

PROPAGAÇÃO DE TRINCA POR FADIGA ASSISTIDA POR CORROSÃO DA LIGA 7475 T7351 SUBMETIDA A CARREGAMENTO DE VOOS SIMULADOS¹

Aline Emanuelle Albuquerque Chemin²
Felipe Saconi³
Waldek Wladimir Bose Filho⁴
Cassius Olivio Figueiredo Terra Ruchert⁵

Resumo

A análise da vida em fadiga em amplitude variável associada à corrosão é bastante complexa, pois envolve a natureza randômica do carregamento associada aos fenômenos de corrosão, podem provocar fechamento devido a formação de óxidos ou cristais de NaCl na frente da trinca e deformação plástica. Neste contexto, este estudo avalia a vida em fadiga da liga 7475 T7351 submetida ao carregamento de voos simulados e névoa salina a 3,5% e 5%. Foi utilizada a tensão média de 80 MPa para o Twist, tensão máxima de 200 MPa para o Falstaff. Estes ensaios foram comparados às curvas em ar, obtidas sob as mesmas condições de carregamento. Observou-se que a falha ocorreu com maior número de voos em relação as curvas em ar, ou seja, a névoa salina não provocou fragilização e sim, retardo na velocidade de propagação da trinca. Foram utilizados os níveis de 100 (Twist) e 250 MPa (Falstaff) e 3,5% NaCl para comparar aos ensaios realizados a 80 MPa e 200 MPa, respectivamente. Os resultados para este aumento no nível de carregamento mostraram que a vida em fadiga diminuiu.

Palavras-chave: Fadiga associada a corrosão; Liga de alumínio; Amplitude variável de carregamento.

CORROSION FATIGUE CRACK GROWTH OF 7475 T7351 ALLOY UNDER FLIGHT SIMULATED LOADING

Abstract

The corrosion fatigue crack growth analysis of 7475 T7351 is very complex, due the characteristic of random loading associated to corrosion phenomena, which can promotes crack closure due the corrosion products as oxides or NaCl crystals on crack tip beyond the plastic deformation resulted by loading. In this context, this research evaluates the corrosion fatigue life of 7475 T7351 under flight loadings; the salt spray content used was 3.5% and 5%. It was used the mean tension of 80 MPa to generates the Twist flight and maximum tension to generates Falstaff of 200 MPa. These tests were compared to air tests realized under the same flight loadings. It observed that the fatigue failure occurred with larger number of flights regarding air curve, in the words, the salt spray do not promotes the hydrogen embrittlement, it was observed retardation of crack growth. It was used high level tension of 100 MPa (Twist) and 250 MPa (Falstaff) to compare to tests realized on 80 MPa and 200 MPa, respectively. The results for high level tension showed that the fatigue life decreased.

Key words: Corrosion fatigue; Aluminum alloy; Variable amplitude loading.

¹ Contribuição técnica ao 68º Congresso Anual da ABM - Internacional, 30 de julho a 2 de agosto de 2013, Belo Horizonte, MG, Brasil.

² Engenharia Mecânica, Mestre. Doutoranda em Engenharia Mecânica, EESC, USP, São Carlos, SP, Brasil.

³ Graduando em Engenharia Mecânica, EESC, USP, São Carlos, SP, Brasil.

⁴ Engenheiro Mecânico, Doutor. Professor Titular, Departamento de Engenharia de Materiais, EESC, USP, São Carlos, SP, Brasil.

⁵ Engenheiro Mecânico, Doutor. Professor Adjunto N1 RD1DP, Departamento de Engenharia de Materiais, EESC, USP, São Carlos, SP, Brasil.

1 INTRODUÇÃO

A fadiga e a corrosão são dois fenômenos que afetam a integridade de componentes a base de ligas de alumínio. Sabe-se que a corrosão é um fenômeno que pode acontecer naturalmente e é frequentemente associado à partículas intermetálicas que podem transformar o material em uma pilha eletroquímica, já a fadiga é um fenômeno que ocorre no material quando carregado ciclicamente, as quais provocam alteração estrutural permanente no material.^(1,2)

A combinação desses dois fatores tem sido estudada através do desenvolvimento de novas metodologias de ensaio que consigam prever, em laboratório, como o material se comporta diante destes dois fenômenos simultâneos, avaliando frequência, meio em que o componente será exposto o material e o carregamento.⁽³⁻⁶⁾ As ligas de grau aeronáutico são ligas propícias a sofrerem corrosão devido a presença de determinados intermetálicos como Al_7Cu_2Fe presente em ligas da série 7000 além de, também serem ligas bastante estudadas quanto a fadiga devido a sua aplicação.^(3,7)

O crescimento de trinca por fadiga que leva a fratura final surge após a presença de bandas de deslizamento, sujeitas ao mesmo tempo, tanto pela deformação plástica quanto a corrosão. Devido ao movimento do deslizamento, a superfície do metal recente é exposta, tornando-a anódica, no caso de fadiga assistida por corrosão, enquanto que a superfície adjacente onde o escorregamento torna-se catódica, formando no local uma célula eletroquímica.⁽⁵⁾ O carregamento randômico em um material ou componente, produzido por um voo, por exemplo, somado ao efeito corrosivo, torna a análise do crescimento de trinca por fadiga, ainda mais complexo.

