



PROPAGAÇÃO DE TRINCA POR FADIGA EM HISTÓRIAS DE VÔOS SIMULADOS PARA UMA LIGA DE AI¹

Jéferson Aparecido Moreto²
Waldek Wladimir Bose Filho³
Dirceu Spinelli³
Cassius O. F. T. Ruckert⁴

Resumo

Este trabalho discutiu a história do carregamento em relação à reconstrução fratógrfica da propagação de uma trinca por fadiga, em histórias de vôos simulados do tipo Twist, mini-Twist, Falstaff e mini-Falstaff. O material estudado foi uma liga de alumínio de grau aeronáutico SAE-AMS 7475 T735. Foram realizados ensaios com amplitude variável em corpos de prova M(T), de espectros de vôos simulados padronizados pela National Lucht - en Ruimtevaartlaboratorium (NLR) do tipo Twist e Falstaff e seus vôos reduzidos, mini-Twist e mini-Falstaff, em uma máquina servohidráulica de ensaios dinâmicos. A partir destes ensaios notou-se que suprimir vôos com carregamentos menos severos influencia muito a vida da propagação da trinca de fadiga, para vôos simulados do tipo Twist e mini-Twist, fato este não observado para o Falstaff e mini-Falstaff. Foi possível observar também o efeito da aceleração e desaceleração da trinca por fadiga por meio das curvas de $d2a/dvôo$ - a obtidas dos ensaios de amplitude variável. As fraturas das superfícies das amostras foram examinadas através da técnica fratógrfica, pelo reconhecimento de blocos marcadores. A reconstituição satisfatória da taxa de propagação da trinca por fadiga de vôo simulado do tipo Falstaff por meio de medidas das marcações na superfície de fratura dos vôos mais severos foram realizadas em imagens obtidas por MEV.

Palavras-chave: Espectro de carga de amplitude variável; Vôos simulados; Análise fratógrfica.

FATIGUE CRACK GROWTH IN SIMULATED FLIGHT STORIES IN AN ALUMINUM ALLOY

Abstract

The loading inference and the fractographic reconstruction of fatigue crack propagation in simulated flight stories, as Twist, mini-Twist, Falstaff and mini-Falstaff were investigated in this work. The studied material was an aluminum alloy SAE-AMS 7475 T7351. Variable amplitude tests were performed in M(T) specimens by applying simulating flight spectra normalized by National Lucht - en Ruimtevaartlaboratorium (NLR) as Twist, mini-Twist, Falstaff and mini-Falstaff, in a servo-hydraulic test machine MTS, in which a Flextest GT controller was coupled. The suppression of less severe loading flights showed a great influence in fatigue crack propagation life, in simulated flight tests Twist and mini-Twist, but not in Falstaff and mini-Falstaff. The acceleration and slowing down of fatigue crack were observed in the $d2a/dflight$ - a curves obtained from variable loading tests. The fractured surfaces of some samples were examined by the fractographic technique of blocking marks recognition. A good reconstitution of fatigue crack propagation of a simulated flight like Falstaff was obtained by the measurements of marks in the fracture surfaces of the more severe flights, in MEV images.

Keywords: Variable amplitude loading; Simulated flight; Fractographic analysis.

¹ Contribuição técnica ao 65º Congresso Anual da ABM, 26 a 30 de julho de 2010, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.

² Mestre em Ciência e Engenharia de Materiais no programa de Pós-graduação em Engenharia e Ciência dos Materiais da Universidade Federal do Paraná – UFPR.

³ Professor Titular do Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística da Escola de Engenharia de São Carlos – USP.

⁴ Professor Doutor do Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística da Escola de Engenharia de São Carlos – USP.

1 INTRODUÇÃO

O comportamento da propagação da trinca por fadiga em metais é dependente das propriedades mecânicas e da microestrutura, tamanho do corpo de prova ou componente, meio ambiente, tensões e deformações cíclicas atuando na ponta da trinca. Sistemas mecânicos e estruturas reais de engenharia raramente são solicitados por carregamentos de amplitude constante. A vasta maioria das estruturas carregadas dinamicamente está sujeita a carregamentos de amplitude variável, que podem ser considerados como uma mistura dos modelos determinístico e aleatório de carregamento. Se estes carregamentos não forem desprezíveis em relação à estrutura, uma trinca inicial pode crescer e eventualmente conduzir ao colapso. As histórias de carregamento podem ter um maior efeito nas previsões de vida de fadiga para tais aplicações.

A fim de garantir a continuidade de uma operação segura do sistema em análise é necessário melhorar os modelos de previsão da propagação da trinca sob condições complexas de carregamento. Portanto, é necessária a avaliação da influência do espectro de carregamento real na propagação de trinca e na vida em fadiga.

Variações na seqüência de carregamento podem produzir efeitos de interações de carga que pode levar a aceleração ou desaceleração da taxa de crescimento da trinca. Os micromecanismos destes efeitos ainda são desconhecidos em sua grande maioria.

A Figura 1 apresenta um resumo de uma história de carregamento de amplitude variável em fadiga gerada pela instrumentação da asa de um avião comercial em operação.

