the obtained results complemented the referred study.

Key words: Fatigue resistance; Welding repairs.

¹ *Contribuição técnica ao 64º Congresso Anual da ABM, 13 a 17 de julho de 2009, Belo Horizonte, MG, Brasil.*

² *Pesquisador Visitante/Pós-doutorando-CNPq – Departamento de Materiais e Tecnologia – DMT-UNESP/FEG – marcelino.nascimento@gmail.com*

³ *Professor Titular – DMT-UNESP/FEG.*

⁴ *Professor Adjunto – Departamento de Metalurgia – COPPE/UFRJ.*

⁵ *Professor Adjunto – Departamento de Mecânica – DME/FEG/UNESP.*

1 INTRODUÇÃO

A segurança de vôo tem sido a principal preocupação das autoridades aeronáuticas por todo o mundo. Como resultado, a média mundial do índice de acidentes por milhão de decolagens de jatos de grande porte fabricados no ocidente tem-se situada no patamar de 1,2. No Brasil, a prevenção de acidentes aeronáuticos tem evoluído de tal forma que o índice de 181 por 7494 aeronaves existentes em 1990, passou para 68 por 10681 do total de aeronaves oficialmente registradas em 2003.⁽¹⁾ A ocorrência de falha estrutural em vôo normalmente está ligada à fadiga do material, erro de projeto ou sobrecarga aerodinâmica.⁽²⁾ Desde os acidentes que envolveram o modelo inglês “Comet” na década de 1950,⁽³⁾ o processo de fadiga é o mais importante fator a ser consideração no projeto, na fabricação e na manutenção de aeronaves civis e militares. Muitas das fraturas de materiais são causadas por fadiga proveniente de projetos inadequados ou entalhes produzidos durante a fabricação ou manutenção das aeronaves.⁽⁴⁾ Erros em operações de manutenção, especificamente, têm resultado em sérios problemas de segurança e causas de acidentes fatais.⁽⁵⁾

Os “berços” de motores de aviões possuem geometrias complexas, envolvendo junções de diferentes tubos e em vários ângulos por soldagem TIG (Figura 1). Nas aeronaves T-25 Universal e T-27 Tucano (Embraer/FAB), por exemplo, além de suportarem o motor em balanço esses componentes mantêm fixo o trem de pouso do nariz em outra extremidade.⁽⁶⁻⁸⁾ São, portanto, considerados críticos à segurança de vôo e, em razão disso, as normas aeronáuticas são extremamente rígidas em sua fabricação, impondo um “índice zero” de defeitos na qualidade do cordão de solda final (Vida Segura), o qual é inspecionado em 100% por ensaios não destrutivos. Assim, em atendimento às normas, mesmo durante a fabricação de componentes novos se pode obter estruturas aeronáuticas soldadas isentas de defeitos e aprovadas por ensaios não destrutivos, porém contendo históricos de retrabalhos cujos efeitos na integridade do conjunto não são computados. Adicionalmente, essas estruturas também são submetidas a reparos de solda ao longo da vida útil da aeronave.



Figura 1: Berço do Motor da aeronave T-27 Tucano.⁽⁶⁾

No estudo realizado por M. P. Nascimento⁽⁶⁾ junto ao Parque de Materiais Aeronáuticos de Lagoa Santa/MG sobre o histórico de fraturas e falhas de 157 berços de motores de aeronaves T-25 nos últimos trinta anos foi constatado que as regiões da solda são as mais susceptíveis a falhas/fraturas por fadiga (cuja incidência foi maior na região de fixação do trem de pouso) e que a seqüência de

reparos reduziu o *Time Before Fail* de cerca de 4.000 h para apenas 50 h de vôo. Motivado por essa constatação, este estudo objetivou analisar os efeitos das sucessivas operações de reparos por soldagem TIG na integridade estrutural do aço ABNT 4130, através de ensaios de fadiga por flexão alternada de corpos-de-prova planos contendo até dois retrabalhos de solda. Análises das microestruturas e do perfil de microdureza do material-base, da ZAC e do metal de solda, bem como do fator geométrico do cordão de solda complementaram o estudo.