Na década de 1970, foram desenvolvidos dois padrões de voos simulados, Twist e Falstaff, referentes ao carregamento que a região inferior da asa é submetida em serviço, com intuito de identificar a influência da natureza do carregamento no crescimento de trinca. O voo Twist (*A Standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures*) é padronizado para aeronaves de transporte ou comerciais, é caracterizado pela presença de picos de cargas e muitas subcargas durante sua história de voo, enquanto que o Falstaff (*Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue*) padronizado para aeronaves militares é caracterizado pela predominância de sobrecargas, características de voos de manobras. Esses voos simulados foram desenvolvidos pela NLR (*National Laboratory Research*), localizado na Holanda e são obtidos pela entrada da tensão média, para o voo Twist e tensão máxima para o voo Falstaff.^(8,9)

O principal objetivo deste artigo é avaliar a vida em fadiga da liga 7475 T7351 submetida simultaneamente ao carregamento de voos simulados e névoa salina. O NaCl foi escolhido como meio corrosivo, por se encontrar na natureza em forma de vapor e ser o principal agente responsável pela deterioração de aeronaves.

2 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

2.1 Material

A composição química dos elementos detectados por meio da técnica de espectroscopia de raios-X por centelha óptica da liga de alumínio 7475 T7351 está apresentada na Tabela 1.

Tabela 1. Composição química da liga 7475 T7351 (% wt)

	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	P	V	B	Al
%	0.03	0.08	1.67	0.01	2.156	0.23	5.47	0.043	0.001	0.01	0.011	Base

Os valores de composição para a liga 7475 T7351 apresentados na tabela 1 estão de acordo com o estabelecido pela norma SAE AMS 2355.⁽¹⁰⁾ As Tabelas 2 e 3 mostram as médias dos resultados para o ensaio de tração, executados de acordo com a norma ASTM E8M-96A,⁽¹¹⁾ realizados em quatro corpos de prova nas direções T e L.

Tabela 2. Ensaio de tração em corpos de prova cilíndricos na orientação L, ASTM E8M-00

	Φ (mm)	A (mm ²)	σ_r (MPa)	σ_y (MPa)	RA (%)	ΔL^a (%)	E (GPa)
Média	6,052	28,77	469,8	395,1	19	16,55	71
DP	0,064	0,61	13,28	13,04	3	1,17	7,7

Tabela 3. Ensaio de tração de corpos de prova cilíndricos na orientação T, ASTM E8M-00

	Φ (mm)	A (mm ²)	σ_r (MPa)	σ_y (MPa)	RA (%)	ΔL^a (%)	E (GPa)
Média	5,99	28,23	472,2	398,3	15	11,18	73
DP	0,052	0,61	13,28	13,04	0,8	0,46	1,9

Os corpos de prova foram confeccionados na geometria M(T), com 244 mm de comprimento e 100 de largura e entalhe central. A pré-trinca de 1 mm ($2a$) = 2 mm foi obtida em ensaio de propagação de trinca em amplitude constante, $R=0,1$ e $\Delta K=10 \text{ MPa.m}^{1/2}$.

2.2 Simulação das Histórias de Voos

Foram simulados no programa gratuito *Genesys for Fatigue* dois espectros, para cada tipo de voo, a serem utilizados como carregamento para os ensaios de fadiga em amplitude variável. O voo TWIST foi gerado com tensões médias de 80 MPa, respeitando a faixa de 55 a 90 MPa de tensão admitida para ensaios de fadiga quando se utiliza este voo.^(8,12) A tensão média de 100 MPa foi selecionada para provocar aumento excessivo nos picos de carregamento e assim, avaliar o nível de carregamento sobre a vida em fadiga em amplitude variável em um corpo de prova que foi simultaneamente exposto a névoa salina de 3,5%.

Como se trata de um espectro padronizado, a sequência de sobrecargas caracterizada pelos picos e subcargas não é alterada quando se aumenta ou diminui o nível de tensão média, ou seja, o espectro para 100 MPa tem o mesmo formato do que está apresentado na Figura 1 para 80 MPa, a diferença está no nível de tensões

ao longo da história de voo. Um bloco de carregamento para o Twist possui 4000 voos que se repetem 10 vezes no espectro, totalizando 40000 voos ou 805331 reversos. A Figura 1 mostra o espectro de voo para uma tensão média de 80 MPa.

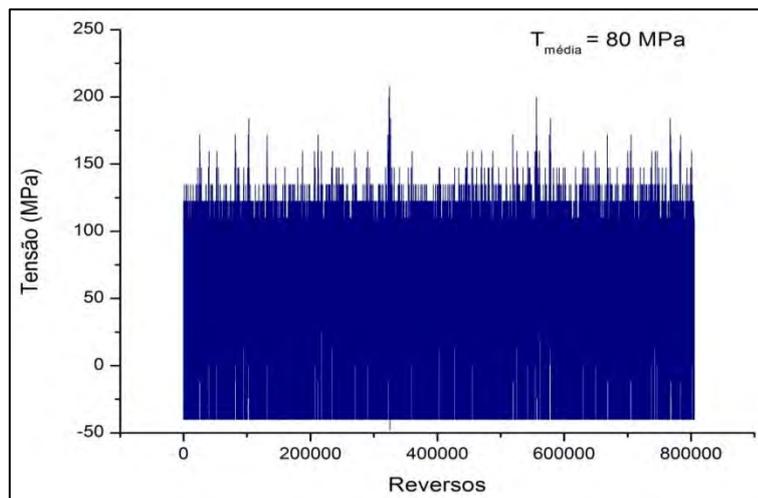


Figura 1. Espectro de voo Twist para tensão média de 80 MPa.