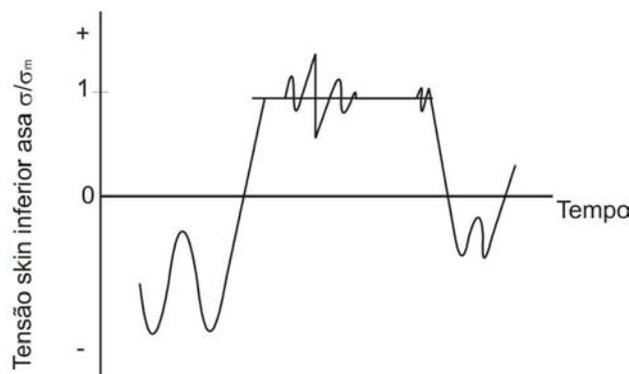


Figura 1. Gráfico tensão-tempo para uma fuselagem inferior da asa de um avião comercial.⁽¹⁾

Este tipo de carregamento, chamado de carregamento de amplitude variável, espectro de cargas ou carregamento irregular, é o que se verifica na maioria da estruturas de engenharia. Trata-se mais uma vez de uma situação em que a taxa de crescimento de trinca não depende exclusivamente de ΔK , mas agora também da história de carregamento. A previsão da vida de fadiga para o material torna-se bem mais complexa do que no caso de amplitude constante.

Os ensaios de fadiga através de simulação de vôos são bem aceitos na indústria aeronáutica e pelas autoridades de aeronavegação como um meio viável para se obter propriedades de fadiga em estruturas aeronáuticas, componentes e de materiais. Ensaios *full-scale* de simulações de vôos com uma história de carregamento conhecida têm sido usados para conferir a durabilidade e a tolerância a danos das novas estruturas.

Histórias de simulação de vôos padronizados têm sido desenvolvidas no intuito de se obter um estudo mais abrangente sobre fadiga de amplitude variável, o qual se



destina na prática em questão, pois em várias partes da aeronave, como na asa, o carregamento real é de amplitude variável (VAL) e não de amplitude constante (CA). Os vôos normalmente possuem uma característica randômica (Figura 2 e Figura 3), mas bem conhecida e caracterizada, onde as histórias de vôos mais severas, como por exemplo o vôo 1 da Figura 3, marcará nitidamente a superfície de fratura e funciona como carga marcadora.

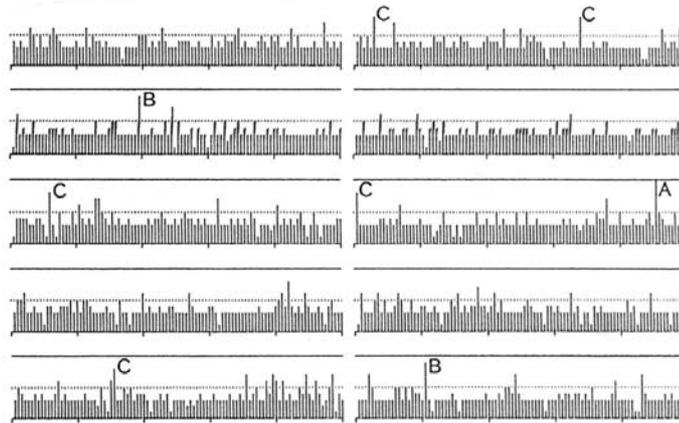


Figura 2. Seqüência randômica de vôos em um bloco de 1.000 vôos do tipo A.⁽²⁾

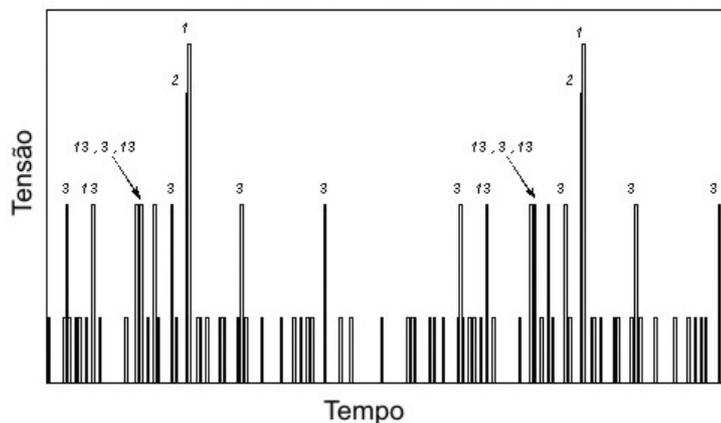


Figura 3. Parte de uma seqüência de vôo randômica em um bloco de 6000 vôos do tipo 1 a 13 (severidade decrescente). Foram apenas mostrados os vôos mais severos 1, 2, 3, 13.⁽³⁾

As Figura 4 e 5, obtidas por microscopia eletrônica de varredura, mostram uma superfície fraturográfica de um componente da estrutura da asa de um avião, após ensaio “escala real”, onde foi aplicada uma seqüência de vôo do tipo “baixa-alta-baixa” (Lo-Hi-Lo). É possível notar os vôos mais severos (1, 2, 3 e 13), marcados nitidamente na superfície fraturográfica do componente ensaiado e podendo ser utilizados para a determinação da vida em propagação da trinca.

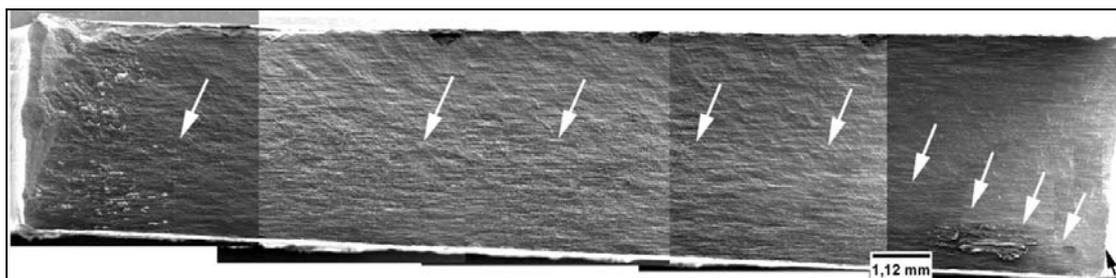


Figura 4. Superfície fraturográfica de um componente aeronáutico onde são evidenciados (setas) nove vôos do tipo 1 (mais severos). A seta preta indica o ponto de nucleação da trinca.⁽³⁾

