

## Caracterização do Fechamento de Trinca de Fadiga numa Liga Al 7475 Pré-deformada e com Shot Peening

T.G.VIANA<sup>1</sup>, L.B.GODEFROID<sup>1</sup>, E.K.L.BARROSO<sup>2</sup>, K.S.AL-RUBAIE<sup>2</sup>

<sup>1</sup> REDEMAT - Universidade Federal de Ouro Preto.  
Praça Tiradentes, 20 – CEP 35400-000 – Ouro Preto, MG, Brasil  
e-mail: [leonardo@demet.em.ufop.br](mailto:leonardo@demet.em.ufop.br)

<sup>2</sup> EMBRAER, São José dos Campos, SP, Brasil  
e-mail: [kassim.rubaie@embraer.com.br](mailto:kassim.rubaie@embraer.com.br), [emerson.barroso@embraer.com.br](mailto:emerson.barroso@embraer.com.br)

---

### RESUMO

No presente trabalho procurou-se verificar o efeito de estiramento em tração e de tratamento mecânico superficial de *shot peening* na resistência à propagação de trinca de fadiga de uma liga de alumínio do tipo Al 7475-T7351. Trata-se de uma liga Al-Zn-Mg-Cu, com tratamento térmico de superenvelhecimento, para emprego aeronáutico. Corpos-de-prova do tipo C(T) foram confeccionados no sentido longitudinal de conformação mecânica, e posteriormente ensaiados de acordo com a Norma ASTM E 647, para a determinação da taxa de propagação de trinca  $da/dN$  em função da força motriz  $\Delta K$  de propagação de trinca de fadiga, desde o limiar de propagação até a fratura. Os ensaios foram realizados para R (razão entre tensões) igual a 0,1 e 0,5. A espessura dos corpos-de-prova foi de 5 mm. O efeito do estiramento foi estudado em corpos-de-prova com 0%, 3% e 5% de deformação plástica. O efeito de *shot peening* foi estudado em corpos-de-prova com e sem este tratamento superficial. A resistência à propagação de trinca de fadiga diminuiu com o aumento do estiramento, mas pode ser melhorada através do *shot peening*. Quanto maior o valor de R, maior a taxa de propagação de trinca. Todos estes efeitos foram estudados e explicados a partir da determinação da variação da carga de fechamento de trinca em função da força motriz  $\Delta K$ , assim como através de análise fratógráfica.

**Palavras chaves:** Al 7475-T7351, fechamento de trinca de fadiga, fechamento de trinca.

---

## Crack Closure Characterization in a 7475 Aluminum Alloy Prestrained and With Shot Peening

### ABSTRACT

Aluminum alloys are widely used in aeronautical design due to their good mechanical properties and low densities. Among these alloys, 7475 (Al-Zn-Mg-Cu), modified from 7075, is successfully used due to strength similar to that of 7075 and superior fracture toughness. In this study, strips of 7475-T7351 (overaged) were subjected to two tensile pre-strain levels of 3% and 5%, and surface treatment of shot peening. Using compact tension C(T) specimens with 5 mm thickness, fatigue crack growth (FCG) tests were conducted in air under constant amplitude loading at a stress ratio of 0.1 and 0.5, with specific emphasis at the fatigue threshold. The results showed that FCG resistance decreased with an increase in the pre-strain level, but increased with shot peening. Fatigue crack closure and fractographic analysis were used to explain the different behavior.

**Keywords:** Al 7475-T7351, fatigue crack growth, crack closure.

---

## 1 INTRODUÇÃO

A EMBRAER – Empresa Brasileira de Aeronáutica, considerada a quarta maior empresa de aviação civil no mundo, se preocupa constantemente com o estudo e conhecimento das ligas de alumínio empregadas em seus projetos. A empresa se destaca mundialmente pela qualidade de seus produtos, tanto em nível tecnológico quanto em nível de projeto, o que, através da aplicação de materiais de elevado desempenho, possibilita desenvolver aeronaves com ótima resistência à fadiga e tenacidade à fratura. Para isso, além de projetistas e do desenvolvimento de um plano de manutenção efetivo e de baixo custo, ela conta com um

departamento de engenharia de materiais, que é responsável pelo estudo e caracterização das ligas de alumínio aplicadas em seus projetos, visando verificar e assegurar a qualidade de suas ligas.