O voo Falstaff foi gerado no *Genesys for Fatigue* com tensões máximas de 200 e 250 MPa, esta faixa de tensão está dentro do recomendado para este voo que é a simulação com tensões máximas acima de 190 Mpa.^(9,12) O espectro de carregamento é formado por blocos com 200 voos totalizando 35966 reversos. A Figura 2 mostra um espectro de carga para um voo Falstaff com tensão máxima de 200 MPa.

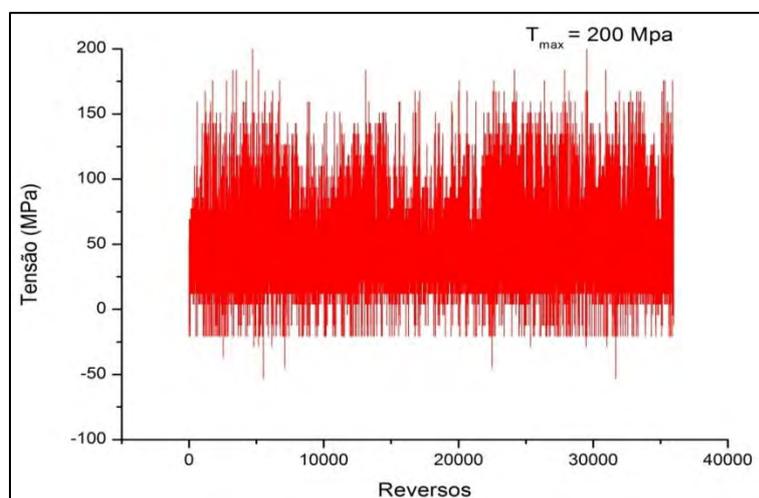


Figura 2. Espectro de voo Falstaff para tensão máxima de 200 MPa.

Diferente do voo Twist, o qual as tensões de entrada são as médias, o voo Falstaff tem como valor de simulação a tensão ou carregamento máximo. Este voo foi padronizado para aeronave do tipo caça utilizada pelas forças armadas. Como se trata de aeronaves de manobras, estas aeronaves expõem as asas a carregamentos severos, por esta razão, o Falstaff também é chamado de voo de manobra.⁽⁹⁾ Sendo o Falstaff um voo padronizado, a sequência de carregamento não é alterada quando se aumenta o nível de tensão, ou seja, ao utilizar o valor de 250 MPa, apenas os

níveis de tensões foram aumentados, portanto, o espectro para este valor possui o mesmo formato para a tensão de 200 MPa. O aumento em 50 MPa para a simulação do Falstaff teve como objetivo avaliar a competição entre carregamento e meio corrosivo de 3,5% de NaCl.

2.3 Ensaios de Fadiga

Os ensaios foram executados em condição ambiente (ar) e em névoa salina a 3,5% e 5,0% NaCl, em uma máquina dinâmica servo-hidráulica MTS e compensador de carga ALC. A composição de 3,5% NaCl foi escolhida por ser a concentração de sais na água do mar, que ao evaporar, submete aeronaves em névoa salina; já o teor de 5%, foi selecionado como comparativo pois é o teor utilizado em ensaios de aceleração de corrosão. A determinação do tamanho de trinca foi obtida pela técnica da queda de potencial, após a calibração de um corpo de prova instrumentado.⁽¹³⁾ A Tabela 4 resume os ensaios para cada condição salina e a Figura 3 mostra em detalhe o corpo de prova montado para ensaio.

Tabela 4. Parâmetro de ensaio para ensaio de propagação de trinca por fadiga

Corpos de prova	Ensaio	Condição de Ensaio	Carga ^{a,b} (kN)	Tensão ^{a,b} (MPa)
CP1	TWIST	3,5% NaCl	24 ^a	80 ^a
CP2	FALSTAFF	3,5% NaCl	60 ^b	200 ^b
CP3	TWIST	5,0% NaCl	24 ^a	80 ^a
CP4	FALSTAFF	5,0% NaCl	60 ^b	200 ^b
CP5	TWIST	3,5% NaCl	30 ^a	100 ^a
CP6	FALSTAFF	3,5% NaCl	75 ^b	250 ^b

a = médio, b= máximo

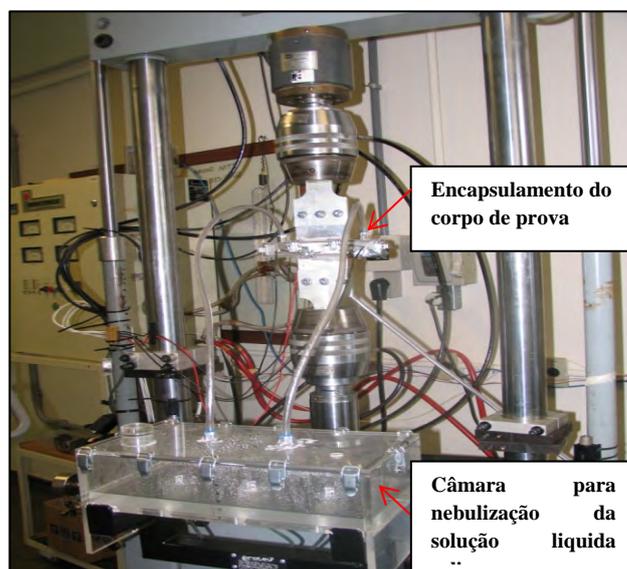


Figura 3. Corpo de prova montado para o ensaio de fadiga em amplitude variável.