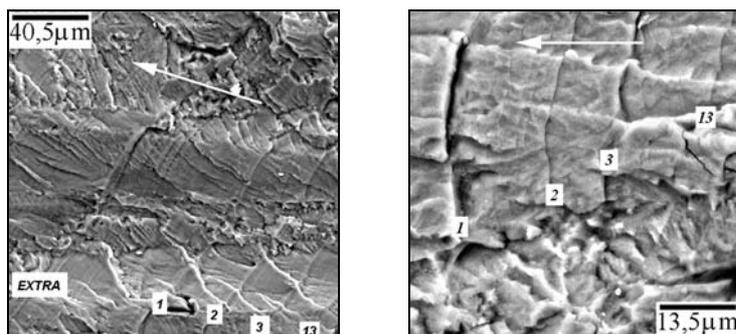


Figura 5. Detalhe da superfície fraturada da figura anterior, obtida por MEV, onde se observa, com detalhes, os vãos 1, 2, 3 e 13 (mais severos).⁽³⁾

2 MATERIAS E MÉTODOS

O material deste estudo consiste de uma liga de alumínio de alta resistência AMS 7475 tratada termomecanicamente para a condição T7351, segundo a norma SAE AMS 4202C.⁽⁴⁾ O material foi recebido na forma de placa laminada com dimensões iniciais de 1150 x 110 x 6,09 mm, sendo utilizada para a confecção dos corpos de prova de propagação de trinca por fadiga em amplitude variável de carregamento M(T). Os corpos de prova apresentaram furo central e entalhe lateral tipo serra, largamente utilizado em ensaios de amplitude variável.

No avanço do estudo de carregamentos em amplitude variável foram utilizados os tipos de história de vãos simulados Twist e Falstaff e seus minis, padronizados pelo NLR.

Foram realizados mapeamentos das principais cargas marcadoras do espectro de carregamento de amplitude variável, através da análise da superfície de fratura onde foram determinadas as taxas de crescimento da trinca em função do tamanho da trinca (curvas do tipo $da/dV_{\text{vãos-a}}$), ou seja, a vida de fadiga em propagação, determinada por meios fraturados a partir do reconhecimento do vão mais severo denominado 173.

Nesta tarefa, a leitura e a interpretação do padrão de estriamento impresso na superfície de fratura foram realizadas por meio de técnicas fractográficas de Microscopia Eletrônica de Varredura (MEV). Posteriormente foi comparada a taxa de propagação da trinca determinada pelo ensaio experimental com a obtida por meios fraturados, para uma história de vão do tipo Falstaff no intuito de se certificar da eficácia do método fractográfico no levantamento de curvas de propagação de trinca do tipo $da/dV_{\text{vãos-a}}$. A partir dos resultados da curva de propagação pelo método fractográfico é possível estimar a vida em propagação da trinca para amplitude variável de carregamento.

3 RESULTADOS

Das Figuras 6 a 9 são exibidos os gráficos de $V_{\text{vãos}}$ versus a e da taxa de propagação da trinca para amplitude variável de carregamento $da/dV_{\text{vãos-a}}$, para os corpos de prova ensaiados com as histórias de carga Twist, mini-Twist, Falstaff e mini-Falstaff. Observando-se os gráficos da taxa de propagação da trinca podem ser notados pontos de inflexão que ocorrem após ser aplicada uma sobrecarga e cujo efeito se dá pela desaceleração e posterior aceleração da trinca.

É possível observar também que a história de vãos simulados do tipo Twist e mini-Twist possuem maior número de pontos de inflexão e com uma amplitude mais

acentuada comparada à história de vôo simulado do tipo Falstaff e mini-Falstaff. Este fato pode ser explicado, pois o vôo do tipo Twist e seu mini possuem maiores amplitudes de carregamentos comparados ao Falstaff e seu mini, apesar do vôo Falstaff ser mais severo em termos de número de cargas severas. Observa-se também que a história de vôo simulado do tipo Twist possui um número muito menor de pontos de inflexão quando comparada à história de vôo simulado do tipo mini-Twist. Logo, conclui-se que ao suprimir os vôos de amplitudes menores ocorrem mais acelerações e desacelerações da trinca, e portanto, talvez este seja o motivo da diferença entre a vida em propagação do vôo 173. Para a história de vôo simulado do tipo Falstaff e mini-Falstaff as acelerações e desacelerações da trinca são muito menores e em menor amplitude e também são parecidas comparativamente. Isto pode explicar o fato da vida em fadiga para as duas histórias serem praticamente as mesmas.