As ligas de alumínio são aplicadas em cerca de 70% dos componentes estruturais dos aviões, sendo que as ligas da família 2XXX e 7XXX, tratadas termicamente por precipitação, são as mais largamente utilizadas e que merecem maior destaque. Destas, as ligas de alumínio da família 7XXX são empregadas em uma série de aplicações, como nos revestimentos da fuselagem e asas, cavernas usinadas e conformadas, longarinas, nervuras, diversos perfis estruturais, reforçadores, etc. Assim pode-se perceber o quanto é importante o estudo destas ligas de alumínio e um melhor domínio das propriedades, visando aplicações mais adequadas aos requisitos. Neste sentido, o estudo da liga Al 7475-T7351, largamente aplicada nos projetos da EMBRAER, passou a ser mais discutido, visando conhecer melhor as características e comportamento do material sob diferentes aspectos, os quais são importantes no desenvolvimento de ligas para aplicação aeronáutica.

O estiramento é um método de conformação mecânica tradicional entre as ligas de alumínio, utilizado visando a melhoria de suas propriedades mecânicas [1]. Ele pode ser realizado a quente ou a frio, e pode ocorrer antes, durante ou após o tratamento térmico de envelhecimento por precipitação. Após o estiramento, as ligas devem apresentar uma subestrutura de discordâncias e uma distribuição de precipitados mais homogêneos [2, 3], melhorando a resistência em tração e em fadiga. Por outro lado, sabe-se [4-6] que a tenacidade à fratura varia inversamente com a resistência mecânica em tração, e diminui com a aplicação do estiramento.

O tratamento superficial de *shot peening* é um método conhecido na metalurgia para melhorar as propriedades mecânicas de um material, e tem despertado grande interesse dos pesquisadores nos últimos anos [7-22]. Trata-se de um processo de trabalho a frio, no qual a superfície do material é bombardeada com pequenas esferas, e deformada plasticamente. Com isto, introduz-se um campo de tensões compressivas no material e aumenta-se tanto a tenacidade à fratura como a resistência à iniciação e propagação de trincas de fadiga.

Nas duas últimas décadas o fenômeno de fechamento de trinca, introduzido originalmente por Elber [23], tem sido investigado para a maioria dos materiais de engenharia (por exemplo, metais, cerâmicos, polímeros, compósitos, concreto, osso humano, etc.), tendo em vista o reconhecimento de que se trata de um importante fenômeno que influencia o comportamento em fadiga dos materiais. Recentemente, diversos mecanismos distintos de fechamento de trinca foram considerados [24], dentre os quais o fechamento de trinca induzido por rugosidade/oxidação e por deflexão da trinca, que se manifestam em muitos materiais metálicos, têm sido usados para explicar o crescimento de trinca de fadiga na região do limiar  $\Delta K_{th}$ , isto é, para valores da taxa de crescimento de trinca relativamente baixos. Considera-se a hipótese que durante o ciclo de fadiga o crescimento de trinca na forma de “zig-zag” e/ou o depósito de uma fina camada de óxido fazem com que as faces opostas da trinca entrem em contato antes que o carregamento atinja o valor mínimo do ciclo. A resultante re-distribuição de tensões na ponta da trinca levaria a uma redução na força motriz disponível para o crescimento da trinca. Considera-se também que a deflexão da trinca provoca uma decomposição do modo I de carregamento (abertura), com o aparecimento do modo II de carregamento (cisalhamento), com consequente diminuição da força motriz para o crescimento da trinca.

O nível de fechamento de trinca é afetado pelas influências concorrentes e competitivas de diversos fatores [25], como a microestrutura do material, a geometria do corpo de prova, a geometria da ponta da trinca, o tamanho da trinca, condições de carregamento (máxima intensidade de tensões, razão R entre tensões, variação na amplitude de carregamento), e condições do teste (ambiente e temperatura).

O presente trabalho estuda o desempenho em fadiga de uma liga de alumínio Al 7475-T7351 superenvelhecida, em função de diferentes níveis de estiramento e em função do tratamento superficial de *shot peening*, para dois níveis de razão R entre tensões. Estuda-se a resistência ao crescimento de trinca de fadiga, principalmente na região do limiar  $\Delta K_{th}$ . O fechamento de trinca é utilizado para explicar a diferença de comportamento entre os materiais, com comprovação a partir de análise fratógráfica.