A Tabela 5 mostra os parâmetros, obtidos experimentalmente, para geração da névoa salina.

Tabela 5. Parâmetros para geração de névoa salina

Variáveis	
Pressão da bomba	40 psi
Vazão de névoa	0,07l/h

Composição da solução
Saída do condensado

3,5%; 5,0%
Ambiente

Os dados obtidos pelos ensaios de fadiga em amplitude variável foram tratados e a taxa de crescimento de trinca foi calculada usando a razão:

$$\left(\frac{da}{dV}\right)_a = \frac{(a_{i+1} - a_i)}{(V_{i+1} - V_i)} \quad (1)$$

Onde a é o tamanho da trinca e V é o número de voos.

3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1 Voo Twist

A figura 4 apresenta o comprimento de trinca vs Voo e a taxa de propagação de trinca vs comprimento de trinca respectivamente, para o voo Twist com tensão média de 80 MPa, para cada percentual de névoa salina.

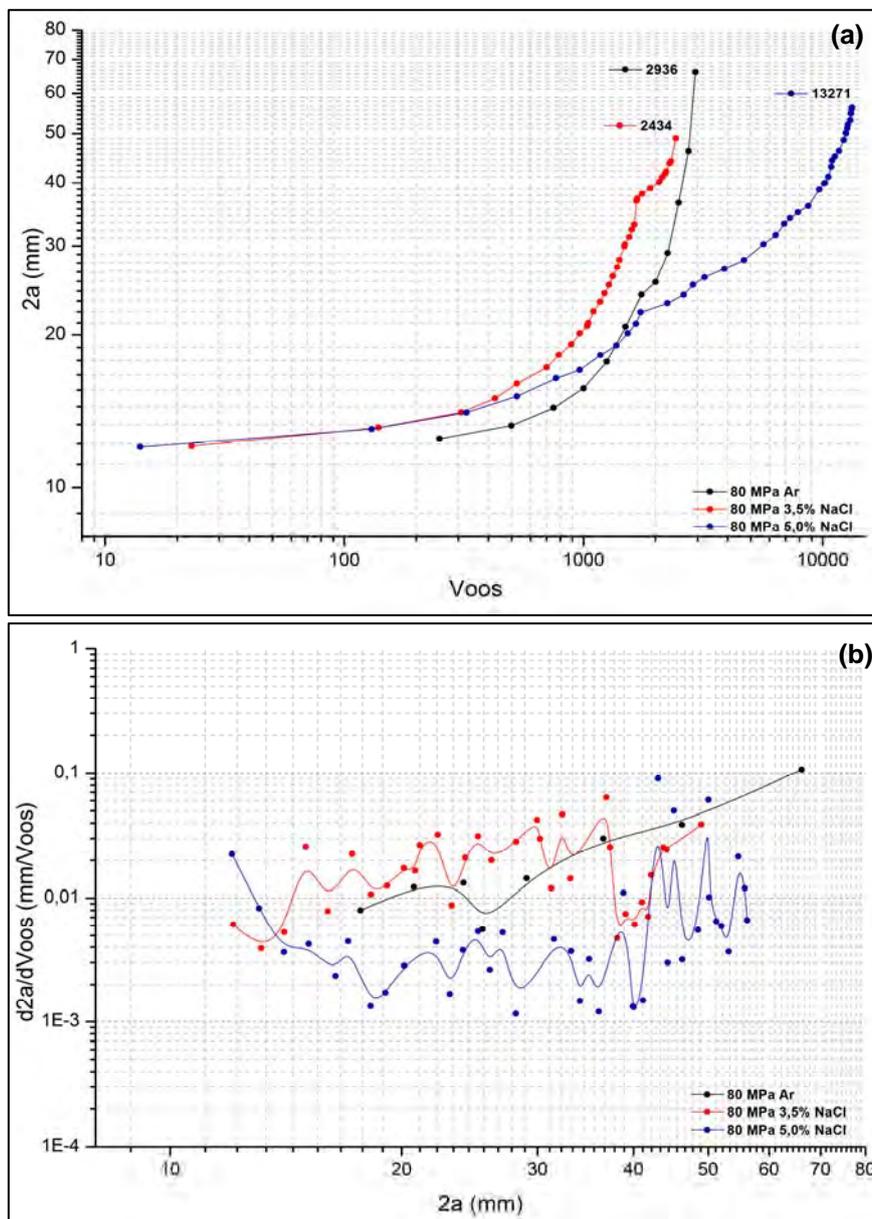


Figura 4. Em (a) curva $2a$ vs V_{oo} e (b) $d2a/dV_{oo}$ vs $2a$, para 80 MPa.

A Figura 4a mostra que para condição de 3,5% NaCl, o corpo de prova fraturou em um número de voos muito próximo a condição ambiente, ou seja, a velocidade de crescimento de trinca por fadiga para ambas foi muito próxima, como pode ser observado na Figura 4b. Entretanto, o aumento da concentração da névoa salina não agiu de forma negativa, pois a 5%, o corpo de prova fraturou com maior número de voos.