2 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

2.1 Material

O material utilizado neste estudo foi o aço ABNT 4130 (de boa soldabilidade e excelentes propriedades mecânicas em altas temperaturas) fornecido em chapa laminada de 1,10 mm de espessura. A Tabela 1 apresenta o resultado da análise química do material adquirido.

Tabela 1: Composição química do aço ABNT 4130.

% EM PESO	C	Si	Mn	Cr	Mo	P máx.	S máx.	CE
ESPECIFICADO	0,28-0,33	0,15-0,30	0,40-0,60	0,80-1,10	0,15-0,25	0,035	0,040	< 0,44
CHAPA #1,10	0,33	0,28	0,53	1,04	0,17	0,010	0,003	0,464

onde CE = Carbono Equivalente, determinado pela expressão:

$$CE = C + \frac{Mn}{6} + \frac{Mo}{4} + \frac{Ni}{5} + \frac{Co}{15} + \frac{P}{3} < 0,44\% \quad (1)$$

Apesar de pouco acima do valor de CE recomendado, a norma aeronáutica Embraer-NE 40-056 impõe uma segunda condição na qual determina que a temperabilidade do aço em questão não seja superior àquela do aço ABNT 4340.

A análise química do material base foi realizada por Indústrias VILLARES S.A. A dureza do material base, na condição “como recebido”, foi de 60 HR_A.

2.2 Procedimentos de Soldagem/Retrabalhos

O processo de soldagem empregado em estruturas aeronáuticas é o *Tungsten Inert Gas* (TIG/GTAW), adequado para materiais de espessura fina e por permitir controle preciso das variáveis do processo, resultando em soldas de excelente qualidade e livres de descontinuidades. A operação de soldagem obedeceu às exigências da norma Embraer-NE 40-056 TIPO I, destinada aos casos em que a ocorrência de falhas em serviço possa acarretar perda da aeronave ou de um de seus componentes principais, ou quando eles estão sujeitos a altas tensões de fadiga e/ou impacto. O gás protetor utilizado foi argônio comercial (99,95% de pureza) devido ao seu baixo custo e menor penetração, o que o torna também adequado a pequenas espessuras. A soldagem foi efetuada com metal de adição, especificado pela norma SAE/AMS 6457 C - Turballoy 4130. As soldas foram realizadas em juntas de topo, sem chanfro devido à pequena espessura e com vão de raiz de aproximadamente 0,3 mm. Todas as soldagens foram feitas manualmente por um soldador experiente do setor. O equipamento de solda utilizado foi uma Square Wave TIG 355-Lincon, refrigerado à água. O procedimento de retrabalho de

solda foi por remoção do cordão anterior utilizando-se uma lima rotativa acoplada a uma esmerilhadeira capaz de atingir 22.000 rpm. Todos os parâmetros de soldagem/retrabalhos foram controlados, possibilitando sua reprodução. A Tabela 2 apresenta os principais parâmetros de soldagem utilizados.

Tabela 2: Parâmetros de soldagem.

DESCRIÇÃO	CHAPA #1,10
POSIÇÃO DE SOLDAGEM	PLANA
TENSÃO	12 V
CORRENTE	30 A
VELOCIDADE DE SOLDAGEM	192 mm/min
VAZÃO DA TOCHA	4-12 L/min
APORTE TÉRMICO	1,20 kJ/cm
PRÉ-AQUECIMENTO	NÃO
DIÂMETRO DO ELETRODO	1,6 mm

A direção de soldagem sempre foi transversal à de laminação da placa.

Antes do processo de soldagem o material base foi limpo por solventes clorado para remoção de óxidos e, posteriormente, fixado a uma contra-placa de cobre (*backing bar*) para evitar que a raiz do cordão de solda sofresse contaminação atmosférica, introduzindo porosidades. Após o processo de soldagem, não foram realizados tratamentos térmicos para alívio de tensões e/ou melhorias das propriedades mecânicas do material, com o objetivo de simular as condições reais de uso das estruturas aeronáuticas originais. Todos os cordões de solda foram radiografados pelo Instituto de Fomento e Coordenação Industrial do Centro Técnico Aeroespacial – IFI/CTA -, obtendo aprovação.

2.3 Ensaio de Tração

Os corpos-de-prova foram confeccionados conforme a norma ASTM E 8M-03 (chapas) e os ensaios foram realizados em uma máquina servo-hidráulica tipo MTS - modelo 810.23M, de 250 kN de capacidade, dotada de *clip-gauge* e com velocidade de deformação de 0,5 mm/min. A pré-carga aplicada foi de 0,1 kN.