## 2 MATERIAL E METODOLOGIA

O material estudado neste trabalho foi uma liga de alumínio Al-Zn-Mg-Cu, do tipo Al 7475-T7351, tratada termicamente por precipitação, no nível de superenvelhecimento. A composição química desta liga está apresentada na Tabela I. Nota-se os teores bem baixos das impurezas ferro e silício, no sentido de se minimizar a formação de inclusões. A presença de cromo possibilita a formação de dispersóides inibidores de recristalização durante a conformação mecânica e tratamento térmico industrial da liga.

**Tabela 1:** Composição química da liga de alumínio Al 7475 (% em peso).

Liga	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Cr	Ti	Al
Al 7475	0,029	0,085	1,661	0,01	2,376	5,722	0,21	0,0266	balanço

A Tabela 2 apresenta as principais propriedades mecânicas obtidas dos ensaios de tração, inclusive com o efeito do estiramento. Observa-se que, à medida que se aumenta o estiramento, a resistência mecânica da liga vai aumentando. As propriedades mecânicas obtidas estão de acordo com as especificações para esta liga [26].

**Tabela 2:** Propriedades mecânicas em tração da liga de alumínio Al 7475.

Liga	Situação	$\sigma_{ys}$ (MPa)	$\sigma_{uts}$ (MPa)	$\epsilon_t$ (%)	E (MPa)	$\nu$
Al 7475	entrega	391	471	12,11	71000	0,33
	3%	412	497	9,82		
	5%	416	501	8,82		

$\sigma_{ys}$  : limite de escoamento;  $\sigma_{uts}$  : limite de resistência;  $\epsilon_t$  : deformação total; E: módulo de elasticidade;  $\nu$  : coeficiente de Poisson; entrega: material no estado de entrega; 3% : material estirado a 3%; 5% : material estirado a 5%.

Os corpos-de-prova foram confeccionados na EMBRAER, de acordo com a norma ASTM 647 [27] para ensaios de propagação de trinca de fadiga. Os corpos-de-prova utilizados para os ensaios foram do tipo C(T), na orientação L-T, com uma espessura de 5 mm e uma largura de 80 mm. O estiramento foi realizado em uma estiradeira de conformação de chapas, sendo escolhidos os valores de 3% e 5% de deformação plástica.

O tratamento superficial mecânico de *shot peening* foi realizado apenas para a amostra de 3% de estiramento. Esta etapa foi realizada de acordo com a norma SAE AMS-S-13165 [28], para promover uma intensidade de *shot peening* de 0,006 A – 0,010 A. A região tratada compreendeu 5 mm para cada lado, a partir da linha central do corpo-de-prova, em toda sua extensão.

De posse dos corpos-de-prova, foram realizados os seguintes procedimentos, com os ensaios sendo feitos à temperatura ambiente: metalografia, ensaios de propagação de trinca de fadiga, fractografia.

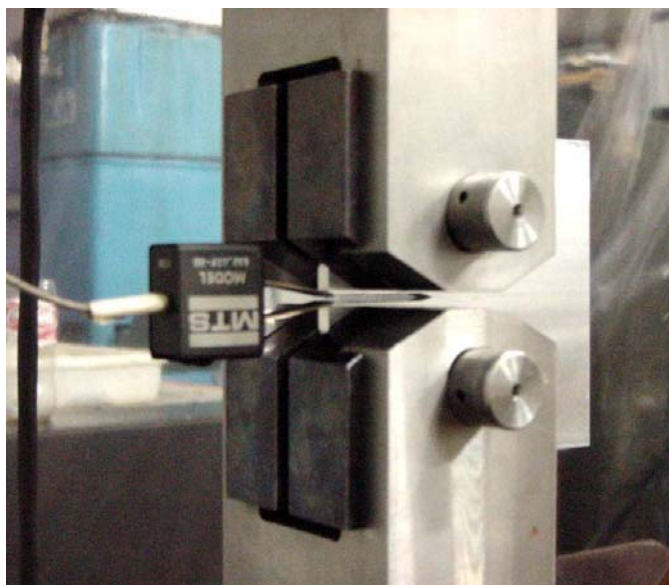
A metalografia foi realizada em um microscópio ótico, marca LEICA, com analisador de imagens QWIN. O reativo químico utilizado foi o tradicional Keller.