O que se observa na Figura 4a é que a névoa salina não diminuiu a vida em fadiga, devido aos fenômenos de fragilização por hidrogênio ou acidificação da solução e sim normalmente observados na literatura, mas sim, retardou o crescimento da trinca.^(5,6) Como o espectro de voo é um carregamento randômico, ao provocar o crescimento de trinca, o movimento das bandas de deslizamento deveria expor a superfície do metal à solução, fragilizando-a.⁽⁵⁾ É possível que a superfície exposta fique anódica e as regiões adjacentes onde o deslizamento ocorre se tornem catódicas, formando uma pilha eletroquímica pontual. A dissolução anódica de deslizamento provoca corrosão por pites, devido à acidificação ou por hidrogênio⁽⁵⁾. Contudo, as duas composições de NaCl não promoveram efeitos deletérios como observado nos gráficos. A velocidade de crescimento de trinca para os ensaios com tensão média de 80 MPa, Figura 4b, mostrou que houve aceleração e retardo ao longo da propagação de trinca. Provavelmente, devido a competição entre efeitos do carregamento e formação de produtos de corrosão na frente da trinca. Para o ensaio em ar, é observado apenas um vale, indicando uma possível desaceleração, quando a trinca estava aproximadamente com 30 mm ($2a=30$), a partir daí não houve variação entre picos e vales, ou seja, retardo e aceleração foram mínimos ou nulos. O voo TWIST possui muitas subcargas que podem ser responsáveis pela abertura da trinca, então, cada vez que a trinca abre, a solução salina entra em contato com a frente da trinca, provoca a formação de óxidos ou até mesmo deposita cristais de sal e com isso promove o fechamento da trinca. Se a frente da trinca possui óxidos e/ou cristais de sal, o carregamento não conseguirá afetar apenas o material, ele terá que quebrar estes resíduos ao mesmo tempo em que tentará ser suficiente para que a trinca propague através da zona plástica formada pelo carregamento anterior. Dependendo do nível de carregamento, na sequencia do espectro, pode ser que não seja severa o bastante para quebrar esses resíduos, nem para propagar a trinca através da zona plástica, então a velocidade de crescimento é reduzida, caracterizando os vales na Figura 4b.

A Figura 5 mostra o comprimento de trinca vs V_{oo} e a taxa de propagação de trinca vs comprimento de trinca respectivamente para o voo TWIST utilizando tensões médias de 80 MPa e 100 MPa e teor de NaCl de 3,5%.

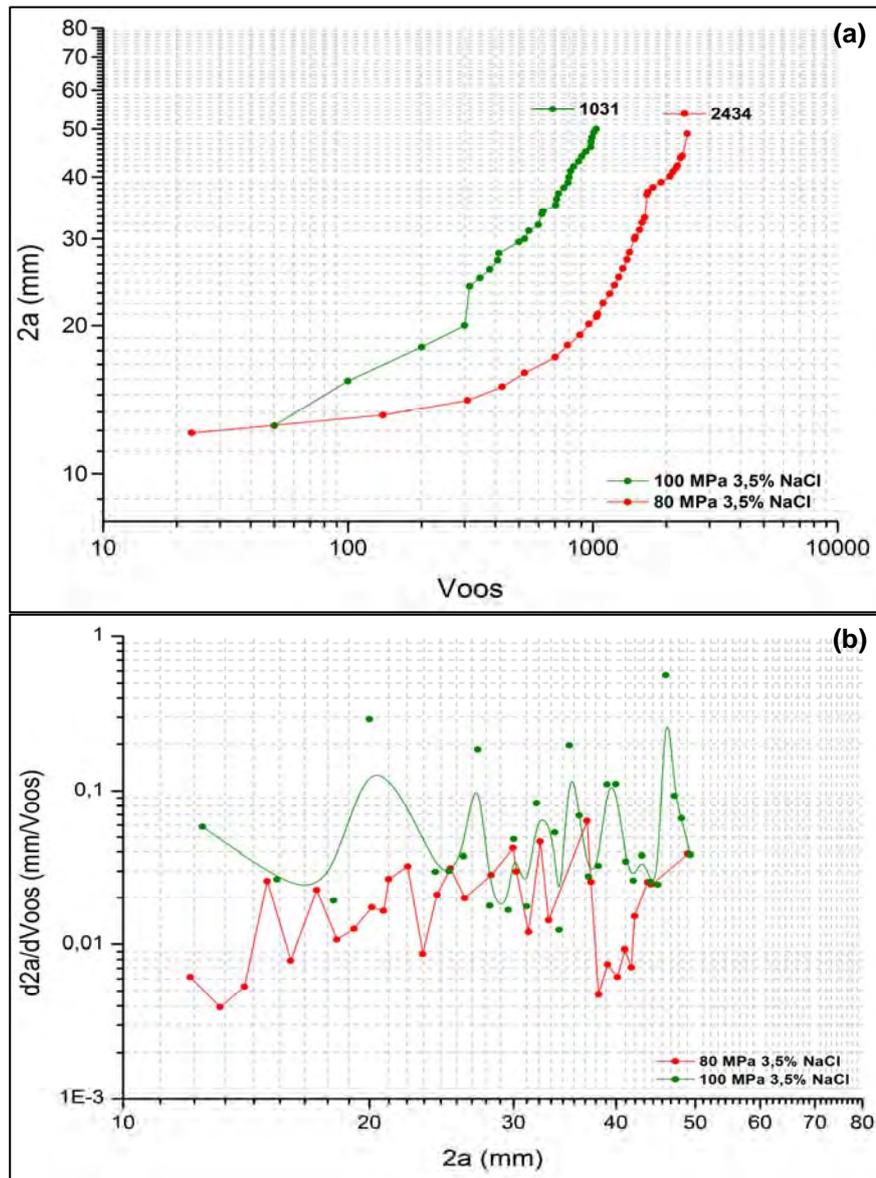


Figura 5. Em (a) curva $2a$ vs $Voos$ e (b) $d2a/dVoos$ vs $2a$, para 100 e 80 Mpa.