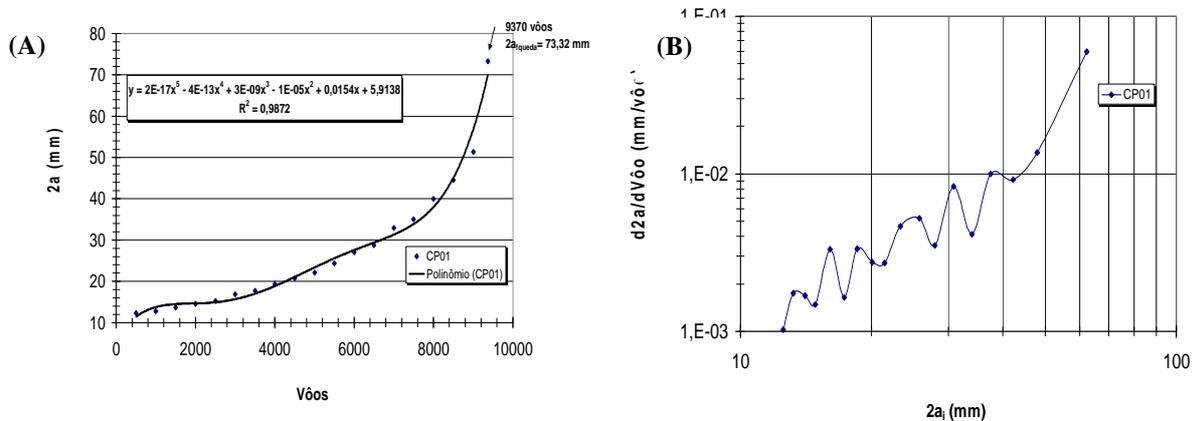


Figura 6. (A) Resultado de ensaio mini-Twist evidenciando o tamanho da trinca, $2a$, em função da seqüência de vôos aplicada e (B) resultado ensaio mini-Twist evidenciando a taxa do tamanho da trinca, $2a$, em relação à seqüência de vôos, em função do tamanho da trinca, $2a$. No final da curva notam-se os valores do tamanho da trinca e do número do vôo na ruptura do CP.

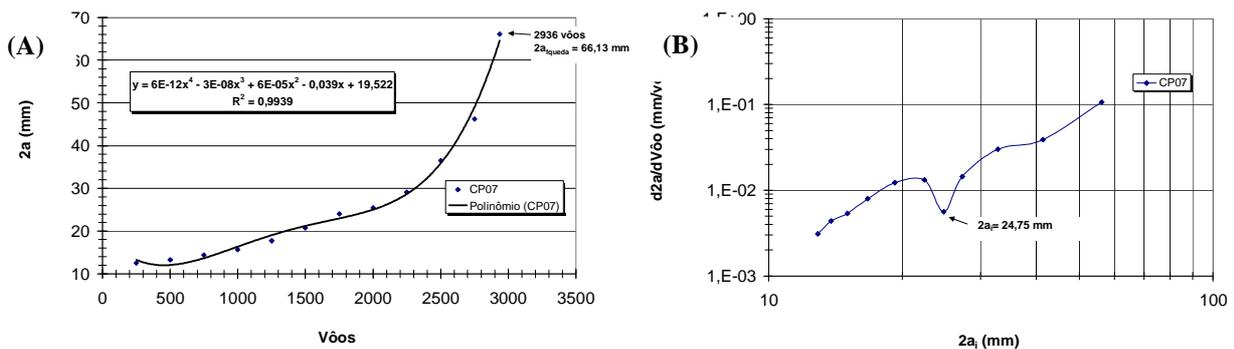


Figura 7. (A) Resultado de ensaio Twist evidenciando o tamanho da trinca, $2a$, em função da seqüência de vôos aplicada; e (B) resultado de ensaio Twist evidenciando a taxa do tamanho da trinca, $2a$, em relação à seqüência de vôos, em função do tamanho da trinca, $2a$. No final da curva notam-se os valores do tamanho da trinca e do número do vôo na ruptura do CP.

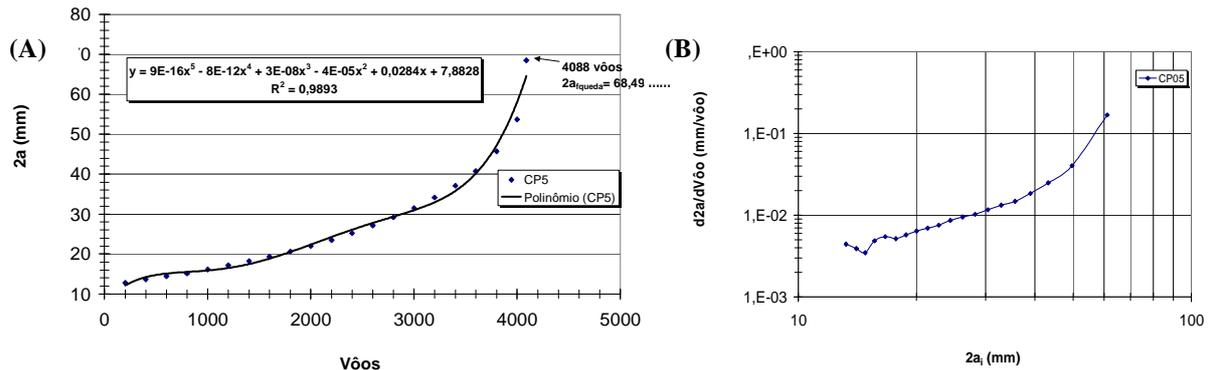


Figura 8. (A) Resultado de ensaio Falstaff evidenciando o tamanho da trinca, $2a$, em função da seqüência de vôos aplicada; e (B) resultado de ensaio Falstaff evidenciando a taxa do tamanho da trinca, $2a$, em relação à seqüência de vôos, em função do tamanho da trinca, $2a$. No final da curva notam-se os valores do tamanho da trinca e do número do vôo na ruptura do CP.