A confecção dos corpos-de-prova seguiu a direção de laminação da chapa.

Assim, foram confeccionados e ensaiados:

- 03 corpos-de-prova de chapa #1,10 (TMB);
- 02 corpos-de-prova de chapa #1,10 com cordão de solda localizado na região central (TSOR), sem posterior usinagem de desbaste do reforço, simulando a condição real de fabricação do componente berço-de-motor.

onde:

TMB → Tração Material Base;

TSOR → Tração Solda Original.

2.4 Ensaio de Fadiga por Flexão Alternada

Todos os corpos-de-prova de fadiga por flexão alternada (lisos, soldados e retrabalhados) foram confeccionados nas dimensões especificadas pelo fabricante do equipamento de ensaio, conforme a Figura 2.

Os corpos-de-prova foram divididos em dois grupos:

- GRUPO I → Corpos-de-prova com cordão de solda/retrabalhos;

- GRUPO II → Corpos-de-prova sem cordão de solda.

Os ensaios foram realizados em um equipamento SCHENCK modelo PWS, com razão de carga $R = -1$, frequência de 30 Hz e na temperatura ambiente. Todos os corpos-de-prova foram submetidos a acabamento superficial com lixa de granulometria 600 (máx.), nas faces (exceto solda) e laterais, seguindo o sentido de laminação da placa. A rugosidade média obtida foi $R_a = 0,73 \pm 0,12 \mu\text{m}$.

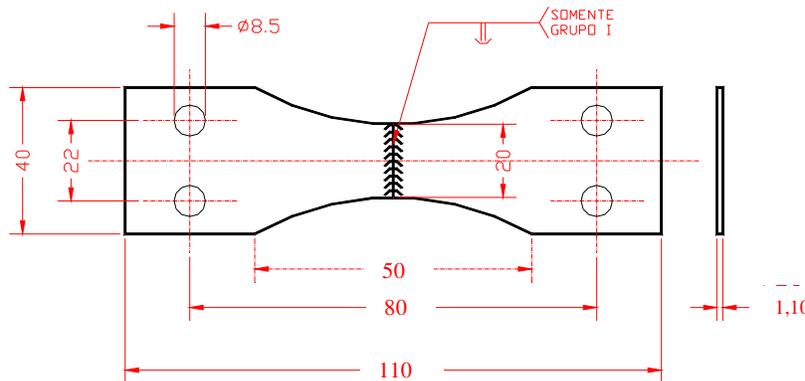


Figura 2: Dimensões do corpo-de-prova de fadiga por flexão alternada (mm).

A rugosidade (R_a) das superfícies dos corpos-de-prova foi determinada por meio do equipamento Mitutoyo 301, pertencente ao Departamento de Materiais e Tecnologia da FEG/Unesp, utilizando *cut-off* de 0,8 mm x 5 mm.

2.5 Análise Metalográfica e de Microdureza (HV)

As amostras foram embutidas a frio, lixadas com papel de granulometria decrescente (de 100 até 1.000), polidas com alumina ($1 \mu\text{m}$) em uma solução de sílica coloidal em suspensão, tipo OPU, em pano tipo DP Plus. O reagente químico utilizado para revelação da microestrutura do material foi Nital a 2%, aplicado por 5 segundos.

As medições de microdureza Vickers foram realizadas por meio do equipamento Micromet 2004 da Buehler, com carga de 1 N.

3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1 Análise Química do Cordão de Solda

A análise da composição química do cordão de solda foi realizada de acordo com a norma ASTM A 751-96 e os resultados estão apresentados na Tabela 3.

Tabela 3: Composição química do cordão de solda.

% EM PESO	C	Mn	P	S	Si	Mo	Cr
ESPECIFICADO	0,28-0,33	0,40-0,60	0,035	0,040	0,15-0,30	0,15-0,25	0,80 – 1,10
MATERIAL DA SOLDA	0,30	0,50	0,004	0,003	0,25	0,179	0,91
MATERIAL BASE # 1,10	0,33	0,53	0,010	0,003	0,28	0,17	1,04

Não foram encontrados elementos químicos intersticiais como oxigênio e nitrogênio, indicadores de contaminação do cordão de solda durante o processo de soldagem.