A Figura 5a mostra que para o aumento no nível de tensão média para 100 MPa, o corpo de prova fraturou com menor número de voos em relação ao ensaio com tensão média de 80 MPa, ambos 3,5% NaCl. Contudo, apesar dos níveis de carregamento serem maiores devido ao aumento na tensão média, a velocidade de propagação de trinca não se apresentou de forma linear, e sim com presença de picos e vales ao longo do crescimento de trinca, o que mostra influência da névoa salina, no fechamento da trinca, Figura 5b. Entretanto, com tensões maiores, a quebra dos óxidos e/ou cristais de sal na frente da trinca se tornou mais efetiva de forma que a curva da taxa de propagação se deslocou para cima da curva de 80 MPa, indicando maior velocidade de propagação.

3.2 Voo Falstaff

A Figura 6 apresenta o comprimento de trinca vs $Voos$ e a taxa de propagação de trinca vs trinca, respectivamente, para tensão máxima de 200 MPa.

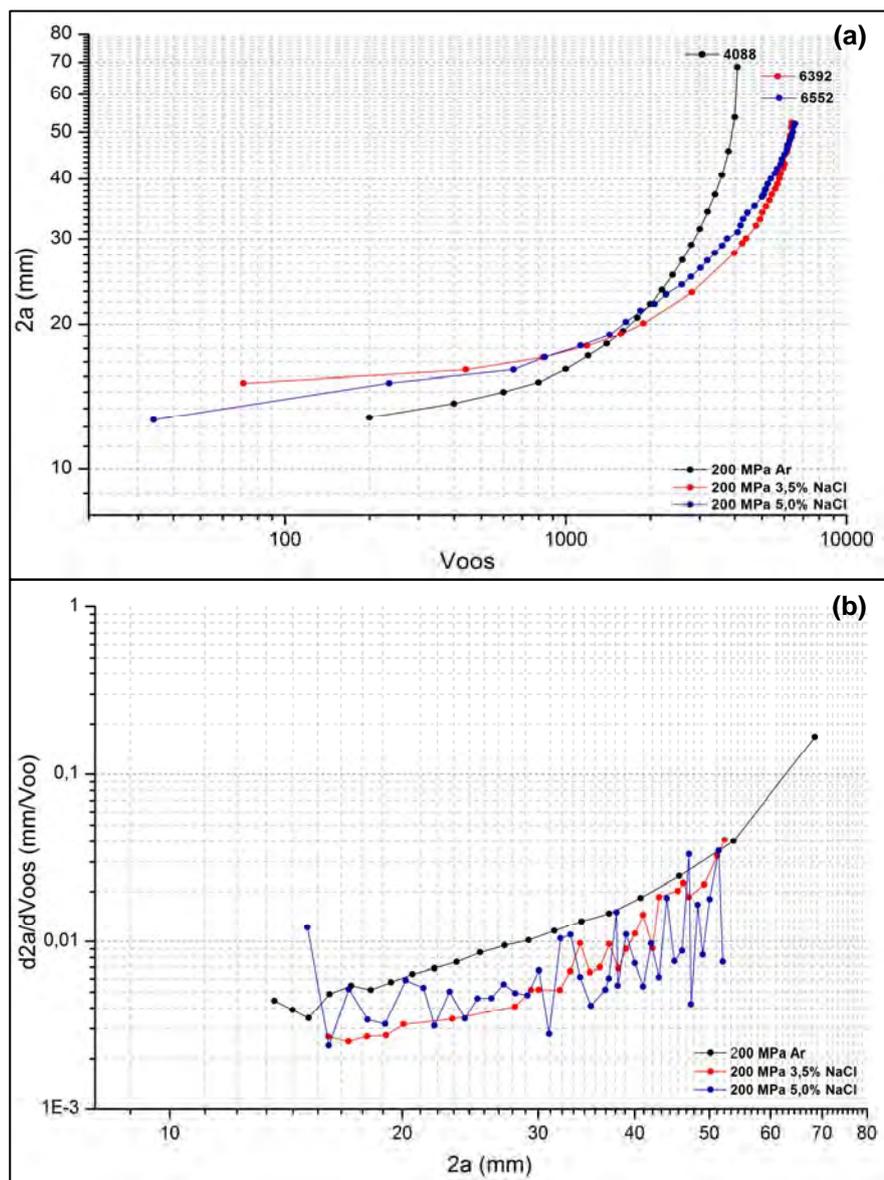


Figura 6. Em (a) curva $2a$ vs $Voos$ e (b) $d2a/dVoos$ vs $2a$, para 200 MPa a 3.5% e 5.0%.