Os ensaios de fadiga foram realizados numa máquina servo-hidráulica MTS de 10 ton, com controle computacional, e aquisição de dados de tamanho de trinca por *clip-gage*. Os ensaios de fadiga foram realizados com dois valores para a razão R entre tensões da ciclagem: 0,1 e 0,5, sempre numa frequência de 30 Hz. A Figura 1 ilustra a montagem de um corpo-de-prova na máquina de ensaios.

A fractografia foi realizada em um microscópio eletrônico de varredura - MEV, modelo JEOL JSM 5510.

### 3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

A microestrutura da liga estudada apresentou grãos basicamente alongados, com um pequeno grau de recristalização. Esta microestrutura é proveniente do tratamento térmico de precipitação, na etapa de superenvelhecimento, e conformada mecanicamente. Não foi detectada variação microestrutural significativa em função do estiramento ou do *shot peening*. A Figura 2 apresenta um exemplo desta microestrutura, para 3% de estiramento.



**Figura 1:** Montagem de um corpo-de-prova para ensaios de fadiga na máquina.



**Figura 2:** Microestrutura da liga Al 7475-T7351, 3% de estiramento. Ataque Keller. 200X.

As Figuras 3 e 4 apresentam o gráfico de taxa de propagação de trinca  $da/dN$  versus fator cíclico de intensidade de tensões  $\Delta K$ , para cada uma das condições estudadas, tomando-se  $R$  ( $= \sigma_{\min}/\sigma_{\max}$ ) igual a 0,1 e 0,5. Observa-se que a resistência à propagação de trinca da liga de alumínio diminui à medida que se aumenta o estiramento, sendo este efeito mais pronunciado para a região do limiar  $\Delta K_{TH}$  de propagação de trinca. Por outro lado, o tratamento superficial de *shot peening* (SP) melhora o desempenho da liga, e mais uma vez este efeito é mais pronunciado na região do limiar  $\Delta K_{TH}$  de propagação de trinca.

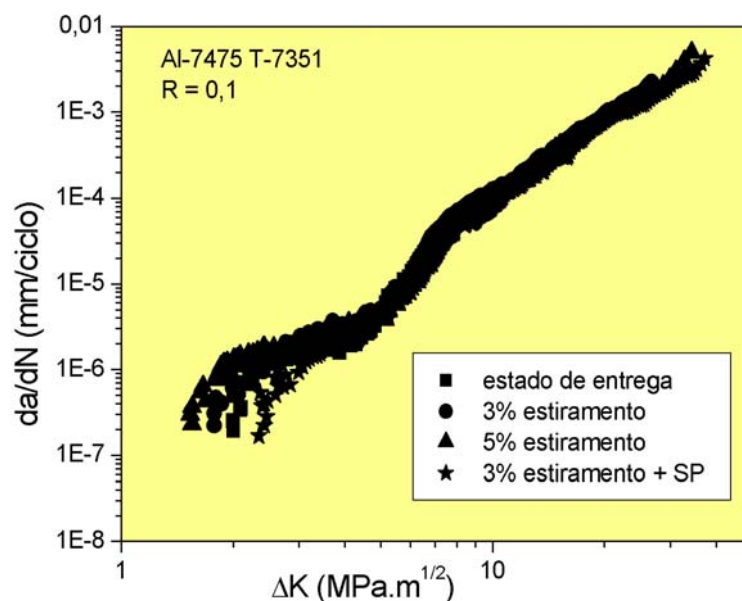


Figura 3: Propagação de trinca de fadiga, todas as condições, R=0,1.