3.2 Ensaio de Tração

A Tabela 4 apresenta os resultados dos ensaios de tração, pré-requisito para a realização dos ensaios de fadiga. Os valores em destaque foram acrescentados à tabela apenas ilustrativamente, visto que normalmente eles não são considerados devido à dissimilaridade existente entre as microestruturas do material-base, da zona afetada pelo calor/ZAC e do cordão de solda, bem como à dificuldade em obtê-los precisamente. No entanto, convém mencionar que os gráficos *tensão x deformação* gerados foram apropriados, o que nos permitiu determinar estas propriedades.

Tabela 4: Caracterização do aço ABNT 4130.

PROPRIEDADES MECÂNICAS - AÇO ABNT 4130					
GRUPOS CDP's	ESCOAM. 0,2% (MPa)	LIM. RESIST. (MPa)	RUPTURA. (MPa)	EFICIÊNCIA (LIM. RESIST./RUPT.)	ALONG. (%)
TMB	745,97±21,09	809,46±2,72	668,8±11,5	1,21 (REF.)	8,5±1,0
TSOR	654,43±21,82	790,19±19,52	589,57±30,90	1,34	7,12±0,29

A princípio, observa-se a excelente resistência mecânica do aço ABNT 4130 (aliada à razoavelmente boa ductilidade), o qual não foi submetido a qualquer tratamento térmico anterior, de endurecimento. Em geral, observa-se: queda da ductilidade, do limite de escoamento, do limite de resistência à tração e da tensão de ruptura do material, após soldagem. Entretanto, a relação do limite de resistência pela tensão de ruptura (eficiência) aumentou após soldagem, de 1,21 (MB) para 1,34 (solda). A relação entre a tensão de escoamento e a tensão máxima, no entanto, resultou em redução com a aplicação do cordão de solda, de 0,91 para 0,83, porém ainda adequada para estruturas especiais como às aeronáuticas. Chama a atenção a significativa redução da ductilidade do aço ABNT 4130 após soldagem. Observou-se também que todos os corpos-de-prova de tração, soldados, fraturaram exatamente na mesma região, compreendida entre a ZAC (região subcrítica) e o material base, caracterizando a alta resistência mecânica do cordão de solda (*strength overmatch*).

3.3 Ensaio de Fadiga por Flexão Alternada

A Figura 3 apresenta as curvas $\sigma \times N$, representativas de todas as condições em estudo: corpos-de-prova do material base (sem cordão de solda) e corpos-de-prova contendo solda original, um e dois retrabalhos.

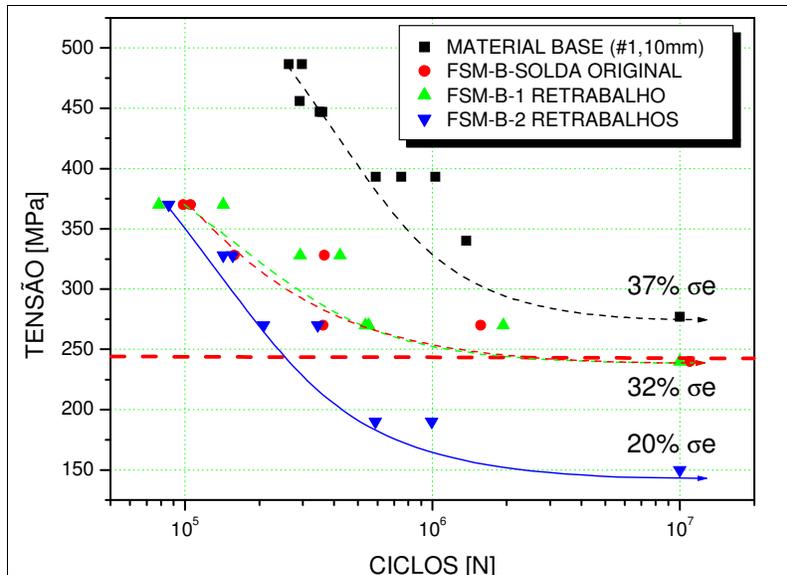


Figura 3: Curva $\sigma \times N$ em fadiga por flexão alternada do material base na espessura de 1,10mm e submetido a até dois retrabalhos de solda.