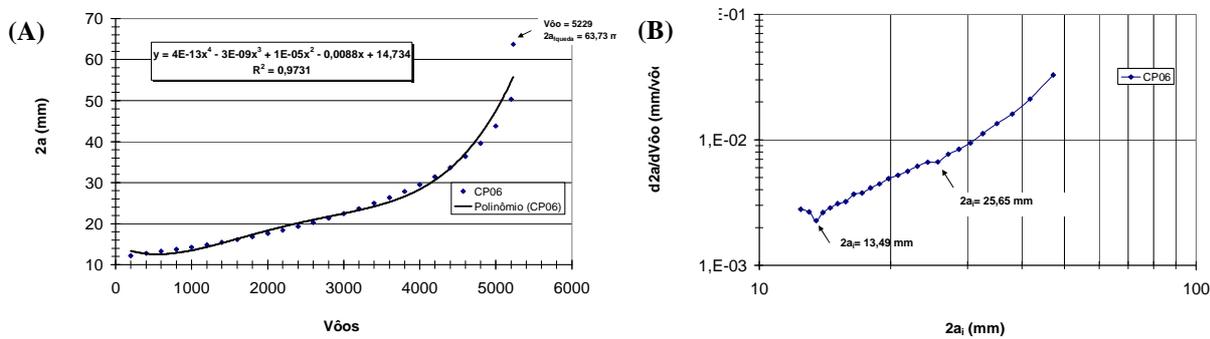


Figura 9. Resultado de ensaio mini - Falstaff evidenciando a taxa do tamanho da trinca, $2a$, em função da seqüência de vôos aplicada; e (B) resultado do ensaio mini-Falstaff evidenciando a taxa do tamanho da trinca, $2a$, em relação à seqüência de vôos, em função do tamanho da trinca, $2a$. No final da curva notam-se os valores do tamanho da trinca e do número do vôo na ruptura do CP.

Na maioria dos casos, a vida de propagação da trinca de fadiga sob a história de vôo simulado do tipo mini-Twist foi consideravelmente maior quando comparada à história de vôo do tipo Twist, portanto aparentemente ciclos de baixa amplitude podem contribuir de forma considerável ao dano em fadiga.

Observa-se que na maioria dos casos, a vida de propagação da trinca de fadiga, sob a história de vôo simulado do tipo mini-Falstaff foi aproximadamente a mesma que do tipo Falstaff. Portanto, aparentemente os ciclos de baixa amplitude não contribuem de forma considerável ao dano em fadiga.

Nota-se que a vida de propagação da trinca de fadiga foi aproximadamente a mesma comparando as duas histórias de vôo simulado do tipo mini-Twist ensaiadas. Todavia, comparando as histórias de vôo simulado do tipo Falstaff foi encontrada uma diferença significativa entre as vidas de propagação.

Nas imagens da Figura 10 são observadas, macroscopicamente as superfícies de fratura por fadiga de oito corpos de prova fraturados, sendo que o CP02 foi submetido a carregamento constante (utilizado para a calibração) e os demais, CP01, CP03, CP04, CP05, CP06, CP07 e CP08 foram submetidos a carregamentos de amplitude variável (vãos simulados). Analisando-se estas superfícies de fratura observam-se, com clareza, marcas mais pronunciada evidenciando as marcações de blocos de vôos (cargas marcadoras) espaçando-se gradativamente com a propagação da trinca.

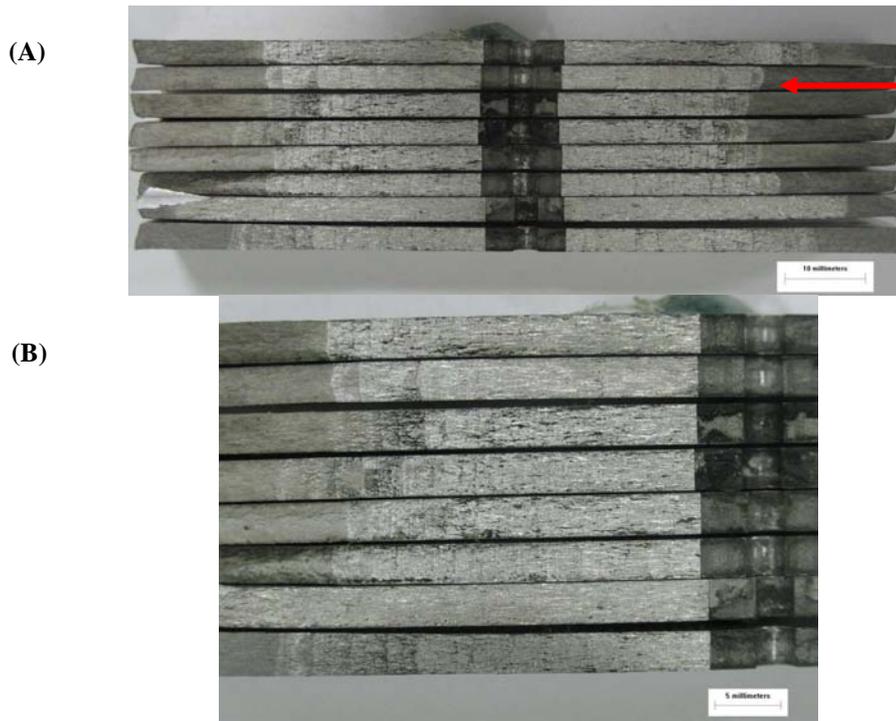


Figura 10. (A) Fratografia ilustrando as bandas de cargas marcadoras de vôos mais severos aplicados em sete corpos de prova do tipo M(T). O CP02 não possui marcações, pois foi submetido a ensaio de fadiga de amplitude constante de carregamento (CP de Calibração) e (B) mostra uma ampliação do lado esquerdo da imagem (A), para facilitar a visualização das cargas marcadoras

Comparando os corpos de prova pode-se também observar os distintos padrões de marcações devido às distintas histórias de vôos simuladas empregadas. A seta vermelha da Figura 10 A mostra a região do final da propagação estável da trinca por fadiga e o tunelamento, logo após, ocorrendo em fratura oblíqua (45°), devido ao carregamento na condição de tensão plana a que foram submetidos os corpos de prova.