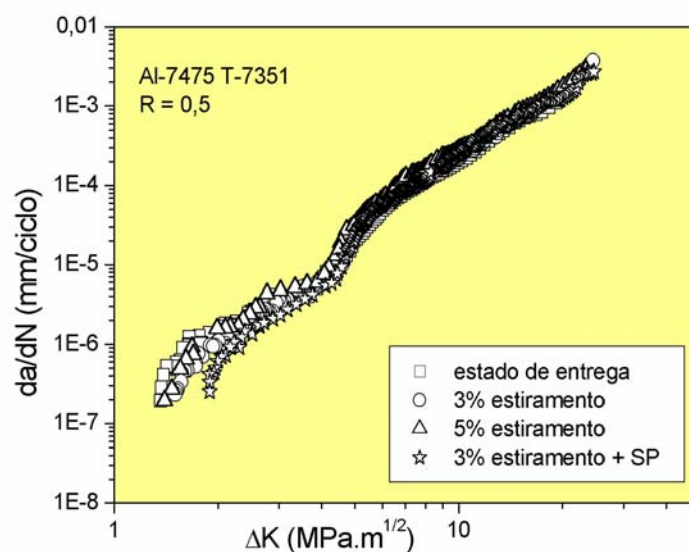
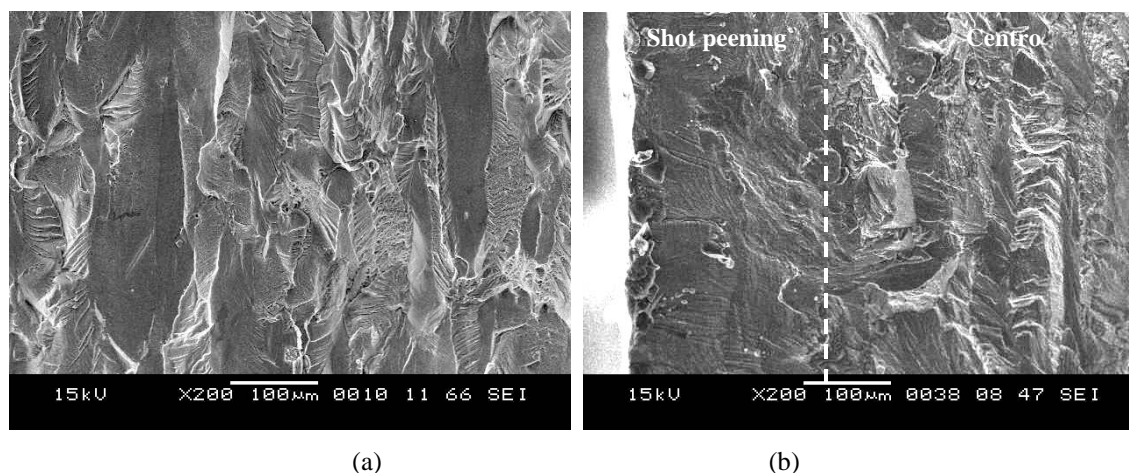


Figura 4: Propagação de trinca de fadiga, todas as condições, R=0,5.

A análise fractográfica dos corpos-de-prova de propagação de trinca de fadiga mostrou um comportamento distinto entre a região próxima do limiar  $\Delta K_{TH}$  e a transição entre a região do limiar e a região linear de propagação de trinca. Na região do limiar  $\Delta K_{TH}$  a propagação de trinca é cristalográfica. Neste caso, como os grãos do material se apresentam de forma alongada, a superfície de fratura correspondente vai também apresentar platôs alongados. A propagação de trinca se dá de forma semelhante a um arranjo tipo divisor de trinca de um material compósito. A Figura 5(a) ilustra esta situação, para a condição no estado de entrega, com  $R = 0,1$ . Já na região de transição a propagação de trinca se apresenta de forma mais plana. Neste caso, a superfície de fratura também será mais plana, com o aparecimento das tradicionais estrias de fadiga e mostrando bifurcações. Todas as condições estudadas neste trabalho mostraram estas características. A única diferença significativa encontra-se na amostra que foi submetida ao tratamento superficial de *shot peening*. Neste caso, percebe-se em toda a extensão da trinca uma diferença de morfologia de fratura entre as superfícies e o centro do corpo-de-prova. O tratamento de *shot peening*

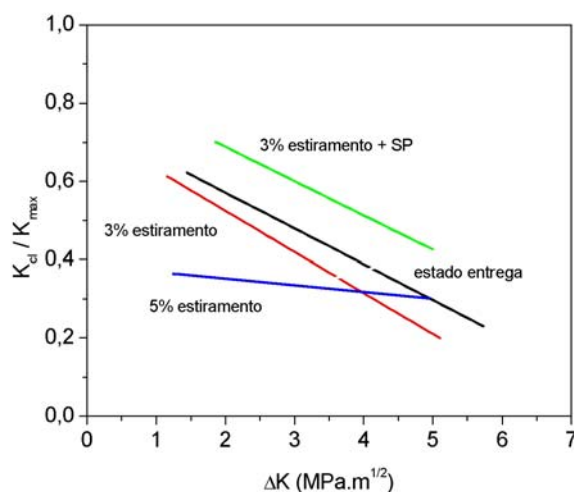
provocou uma mudança no mecanismo de fratura do material, mudança esta que serviu para dificultar a propagação de trinca. Esta constatação reforça os resultados encontrados no gráfico apresentado anteriormente, e a conclusão de que esta condição é mais resistente à propagação de trinca. A Figura 5(b) ilustra esta situação, para a condição no estado de entrega, com  $R = 0,1$ .