A linha horizontal corresponde à tensão de projeto ($\approx 246,5$ MPa), resultante da aplicação do fator de segurança 3 sobre a tensão de escoamento (especificado por normas aeronáuticas a estruturas consideradas críticas à segurança de vôo e projetadas dentro da filosofia Vida Segura). Observa-se, na Figura 3, a princípio, a significativa redução da resistência à fadiga por flexão alternada do aço ABNT 4130, cujo limite de resistência pode ser estimado em torno de 40% de sua tensão de escoamento. No entanto, a curva apresentada situou-se acima da tensão de projeto (linha horizontal). Constata-se, também, a maior dispersão dos resultados obtidos com os grupos de corpos-de-prova soldados, em todas as condições propostas. Isto se deve à heterogeneidade no volume de metal depositado, o que reflete nas taxas de aquecimento/resfriamento, bem como na variação da concentração de tensão localizada na região de mudança de seção (solda/material base), como será apresentado adiante. Ainda, observa-se a grande redução da resistência à fadiga por flexão alternada do aço ABNT 4130 com a aplicação do cordão de solda original, na comparação com a curva do material-base, com particular ênfase à região de baixo ciclo de fadiga. Na região de alto ciclo, constata-se que a curva apresentada situou-se rente à linha horizontal, representativa da tensão de projeto especificada. Com a aplicação do primeiro retrabalho de soldagem constata-se o mesmo comportamento em fadiga por flexão alternada obtido com espécimes contendo solda original. Por outro lado, a aplicação do segundo retrabalho do cordão de solda resultou em queda da resistência à fadiga por flexão alternada, abaixo da tensão de projeto especificada (linha horizontal), na região de alto ciclo. Visto que as aeronaves são submetidas a altos ciclos do carregamento durante o vôo, provenientes de vibrações e rajadas de vento, não seria recomendada ou favorável à segurança de vôo a aplicação do segundo reparo de solda, tanto na fabricação do componente berço-de-motor como ao longo de sua vida útil. Este comportamento se deve, certamente, ao aumento do volume do cordão de solda (proveniente da aplicação do segundo retrabalho) com conseqüente aumento do fator concentrador de tensão na região de mudança brusca de seção solda-material base (*weld toe*). Em adição, o processo de retrabalho pode favorecer o aumento das dimensões da ZAC e/ou o aumento da região de grãos grosseiros (RGGZAC), localizada

exatamente na região de concentração de tensão (*weld toe*), caracterizada também por ainda apresentar considerável dureza, como será apresentado adiante. Neste processo é possível, também, o surgimento de uma sub região intercrítica dentro da região superaquecida de grãos grosseiros, a qual reconhecidamente possui baixa tenacidade. A Tabela 5 apresenta os valores de microdureza medidos nas três regiões de interesse.

Tabela 5: Valores de microdureza Vickers (HV).

REGIÃO	SOLDA ORIGINAL	1-RETRABALHO	2-RETRABALHOS
MATERIAL BASE	267,7 ± 16,4	285,5 ± 15,8	286,5 ± 19,7
ZAC-GG	362,9 ± 55,7	373,4 ± 22,8	477,80 ± 59,15
METAL DE SOLDA	573,2 ± 69,8	507,5 ± 47,4	399,9 ± 22,8