Na Figura 11, observa-se uma montagem de imagens, obtidas em MEV, que mostra a superfície de fratura de um dos lados do corpo de prova CP05 utilizado para análise fratógráfica. Esta imagem apresenta um comprimento de crescimento da trinca na fratura (a_f) de 30,2 mm.

Nota-se a mudança na morfologia da superfície de fratura com o aumento da taxa de propagação da trinca por fadiga, esquerda para direita, tornando-se mais instável com micro-disparos e rasgamentos próximo ao final de fratura. Foi observado que a partir da metade do tamanho total da região fraturada a morfologia da superfície de fratura torna-se sensível à existência da microestrutura do tipo panqueca, provocando o aparecimento de regiões de coalescência de microvazios com aspecto cisalhado, dificultado assim a visualização dos blocos de cargas marcadoras e, como consequência impossibilitando a identificação das marcas dos vôos mais severos.

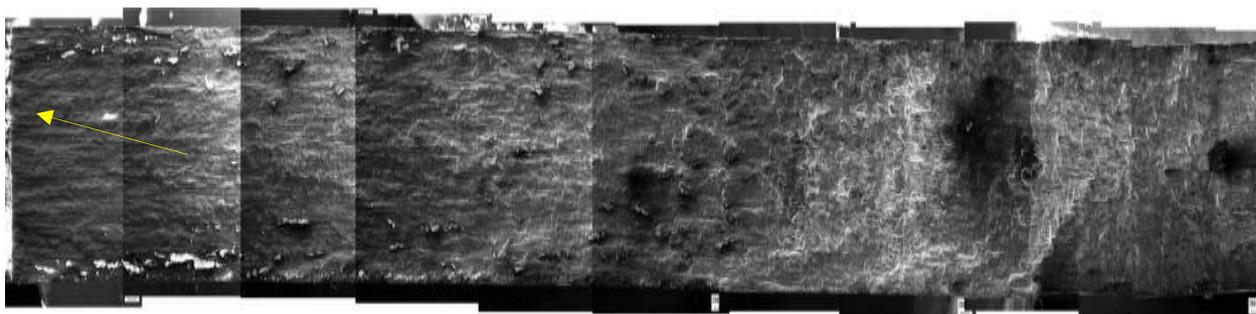


Figura 11. Fotomontagem da superfície de fratura do corpo de prova CP05 obtida em MEV, evidenciando as diferentes morfologias de fratura com o aumento da taxa de propagação da trinca por fadiga. A seta mostra a região da nucleação da trinca (rasgo usinado por eletroerosão).

A Figura 12 mostra uma fotomontagem da superfície de fratura do CP05 obtida em MEV mostrando o perfil de quase a total extensão da fratura. Este perfil foi utilizado para a identificação dos vãos 32 e 173, mais severos da história de carregamento Falstaff e na medida do crescimento da trinca δa entre os vãos 173. Para a visualização do perfil da Figura 12 foi necessária uma diminuição de 90% do tamanho total da fotomontagem. A partir daí é possível observar que as imagens não foram obtidas em uma mesma direção (perfil irregular), pois foram sendo escolhidas as regiões das melhores marcações na superfície de fratura para posterior reconhecimento dos vãos.

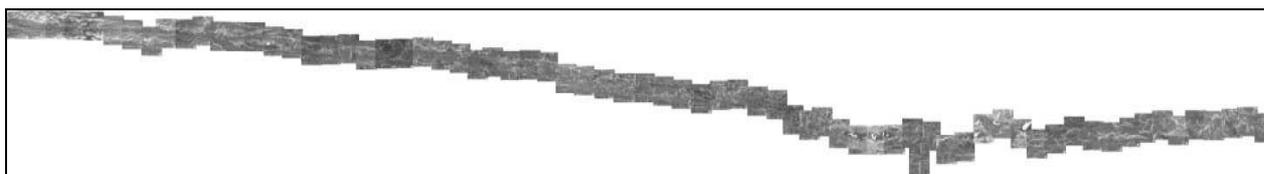


Figura 12. Fotomontagem da superfície de fratura do CP05 obtida em MEV evidenciando o perfil de quase a totalidade da extensão da fratura (86 fotos de MEV).

Analisando a Figura 13, são observadas imagens obtidas por FEG de estrias de fadiga de amplitude variável de carregamento, com diferentes espaçamentos inter-estrias e distintas alturas das estrias.