A Figura 6a mostra que para os ensaios realizados a 3,5% e 5% os corpos de prova fraturaram com maior número de voos em relação ao ensaio executado em condição ambiente. Os ensaios em condição salina mostraram que a vida em fadiga foi muito próxima, provavelmente devido a natureza do carregamento, pois o voo Falstaff é caracterizado por padrões repetitivos de cargas severas e cargas moderadas que podem provocar tanto o retardo no crescimento de trinca quanto a fratura monotônica.⁽¹⁴⁾

No caso do retardo no crescimento de trinca, esta severidade nos níveis de tensão somada aos cristais de sal presentes na névoa salina poderia obstruir a trinca, ao mesmo tempo em que pode haver um aumento no tamanho da zona plástica, e desta forma, reduzir a velocidade de propagação da trinca em relação a ambiente^(7, 15).

Como para este espectro, esses padrões de carregamento são repetitivos e predominantes, é possível que a liga, embora exposta a teores de névoa salina diferentes, tenha sido solicitada por níveis de tensões muito próximos. Talvez seja esta a razão para a proximidade na vida em fadiga para as curvas as 3,5% e 5%.

A severidade do voo é mais explicita na Figura 6b, pois ao observar a taxa de propagação de trinca ar, verifica-se uma linearidade ao longo do crescimento o que implica em um menor retardo. Para as taxas em nevoa salina, a 3,5% observa-se este comportamento linear até aproximadamente 30 mm e a partir daí picos e vales, o que mostra que houve aceleração e retardo. A taxa de crescimento de trinca para 5% apresentou picos e vales durante toda a propagação de trinca, provavelmente o aumento no teor de NaCl tenha formado mais óxidos e/ou depositado cristais de sal que podem ser responsáveis pelo retardo na propagação de trinca e pelo aumento na vida em fadiga.

A Figura 7 mostra o comprimento de trinca vs Voo e a taxa de propagação de trinca vs comprimento de trinca respectivamente para o voo Falstaff utilizando tensões máximas de 250 MPa e teor de NaCl de 3,5%.

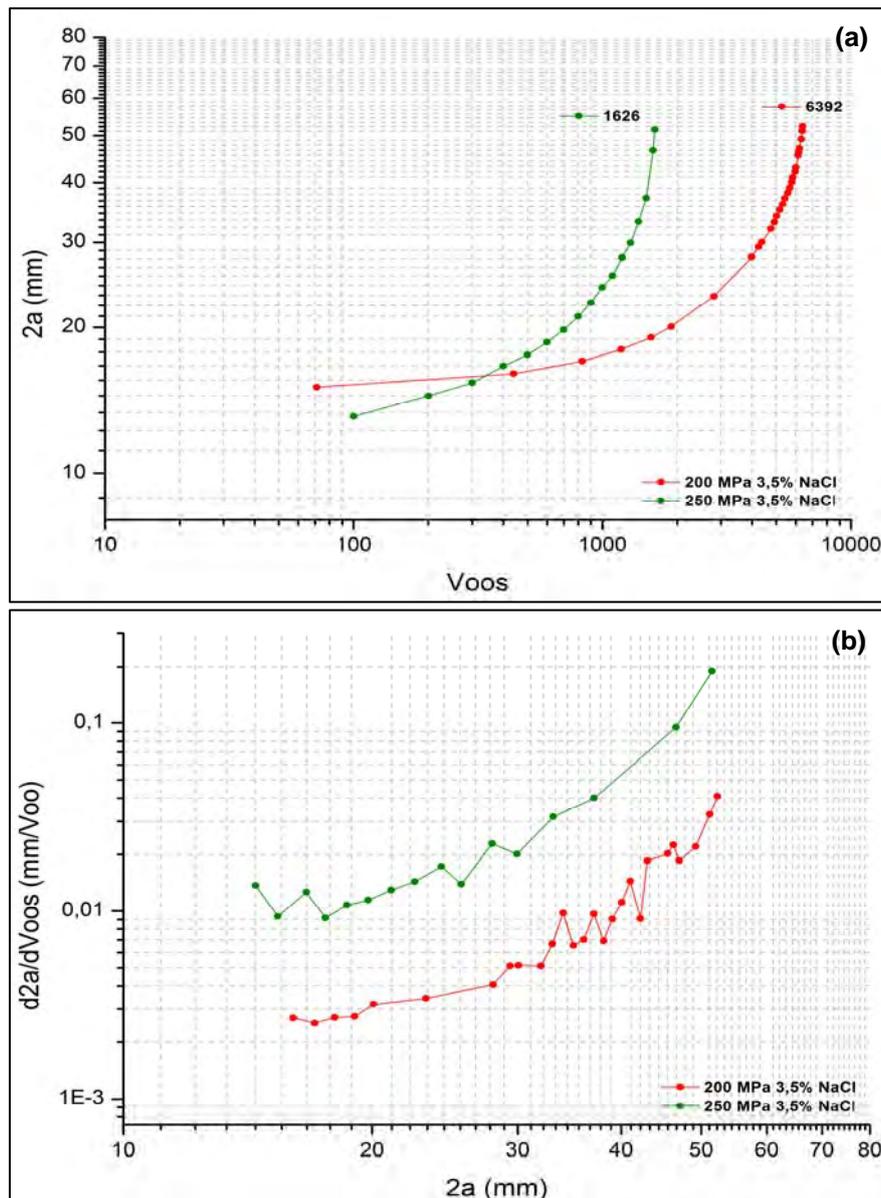


Figura 7. Em (a) curva 2a vs Voo e (b) $d2a/dVoo$ vs 2a 250 Mpa a 3,5%.