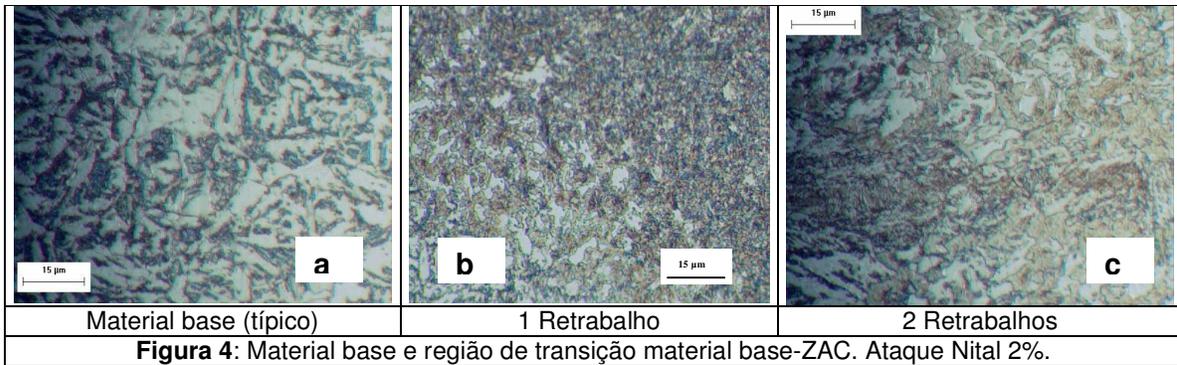
Observa-se que os valores correspondentes ao material base (em todos os casos) e à ZAC (até o primeiro retrabalho) permaneceram próximos. Deve-se, entretanto, ser levado em consideração o grande espalhamento nos valores de dureza apresentados por esta região (ZAC). Constata-se, todavia, a maior dureza atribuída ao material da solda original em relação a todas as outras condições. Os valores apresentados indicam o provável revenimento da microestrutura do metal de solda após o segundo retrabalho, bem como o aumento da dureza da RGG, implicando a diminuição do tamanho de grão daquela região, sem, todavia, benefício para o aumento da resistência à fadiga por flexão alternada, conforme constatado. A Tabela 6 apresenta os valores obtidos por análise de imagens das principais dimensões que compõem o perfil do cordão de solda.

Tabela 6: Fatores geométricos do cordão de solda, original e retrabalhado.

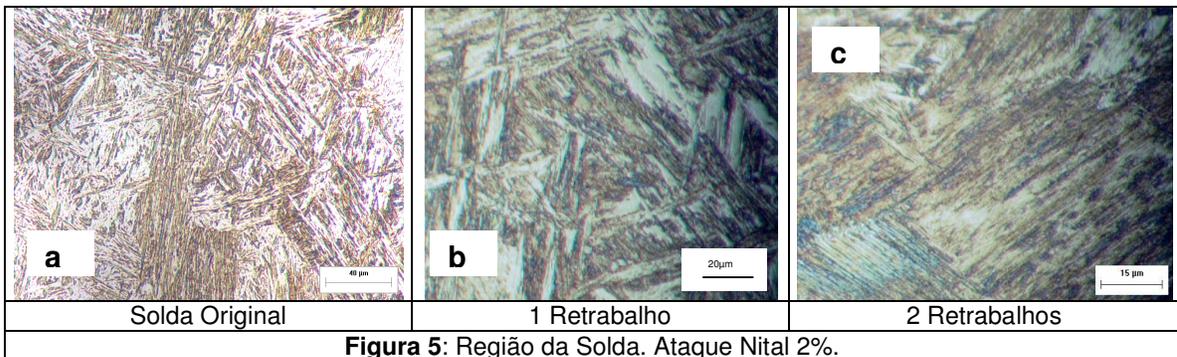
CDP.	W	T	RAIZ	ÂNGULO (α)	RAIO	ZAC	K_t	
OR	3,75 ± 0,35	0,89 ± 0,20	0,77 ± 0,19	141,95 ± 14,40	1,03 ± 0,36	2,89 ± 0,25	1,290	
1R	4,49 ± 0,33	1,17 ± 0,32	0,82 ± 0,27	146,09 ± 8,62	0,75 ± 0,21	3,11 ± 0,12	1,305	
2R	4,80 ± 0,23	0,96 ± 0,20	0,79 ± 0,30	138,64 ± 7,52	0,93 ± 0,40	3,22 ± 0,23	2,178	

Com os dados apresentados é possível comprovar todos os resultados dos ensaios de fadiga realizados e os efeitos dos procedimentos de soldagem e retrabalhos aplicados. Assim, pode-se observar que o processo de retrabalho reduziu ambos ângulo e raio entre metal de solda e ZAC (considerados os principais fatores geométricos que afetam o comportamento em fadiga de materiais soldados⁽⁶⁾), bem como apresentou as maiores dispersões nas demais dimensões medidas, em correspondência com a grande dispersão dos resultados de fadiga deste grupo. Verifica-se também: o aumento do fator concentração de tensão (K_t) com a seqüência de retrabalhos; a maior extensão da ZAC, decorrente da seqüência de calor aplicada, bem como seu aumento com os retrabalhos; o efeito do aumento da altura do reforço (T) e da altura da raiz, novamente, na redução do ângulo e do raio formado entre o metal de solda e a ZAC e, conseqüentemente, na resistência à fadiga do material.