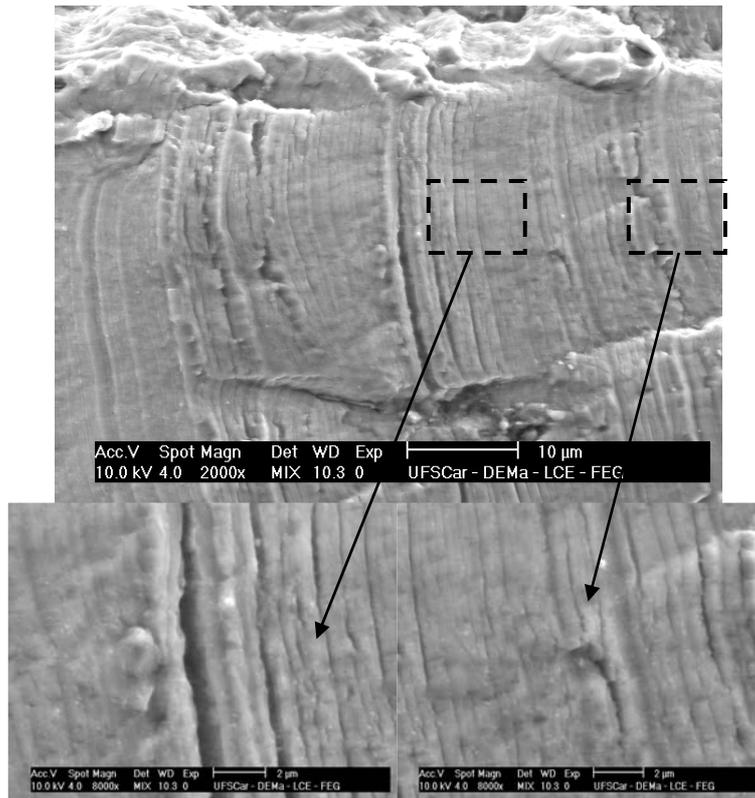


Figura 13. Aspecto da superfície de fratura obtida em FEG de uma região do início da fratura, que mostra com distintos aumentos de a) 2000X, b) e c) 8000X, detalhes da morfologia das estrias de fadiga resultantes da aplicação de carregamento de amplitude variável.

A Figura 13 mostra a identificação dos vãos mais severos na superfície de fratura do CP05 para uma seqüência de aproximadamente 200 vãos aplicados. Os vãos 32 e 173 são os mais severos do espectro aplicado, e assim, são os que mais marcaram a superfície de fratura. Observando-se a Figura 13, os picos de cargas do espectro aplicado Falstaff podem ser reconhecidos e impressos na superfície de fratura e concomitantemente observar o incremento de trinca entre os vãos, δa .

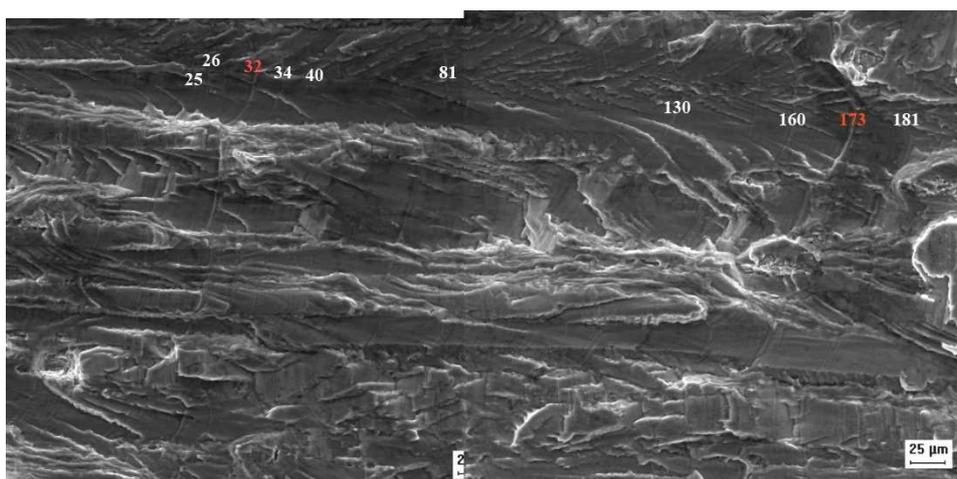


Figura 13. Fotomontagem de duas imagens fractográficas seqüenciais onde se identificam os vãos mais severos na superfície de fratura para uma seqüência de 200 vãos aplicados.

Esta metodologia fractográfica foi utilizada para a construção do gráfico da taxa de propagação da trinca em relação ao número de vãos em função do tamanho da

trinca ($d2a/dv\hat{o}$ vs. a). Apenas o v\hat{o} 173 foi analisado e utilizado para obter a curva mencionada acima.

O gr\u00e1fico da Figura 14 mostra uma superposi\u00e7\u00e3o dos dados do ensaio do v\hat{o} simulado do tipo Falstaff e dos dados fractogr\u00e1ficos da taxa de propaga\u00e7\u00e3o da trinca em rela\u00e7\u00e3o ao n\u00famero de v\hat{o}s em fun\u00e7\u00e3o do tamanho da trinca, para o CP05. A superposi\u00e7\u00e3o das curvas indica que foi poss\u00edvel uma reconstitu\u00e7\u00e3o satisfat\u00f3ria da taxa de propaga\u00e7\u00e3o da trinca por fadiga de v\hat{o} simulado tipo Falstaff (amplitude vari\u00e1vel) por meio de medidas realizadas em imagens obtidas por MEV, de marca\u00e7\u00f5es na superf\u00edcie de fratura dos v\hat{o}s mais severos. Portanto, foi mostrada a efic\u00e1cia da metodologia empregada e a import\u00e2ncia do seu uso. Isto porque, a partir de observa\u00e7\u00f5es e medidas da superf\u00edcie de fratura de um corpo de prova ou componente fraturado \u00e9 poss\u00edvel, desde que se conhe\u00e7a o espectro de carregamento empregado, determinar a curva da taxa de propaga\u00e7\u00e3o da trinca por fadiga e juntamente com t\u00e9cnicas anal\u00edticas inferir a vida de nuclea\u00e7\u00e3o da trinca. Esta constitui uma t\u00e9cnica importante na corre\u00e7\u00e3o de programas de previs\u00e3o de vida em amplitude vari\u00e1vel (NASGRO) para a mudan\u00e7a, ou seja, re-projeto de componentes.