A Figura 7a mostra que ao aumentar a tensão máxima para 250 MPa o corpo de prova fraturou com menor número de voos. O aumento no nível de tensão máxima

deve ter quebrado os óxidos, resultantes do processo de corrosão da névoa salina no metal exposto, de forma mais efetiva ou, propagado a trinca com mínimo efeito de retardo. A taxa de propagação para 250 Mpa (Figura 7b), apresentou picos e vales quando a trinca estava com aproximadamente 15 mm, após este comprimento observa-se um comportamento linear, onde retardo pode ter sido mínimo ou nulo e, aparecem novamente entre 25 e 30 mm, após este comprimento de trinca a taxa continuou propagando linearmente. Estes picos e vales podem ser resultado dos produtos de corrosão que podem ter diminuído a velocidade, seguido de aceleração da propagação da trinca, contudo, a curva para 250 MPa está deslocada para cima da curva de 200 MPa, o que mostra que o aumento no nível de tensão diminuiu a vida em fadiga. É possível que as características do carregamento tenham predominado sobre a ação da névoa.

4 CONCLUSÕES

Os resultados dos ensaios de crescimento de trinca por fadiga associada à corrosão mostraram uma competição entre fragilização por hidrogênio ou por acidificação e os efeitos do carregamento, como podem ser observados nas curvas de taxa de crescimento, para ambos os voos Twist e Falstaff, caracterizada pela presença de picos e vales.

Para os níveis de tensão de 80 MPa para o Twist e 200 MPa para o Falstaff, observou-se que não houve redução da vida em fadiga, quando submetidos a névoa salina.

A redução na vida em fadiga foi observada quando os níveis de tensão para os voos Twist e Falstaff foram de 100 MPa e 250 MPa, respectivamente, devido ao aumento no nível de carregamento.

Agradecimentos

Os autores agradecem as agências CNPQ e Fapesp pelo apoio financeiro e a Embraer pelo fornecimento do material utilizado nesta pesquisa.

REFERÊNCIAS

- 1 BIRBILIS, N.; CAVANAUGH, M. K.; BUCHHEIT, R.G. Electrochemical behavior and localized corrosion associated with Al₇Cu₂Fe particles in aluminum alloy 7075-T651. *Corrosion Science*, v. 48, n. 12, p. 4202-4215, 2006.
- 2 RUCHERT, C.O. F. T. Estudo da Interferência de Carregamento em Histórias de Vôos Simulados na Liga de Al Aeronáutico SAE – AMS 7475 T7351, Universidade de São Paulo, Escola de Engenharia de São Carlos, 2007;
- 3 SCHIJVE, J. Fatigue of aircraft materials and structures. *International Journal of Fatigue*, v. 16, n. 1, p. 21-32, 1994;
- 4 MENAN, F; HENAFF, G. Influence of frequency and exposure to a saline solution on the corrosion fatigue crack growth behavior of the aluminum alloy 2024. . *International Journal of Fatigue*, v.31, p. 1684–1695, 2009.
- 5 KOMAI, K. Corrosion Fatigue. v. 27, p.109-114, 2003. Disponível em: <http://joi.jlc.jst.go.jp/JST.Journalarchive/jsms1963/27.109?from=CrossRef>;
- 6 GANGLOFF, R. P. Environmental Cracking - Corrosion Fatigue. In: R. Baboian (Ed.); *Corrosion Tests and Standards: Application and Interpretation-Second Edition*. p.1-20, 2005. ASTM.

- 7 BRAUN, R. Transgranular environment-induced cracking of 7050 aluminium alloy under cyclic loading conditions at low frequencies. *International Journal of Fatigue*, v. 30, n. 10-11, p. 1827-1837, 2008.
- 8 de JONGE J. B., D. SCHÜTZ, H. L. E J. S. A Standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures - TWIST. Amsterdam, 1973.
- 9 AICHER W., van DIJK G. M., ERTELT J., HUCK M., de JONGE J. B., LOWAK H., RHOMBERG H., SCHUTZ D. e SCHUTZ W., Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue. Laboratório de Pesquisas Aeroespaciais da Holanda - NLR 1976.
- 10 SAE AMS 2355 (2008), Quality Assurance, Sampling and Testing, Aluminum Alloys and Magnesium Alloy, Wrought Products (Except Forging Stock), and rolled, Forged or Flash Welded Rings.
- 11 AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS, Philadelphia, ASTM E8M-96A (1996). "Standard Test Methods of Tension Testing of Metallic Materials".
- 12 WANHILL, R. J. H. Flight simulation fatigue crack growth guidelines. National Aerospace Laboratory NLR, NLR-TP-2001-545, 2001.
- 13 AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS, Philadelphia. ASTM E-E647 - 2000; "Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates."
- 14 WANHILL, R. J. H. Flight simulation fatigue crack growth testing of aluminium alloys. *International Journal of Fatigue*, 1994.
- 15 CARLSON, R.; KARDOMATEAS, G.; BATES, P. The effects of overloads in fatigue crack growth. *International Journal of Fatigue*, v. 13, n. 6, p. 453-460, 1991.