**Figura 5:** Superfície de fratura, liga Al 7475-T7351, ensaio de propagação de trinca de fadiga,  $R = 0,1$ , região próxima ao limiar  $\Delta K_{TH}$  no gráfico  $da/dN \times \Delta K$ . (a) estado de entrega; (b) 3% estirado + shot peening. Aumento 200X.

Todo este comportamento está relacionado com o fenômeno de fechamento de trinca. Na região de  $\Delta K_{TH}$  o material estirado 3% e tratado superficialmente vai apresentar uma trinca que se propaga de forma tortuosa, e que está sob a ação de um campo de tensões compressivas. Para as outras situações tem-se somente a propagação tortuosa da trinca. Daí, o nível de fechamento de trinca tornar-se maior para a primeira situação, diminuindo para as outras situações. A Figura 6 mostra ajustes por regressão linear da variação do fechamento de trinca para todas as situações estudadas, na região de  $\Delta K_{TH}$ . Observa-se que o material estirado e tratado por “shot peening” apresenta os maiores valores para a relação  $K_{cl}/K_{max}$ .

O efeito da razão  $R$  no comportamento da liga de alumínio foi mais pronunciado na região do limiar  $\Delta K_{TH}$  de propagação de trinca. A Figura 7 ilustra esta dependência para todas as condições estudadas. Para um mesmo valor de  $\Delta K$ , quanto maior o valor de  $R$ , menor o valor do limiar, já que a ciclagem está sendo realizada em um nível de  $K_{max}$  mais elevado. Conseqüentemente, o fechamento de trinca será menor. O efeito de fechamento de trinca está apresentado na Figura 8, a partir de ajustes por regressão linear, para a condição de 3% de estiramento mais *shot peening*. Observa-se na região de  $\Delta K_{TH}$  que o fechamento de trinca é mais pronunciado para o ensaio com  $R = 0,1$ .



**Figura 6:** Fechamento de trinca para todas as situações estudadas.  $R = 0,1$ .

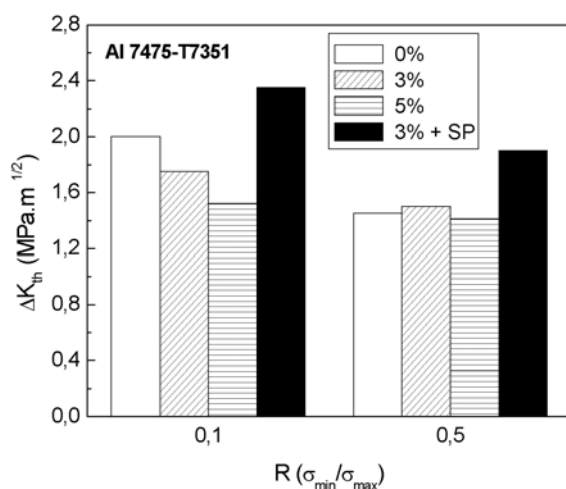


Figura 7: Efeito da razão R no limiar  $\Delta K_{TH}$ , diversas condições.

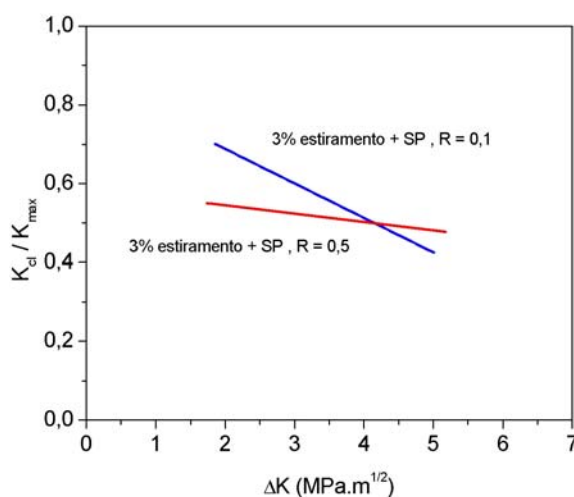


Figura 8: Fechamento de trinca para a situação de 3% de estiramento e “shot peening”. Efeito da razão R.