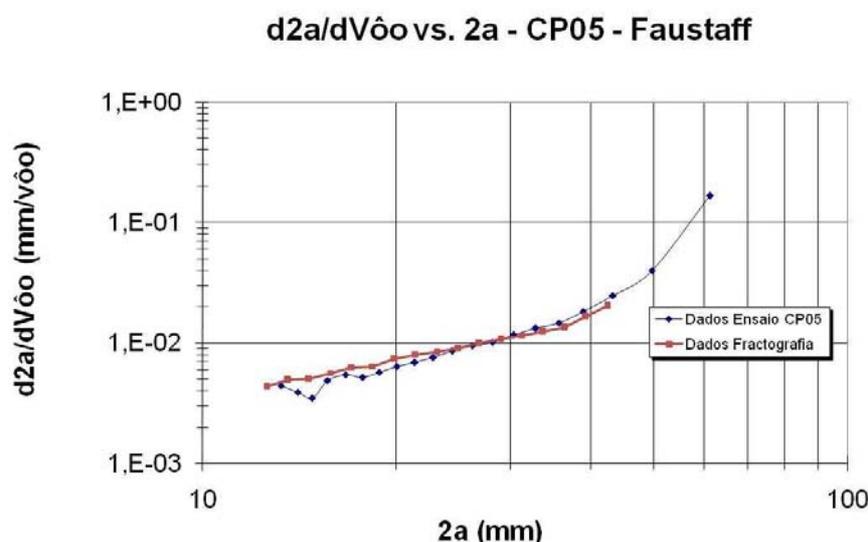


Figura 14 – Curvas superpostas dos dados do ensaio do v\hat{o} simulado do tipo Falstaff e dos dados fractogr\u00e1ficos da taxa de propaga\u00e7\u00e3o da trinca em rela\u00e7\u00e3o ao n\u00famero de v\hat{o} em fun\u00e7\u00e3o do tamanho da trinca, obtidas para o CP05.

4 CONCLUS\u00c3O

- Na maioria dos casos, a vida da propaga\u00e7\u00e3o da trinca de fadiga sob hist\u00f3ria de v\hat{o} simulado do tipo mini-Twist foi consideravelmente maior quando comparada \u00e0 hist\u00f3ria de v\hat{o} do tipo Twist. Portanto, aparentemente ciclos de baixa amplitude podem contribuir de forma consider\u00e1vel ao dano em fadiga. Este fato n\u00e3o ocorreu com o espectro de v\hat{o} simulado do tipo mini-Falstaff onde a vida de propaga\u00e7\u00e3o foi aproximadamente a mesma que do tipo Falstaff. Assim, para este tipo de v\hat{o} podem ser suprimidos os v\hat{o}s com menores amplitudes que n\u00e3o ocorre altera\u00e7\u00e3o significativa na vida de propaga\u00e7\u00e3o em fadiga.

- Dos gr\u00e1ficos da taxa de propaga\u00e7\u00e3o da trinca em rela\u00e7\u00e3o ao v\hat{o} ($d2a/dv\hat{o}$) em fun\u00e7\u00e3o do tamanho da trinca (a), podem ser notados pontos de inflex\u00e3o que ocorrem ap\u00f3s a aplica\u00e7\u00e3o de uma sobrecarga e cujo efeito se d\u00e1 possivelmente pela desacelera\u00e7\u00e3o e posterior acelera\u00e7\u00e3o da trinca.

- As histórias de vôos simulados do tipo Twist e mini-Twist apresentam maior número de pontos de inflexão e com amplitude mais acentuada comparada à história de vôo simulado do tipo Falstaff e mini-Falstaff. Este fato pode ser explicado, pois o vôo do tipo Twist e seu mini possuem maiores amplitudes de carregamentos comparados ao Falstaff e seu mini, apesar do vôo Falstaff ser mais severo em termos de número de cargas severas.

- A história de vôo simulado do tipo Twist possui um número muito menor de pontos de inflexão quando comparada à história de vôo simulado do tipo mini-Twist. Logo, conclui-se que ao suprimir os vôos de amplitudes menores ocorrem mais acelerações e desacelerações da trinca e talvez este seja o motivo da diferença entre a vida em propagação destes vôos.

Para a história de vôo simulado do tipo Falstaff e mini-Falstaff as acelerações e desacelerações da trinca são muito menores e em menor amplitude, além de serem parecidas comparativamente. Isto pode explicar o fato da vida em fadiga para as duas histórias serem praticamente as mesmas.

- A partir das análises da superfície de fratura do CP05 foi possível concluir que carregamentos mais severos geram marcações mais acentuadas, com vales mais profundos. Observou-se mudança da morfologia de fratura com o aumento da taxa de propagação da trinca por fadiga o que a torna mais instável, com micro-disparos e rasgamentos próximos ao final de fratura. Foi observado também que a partir da metade do tamanho total de fratura a superfície torna-se mais sensível à formação de uma microestrutura do tipo panqueca, com regiões de coalescência de microvazios cisalhadas, o que dificulta a visualização das marcações dos blocos de cargas marcadoras, e às vezes impossibilitando identificar os vôos mais severos.

Agradecimentos

Os autores expressam os seus agradecimentos ao Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística da EESC – USP pelo uso de seus equipamentos e instalações, à FAPESP pelo apoio financeiro e à Embraer pelas valiosas discussões e pelo material cedido.

REFERÊNCIAS

- 1 JONGE & NEDERVEEN, (1980) - ABM Fadiga e Fratura de Materiais Metálicos (1999).
- 2 PÁRTL, O. & SHIJVE, J. (1990) “*Reconstitution of Crack Growth from Fractographic Observations after Flight Simulation Loading*” International Journal of Fatigue Vol.12 N°.3. pp 175-183.
- 3 TARPANI, RUCKERT *et al.* (2004 EFA). “Estimating fatigue life under variable amplitude loading through quantitative fractography – A case study” Engineering Failure Analysis 11 (2004) pp 547-559.
- 4 SAE ASM 4202 C (1989). Society of Automotive Engineers, Inc. “*Aluminum alloy, Plate, 5.7Zn 2.2Mg 1.6Cu 0.22Cr, solution heat treated, stress relieved by stretching and precipitation heat treated*”.