As Figuras 4 e 5 apresentam as microestruturas do material base, da zona afetada pelo calor (ZAC) e do metal de solda de todas as condições propostas.



A análise da Figura 4(a) mostra-nos os produtos normais de transformação da austenita de um aço hipoeutetóide (ferrita e perlita). Em 4(b) e 4(c) observa-se o começo da transformação do constituinte perlita em austenita (martensita, no resfriamento subsequente).



A Figura 5 apresenta as microestruturas dos cordões de solda (original, um e dois retrabalhos) constituídas basicamente por martensita. Observa-se, entretanto, na Figura 5(c), a presença da microestrutura Ferrita de Segunda Fase Alinhada que certamente contribuiu para a propagação da trinca iniciada na região de concentração de tensão no “pé da solda” e, conseqüentemente, com a diminuição da resistência à fadiga por flexão alternada do aço ABNT 4130 submetido ao segundo retrabalho.

4 CONCLUSÕES

- 1 - O aço ABNT 4130 apresentou excelente resistência à tração, porém baixo alongamento e baixa resistência à fadiga por flexão alternada na condição “como-recebido”, ou seja, sem qualquer tratamento térmico posterior.
- 2 - O processo de soldagem TIG com metal de adição reduziu todas as propriedades mecânicas do aço ABNT 4130, porém manteve a relação tensão de escoamento x limite de resistência adequado para aplicações em estruturas aeronáuticas. Por outro lado, nova redução na resistência à fadiga por flexão alternada foi observada.
- 3 - Com a aplicação do primeiro retrabalho de solda observou-se o mesmo comportamento em fadiga apresentado pela solda original, ambas rentes à tensão de projeto estipulada, na região de alto ciclo.

4 – Com a aplicação do segundo retrabalho de solda, observou-se nova redução da resistência à fadiga por flexão alternada do aço ABNT 4130 na região de alto ciclo, abaixo da tensão de projeto, comprometendo a segurança de vôo.

5 – Os comportamentos em fadiga dos espécimens soldados foram fortemente afetados pelas alterações microestruturais e de dureza, bem como pelas variações geométricas do perfil do cordão de solda.

Agradecimentos

Os autores agradecem ao CNPq e à FAPESP pelo apoio fornecido através do Programa de Inovação Tecnológica em Pequenas Empresas (processo 99/11948-6).

REFERÊNCIAS

- 1 Departamento de Aviação Civil / DAC, <http://www.anac.gov.br>.
- 2 Goranson, U. G., Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs, *International Journal of Fatigue*, v. 19, p. S3-S21, 1993.
- 3 Payne, A. O., The fatigue of aircraft structures, *Engineering Fracture Mechanics*, v. 8, p. 157-203, 1976.
- 4 Wenner, C. A., Drury, C. G., Analysing human error in aircraft ground damage incidents, *International Journal of Industrial Ergonomics*, 26, p. 177-199, 2000.
- 5 Latorella, K. A., Prabhu, P. V., A review of human error in aviation maintenance and inspection, *International Journal of Industrial Ergonomics*, 26 (2000) 133-161.
- 6 Nascimento, M. P., (2004), *Retrabalhos em Estruturas Aeronáuticas Soldadas – Aço ABNT 4130*, Tese. Doutorado em Engenharia Mecânica, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista/UNESP.
- 7 Nascimento, M. P., Ribeiro, R. B., Voorwald, H. J. C., Estudo da propagação de trincas por fadiga em aço aeronáutico ABNT 4130 soldado, 56^o Congresso Anual da ABM Internacional, Belo Horizonte/MG, CD-ROM, pp. 1751-1761, 2001.
- 8 Nascimento, M. P., Ribeiro, R. B., Voorwald, H. J. C., Pereira, C. P. M., Efeitos de Reparos de Solda TIG na Integridade Estrutural do Aço Aeronáutico - ABNT 4130, 57^o Congresso Anual da ABM Internacional, São Paulo/SP, CD-ROM, pp. 1155-1164, 2002.