#### 4 CONCLUSÕES

- 1) A liga de alumínio Al 7475-T7351 apresentou uma microestrutura constituída de grãos basicamente alongados, com um pequeno grau de recristalização.
- 2) Não foi detectada variação microestrutural significativa em função do estiramento ou do *shot peening*.
- 3) A resistência à propagação de trinca de fadiga da liga de alumínio diminuiu à medida que se aumentou o valor da razão R entre tensões, qualquer que seja a condição da liga. Este efeito foi significativo principalmente na região do limiar  $\Delta K_{TH}$  de propagação de trinca.
- 4) Observou-se que a resistência à propagação de trinca de fadiga da liga de alumínio diminuiu à medida que se aumentou o estiramento. Por outro lado, o tratamento superficial de *shot peening* melhorou o desempenho da liga. A diferença de comportamento ocorreu de forma significativa apenas na região do limiar  $\Delta K_{TH}$ .
- 5) Na região do limiar  $\Delta K_{TH}$  a superfície de fratura apresentou platôs alongados. Na região de transição a superfície de fratura foi mais plana, com o aparecimento de estrias de fadiga e bifurcações. Na amostra que foi submetida ao tratamento superficial de *shot peening* percebe-se em toda a extensão da trinca uma diferença de morfologia de fratura entre as superfícies e o centro do corpo-de-prova.
- 6) Todas as conclusões relativas à propagação de trinca de fadiga podem ser explicadas em função do nível de fechamento de trinca atuante.

## 5 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] OSTERMANN, F.G., REIMANN, W.H., “Thermomechanical Processing and Fatigue of Aluminum Alloys”, *ASTM-STP 467*, pp.169-187, 1970.
- [2] OSTERMANN, F.G., “Improved Fatigue Resistance of Al-Zn-Mg-Cu (7075) Alloys Through Thermomechanical Processing”, *Met. Trans.*, v. 2A, pp. 2897-2909, 1971.
- [3] RUSSO, E.D., CONSERVA, M., GATTO, F., MARKUS, H., “Thermomechanical Treatments on High Strength Al-Zn-Mg (-Cu) Alloys”, *Met. Trans.*, v. 4A, pp. 1133-1145, 1973.
- [4] LIAW, P.K., LANDES, J.D., “Effects of Monotonic and Cyclic Prestrain on Fracture Toughness: A Summary”, *ASTM-STP 945*, pp.622-646, 1988
- [5] BAR-ON, I., TULER, F.R., HOWERTON, W.M., “Effect of Prestrain on the J-Resistance Curve of HY-100 Steel”, *ASTM-STP 995*, pp. 244-258, 1989
- [6] CASSADA, W.A., “The Influence of Natural Aging and Plastic Deformation on Mechanical Properties in Na Al-4Cu-1.4Mg-0.4Mn Alloy”, *Proc. 3<sup>rd</sup> Intl. Conference Aluminum Alloys*, SINTEF, v.1, pp.243-248, 1992
- [7] LEADBEATER, G., NOBLE, B., WATERHOUSE, R.B., “The Fatigue of an Aluminium Alloy Produced by Fretting on a Shot Peened Surface”, *Proc. of the ICF6*, Pergamon Press, pp. 2125-2132, 1984
- [8] MUTOH, Y., FAIR, G., NOBLE, B., WATERHOUSE R.B., “The Effect of Residual Stresses Induced by Shot Peening on Fatigue Crack Propagation in Two High Strength Aluminum Alloys”, *Fat. Fract. Mater. Engng. Struct.*, v. 10, pp. 261-272, 1987.
- [9] BIGNONNET, A., “Fatigue Strength of Shot Peened Grade 35NCD16 Steel Variation of Residual Stresses Introduced by Shot Peening According to Type of Loading”, *Proc. 3<sup>rd</sup> Intl. Conference on Shot Peening*, pp. 659-666, 1987.
- [10] KOPSOV, I.E., “The Influence of Hammer Peening on Fatigue in High-Strength Steel”, *Int. J.Fat.*, v. 13, pp. 479-482, 1991.
- [11] SHAW, W.J.D., ZHU, X.Y., DERRY, R., “Fatigue Crack Propagation Rates as Affected by Various Conditions of Surface Residual Stress”, *Proc. 5<sup>th</sup> Intl. Fatigue Conference*, Pergamon Press, pp. 699-705, 1993.
- [12] LLOYD, J.R.T., *Proc. 5<sup>th</sup> Intl. Fatigue Conference*, Pergamon Press, pp. 589-595, 1993.
- [13] SHARP, P.K., CLAYTON, J.Q., CLARK, G., “The Effect of Peening 7050-T7451 Aluminum alloy on Fatigue Life”, *Fat. Fract. Mater. Engng. Struct.*, v. 17, pp. 243-252, 1994.
- [14] RIOS, E.R., WALLEY, A., MILAN, M.T., HAMMERSLEY, G., “Fatigue Crack Initiation and Propagation on Shot-peened Surfaces in A316 Stainless Steel”, *Int. J.Fat.*, v. 17, pp. 493-499, 1995.
- [15] FARRAHI, G.H., LEBRUN, J.L., COURATIN, D., “Effect of Shot Peening on Residual Stress and Fatigue Life of a Spring Steel”, *Fat. Fract. Mater. Engng. Struct.*, 18, pp. 211-220, 1995.
- [16] ZHU, X.Y., SHAW, W.J.D., “Correlation of Fatigue Crack Growth Behavior with Crack Closure in Peened Specimens”, *Fat. Fract. Mater. Engng. Struct.*, v. 18, pp. 811-820, 1995.
- [17] DORR, T., WAGNER, L., “S-N behavior of prefatigued 2024 Al: Effects of Surface Crack Length and Shot Peening”, *Proc. 6<sup>th</sup> Intl. Fatigue Conference*, Pergamon Press, pp. 1391-1396, 1996.
- [18] SHARP, P.K., CLARK, G., “The Effect of Peening on the Fatigue Life of Aluminium Alloys”, *Proc. of the ICF9*, Pergamon Press, pp. 1491-1499, 1997.



- [19] SONG, P.S., WEN, C.C., “Crack Closure and Crack Growth Behavior in Shot Peened Fatigued Specimen”, *Engng. Fract. Mech.*, v. 63, pp. 295-304, 1999.
- [20] LIU, Q., BARTER, A., BABURAMANI, P., SHARP, P.K., CLARK, G., “Use of Surface Treatment Life Extension Methods for Aircraft Components”, *Proc. of the ICF10*, Pergamon Press, 2001, CD-ROM.
- [21] MASAKI, K., OCHI, Y., MATSUMURA, T., “Estimation of High Cycle Fatigue Limit of Hard Shot Penned Austenitic Stainless Steel”, *Proc. of the ICF10*, Pergamon Press, 2001, CD-ROM
- [22] QUAN, G., BROCKS, W., “Fatigue Behaviour of Cold Worked Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>/Al6061 with Different Surface Treatment”, *Proc. 8<sup>th</sup> Intl. Fatigue Conference*, EMAS, pp. 1475-1482, 2002.
- [23] ELBER, W., “Fatigue Crack Closure Under Cyclic Tension”, *Eng. Fract. Mech.*, v. 2, pp. 37-45, 1970.
- [24] SURESH, S., RITCHIE, R.O., “Near-threshold Fatigue Crack Propagation: A Perspective on The Role of Crack Closure”, *Fatigue Crack Growth Threshold Concepts*, AIME, pp. 227-261, 1984.
- [25] ALLISON, J.E., “The Measurement of Crack Closure During Fatigue Crack Growth”, *Fracture Mechanics – Eighteenth Symposium, ASTM-STP 945*, ASTM, pp. 913-933, 1988.
- [26] CIESLAK, S.J., MEHR, P.L., “Alcoa 7475 Sheet and Plate”, *Alcoa Green Letter*, 4<sup>th</sup> Revised Edition, 1985.
- [27] ASTM E-647-01, “Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates”, *2001 Annual Book of ASTM Standards*.
- [28] SAE AMS-S-13165, “Shot Peening of Metal Parts”, *1998 SAE Standards*.